



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO  
- Facultad de Ingeniería -

Confección y Análisis Del  
Plan de Ensayos en Vuelo de la  
Aeronave U. A. V. VIGÍA 2A  
- Trabajo Final de Grado -

**Autores:** Castellan Martín, Sarrailh Federico

**Tutor:** Ing. Mario D'Errico

**Asesor Externo:** Ing. Carlos Montiel

Marzo de 2017



---

## RESÚMEN

---

Este trabajo se centra en la descripción de las actividades y tareas a considerar durante el planeamiento, la confección, el desarrollo y el reporte de un Plan de Ensayos en Vuelo de una aeronave. Se encuentra especialmente orientado a aeronaves no tripuladas (UAV), de aplicación militar.

Consta de cinco partes, las cuales organizan distintos aspectos y aportan en conjunto a la finalidad este trabajo.

En los primeros capítulos, enmarcados bajo **PARTE 1**, se proporciona una introducción a los ensayos en vuelo, se explica por qué son necesarios de realizar en un programa de desarrollo de una aeronave, y se hacen consideraciones en cuanto al planeamiento de los mismos. Se provee también una reseña histórica del surgimiento de la ingeniería de ensayos en vuelo y sus especialistas, tanto a nivel mundial como local. Se detalla sobre el marco regulatorio para validación y certificación, bajo el cual es conducido un programa, y se incluyen específicamente aquellos requerimientos aplicables a aeronaves no tripuladas que deseen operar en países de la OTAN.

En los capítulos bajo **PARTE 2**, se introduce la aeronave UAV considerada y se detallan sus características y sistemas. Sobre éste tipo de aeronave se basa el trabajo final y sobre ella aplican los métodos y procedimientos de los ensayos descriptos. De lo anterior se puede extrapolar, con ciertos cuidados que, cualquier aeronave no tripulada similar a la descripta, resulta contenida y puede aplicársele la forma de trabajo de éste documento. Finalmente en esta parte, se detalla el marco regulatorio militar que contiene al proyecto y bajo qué metodología se emplearon dichas regulaciones para perseguir los fines del mismo.

La **PARTE 3** puede considerarse como la más importante del trabajo, ya que los capítulos allí contenidos explican cómo debe prepararse un Plan de Ensayos en Vuelo, los aspectos organizacionales, y los objetivos que debe perseguir el mismo. Se describen las características del personal involucrado y los aspectos de seguridad a tener en cuenta. Esta parte también brinda una descripción general sobre los ensayos en vuelo, actividades y aspectos a evaluar durante el desarrollo de un Plan de Ensayos de un vehículo aéreo no tripulado; basado en recomendaciones de autores experimentados, según la bibliografía contemplada.

En la **PARTE 4** se procede a realizar una aplicación a modo de ejemplo y según criterio de los autores, de una serie de ensayos seleccionados de la PARTE 3, sobre la aeronave en consideración. Se realiza la descripción de los mismos, detallando procedimientos, metodologías y medios de verificación específicos, con el fin de dar cumplimiento a dichos ensayos de acuerdo a lo requerido por la norma aplicable.

Finalmente, la **PARTE 5**, incluye una descripción de las acciones posteriores a la realización de los vuelos de ensayo; como ser reuniones y su contenido, preparación de informes, entre otras.



## ÍNDICE GENERAL

RESÚMEN .....	I
ÍNDICE GENERAL .....	II
ÍNDICE DE FIGURAS.....	V
ÍNDICE DE TABLAS.....	VIII
ABREVIATURAS Y SÍMBOLOS.....	IX
DEDICATORIAS.....	XIII
MOTIVACIÓN Y ALCANCE DEL TRABAJO FINAL .....	1
MOTIVACIÓN .....	1
PROPÓSITO Y ALCANCE .....	1
PARTE 1: INTRODUCCIÓN.....	2
CAPÍTULO 1: INTRODUCCIÓN A LOS ENSAYOS EN VUELO .....	3
1.1 ENSAYOS EN VUELO .....	3
1.2 SECUENCIA DE ENSAYOS EN VUELO.....	4
1.3 PLANEANDO EL PROGRAMA DE ENSAYOS .....	4
1.4 PLAN DE ENSAYOS.....	4
1.5 PLANEANDO INDIVIDUALMENTE CADA VUELO .....	5
1.6 EL PORQUÉ DE LOS ENSAYOS EN VUELO.....	5
CAPÍTULO 2: BREVE RESEÑA DE LA INGENIERÍA DE ENSAYOS.....	7
2.1 EVOLUCIÓN DE LA INGENIERÍA DE ENSAYOS Y EL SURGIMIENTO DE UN NUEVO ROL .....	7
2.2 PRIMERAS PUBLICACIONES AERONÁUTICAS Y GESTACIÓN DE LA NUEVA INGENIERÍA .....	8
2.3 SURGIMIENTO DE ORGANIZACIONES DEDICADAS A ENSAYOS .....	10
2.4 FORMACIÓN DE PILOTOS DE ENSAYOS.....	11
2.5 ENSAYOS EN VUELO EN ARGENTINA.....	12
2.6 OBSERVACIONES FINALES .....	14
CAPÍTULO 3: DESARROLLO, CERTIFICACIÓN Y REGULACIONES.....	15
3.1 SOBRE EL DESARROLLO Y LA CERTIFICACIÓN .....	15
3.2 REQUERIMIENTOS Y REGULACIONES.....	16
3.3 REGULACIONES DE LA FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION .....	17
3.4 CODE OF FEDERAL REGULATIONS (CFR).....	18
3.5 CIRCULARES DE ASESORAMIENTO DE ENSAYOS EN VUELO DE LA F.A.A.....	18
3.6 OTROS REQUERIMIENTOS .....	18
3.7 REQUERIMIENTOS APLICABLES A VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS MILITARES .....	19
REFERENCIAS DE LA PARTE 1 .....	20
PARTE 2: INTRODUCCIÓN AL PROYECTO.....	21
CAPÍTULO 4: BACKGROUND DEL PROYECTO .....	22
4.1 DESCRIPCIÓN DE UN SISTEMA AÉREO NO TRIPULADO (UAS).....	22
4.2 CLASIFICACIÓN DE LOS UAVS .....	25
4.3 ORÍGEN DEL PROYECTO "VIGÍA 2A".....	26
4.4 REQUERIMIENTOS OPERATIVOS .....	27
CAPÍTULO 5: SISTEMA A EVALUAR.....	28
5.1 AERONAVE PROTOTIPO.....	28



5.2	SUBSISTEMAS Y EQUIPAMIENTO .....	30
CAPÍTULO 6: REGULACIONES DE REFERENCIA Y METODOLOGÍA DE USO .....		37
6.1	MARCO REGULATORIO MILITAR LOCAL .....	37
6.2	APLICABILIDAD AL PROYECTO .....	38
6.3	REQUERIMIENTOS STANAG 4671 (USAR).....	38
6.4	METODOLOGÍA Y USO DE LOS REQUERIMIENTOS USAR EN EL T.F.G.....	39
REFERENCIAS DE LA PARTE 2 .....		41
PARTE 3: ESTRATEGIA Y METODOLOGÍA DE UN PLAN DE ENSAYOS EN VUELO .....		42
CAPÍTULO 7: PREPARACIÓN DEL PLAN DE ENSAYOS .....		43
7.1	INTRODUCCIÓN.....	43
7.2	OBJETIVOS DEL PLAN DE ENSAYOS.....	43
7.3	CONTENIDOS DE UN PLAN DE ENSAYOS.....	44
CAPÍTULO 8: ROLES Y RESPONSABILIDADES DEL PLAN .....		48
8.1	ESTABLECIENDO EL EQUIPO DE ENSAYOS .....	48
8.2	APTITUDES REQUERIDAS PARA EL EQUIPO DE ENSAYOS.....	48
8.3	TAREAS DEL EQUIPO DE ENSAYOS.....	49
8.4	RESÚMEN DE MIEMBROS DE UN EQUIPO.....	49
CAPÍTULO 9: ASPECTOS DE SEGURIDAD .....		54
9.1	ASPECTOS ORGANIZACIONALES .....	54
9.2	AERONAVE DE ENSAYOS .....	55
9.3	INSTALACIONES DE ENSAYOS .....	56
9.4	PLANEAMIENTO DE LOS ENSAYOS.....	57
9.5	OPERACIONES DE ENSAYO .....	58
9.6	FLIGHT TEST SAFETY DATA BASE .....	58
CAPÍTULO 10: ENSAYOS EN VUELO .....		60
10.1	INTRODUCCIÓN.....	60
10.2	ALCANCE DE LOS ENSAYOS DESCRIPTOS .....	60
10.3	ETAPAS DE ENSAYO.....	61
10.4	LISTA DE ENSAYOS A CONSIDERAR.....	61
PARTE 4: APLICACIÓN A LA AERONAVE NO TRIPULADA VIGÍA 2A .....		209
CAPÍTULO 11: APLICACIÓN Y MÉTODOS DE CUMPLIMIENTO .....		210
11.1	PROCEDIMIENTO .....	210
MEDIOS DE VERIFICACIÓN: MEDICIONES DE PESO Y CENTRAJE .....		212
MEDIOS DE VERIFICACIÓN: ENSAYOS DE TREN DE ATERRIZAJE .....		215
MEDIOS DE VERIFICACIÓN: ENSAYOS DE TAXI .....		219
MEDIOS DE VERIFICACIÓN: ENSAYOS EN TÚNEL DE VIENTO.....		224
MEDIOS DE VERIFICACIÓN: ENSAYOS DE ASCENSO EN DIENTE DE SIERRA.....		228
MEDIOS DE VERIFICACIÓN: ENSAYOS DE CONTROLABILIDAD Y MANIOBRABILIDAD .....		232
PARTE 5: OPERACIONES POST- ENSAYOS.....		237
CAPÍTULO 12: REPORTES Y REUNIONES POSTERIORES A ENSAYOS.....		238
12.1	OPERACIONES POST-VUELO .....	238
12.2	REUNIONES O DE-BRIEING POST-VUELO .....	238
12.3	REPORTES DE ENSAYO.....	240
12.4	PREPARACIÓN DE REPORTES.....	243
12.5	PLANIFICANDO EL PRÓXIMO VUELO .....	244
12.6	CONSIDERACIONES.....	245
REFERENCIAS DE LA PARTE 5 .....		245
ANEXOS.....		246
ANEXO 1: LISTA DE CUMPLIMIENTO DEL PROYECYO UAV VIGÍA 2A .....		247



---

ANEXO 2: DOCUMENTOS PARTE 4.....	250
ANEXO 3: ENSAYOS NO APLICABLES A AERONAVES UAV.....	255



## ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1: Bell X-1 durante la campaña de ensayos en vuelo.....	10
Figura 2: Martin B-26 Marauder frente a un hangar de la NACA.....	11
Figura 3: Pilotos de ensayos de la USAF frente a la Experimental Test Pilot School.....	12
Figura 4: T-34 “Mentor” e IA-63 “Pampa” pertenecientes al C.E.V.....	13
Figura 5: Personal del C.E.V.....	14
Figura 6: Historia de las regulaciones de aeronavegabilidad en Estados Unidos.....	17
Figura 7: Esquema representativo de un Sistema Aéreo no Tripulado.....	22
Figura 8: Fumigación selectiva y control de vegetación.....	23
Figura 9: Control de incendios.....	24
Figura 10: MQ-9 “Reaper” disparando un misil “Hellfire” y Esquema del enlace de datos.....	24
Figura 11: Clasificación de UAVs según Alcance y Altitud.....	25
Figura 12: Mockup del PAE-22365 junto a su modelo a escala 1:2 en el SINPRODE 2011.....	26
Figura 13: Modelo CAD de la aeronave UAV VIGÍA 2A.....	28
Figura 14: Tres vistas de la aeronave UAV VIGÍA 2A.....	30
Figura 15: Cloud Cap Technology “Piccolo II” y panel de conexiones.....	31
Figura 16: Configuración típica de aviónica.....	32
Figura 17: Unidad sensor MTi-G y sistema de coordenadas del mismo.....	33
Figura 18: Piccolo Portable Ground Station.....	35
Figura 19: Estación de commando y control provisoria.....	36
Figura 20: Estación terrena móvil de la F.A.A. durante ensayos en Chamental.....	36
Figura 21: Organización matricial.....	50
Figura 22: Sistema de recuperación mediante paracaídas.....	55
Figura 23: Instalaciones del Centro de Ensayos en Vuelo de la USAF en la base Edwards.....	56
Figura 24: Cálculo analítico de CG con peso vacío.....	63
Figura 25: Medición mediante celdas de carga.....	64
Figura 26: Ensayo de fatiga en sección alar.....	67
Figura 27: Ubicaciones típicas de shaker y acelerómetros sobre una semi-ala.....	70
Figura 28: Ensayo de tren en prototipo de aeronave F-35.....	73
Figura 29: Ensayo de compresión en frío.....	76
Figura 30: Secuencia de Run-in motor AVCO Lycoming.....	77
Figura 31: Esquema de sistema de calentamiento de aire de carburador (Carb Heat System).....	78
Figura 32: Sonda de ensayo motor en caliente.....	80
Figura 33: Ecuación de BHP para el método del torquímetro.....	82
Figura 34: Ecuación de BHP en función de la presión media.....	82
Figura 35: Gráficos de potencia de motor Lycoming IO-540.....	83
Figura 36: Ecuación de BHP corregida por altitud.....	84
Figura 37: Modelo de túnel de viento de aeronave Embraer KC-390.....	87
Figura 38: Ensayo de Vertical Spin de la aeronave Yak-130 en instalaciones de TsAgi.....	88
Figura 39: Instalación “Iron Bird” de una aeronave Boeing 787.....	94
Figura 40: Vista en planta de una cabina de simulación.....	95
Figura 41: Ensayo de formación de hielo en aeronave F-35.....	99
Figura 42: Instalación de ensayos de un APU.....	100
Figura 43: Diagrama de Fire Zones.....	101
Figura 44: Extintor de Incendios.....	102
Figura 45: “Fire Wire” o Sonda de detección de fuego.....	102
Figura 46: Instalación de ensayo Hidráulico de actuadores.....	104
Figura 47: Test Rig de ensayo del sistema hidráulico.....	107
Figura 48: Componentes de un Sistema de Generación de Oxígeno en Vuelo.....	107
Figura 49: Sonda de boom de nariz para medición de presiones y ángulos de flujo.....	117
Figura 50: Ecuación de error de presión estática.....	117
Figura 51: Distribución de presión estática en flujo subsónico.....	117



Figura 52: Método de calibración Tower-FlyBy.....	118
Figura 53: Grilla utilizada en el método Tower-FlyBy.....	119
Figura 54: Métodos de calibración Radar Tracking.....	120
Figura 55: Envoltentes representativas para aviones de baja y alta velocidad.....	122
Figura 56: Envoltente de Maniobras típica de una aeronave civil, para peso y altitud dadas.....	125
Figura 57: Envoltente de Maniobras típica de una aeronave militar, para peso y altitud dadas.....	126
Figura 58: Maniobra de Pull-Up o Push-Over.....	129
Figura 59: Representación de Maniobra de Guiñada.....	131
Figura 60: Velocidades y distancias de despegue para mult-imotores según FAR 25 (25.105 Takeoff).....	136
Figura 61: Velocidades y distancias de aterrizaje según FAR 25 (25.125 Landing).....	136
Figura 62: Operación con Criterio de Pista No Compensada, Pista con Zona de Parada STOPWAY.....	137
Figura 63: Operación con Criterio de Pista Compensada.....	138
Figura 64: Gráficos para corrección de performance de despegue para IA-58 Pucará.....	139
Figura 65: Ecuaciones de Exceso de Potencia Específica.....	140
Figura 66: Maniobra de Ascenso en Diente de Sierra.....	142
Figura 67: Ecuaciones de alcance específico y autonomía específica.....	144
Figura 68: Curva de Drag / Consumo vs. Velocidad para aviones a reacción.....	144
Figura 69: Curvas de Potencia / Consumo vs. Velocidad para aviones a hélice.....	144
Figura 70: Variación del alcance específico con W.....	146
Figura 71: Variación del alcance específico con W/ $\delta$ .....	146
Figura 72: Diagrama de Fuerzas durante un planeo estacionario.....	147
Figura 73: Maniobra de Descenso en Diente de Sierra.....	148
Figura 74: Maniobras de Aproximación por Precaución.....	149
Figura 75: Investigación de Flutter durante la etapa de desarrollo.....	151
Figura 76: Envoltente de vuelo y puntos de ensayo de Flutter.....	152
Figura 77: Escala de Cooper-Harper (1986).....	156
Figura 78: Puntos a evaluar alrededor de la velocidad de trim.....	158
Figura 79: Maniobra de Pull-Up o Push-Over.....	159
Figura 80: Parámetros de maniobra de restablecimiento simétrico.....	159
Figura 81: Tipos de entradas de control longitudinal.....	162
Figura 82: Esquema del Modo Fugoide.....	163
Figura 83: Gradiente de fuerza en el mando y velocidad de trimado.....	163
Figura 84: Análisis de la fuerza en el mando a lo largo de la envoltente.....	164
Figura 85: Esquema de ensayo Wind-Up Turn.....	164
Figura 86: Maniobra de Rolido.....	165
Figura 87: Vuelo con deslizamiento estacionario.....	165
Figura 88: Reestablecimiento en vuelo del UCAV X-47B.....	167
Figura 89: Senda de ascenso y ubicación de microfono.....	173
Figura 90: Zonas que necesitan corrección de datos sonoros.....	174
Figura 91: Rango de operacion usual de cámara de ensayos climaticos.....	176
Figura 92: Determinación del ángulo de aspecto vertical.....	179
Figura 93: Patrón de radiación de antena VOR / LOC.....	183
Figura 94: Ángulo de Aspecto y Sistema de Coordenadas.....	183
Figura 95: Trayectorias curvas para mediciones de ARP.....	184
Figura 96: “Fuego de San Telmo” sobre el parabrisas de una aeronave comercial.I.....	187
Figura 97: Recintos blindados de RF.....	189
Figura 98: Bomba guiada y F-16 “Falcon” en cámaras anecóicas.....	189
Figura 99: Cuestionario perteneciente al NASA Task Load Index.....	193
Figura 100: Propagación de señales de radiofrecuencia.....	197
Figura 101: Causas de Fallas Ambientales.....	202
Figura 102: Elementos de planeamiento de R&M.....	203
Figura 103: Transporte interno y holgura de cargas eyectadas.....	207
Figura 104: Esquema de ensayo de taxi.....	222
Figura 105: Ejemplo de gráfico de evaluación rápida de lecturas.....	230
Figura 106: Tripulación de Apollo 13, durante una reunión de PFD.....	239
Figura 107: Tabla de datos de ensayo.....	243
Figura 108: Secuencia de ensayo de asiento eyectable.....	257



---

Figura 109: Dummy de Ensayos.....	257
Figura 110: Métodos de calibración Trailing Cone y Pacer Aircraft.....	258





## ÍNDICE DE TABLAS

---

Tabla 1: Clasificación de UAVs según la OTAN. ....	25
Tabla 2: Títulos que complementan a STANAG 4671. ....	38
Tabla 3: Organización de los USAR. ....	39
Tabla 4: Fragmento de la Lista de Cumplimiento del proyecto, USAR Subpart C. ....	40
Tabla 5: Matriz de Ensayos. ....	44
Tabla 6: Limitaciones de Ensayos. ....	45
Tabla 7: Cargas y Configuraciones de Ensayos. ....	45
Tabla 8: Análisis de Riesgos. ....	46
Tabla 9: Detalles de Ensayo. ....	173
Tabla 10: Requerimientos MIL referidos a interferencia. ....	185
Tabla 11: Documentos para evaluaciones de equipos. ....	186
Tabla 12: Procedimientos MIL referidos a interferencia. ....	186
Tabla 13: Utilización de subsistemas por hora de vuelo. ....	202
Tabla 14: USAR relacionadas a Tren de Aterrizaje. ....	216
Tabla 15: Tabla de datos para ensayos de ascenso. ....	229



---

## ABREVIATURAS Y SÍMBOLOS

---

AC	Circular de Asesoramiento (Advisory Circular)
AGARD	Advisory Group for Aerospace Research and Development
AMC	Acceptable Means of Compliance
APU	Unidad de Potencia Auxiliar (Auxiliary Power Unit)
AOA	Ángulo de Ataque (Angle of Attack)
ARP	Patrones de Radiación de Antenas (Antena Radiation Patterns)
BHP	Potencia al freno (Brake horsepower)
CAM	Circular de Aeronavegabilidad Militar
C.E.V.	Centro de Ensayos en Vuelo
CFR	Code of Federal Regulations
CG	Centro de Gravedad
C.I.A.	Centro de Investigaciones Aplicadas
CS	Certification Specifications
DIGAMC	Dirección General de Aeronavegabilidad Militar Conjunta
DIRAM	Directiva de Aeronavegabilidad Militar
EASA	European Aviation Safety Agency
EMI	Interferencia Electromagnética (Electromagnetic Interference)
F.A.A.	Fuerza Aérea Argentina / Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Regulations
FF AA	Fuerzas Armadas
FTE	Ingeniero de ensayos en vuelo (Flight Test Engineer)
FTSDB	Flight Test Safety Database
GPS	Sistema de Posicionamiento Global (Global Positioning System)
IAS	Velocidad Indicada (Indicated Airspeed)
INS	Sistema de Navegación Inercial (Inertial Navigation System)
IR	Infrarrojos
ISA	Atmósfera Estándar (International Standard Atmosphere)
IUA	Instituto Universitario Aeronáutico
JAR	Joint Aviation Requirements
MP	Presión de Admisión (Manifold Pressure)
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NATO	North Atlantic Treaty Organization
NAVY	Marina de los Estados Unidos



---

OACI	Organización de Aviación Civil Internacional (International Civil Aviation Organization)
OAT	Temperatura exterior del aire (Outside Air Temperature)
PEC	Corección del error de posición (Position Error Correction)
PFD	Reunión Post-Vuelo (Post-Flight Debriefing)
RAM	Reglamento de Aeronavegabilidad Militar
RCS	Sección Transversal de Radar (Radar Cross Section)
RF	Radio Frecuencia (Radio Frequency)
ROC o R /C	Tasa de Ascenso (Rate Of Climb)
ROD o R/ D	Tasa de Descenso (Rate Of Descent)
RPM	Revolutions Per Minute
SEP	Exceso de Potencia Específica (Specific Excess Power)
STANAG	Standardization Agreement
TAS	Velocidad Verdadera (True Airspeed)
TAT	Turn-Around-Time
TFG	Trabajo Final de Grado
TN	Technical Note
TO	Technical Order
UAS	Sistema Aéreo No Tripulado (Unmanned Aerial System)
UAV	Vehículo Aéreo o Tripulado (Unmanned Aerial Vehicle)
USAF	Fuerza Aérea de los Estados Unidos (United States Air Force)
USAR	UAV System Airworthiness Requirements

$E_H$	Empenaje horizontal
$g$	Aceleración de la gravedad
$T_o$	Temperatura del aire ambiente
$H_P$	Altura de presión
$H_{P0}$	Altitud de presión inicial
$V$	Velocidad
$M$	Mach
$q$	Presión dinámica
$L$	Sustentación
$C_L$	Coficiente de sustentación
$C_D$	Coficiente de resistencia
$C_{D0}$	Coficiente de resistencia parásita
$C_M$	Coficiente de momento
$C_{Mcg}$	Coficiente de momento alrededor del centro de gravedad



---

$C_{Mac}$	Coeficiente de momento alrededor del centro aerodinámico
$V_A$	Velocidad de maniobra de diseño
$V_B$	Velocidad para máxima intensidad de ráfaga
$V_C / M_C$	Velocidad / Mach de crucero de diseño
$V_D / M_D$	Velocidad / Mach de picada de diseño
$V_F$	Velocidad de flap de diseño
$V_{FE}$	Velocidad de extensión de Flap.
$V_G$	Velocidad de ralentización por ráfaga
$V_H$	Velocidad de pérdida en vuelo invertido
$V_L$	Velocidad límite
$V_{LE}$	Velocidad de tren de aterrizaje extendido
$V_{LO}$	Velocidad de operación del tren de aterrizaje
$V_{MO} / M_{MO}$	Velocidad / Mach máxima operativa
$V_{DD}$	Velocidad de diseño del dispositivo de arrastre
$V_{MC}$	Velocidad de mínimo control
$V_{MCA}$	Velocidad de mínimo control en el aire
$V_{MCG}$	Velocidad de mínimo control en tierra
$V_{MCL}$	Velocidad mínima de control en el aire en config. de aterrizaje
$V_{NE}$	Velocidad de nunca exceder
$V_{TOSS}$ o $V_2$	Velocidad de despegue seguro
$V_{TD}$	Velocidad de touchdown
$V_S$	Velocidad de pérdida
$V_{S0}$	Velocidad de pérdida en configuración de aterrizaje
$V_{S1}$	Velocidad de pérdida en configuración de despegue
$V_R$	Velocidad de rotación
$V_{RA}$	Velocidad de turbulencia
$V_{REF}$	Velocidad de referencia de aproximación
$W$	Peso de la aeronave
$M_e / W_e$	Peso Efectivo de la aeronave
$W_f$	Peso de combustible
$\dot{W}_f$	Caudal de combustible
$h$	Altura de ensayo
$i_t$	Calaje del empenaje
$i_w$	Calaje del ala
$n$	Factor inercial de carga límite de la aeronave
$n_y$	Factor de carga en el eje Y
$n_z$	Factor de carga en el eje Z



---

$n_j$	Factor de carga obtenido de ensayo
$X_{CG}$	Posición del centro de gravedad en el eje X
$R_e$	Nº de Reynolds
$t$	Tiempo
$T_0$	Temperatura inicial
$\alpha$	Ángulo de ataque Alpha
$\gamma$	Ángulo de trayectoria Gamma



---

## DEDICATORIAS

---

A mi familia, por su incansable apoyo a lo largo de estos años, especialmente a mis padres Adriano y Julia.

A mi novia Laureana, por acompañarme y apoyarme durante los últimos años.

A todas las personas que de una u otra forma contribuyeron en mi formación académica a lo largo de la carrera.

Martín Castellan

A mi padre Carlos, por su interminable paciencia, bondad y apoyo en todas mis decisiones. A mi madre del corazón Graciela, por escucharme, poner su mejor voluntad en entenderme, y por apoyar y defender mis decisiones.

A todos mis familiares, abuelos y tíos, que brindaron apoyo, consejos y motivación.

A mis amistades y compañeros, que me brindaron tanta ayuda durante toda la carrera.

Federico Sarrailh



---

## AGRADECIMIENTOS

---

Al Ingeniero Gustavo Scarpin, por su excelente voluntad de ayuda, invaluable orientación, correcciones y tiempo brindado en las reuniones.

A la Ingeniera Mariela Bertoncini, por la guía que nos brindó en uno de los momentos más críticos de este trabajo. Por las numerosas reuniones fuera de su horario laboral, las cuales nos permitieron reformular nuestro trabajo.

Al Ingeniero Raúl Cabido, por dedicar tiempo de colaboración con el trabajo y resolver nuestras consultas e inquietudes en lo referido a Túnel de Viento.

A la Ingeniera Margarita Hoffmann, por su apoyo y disponibilidad, por resolver dudas en cuanto a cuestiones técnicas relacionadas al proyecto.

A los Ingenieros Carlos Montiel, Ricardo Volpini y personal del Centro de Investigaciones Aplicadas, por recibirnos en el marco del proyecto, y brindarnos información y asesoría con buena voluntad.

A los profesores del I.U.A. quienes forjaron el profesional que hoy somos. Por sus infinitas consultas fuera de horario de clases, y su excelente material humano.



## MOTIVACIÓN Y ALCANCE DEL TRABAJO FINAL

---

### MOTIVACIÓN

El presente trabajo se origina en el gusto de los autores por los sistemas aéreos destinados a aplicaciones militares. En especial, los vehículos aéreos no tripulados o U.A.V.

Tomamos conocimiento de que en el Centro de Investigaciones Aplicadas de la F.A.A., se estaba desarrollando un proyecto de aeronave UAV desde cero, compuesto por varias fases: diseño, construcción y ensayos del prototipo. Entonces, se manifiesta el interés por participar y contribuir al proyecto de dicha aeronave, específicamente en el área de ensayos. Decidiendo aprender sobre aciertos y desaciertos del programa de ensayos del equipo de desarrollo; y con esos conocimientos, redactar un documento que permita contribuir a éste y a futuros programas. Un documento en español, que abarque de la manera más completa y general posible, un programa de ensayos en vuelo, y además, que se adapte a las capacidades de nuestras FF AA.

### PROPÓSITO Y ALCANCE

Este documento brinda una introducción general a las diversas actividades y aspectos de la *Ingeniería de Ensayos de Vuelo*, involucrados en el desarrollo un vehículo aéreo; los cuales deben ser considerados al planificar, conducir y reportar un Plan de Ensayos. Su intención principal es proporcionar una visión general al ingeniero novicio u otras personas que tengan la necesidad de conducir un proyecto hacia la etapa de ensayos en vuelo. Se recopila información de todas las áreas a considerar para la evaluación de un prototipo, y se organiza la misma en un documento en español. Esto último es importante, ya que la bibliografía disponible de la temática, se encuentra en su gran mayoría en inglés y de manera específica para cada área.

Dada la complejidad y extensión del tema, sería impracticable que un solo documento abarque por completo y con la profundidad requerida un programa de ensayos en vuelo de una aeronave. Sería necesaria la confección de un documento individual para cada tipo de ensayo, explicando la descripción, objetivos, metodología, reducción de datos y análisis de resultados; y todo ello aplicado para una aeronave particular.

Por lo anterior dicho, se determina que éste trabajo se limitará en su parte principal, a describir en rasgos generales, los ensayos en vuelo que deben considerarse en un programa de un vehículo aéreo no tripulado; basándonos en recomendaciones de autores experimentados en la materia; según incluyen en la bibliografía *"Introduction to Flight Test Engineering"*, *AGARDograph 300*, *Flight Test Techniques Series – Volume 14*. [Ref. 1-2]. En secciones posteriores de este trabajo, se seleccionarán algunos ensayos y se aplicarán a modo de ejemplo y según criterio de los autores, a la aeronave UAV considerada. Esto último se realizará con profundidad leve, dado que la necesaria para describir los ensayos en vuelo, exceden el alcance de un trabajo final de grado.





# PARTE 1: INTRODUCCIÓN

---



---

## CAPÍTULO 1: INTRODUCCIÓN A LOS ENSAYOS EN VUELO

---

### 1.1 ENSAYOS EN VUELO

Las aeronaves modernas son complejos sistemas integrados por diversos subsistemas tales como propulsión, aviónica y aerodinámica que se combinan con el objetivo de lograr una determinada *performance*, estabilidad y control del sistema como un todo.

La etapa de ensayos en vuelo de una aeronave, involucra un gran número de disciplinas de ingeniería en conjunto al estudio de la interfaz hombre-máquina, conocida como factor humano. Disciplinas de la ingeniería como aerodinámica, mecánica, electricidad y estructuras, todas se unen en esta fase del desarrollo de la aeronave. Además, es en esta etapa, en la que el equipo humano con sus capacidades y limitaciones, debe comenzar a interactuar con la aeronave y sus sistemas. Ésta interacción debe ser examinada desde el punto de vista de la carga de trabajo humana, que tiene componentes de psicología e ingeniería industrial.

La administración del programa de ensayos para una aeronave moderna requiere manejar habilidades que normalmente no se incluyen en los programas de las ingenierías. Como resultado de esta composición de disciplinas, los ensayos en vuelo no pueden atribuirse a ninguna de ellas particularmente, sino que se trata de una disciplina en sí misma.

Los **ensayos en vuelo** vienen al final del proceso de diseño de la aeronave y es una parte única del mismo, ya que dos de los propósitos de los ensayos, son **validar y redefinir el diseño**. Esto significa que los cambios al diseño continuarán haciéndose sobre la aeronave *durante* los ensayos, y *como resultado de* los ensayos. Tales cambios al diseño afectan los resultados de los ensayos anteriores, requiriendo que sean realizados nuevamente.

Puede observarse que, a menos que la campaña de ensayos sea adecuadamente planificada, puede resultar en una serie de tareas de nunca acabar. Adicionalmente, y como consecuencia de que los ensayos se efectúan al final de la etapa de desarrollo de la aeronave, el equipo de trabajo enfrentará a presiones de cronograma, debido a la ajustada financiación de cualquier desarrollo de producto. Debido a que los ensayos en vuelo implican tareas riesgosas, las cuales requieren exigencias importantes para la seguridad de la aeronave y su tripulación, se debe lograr un programa bien gestionado para prevenir accidentes en el cumplimiento del mismo.

El principal propósito de los ensayos en vuelo actuales, es **determinar** si una aeronave y su personal pueden cumplir satisfactoriamente la misión prevista. Otros fines pueden ser recolectar información en campos como aerodinámica, planta motriz, nuevos diseños, e investigación en estos u otros campos relacionados.

[Ref. 1-1]



## 1.2 SECUENCIA DE ENSAYOS EN VUELO

En general, los ensayos durante el desarrollo de una nueva aeronave, deben seguir una secuencia preestablecida para resultar en un programa seguro y eficiente. Primero, la aeronave debe cumplir con una serie preliminar de ensayos en tierra, a realizarse antes del primer vuelo. Si se contara con más de una aeronave en el plan de ensayos, algunos de ellos pueden llevarse a cabo en forma paralela.

Los ensayos de certificación usualmente se ejecutan al final del programa. La secuencia de ensayos de certificación son algo distintos a los ensayos durante la etapa de desarrollo.

## 1.3 PLANEANDO EL PROGRAMA DE ENSAYOS

El éxito o falla de un programa de ensayos en vuelo dependerá de cuán bien esté planeado. Este proceso de planeamiento permitirá al equipo de ensayos idear la manera más segura y eficiente de administrar el programa. En la realización de este planeamiento, el equipo debe responder primero las siguientes preguntas:

- 1) ¿Cuáles son el propósito y los objetivos de este programa de ensayos?
- 2) ¿Qué especificaciones o regulaciones deben satisfacerse?

A menudo, el programa de ensayos se inicia sin un propósito y objetivos claramente definidos. Un enfoque de este tipo siempre resulta en un mayor gasto de esfuerzo y dinero que uno en el cual el propósito y los objetivos están bien definidos.

Una vez que los objetivos de ensayo han sido definidos (y acordados con todas las partes interesadas), se pueden establecer que regulaciones y/o requerimientos aplicarán. En la mayoría de los casos, estos requerimientos pueden necesitar de negociaciones con la agencia o el ente certificador que corresponda.

## 1.4 PLAN DE ENSAYOS

Una vez que el propósito y los objetivos han sido firmemente establecidos y determinadas las regulaciones aplicable, se está listo para continuar con el diseño de los ensayos. Primero, debemos decidir qué tipo de ensayos y métodos satisfacen mejor al propósito y objetivos. A continuación, se necesitan agrupar dichos ensayos para reducir el número total de vuelos requeridos. Si el programa cuenta con más de una aeronave de ensayos, el planeamiento necesita incluir cuales ensayos serán cumplimentados en cada una de ellas. Una vez que esto ha sido establecido, se pueden determinar los requerimientos de instrumentación y equipamiento para cada aeronave.

[Ref. 1-1]



Aunque puede parecer obvio, el piloto de ensayos y los demás miembros del equipo deben involucrarse en cada fase del planeamiento. Pueden resultar de particular asistencia en la planificación de la secuencia de los ensayos y en el establecimiento de las limitaciones de seguridad. Su comprensión del propósito de cada ensayo y dónde el mismo encaja en el programa global de ensayos, serán de tanto valor como los procedimientos mismos.

El Plan además requiere una logística bien implementada, recolección y reducción de datos, y soporte de terceros en cada sitio donde se lleve a cabo el mismo. Si se han conducido anteriormente ensayos similares, se deben repasar las lecciones aprendidas en aquellos programas. Es muy importante que en el proceso de planificación se tomen las previsiones para recolectar y documentar toda la información para futuros usos y utilización como lecciones aprendidas del programa corriente. Bien valen la pena las sesiones de "brainstorming"; durante las mismas se intenta cubrir todas las posibilidades. Si se ha diseñado un buen plan, los problemas que surjan durante los ensayos serán de menor impacto sobre el cronograma de ensayos. Y esto repercute en que, cuanto más corto el cronograma, menores los costos.

### 1.5 PLANEANDO INDIVIDUALMENTE CADA VUELO

Utilizando la secuencia desarrollada en el programa, debe planificarse cada vuelo individualmente, de manera de incluir la mayor cantidad de ítems a ser cumplimentados durante los mismos. Estos ítems deben ser organizados de manera tal que los más importantes se ejecuten en primer lugar. De este modo, no se desperdiciará un vuelo si el instrumental para los ítems primarios falla, ya que puede proseguirse con los ítems complementarios. Todos los ítems de ensayo deben especificarse en profundidad incluyendo rangos de altitud, ajustes de potencia, ajuste de velocidades, límites de velocidades, y demás consideraciones indispensables para cada uno. Una vez que se ha planificado el vuelo, se debe preparar una "tarjeta de ensayo de vuelo" que incluya la información y descripción detallada del mismo.

[Ref. 1-1]

### 1.6 EL PORQUÉ DE LOS ENSAYOS EN VUELO

A través de los años transcurridos desde el primer vuelo propulsado y controlado de los hermanos Wright en 1903, se ha acumulado gran cantidad de información cubriendo todos los aspectos básicos de la aeronáutica (por ejemplo, la aerodinámica, materiales y estructuras). Se podría argumentar que todos los aspectos del diseño de un nuevo avión pueden actualmente ser investigados *en tierra*, a través de túneles de viento, ensayos de propulsión, bancos de ensayos de sistemas (por ejemplo, "Iron Bird", "Avionics Hot Beches", etc.), o por modelización y simulación por ordenador. Por lo tanto, cabe preguntarse por qué es necesario realizar ensayos en vuelo después de todo.



Pueden ser enumeradas gran cantidad de razones, pero quizás las principales son:

- ✓ Es impracticable sino imposible, reproducir adecuadamente en tierra las condiciones de vuelo reales (por ejemplo, no sería posible en tierra, someter a un sistema de combustible a la gama de aceleraciones (g) con los que debe hacer frente en vuelo).
- ✓ No pueden representarse adecuadamente condiciones de vuelo particulares en simulaciones (por ejemplo, el campo de flujo alrededor del avión en maniobras inestacionarias puede ser desconocida, o demasiado compleja para modelar)
- ✓ Hasta el más simple de los aviones, incorpora gran variedad de sistemas cuyas interacciones son complejas, la única manera posible de investigar esas interacciones es a través de ensayos de vuelo de la aeronave completa.
- ✓ A pesar de los esfuerzos del hombre y de los avances tecnológicos, se suelen experimentar discrepancias significativas entre el comportamiento del vuelo real y lo predicho por cálculos y ensayos de tierra (incluso en aquellos casos en que los cambios en el diseño o las condiciones de funcionamiento requeridas son mínimos).
- ✓ Como corolario, los datos de ensayos en vuelo son esenciales para mejorar la exactitud de los modelos y simulaciones, que son cada vez más importantes en los procesos de desarrollo y certificación.

Por lo tanto, los ensayos en vuelo bajo condiciones operacionalmente representativas, siguen siendo el único medio seguro y convincente de evaluar, en el "mundo real", que la combinación hombre / máquina puede alcanzar el rendimiento requerido.

[Ref. 1-2]



---

## CAPÍTULO 2: BREVE RESEÑA DE LA INGENIERÍA DE ENSAYOS

---

Según [Ref. 1-2]

### 2.1 EVOLUCIÓN DE LA INGENIERÍA DE ENSAYOS Y EL SURGIMIENTO DE UN NUEVO ROL

En los comienzos, los principales interrogantes de los ensayos eran: ¿Cuánto tiempo puedo permanecer en el aire? ¿Qué tan alto? ¿Qué velocidad puedo alcanzar?

No existía un especialista como el "Ingeniero de Ensayos en Vuelo" o **Flight Test Engineer (FTE)** que conocemos hoy día. Un hombre a menudo desempeñaba muchas funciones, a veces era diseñador, otras fabricante, mecánico, piloto, FTE, etc. Y todo ello al mismo tiempo.

En las tres primeras décadas de la aviación, los ensayos en vuelo estaban dirigidos casi exclusivamente al rendimiento, la estabilidad y el control. Casi no había "subsistemas de la aeronave" que se ensayaran, además de los de propulsión y control. Las excepciones eran las ametralladoras y las cámaras de los aviones militares. Las ametralladoras delanteras disparaban a través del plano de la hélice y, por lo tanto, tenían que estar correctamente sincronizadas con el movimiento de la hélice, o sino...

El desarrollo aeronáutico hasta la Primera Guerra Mundial (1914), se inició a través de los esfuerzos de unos pocos. Podían identificar y "entender" (más o menos) las deficiencias de sus aviones, que corregían mediante modificaciones empíricas. Sin embargo, cuando (comparativamente) un gran número de aviones fueron desplegados durante la Primera Guerra Mundial, volados por pilotos que tenían poco o ningún entrenamiento aeronáutico, las deficiencias en los diseños contemporáneos se volvieron desconcertantes. Como resultado, hubo una considerable presión en la búsqueda de soluciones.

Esto llevó a una variedad de investigaciones sobre los problemas, conducidos por hombres con antecedentes científicos, aunque no necesariamente aeronáuticos. A partir de ese período y a través de los años '20 y '30, aumentó enormemente el interés científico en cuestiones aeronáuticas y en los intentos de describir en términos matemáticos los fenómenos aerodinámicos (por ejemplo, campos de flujo, características de sustentación / resistencia, capa límite, etc.). En particular, la teoría de la estabilidad y el control de las aeronaves fue desarrollada por muchos contribuyentes (por ejemplo, *Gates* y *Lyon* en el Reino Unido).

Es difícil saber cuándo surgió la función del FTE. Algunos autores, asumen que a finales de los años veinte, debido a las tareas que desempeñaban los especialistas de la época. El motor detrás del surgimiento de la ingeniería de ensayos en vuelo como disciplina, fue probablemente el desarrollo de la teoría del vuelo, particularmente la de estabilidad y control, y el desarrollo de una base científico-matemática para predecir el comportamiento en vuelo de un diseño determinado de aeronave.

Mientras que muchas de las teorías de los fenómenos aerodinámicos podían ser validadas a través de ensayos de túnel de viento, la validación del comportamiento general de la aeronave requería pruebas de vuelo a escala completa. El desarrollo de



teorías subyacentes y de requisitos específicos, exigía ensayos que no podían emprenderse sin ayuda del piloto. Se formó entonces, una nueva generación de ingenieros - los Ingenieros de Ensayos en Vuelo - que entendieron la teoría y pudieron realizar las mediciones necesarias en vuelo (ayudadas por la primitiva "instrumentación de ensayos"). Así, el FTE actuó como **la interfaz entre la teoría y la práctica**, trabajando en estrecha colaboración con el(los) diseñador(es). El mismo asumió muchas de las funciones técnicas y científicas, pero trabajó estrechamente con el piloto responsable del vuelo real y la seguridad del mismo. El piloto también fue responsable de proveer una evaluación subjetiva de las cualidades de vuelo de la aeronave, operación del sistema y funcionalidad.

La función del FTE, probablemente se reforzó aún más mediante la introducción de requisitos generales cuantitativos en cuanto a cualidades de vuelo (especificaciones *MIL* en Estados Unidos, *AvP 970* en Reino Unido), y la introducción de las regulaciones *FAR* en Estados Unidos y los requerimientos *JAR* en Europa; y a través de la necesidad de demostrar el cumplimiento de los anteriores. Además, al identificar los criterios específicos que deben cumplirse, esos requisitos influyeron en gran medida en la naturaleza de los programas de ensayos en vuelo realizados.

Los avances en el diseño de aeronaves y equipamiento, y la creciente sofisticación de las técnicas predictivas, modificaron el alcance de los ensayos en vuelo y el papel de los FTEs. Para probar el rendimiento de los nuevos subsistemas, se debían desarrollar nuevos métodos que requerían una estrecha cooperación con los expertos de cada sistema. Fue el aporte de estos especialistas, lo que obligó al FTE a desarrollar nuevos métodos y técnicas de ensayo.

Este fue el comienzo de un período en el que las pruebas de los subsistemas empezaban a insumir un gran porcentaje del total de tiempo. Especialmente cuando los sistemas electrónicos hicieron su aparición, el alcance de los ensayos en vuelo comenzó a cambiar drásticamente otra vez.

La evaluación en vuelo del desempeño del sistema estructural y del sistema electrónico introdujo nuevas disciplinas, y el tratamiento teórico de las disciplinas tradicionales de estabilidad y control y rendimiento, se hizo cada vez más complicado. Como resultado, el FTE ya no podía seguir siendo un experto en todos los asuntos que se estaban probando y empezó a depender de la experiencia de departamentos u organizaciones especializadas.

El Ingeniero de Ensayos en Vuelo pasó a ser más un gerente técnico del programa de ensayos, con la responsabilidad en el detalle de cada ítem del ensayo y el análisis de los resultados que se entregan a los especialistas en cada disciplina. A medida que se incorporaban nuevas tecnologías, y las bases técnicas del diseño se volvían cada vez más diversas y complicadas, el FTE se volvió menos un experto en el aire y más en una persona responsable de coordinar y gestionar las actividades implicadas para que se cumplan los objetivos de los ensayos.

## **2.2 PRIMERAS PUBLICACIONES AERONÁUTICAS Y GESTACIÓN DE LA NUEVA INGENIERÍA**

Alrededor de 1909, se publicaron los primeros informes sobre la teoría aeronáutica. El *Advisory Committee for Aeronautics* en el Reino Unido (que luego se llamó *Aeronautical Research Committee* in 1920, y *Aeronautical Research Council* en 1946) produjo una



serie de reportes y memorandos (*Reports & Memoranda, R&M*) que cubrían todos los aspectos de la nueva ciencia de la aeronáutica y estaba escrito por los especialistas teóricos y prácticos en el campo. Uno de los primeros reportes, el *R&M 18*, de octubre de 1909, comprendía un resumen de documentos relacionados a la estabilidad de aeronaves. Posteriormente, el *R&M 154*, publicado en Octubre de 1914, incluía la investigación de la estabilidad del movimiento de un avión.

La producción de trabajos sobre temas similares continuó de manera constante a través de los años '20, '30 y '40; de la mano de autores destacados como *Bryant, Gates y Lyon*. Típicos ejemplos son los *R&M 2027* y *R&M 2028* que cubrían, respectivamente, la teoría general y la interpretación de los ensayos en vuelo de estabilidad longitudinal y el control; y el *RM2557 (Lush, K.J., 1948)*, el cuál proponía una nueva técnica de ascenso para aviones de alto rendimiento, más tarde adoptada universalmente para aeronaves de combate de turbina.

Posteriormente muchas de estas publicaciones fueron utilizadas por autores como fuente de material para producir libros de texto.

En Estados Unidos, uno de los primeros libros sobre ciertos aspectos de la ingeniería de ensayos en vuelo fue "*Notes on Practical Airplane Performance Testing*" de *G.B. Patterson* de la *Air Service Engineering Division*, Dayton, Ohio, publicado en 1919. Fue un intento de definir procedimientos estandarizados para los ensayos en vuelo de performance. Otro libro en el mismo año fue el reporte *NACA Report No. 70, "Preliminary Report on Free Flight Tests "* por *E.P. Warner* y *F.H. Norton*. Continuaron publicándose a través de los años '20 y '30 documentos que definían procedimientos estandarizados para ensayos en vuelo.

A través de estos libros y la introducción de cursos de ingeniería aeronáutica en las universidades, se fueron formando ingenieros para comprender las teorías subyacentes al vuelo. Muchos de ellos, fueron reclutados por la industria y las organizaciones gubernamentales y asignados a trabajos de ensayo, lo que llevó al establecimiento y desarrollo de la ingeniería de ensayos en vuelo como disciplina específica.

El desarrollo de la ingeniería de ensayos en vuelo recibió su mayor impulso durante e inmediatamente después de la Segunda Guerra Mundial. Un avance significativo fue la publicación del tratado *NACA, "Application and Prediction of Flying Qualities"*, publicado por *William Phillips* a finales de los años '40. Este fue el primer intento reconocido de expresar las cualidades de vuelo de los aviones en términos cuantitativos. Antes de esta fecha, los diseñadores y desarrolladores de aeronaves tuvieron que confiar en los comentarios cualitativos del piloto de ensayos para relacionar las cualidades reales de vuelo con las previstas por el diseño y los datos del túnel de viento. Después del trabajo de Phillips, se publicaron varios libros de texto que presentaban a la aerodinámica en términos utilizables por el FTE (es decir, relacionados al avión real). Estos incluyen "*Airplane Performance Stability and Control*" de *Perkins y Hage* y "*Aerodynamics of the Helicopter*" de *Gessow y Myers*.

El primer libro de texto dedicado enteramente al campo de la ingeniería de ensayos en vuelo fue "*Flight Testing*" de *Benson Hamlin*, publicado en 1946. En ese tiempo Hamlin participaba del diseño del famoso Bell X-1, primer avión en superar la velocidad del sonido en vuelo horizontal; conducido por el piloto de ensayos *Captain Charles "Chuck" Yeager* en octubre de 1947.





Figura 1: Bell X-1 durante la campaña de ensayos en vuelo.

### 2.3 SURGIMIENTO DE ORGANIZACIONES DEDICADAS A ENSAYOS

Tal vez las primeras organizaciones especializadas en ensayos en vuelo fueron las establecidas en el Reino Unido en la *Royal Aircraft Factory* en Farnborough en abril de 1911, y la *Experimental Flight* de la *RFC Central Flying School*, formado en Upavon en 1914. Tras un traslado a Martlesham Heath en 1917, la *Experimental Flight* evolucionó en el *Aeroplane and Armament Experimental Establishment* y se trasladó a *Boscombe Down* al estallar de la Segunda Guerra Mundial, y permanece allí desde entonces. Se estableció en Göttingen, Alemania, una instalación similar aproximadamente en el mismo período de tiempo.

La primera organización formal de ensayos en vuelo en los Estados Unidos fue establecida por el *US Army Airplane Engineering Department* en *McCook Field* cerca de Dayton, Ohio, el 4 de diciembre de 1917. Al final de la Primera Guerra Mundial, esta organización tenía una dotación militar y civil de más de 2300 personas. La *US Navy* recibió la aprobación para usar la *Anacostia Naval Air Station* como sitio de ensayos en enero de 1918. En junio de 1927, se asignó a la *US NACA* el *Langley Research Center (LaRC)*, establecido en Hampton, Virginia, siendo el campo más antiguo de la contemporánea NACA. El campo *McCook* fue sucedido por el *Wright Field*, Ohio, y los dos sitios continuaron sirviendo como sitios de ensayos de vuelo a lo largo de los años hasta, e incluyendo la Segunda Guerra Mundial. Otras instalaciones se establecieron posteriormente en una variedad de sitios, como la *Edwards Air Force Base*, EE.UU., *Boscombe Down*, Reino Unido, *Brétigny*, Francia, así como instalaciones en toda Europa. Además de estas instituciones, principalmente militares, prácticamente todos los fabricantes de aviones habían creado sus propios departamentos de ensayos en vuelo.



Figura 2: Martin B-26 Marauder frente a un hangar de la NACA.

#### 2.4 FORMACIÓN DE PILOTOS DE ENSAYOS

Durante la Segunda Guerra Mundial surgió la necesidad de brindar un entrenamiento formal y especializado en técnicas y procedimientos de ensayos en vuelo a pilotos e ingenieros que estaban estrechamente involucrados en la ejecución de dichos programas. En el Reino Unido, la *"Test Pilot's School"* fue fundada en Boscombe Down en 1943. Fue renombrada más tarde como *"Empire Test Pilot School" (ETPS)*. La ETPS fue seguida pronto por la *US Army Air Force's Flight Test Training Unit* en septiembre, 1944. La *US Air Force School* en la renombrada *Wright-Patterson Air Force Base (AFB)*, Ohio, se trasladó a *Edwards Air Force Base* en 1951. En Francia la *"Ecole du Personnel Navigant d'Essais et de Réception" (E.P.N.E.R.)* fue inaugurada en Istres.

Aunque estas escuelas fueron denominadas "Escuelas de Pilotos de Ensayo", todas ellas adaptaron cursos para Ingenieros de Ensayos en Vuelo (FTEs). El primer curso de "ala fija" para FTEs comenzó en febrero de 1973 en la *Edwards AFB* y pronto fue seguido por la ETPS en 1974.

La ingeniería de ensayos en vuelo se reconoció como una disciplina académica aparte. Para 1970, se encontraba incluida en los departamentos de ingeniería aeronáutica de varias universidades.



Figura 3: Pilotos de ensayos de la USAF frente a la Experimental Test Pilot School.

## 2.5 ENSAYOS EN VUELO EN ARGENTINA

### *Centro de Ensayos en Vuelo (C.E.V.)*

Los orígenes de los ensayos en vuelo en nuestro país se remontan al año 1928 con la inauguración de la Fábrica Militar de Aviones, y la consiguiente necesidad de ensayar y verificar los desarrollos producidos en el marco de la misma.

El centro de ensayos en Vuelo (C.E.V.) de la Fuerza Aérea Argentina, fue creado el 9 de noviembre de 1961 por Decreto del PEN 10.597 del Presidente Arturo Frondizi. Las instalaciones donde funciona el mismo se encuentran en el predio de la actual Fábrica Argentina de Aviones *FAdeA S.A.* Se trata de un ente dependiente de la Fuerza Aérea Argentina cuya misión es ser referente a nivel nacional en el desarrollo, ensayo y homologación de aeronaves y sus partes en la República Argentina. Dentro de las actividades principales del CEV se encuentran la investigación en temas relacionados con aeronáutica, el ensayo en vuelo de prototipos de nuevas aeronaves, la realización de modificaciones sobre aeronaves existentes y la homologación bajo normas de productos aeronáuticos.

En lo referente al personal de vuelo, el CEV sigue la metodología empleada por el Ejército Del Aire francés. Cada equipo esta generalmente integrado por cuatro especialistas: piloto, ingeniero, instrumentalista y mecánico de ensayos.

El CEV participo en los desarrollos más importantes de la industria aeronáutica nacional, dentro de los cuales podemos citar los siguientes:

- IA-27 Pulqui
- IA-35 Huanquero
- IA-50 Guaraní
- IA-58 Pucará
- IA-63 Pampa



Figura 4: T-34 “Mentor” e IA-63 “Pampa” pertenecientes al C.E.V.

Adicionalmente el CEV ha participado de diversos procesos de modificación de aeronaves, remotorizaciones y desarrollo de nuevos productos. Dentro de esta categoría pueden nombrarse:

- Mirage IIIA / Finger
- Re motorización IA-63 Pampa III
- Ensayos de Armamento en IA-63 Pampa III
- Re motorización IA-58 Pucará

Dentro de las áreas de competencia con las que cuenta el centro, se pueden citar Cualidades de Vuelo, Planta de Poder, Estructuras y Sistemas del Avión entre otras. Para realizar las tareas cuenta con personal especializado en cada una de estas áreas.



Figura 5: Personal del C.E.V.

Según [Ref. 2-1] y [Ref. 2-2]

## 2.6 OBSERVACIONES FINALES

Una observación importante es que durante las últimas décadas, los ensayos de los subsistemas de aeronaves han absorbido alrededor del 70% del tiempo de los ensayos en vuelo. En los programas de ensayo actuales, sólo el 30% del tiempo total se dedica a ensayos de performance, estabilidad y control. Sin embargo, las escuelas de pilotos de ensayos, aún dedican alrededor del 70% de su tiempo de entrenamiento a este tema, lo que ilustra el hecho de que sigue siendo de suma importancia.

Los cambios en la tecnología, los requerimientos y las filosofías mencionadas anteriormente, han provocado cambios drásticos en los métodos de ensayos en vuelo y el alcance del trabajo del FTE. El FTE, tal como lo conocemos hoy, se ha convertido en la figura central de cualquier programa de ensayos en vuelo. Es responsable de la preparación, coordinación, organización, ejecución del programa y presentación de resultados.



---

## CAPÍTULO 3: DESARROLLO, CERTIFICACIÓN Y REGULACIONES

---

### 3.1 SOBRE EL DESARROLLO Y LA CERTIFICACIÓN

Los ensayos en vuelo de cualquier aeronave nueva destinada al uso comercial o militar, se llevan a cabo en dos fases: una fase de "**desarrollo**" y una de "**certificación**". Posteriormente, el "cliente / usuario" puede realizar sus propios ensayos en vuelo para mejorar sus procedimientos operativos de acuerdo a la misión pretendida y capacidades de la tripulación. Lo anterior significa que, el tipo y el alcance de estas pruebas "operacionales" dependen en gran medida de las circunstancias individuales.

En algunos países y/o fuerzas armadas, el desarrollo del programa de ensayos en vuelo es realizado por el fabricante y los ensayos de vuelo de certificación son llevados a cabo por una agencia gubernamental oficial; en otros países, ambas fases se llevan a cabo en conjunto.

Los objetivos de las fases de desarrollo y certificación son diferentes.

**Los ensayos de vuelo de desarrollo** están dirigidos a desarrollar la aeronave hasta el punto en que el fabricante puede afirmar que ha satisfecho el contrato cumpliendo con todas las especificaciones aplicables.

**La fase de certificación** está encaminada a confirmar formalmente que la aeronave cumple con esas especificaciones; particularmente en lo que respecta a cuestiones cualitativas, que son objeto de valoración por parte del piloto. En el caso de aeronaves militares, la "agencia certificadora" suele encargarse también de realizar juicios de valor en favor del cliente, tales como:

- A pesar de que la aeronave cumple con las especificaciones, ¿se demuestra que es eficaz en la función para la cual se adquiere?  
(Nota: Es prácticamente imposible escribir una especificación que garantice que una aeronave será satisfactoria en todos los aspectos, debido a que aspectos como la carga de trabajo del piloto y el impacto del piloto en la aeronave y sus sistemas no pueden definirse en términos cuantitativos; además, el requisito operativo puede cambiar después de que se haya escrito la especificación).
- ¿Existen modificaciones necesarias o deseables?
- ¿Cuáles son las técnicas operativas óptimas, teniendo en cuenta las capacidades de la tripulación?
- ¿Cuál es el "rendimiento" que se puede esperar para los propósitos de la planificación de la misión?



---

Ignorando la construcción, el diseño y desarrollo de una aeronave por el fabricante, generalmente abarca tres etapas principales, a saber:

- I. **Diseño** durante el cual se usa información de experiencias previas e investigación para formular una aeronave cuyas características y capacidades se prevé que satisfagan los requisitos especificados.
- II. **Ensayos en Tierra** durante los cuales se investigan aspectos tales como cualidades de vuelo; utilizando técnicas de modelado y simulación, y se ensayan elementos individuales de la aeronave (o incluso la aeronave completa) en la medida de lo posible, utilizando equipos apropiados.
- III. **Ensayos en Vuelo** durante los cuales se ensayan todos los aspectos de la aeronave completa y de la interfaz hombre / máquina en condiciones representativas del uso previsto.

Se apreciará en la práctica que la distinción entre las tres etapas no es clara. Los ensayos en tierra y en vuelo usualmente revelan deficiencias que requieren un nuevo diseño para remendarlos, impartiendo a la fase de desarrollo un gran elemento de "prueba y arreglo". Por esta razón, el programa de ensayos en vuelo propuesto (basado en las capacidades requeridas, las características de diseño incorporadas y la experiencia de proyectos similares anteriores) sólo puede ser una "mejor estimación" y estará sujeto a modificaciones *ad hoc* según dicten los acontecimientos.

Por otra parte, el programa de ensayos en vuelo de certificación se puede predecir con un grado de confianza razonable, ya que se lleva a cabo en un "producto conocido". Es habitual que las aeronaves militares sean evaluadas oficialmente por la "agencia certificadora" en etapas predefinidas durante el desarrollo, para que el cliente pueda estar seguro de que el proyecto evoluciona satisfactoriamente o para ser advertido de cualquier deficiencia significativa. Como se indicó anteriormente, estos ensayos "oficiales" se concentran en aspectos que dependen de juicio subjetivo y / o familiaridad con la práctica operacional actual. Es importante corroborar los puntos de vista de los pilotos del fabricante ya que; en un primer momento pueden estar sujetos a un conflicto de intereses y en el segundo, es poco probable que esté familiarizado con los estándares actuales de capacitación y competencia de los pilotos de servicio, o con las funciones y tácticas operacionales actuales.

[Ref. 1-2]

### 3.2 REQUERIMIENTOS Y REGULACIONES

Las regulaciones federales para la certificación de aeronaves de ala fija, propulsadas a hélice, datan de la *Air Commerce Act* de 1926, codificada dentro del *Air Commerce Aeronautics Bulletin No 7*, "*Airworthiness Requirements for Aircraft*" del *U.S. Department of Commerce*. Posteriormente, el boletín fue evolucionando en nuevas versiones a partir de revisiones y enmiendas.

En 1930 se estableció la *Civil Aeronautics Authority*, la cual emitió el reemplazo de aquellos boletines mediante la regulación *Civil Air Regulation (CAR) Part 4*. Éste reconoció la necesidad de separar las regulaciones para aeronaves pequeñas y grandes aeronaves de transporte. Más adelante, estas regulaciones fueron sufriendo correcciones e incluyendo helicópteros, división de aeronaves por peso de despegue, aeronaves de agricultura, entre otras. Gran cantidad de aeronaves de hoy día, aeronaves ligeras y algunas de transporte aún usan las CARs como regulaciones de certificación.

### 3.3 REGULACIONES DE LA FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION

En 1958, la *Civil Aeronautics Agency* se convirtió en la *Federal Aviation Administration* y en 1965, se emitieron nuevas regulaciones para certificación de aeronaves. Estas fueron las FAR 23 para pequeñas aeronaves y FAR 25 para aeronaves de transporte. Originalmente eran casi las mismas que las CAR; sin embargo políticas, cambios en la tecnología y accidentes de aviación, determinaron que las mismas sean revisadas y modificadas considerablemente de las originales CAR.

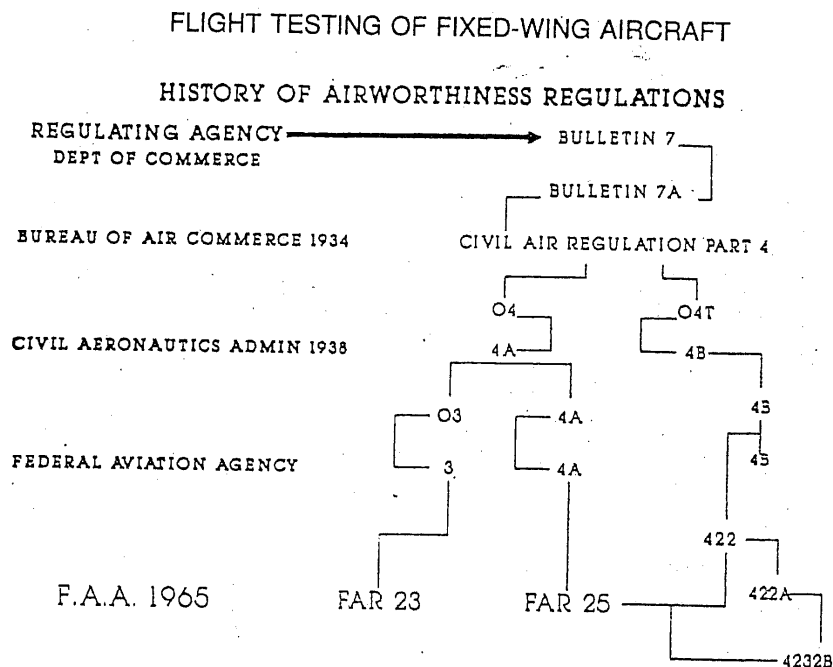


Figura 6: Historia de las regulaciones de aeronavegabilidad en Estados Unidos.

Las normas FAR regulan todas las actividades relacionadas a la aviación en los Estados Unidos; actividades tales como el diseño y mantenimiento de aeronaves, vuelos de aerolíneas, y actividades de formación de pilotos, entre otras.





### 3.4 CODE OF FEDERAL REGULATIONS (CFR)

Recientemente, las regulaciones FAR fueron enmarcadas dentro del *Code of Federal Regulations*. Éste representa una codificación de normas y reglamentos, publicados en el Registro Federal por los departamentos y agencias ejecutivas del Gobierno Federal de los Estados Unidos. El CFR se divide en 50 títulos que representan diversas áreas sujetas a regulación federal. Dentro de este código, las regulaciones aeronáuticas y aeroespaciales pasan a denominarse *CFR Title 14: Aeronautics and Space*.

### 3.5 CIRCULARES DE ASESORAMIENTO DE ENSAYOS EN VUELO DE LA F.A.A.

Dado que en las FAR no se proporcionan los detalles técnicos de cómo realizar ensayos en vuelo. La FAA emitió en 1970 documentos “*how to*” bajo la categoría de “órdenes”. Éstas fueron la *FAA Order 8110.7 “Engineering Flight Test Guide for Normal, Utility and Aerobatic Category Aircraft”* y la *FAA Order 8110.8 “Engineering Flight Test Guide for Transport Category Aircraft”*. Sin embargo, esas órdenes no estaban disponibles para el público en general. Como resultado, la FAA, reescribió estos documentos y los publicó como *Advisory Circulars* o “Circulares de Asesoramiento”. La circular AC No. 23-8 titulada “*Flight Test Guide for Certification of Part 23 Airplanes*” y la AC No.25-7 titulada “*Flight Test Guide for Certification of Transport Category Airplanes*”, reemplazaron a las órdenes anteriores.

Se debe comprender que estas Circulares y Órdenes de la FAA no cuentan con la fuerza legal de las Regulaciones de la FAA, y que los métodos de ensayos en vuelo y técnicas de reducción de datos dados por estos documentos, no son los únicos aceptables en cuanto a la ejecución de los ensayos. Sin embargo, si un aplicante utiliza métodos distintos a los presentes en la circular, esa persona es responsable de demostrar al ente certificador que los métodos son válidos.

### 3.6 OTROS REQUERIMIENTOS

Para la venta de aeronaves o equipamiento aeronáutico en cualquier otro lugar que no sea Estados Unidos, se debe asegurar que los requerimientos de tal país se cumplan. Si bien muchos países aceptan las normas FAR, algunos otros, tales como los países europeos y Australia, no las aceptan. En el caso de los países europeos, la normativa conjunta resulta ser la JAR (Joint Aviation Regulations). Si bien se están llevando a cabo esfuerzos para lograr equivalencias de las normativas JAR y FAR, las aeronaves con certificación bajo normativa previa (CAR 3 y anteriores), pueden presentar problemas de que deben controlarse con las regulaciones del país donde se desea certificar.

[Ref. 1-1] [Ref. 1-4] [Ref. 1-5] [Ref. 3-1]



### 3.7 REQUERIMIENTOS APLICABLES A VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS MILITARES

En cuanto a requerimientos para certificación de sistemas UAV militares, existe un documento emitido por la *NATO*, (*North Atlantic Treaty Organization*) u *OTAN*, ampliamente utilizado incluso por organismos de países que no pertenecen a la organización. Se trata del documento *STANAG 4671*, "*UAV System Airworthiness Requirements*" (*USAR*). El mismo contiene un conjunto de requisitos técnicos de aeronavegabilidad destinados principalmente a la certificación de los sistemas UAV militares de ala fija, con un peso máximo de despegue entre 150 y 20.000 kg que tengan la intención de operar en espacio aéreo no segregado.

En su Primera Edición, de Septiembre de 2009, éste documento establece que:

"If a National Certifying Authority states that a UAV System airworthiness is compliant with STANAG 4671 (and any appropriate national reservations), then, from an airworthiness perspective, that UAV System should have streamlined approval to fly in the airspace of other NATO countries, if those countries have also ratified this STANAG."

Cuya traducción aproximada sería:

"Si una Autoridad Nacional de Certificación declara que la aeronavegabilidad de un Sistema UAV cumple con la STANAG 4671 (y las reservas nacionales apropiadas), entonces, desde el punto de vista de la aeronavegabilidad, dicho Sistema tendrá aprobación para volar en el espacio aéreo de otros países de la OTAN, si estos países han ratificado también este STANAG"

Los requisitos contenidos en los *USAR*, representan los mínimos aplicables para cumplir con los objetivos de seguridad, tanto del equipo operador como de terceras partes. Pueden ser incrementados por condiciones especiales (requisitos adicionales de aeronavegabilidad) requeridos por Autoridades Certificadoras particulares. Los *USAR* están destinados a ser aplicados por las autoridades certificadoras dentro del marco regulatorio nacional pertinente de cada país, y pueden no ser suficientes para la certificación de Sistemas UAV de características no convencionales, novedosas o extremadamente complejas.

La intención de los *USAR* es corresponder lo más exactamente posible a un nivel mínimo comparable de aeronavegabilidad para aviones de ala fija, tal como se expresa en los documentos *CFR Título 14 Parte 23* y *EASA CS-23* (de los cuales deriva), incluyendo ciertas características únicas de los sistemas de UAV que requieren requisitos adicionales o subpartes especiales.

[Ref. 1-3]



---

## REFERENCIAS DE LA PARTE 1

- [1-1] “*Flight Testing of Fixed-Wing Aircraft*”, Kimberlin, Ralph D., University of Tennessee. (2003). ISBN 1-56347-564-2.
- [1-2] RTO AGARDograph 300, Flight Test Techniques Series – Volume 14 “*Introduction to Flight Test Engineering*”, NATO, Research and Technology Organization (ADA 444990).
- [1-3] STANAG 4671 “*Unmanned Aerial Vehicles Systems Airworthiness Requirements*”, (USAR), NATO Standardization Agency, 2009.
- [1-4] *Federal Aviation Regulations (FAR)*, Department of Transportation, Federal Aviation Administration, Washington DC, USA.
- [1-5] *Joint Airworthiness Requirements (JAR)*, Airworthiness Authority Committee.
- [2-1] Artículo “El Centro de Ensayos en Vuelo de la .FA.A.”  
<http://avionesguerra.blogspot.com.ar/2009/03/centro-de-ensayos-en-vuelo-de-la-faa.html>
- [2-2] Artículo “Centro de Ensayos en Vuelo CEV”  
<http://www.taringa.net/comunidades/militares-en-t/6559529/CENTRO-DE-ENSAYOS-EN-VUELO-CEV.html>
- [3-1] *Code of Federal Regulations (CFR) Title 14: Aeronautics and Space*. Office of the Federal Register (United States).



## PARTE 2: INTRODUCCIÓN AL PROYECTO

---

## CAPÍTULO 4: BACKGROUND DEL PROYECTO

### 4.1 DESCRIPCIÓN DE UN SISTEMA AÉREO NO TRIPULADO (UAS)

A grandes rasgos, un *UAV* (*Unmanned Aerial Vehicle*) o Vehículo Aéreo No Tripulado, puede ser definido como una aeronave que no cuenta con una tripulación, sino que la misma es reemplazada por sistemas electrónicos autónomos que lo conducen, adquieren datos, envían y reciben información desde una base terrena

Hoy en día ya no se habla solamente de UAV, puesto que en realidad, la aeronave es solo una parte de un sistema más abarcativo y complejo. Se implementa en términos generales el concepto de **Sistema Aéreo No tripulado (Unmanned Aerial System, UAS)**.

Este sistema está conformado básicamente por una serie de ítems a saber:

- Aeronave UAV propiamente dicha, que llevará los sistemas necesarios para el vuelo y la carga paga.
- Estación Terrena de control, que alberga a los operadores y es la interface entre el UAV, los humanos y el resto de los subsistemas.
- Enlace de Datos de comunicación, enlaza la base y subsistemas de la aeronave y su carga paga y permite el intercambio de información en tiempo real.
- Sistema de Logística Equipo de soporte, que incluye el lanzamiento / recuperación, mantenimiento, transporte, etc.

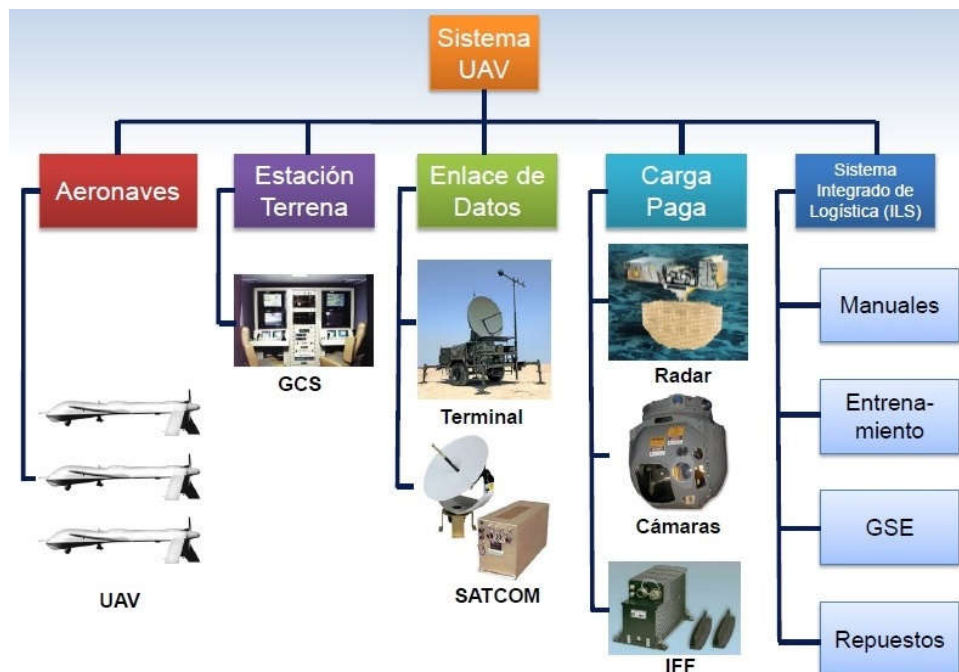


Figura 7: Esquema representativo de un Sistema Aéreo no Tripulado.

Son especialmente aptos para tareas que suponen grandes riesgos para la tripulación o que requieran operaciones de muchas horas de duración pero de baja complejidad, de forma de no exponer a las personas. En general se puede decir que realizan:

- Tareas sucias: Monitoreo o relevamientos en ambientes con contaminación química o nuclear.
- Tareas peligrosas: Sobrevuelo en zonas enemigas, ya que por su tamaño son difíciles de interceptar. Inspecciones de líneas de alta tensión o de grandes incendios, u operación en condiciones climáticas muy adversas.
- Tareas encubiertas: Cuando no se quiere alertar a los "enemigos" (otras fuerzas armadas en el caso militar, o criminales por ejemplo en el caso civil)
- Investigación: Se implementan con fines científicos, para someter a sistemas a condiciones realistas, realizar mediciones de la atmósfera, etc.

Como se puede imaginar, las aplicaciones de estos sistemas son muy variadas, y encuentran utilización tanto en el ámbito civil como el militar.

Dentro de los CIVILES se pueden citar ejemplos tales como:

- Fotografía aérea
- Agricultura
- Guardia costera
- Monitoreo climático o meteorológico
- Ayuda para búsqueda y rescate
- Monitoreo de costas y fronteras, o márgenes de ríos
- Control de incendios
- Control de oleoductos o gasoductos
- Incursiones a zonas de desastres o peligrosas
- Control de narcotráficos
- Enlaces de comunicaciones



Figura 8: Fumigación selectiva y control de vegetación.



Figura 9: Control de incendios.

A su vez, también desarrollan de forma óptima tareas del ámbito MILITAR:

- Inteligencia, Vigilancia y Reconocimiento
- Ataque y supresión de defensas enemigas
- Ubicación y control de objetivos
- Localización y destrucción de explosivos
- Guerra electrónica
- Enlaces de comunicaciones
- Superioridad aérea

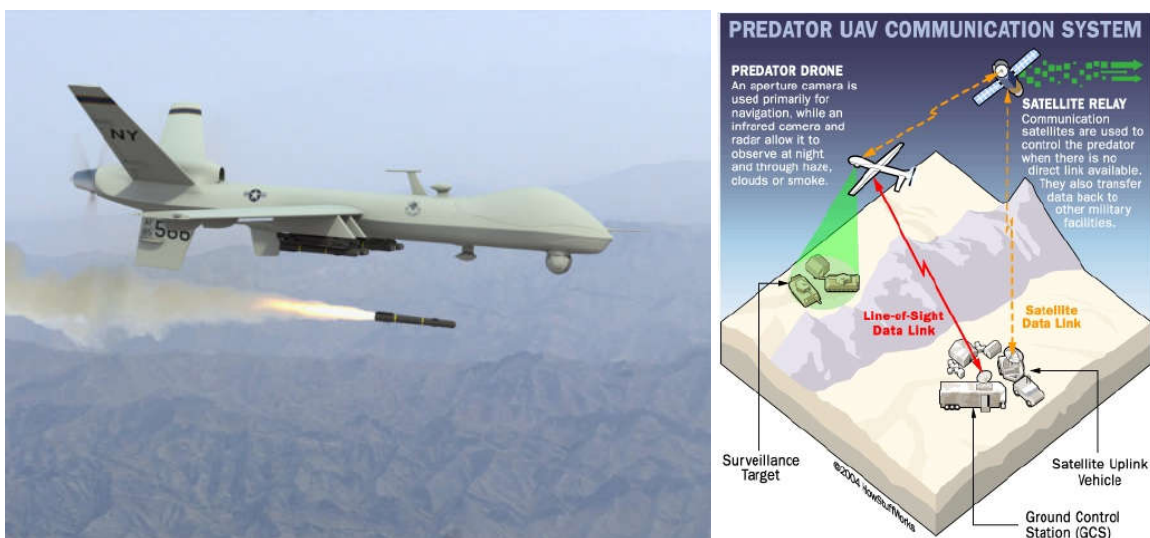


Figura 10: MQ-9 “Reaper” disparando un misil “Hellfire” y Esquema del enlace de datos.

Según Ref. [4-1], Ref. [4-2] y Ref. [4-1]

#### 4.2 CLASIFICACIÓN DE LOS UAVS

Los vehículos aéreos no tripulados pueden clasificarse de acuerdo a diferentes aspectos, tales como peso y tamaño; alcance, autonomía y altitud. A los fines de este trabajo solo se presenta la clasificación de la OTAN, dentro de la cuál, la aeronave en estudio se encuentra dentro de la categoría *MALE*.

A continuación, se presentan una tabla y una figura explicativas resumiendo la clasificación según la OTAN. Extraídas de Ref. [4-2].

Clasificación según la OTAN			
Clase	Rango de Peso [Kg]	Categoría	Radio accion [km]
Clase I	< 150	Micro <2 Kg	5
		Mimi 2 - 20 Kg	25
		Small >20 kg	50
Clase II	150 - 600	Tácticos	200
Clase III	>600	Combate	Sin limite
		MALE	
		HALE	

Tabla 1: Clasificación de UAVs según la OTAN.

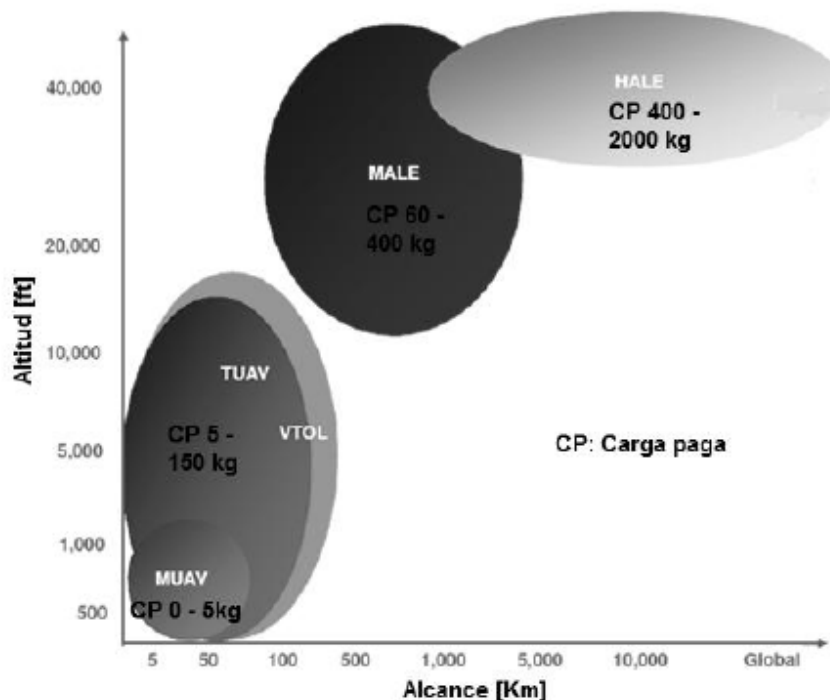


Figura 11: Clasificación de UAVs según Alcance y Altitud.



#### 4.3 ORIGEN DEL PROYECTO “VIGÍA 2A”

Originalmente como *Proyecto PAE-22365*, la aeronave *VIGÍA 2A*, fue ideada por personal del Departamento de Sistemas Especiales, del Centro de Investigaciones Aplicadas (CIA) y el Departamento de Mecánica Aeronáutica de la Facultad de Ingeniería del Instituto Universitario Aeronáutico (IUA); y bajo financiación del Ministerio de Ciencia y Tecnología. Esta iniciativa capta la atención de la Fuerza Aérea Argentina, que manifiesta interés en contar con una aeronave militar de estas características.

Entonces, ahora financiado por Fuerza Aérea Argentina, el proyecto pasa a depender de la Dirección General de Investigación y Desarrollo terminando la participación del IUA en el mismo y se continúa como *Proyecto FAS-0091*. El mismo comienza a gestarse bajo la consigna de desarrollar un aparato táctico medio, de diseño nacional y aplicación militar.

Se construye un primer prototipo pensado como un demostrador tecnológico, el cuál permita poner a punto las metodologías de diseño, procesos productivos, integración de sistemas y comprensión de las tecnologías involucradas. Por parte de los usuarios, sería un vehículo de usos múltiples que le permitiría generar la doctrina de uso de grandes UAVs, siendo a su vez apto para cubrir un amplio rango de necesidades tácticas, tales como tareas de *Intelligence, Surveillance, and Reconnaissance (ISR)*.

Dicho prototipo, constituye el objeto de estudio de este trabajo.



Figura 12: Mockup del PAE-22365 junto a su modelo a escala 1:2 en el SINPRODE 2011.



#### 4.4 REQUERIMIENTOS OPERATIVOS

Los requerimientos, inspirados en necesidades militares, propuestos por personal del Departamento de Sistemas Especiales, del Centro de Investigaciones Aplicadas (CIA) consisten en el desarrollo una aeronave con las siguientes características:

Designación: Vehículo Aéreo No tripulado UAV Clase II VIGÍA 2A

Propósito: Proveer de un medio de vigilancia de fronteras, de despliegue rápido

Características Operativas:

- Futura certificación bajo norma USAR (STANAG 4671)
- Operable en modo remoto y R/C
- Despegue y aterrizaje R/C
- Capacidad de *back home* automática en caso de pérdida de enlace
- Despegue y Aterrizaje en pistas semi-preparadas
- Capacidad de observación hacia adelante para pilotaje remoto en tiempo real
- Audio y Video en tiempo real
- Capacidad de llevar una carga útil de hasta 50 kg, fundamentalmente cámaras tipo *HawkEye*. Posibilidad de comandar la cámara remotamente

Performances deseables:

- Perdida no mayor a 45 ktas
- Velocidad de crucero deseable: no menor a 70 ktas ni mayor a 90 ktas a la Altitud Operativa
- Altitud Operativa: 15000 ft
- Autonomía: 10 hs
- Capacidad STOL, despegue no mayor a 300 mts y aterrizaje no mayor a 500 mt, considerando 50 ft de altura de seguridad



---

## CAPÍTULO 5: SISTEMA A EVALUAR

---

Este capítulo identifica la unidad de ensayos (sistema a evaluar), describe las características y algunos de los subsistemas que lo integran.

### 5.1 AERONAVE PROTOTIPO

El Vigía 2A es un vehículo aéreo no tripulado de altas prestaciones, categorizado como *MALE (Medium Altitude Long Endurance / Altitud Media Larga Autonomía)* Clase II, con capacidad de navegación autónoma y enlace satelital. Tomando como guía para diseño, fabricación y ensayos, la norma USAR (STANAG 4671) su desarrollo ha evolucionado desde un modelo a escala 1:2 (Clase I) en el cual se ha probado el concepto de vuelo, comando y control.

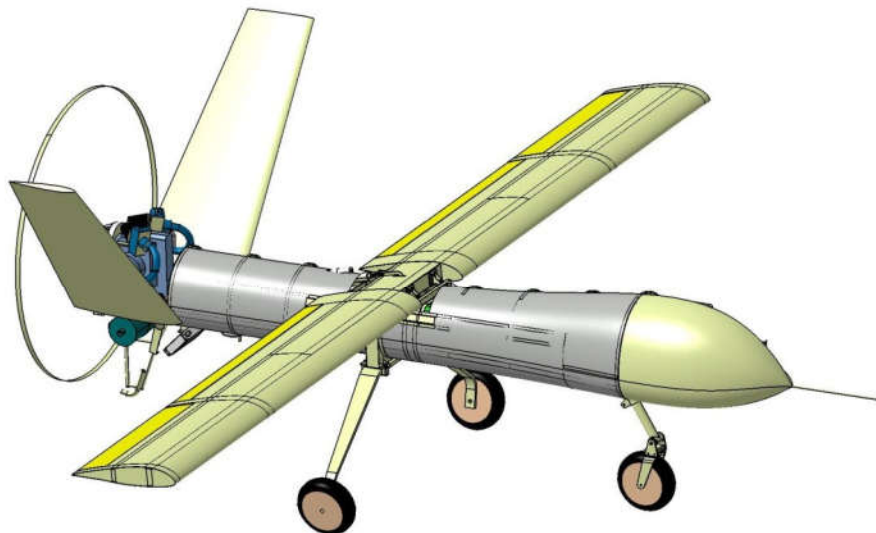


Figura 13: Modelo CAD de la aeronave UAV VIGÍA 2A.

La sección posterior del fuselaje posee dos derivas dispuestas en V, tras las que se encuentra dispuesto el motor HKS 700E de dos cilindros horizontales opuestos cuya potencia máxima es de 60 HP. El mismo acciona una hélice cuatripala en configuración pusher de paso fijo regulable en tierra, y posibilita el desplazamiento a una velocidad máxima de 115 kt. (212,98 Km/h), en una altitud de misión de 15.000 Ft. (4.572 m).

Su navegación está controlada desde un piloto automático GPS / INS *Piccolo II Plus* de la empresa *Cloud Cap Technology* con capacidad para despegue y aterrizaje automático. El equipo cuenta con capacidad de enlace radial y satelital con la estación de control, ya que por su autonomía es posible que el UAV se aleje fuera del alcance visual imposibilitando el enlace de comunicación normal. Además, ante la interrupción del enlace le permite poder regresar de manera segura a su base. Permite ingresar y procesar un máximo de 1000 waypoints.



Posee una computadora de abordo que controla sistemas y condiciones de vuelo, siendo capaz detectar anomalías y definir una situación de emergencia. Para estas situaciones, el avión cuenta con un paracaídas balístico como equipamiento estándar.

Dispone de un espacio utilizable para carga útil de 0,4 x 0,4 x 0,8 m<sup>3</sup> y hasta 50kg de peso. Inicialmente fue configurado para portar una carga útil de referencia, compuesta por una cámara giro-estabilizada de 35 Kg.

Sus bondades serán las de una plataforma de uso múltiple, eso contempla un abanico de misiones variadas, desde la simple observación, controles de alta toxicidad química y radiológicas, el escaneo IR del terreno, entre otras funciones.

En resumen, sus características técnicas son:

### Dimensiones

- Superficie alar: 3,6 m<sup>2</sup>
- Envergadura: 6 m
- Largo Total: 4,1 m
- Altura máxima: 1,6 m
- Ancho del Fuselaje: 0,45 m
- Peso máximo de despegue: 300 Kg

### Planta Propulsora

- Motor de cuatro tiempos, dos cilindros HKS 700E
- Potencia Máxima: 60 HP
- Helice Powerfin 4 palas
- TBO: 1000 hs

### Navegación

- GPS / INS (Autopiloto Pícolo 2+) con capacidad de despegue y aterrizaje automático y enlace SAT

### Emergencia

- Paracaídas balístico de recuperación

### Performance

- Autonomía: 2,5 Hs
- Velocidad máxima: 115 KCAS
- Altitud de misión típica: 15000 ft
- Tiempo de ascenso hasta altura de crucero: 20 minutos
- Carga paga: 50 Kg



- Peso máximo al despegue: 300 Kg
- Capacidad volumétrica disponible:  $0,4 \times 0,4 \times 0,8 \text{ m}^3$
- Potencia disponible (opcional): 1500 W

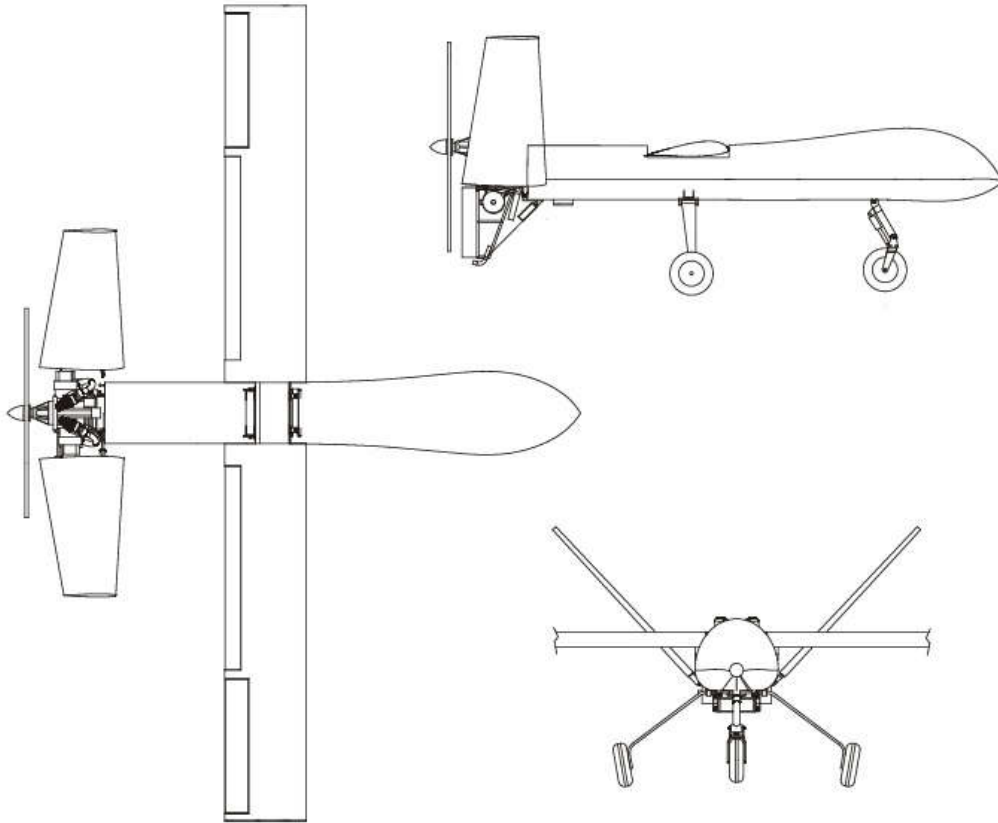


Figura 14: Tres vistas de la aeronave UAV VIGÍA 2A.

Características técnicas extraídas de *Ref. [5-1]* y *Ref. [4-2]*.

## 5.2 SUBSISTEMAS Y EQUIPAMIENTO

Se describen brevemente a continuación, algunos componentes que forman parte del Sistema Aéreo No Tripulado, dentro del cual se encuentra el VIGÍA 2A. Es posible clasificarlos según su medio de operación como Sistemas Aerotransportados y Sistemas Terrestres. Para una guía más completa de los sistemas consulte *Ref. [5-2]* y *Ref. [5-3]*.

### *Sistemas Aerotransportados*

Hacen referencia a aquellos que se encuentran dentro de la aeronave y cumplen su función permitiendo el vuelo de la misma y el desarrollo de la misión. Realizan tareas de control, adquisición de datos y demás funciones que permiten que el UAV se encuentre operacional. Se describen algunos de ellos a continuación:

### *PICCOLO Flight Management System*

Los Pilotos automáticos Piccolo proporcionan una solución completa en cuanto a sistema de aviónica, incluyendo piloto automático, sensores de vuelo, de navegación, comunicación inalámbrica e interfaces de carga útil, todo en un paquete pequeño y altamente integrado. Estos equipos, son especialmente diseñados para equipar aeronaves remotamente controladas:

- De Ala Fija
- Multi-rotores
- Helicópteros
- Híbridos

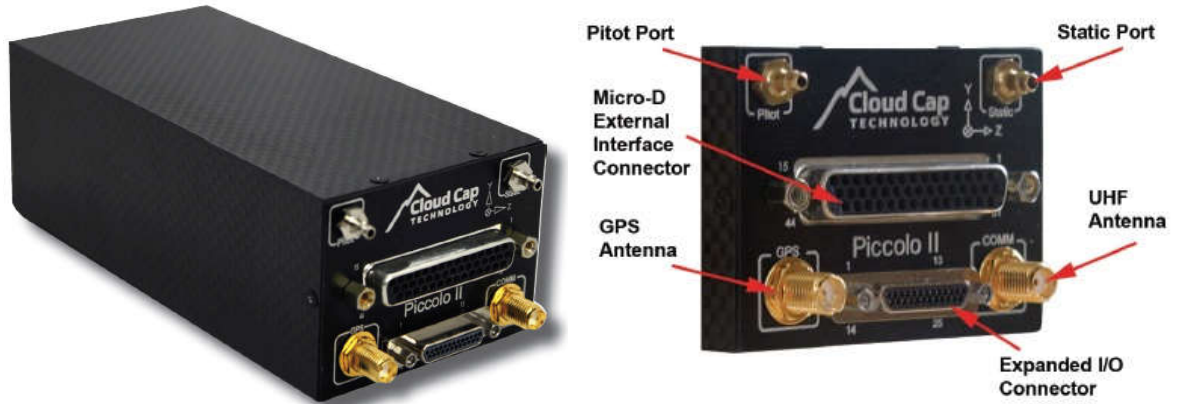


Figura 15: Cloud Cap Technology “Piccolo II” y panel de conexiones.

#### Características principales:

- Solución integrada completa, que incluye todos los sensores necesarios (datos de aire, inerciales, GPS) y radio de enlace de datos, en un pequeño recinto blindado EMI. El alto nivel de integración reduce los esfuerzos, riesgos y costos de la instalación en la aeronave.
- Soporta operaciones de cualquier UAS de ala fija o VTOL. (Soporta pista de aterrizaje, globos o lanzamiento con catapultas; y recuperación en pistas, fijas o móviles).
- Soporta tres modos de vuelo: autónomo, estabilidad aumentada en dirección y control manual.
- Soporte *Plug-and-Play* de periféricos, incluyendo TASE *gimbals*, transpondedor, magnetómetro, Iridium, receptor RTK GPS, altímetro láser, etc.
- Modos de simulación *software-only* y *full hardware-in-the-loop* compatibles como parte del sistema básico. Estos modos optimizan los preparativos de laboratorio y reducen el riesgo en los pasos iniciales de vuelo autónomo.
- Incluido en varios UAV certificados por la FAA y certificados por NAVAIR.

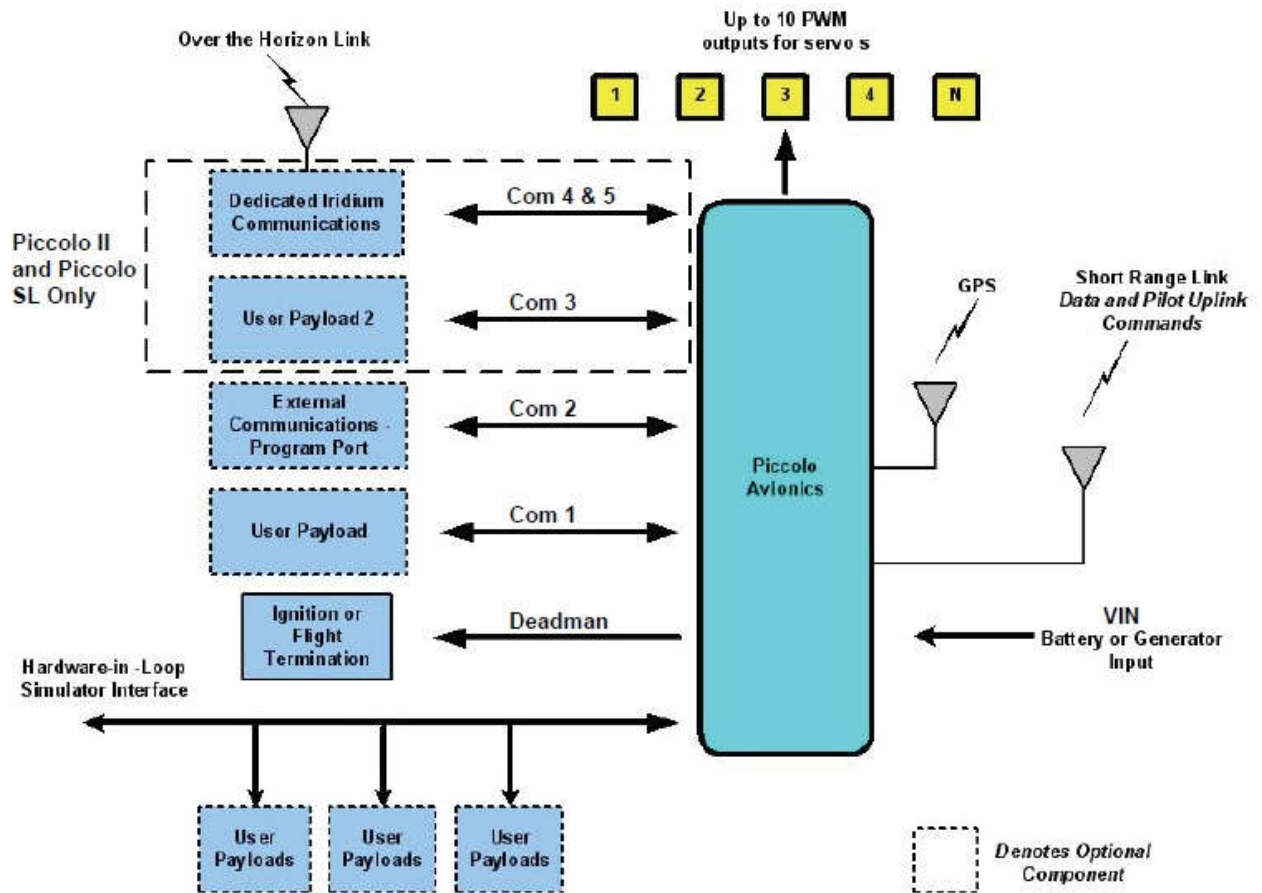


Figura 16: Configuración típica de aviónica.

### Sistema de Referencia de Actitud y Rumbo (AHRS, Attitude and Heading Reference System)

Un AHRS es una unidad que consta de sensores de tres ejes, que proporcionan información de actitud para las aeronaves, incluyendo rumbo, cabeceo y guiñada. Están diseñadas para reemplazar los instrumentos giroscópicos mecánicos tradicionales y proporcionar mayor fiabilidad y precisión. Consiste en elementos microelectromecánicos (MEMS) de estado sólido, como giróscopos, acelerómetros y magnetómetros en los tres ejes. La diferencia clave entre una unidad de medición inercial (IMU) y un AHRS es la adición de un sistema de procesamiento a bordo en un AHRS, que provee resolución de actitud y el rumbo, contra una IMU que simplemente proporciona datos de los sensores a un dispositivo adicional que resuelve. Además de determinar la actitud, un AHRS también puede formar parte de un sistema de navegación inercial.

El sistema AHRS utilizado en el UAV VIGÍA-2A es el MTi-G (inertial Motion Trackers), fabricado por Xsens Technologies B.V.

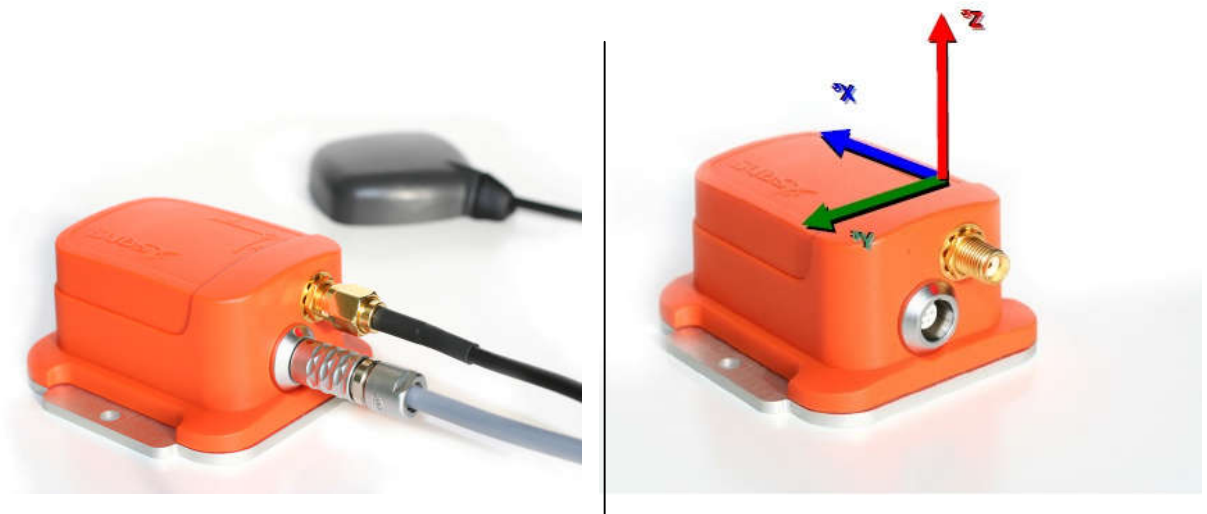


Figura 17: Unidad sensor MTi-G y sistema de coordenadas del mismo.

El MTi-G es Sistema de Actitud y Rumbo Referencia (AHRS) de seis grados de libertad, de pequeño tamaño y bajo peso. Contiene acelerómetros, giróscopos, magnetómetros en 3D, receptor GPS integrado, sensor de presión estática y sensor de temperatura. Su procesador interno de señales de baja potencia proporciona en tiempo real y en 3D la orientación, así como aceleración en 3D, tasa de giros en 3D, campo-magnético terrestre en 3D, la posición en 3D y datos de velocidad en 3D.

El MTi-G es una unidad de medición excelente para la estabilización y el control de equipos robóticos y vehículos tanto de aire como de superficie, incluso durante situaciones de aceleraciones a largo plazo.

Se pueden nombrar otros componentes importantes que no se detallaron, también aerotransportados, e indispensables para el vuelo y la funcionalidad de la aeronave:

- Modem Data Link
- Sensor altimétrico
- Tubo pitot y sondas estáticas
- Servos
- Cámaras
- Cables de conexión y buses de datos
- Antenas





Figura 5-6: Módulo Data Link MHX910A-HV-LITE.

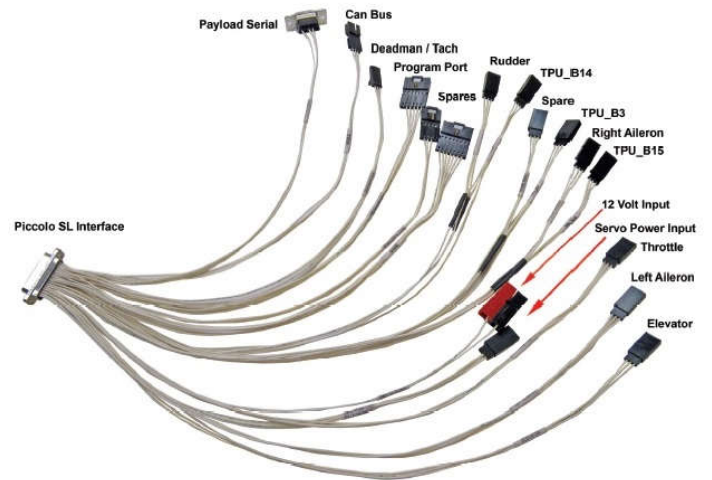


Figura 5-7: Cables de conexión.



Figura 5-8: Sensor altimétrico.

### *Sistemas Terrestres*

Hacen referencia a aquellos sistemas que permanecen en tierra durante la operación de la aeronave, y permiten que la misma funcione y realice su misión. Se describen algunos de ellos a continuación.

### *Piccolo Portable Ground Station*



Figura 18: Piccolo Portable Ground Station.

Las estaciones terrenas Piccolo se basan en la misma familia de hardware que constituye el componente aéreo del sistema. Cumplen la función de gestionar la conexión inalámbrica de uno más equipos Piccolo, emulando la consola del piloto, suministrando correcciones diferenciales por GPS a la aviónica, y funcionando como interfaz del operador.

La estación terrena portátil ofrece una opción flexible, robusta y bien equipada para operaciones de vuelo típicas en entornos de campo:

- Estación completa provista en un estuche robusto con espacio de almacenamiento para cables, antenas, etc.
- Soporta un amplio rango de radiofrecuencias e incluye la integración opcional de un enlace secundario.
- Se puede actualizar para incluir sistemas Iridium sat-comm.
- Se puede actualizar para incluir un receptor RTK GPS para mayor precisión.

En el proyecto Vigía 2A, la *Piccolo Portable Ground Station* se encuentra integrada a una estación de comando y control, desde donde también se encuentra el puesto del piloto y el de control de misión. Posteriormente este equipamiento fue mejorado e incluido dentro de la estación terrena móvil que se observa en la *Figura 20*.



Figura 19: Estación de commando y control provisoria.



Figura 20: Estación terrena móvil de la F.A.A. durante ensayos en Chicalal.



---

## CAPÍTULO 6: REGULACIONES DE REFERENCIA Y METODOLOGÍA DE USO

---

### 6.1 MARCO REGULATORIO MILITAR LOCAL

En Argentina, el marco regulatorio de aeronavegabilidad en el ámbito militar, se encuentra regido por el *Reglamento de Aeronavegabilidad Militar (RAM)*. Cuya finalidad, según la define el propio documento es “*fixar los criterios rectores y pautas generales para asegurar las condiciones de aeronavegabilidad de las aeronaves militares, basándose en los fundamentos, principios y prácticas utilizadas por los organismos de aeronavegabilidad nacionales, internacionales y los propios de las FFAA*”.

El organismo encargado de controlar y coordinar las acciones para el cumplimiento de la aeronavegabilidad militar es la *Dirección General de Aeronavegabilidad Militar Conjunta (DIGAMC)*.

Existen directivas para el cumplimiento del RAM que se denominan *DIRAMs*, las mismas abarcan a toda aquella actividad, personal técnico, documentación, materiales e infraestructura, que contribuya a lograr la condición de aeronavegabilidad en las aeronaves militares.

En lo respectivo al desarrollo y certificación de productos aeronáuticos, resulta aplicable el documento *DIRAM Parte 4 “Certificación de Material Aeronáutico”*. El mismo tiene como finalidad “*establecer los conceptos, requisitos, procesos y responsabilidades asociadas para la certificación inicial y de aeronavegabilidad continuada de productos y partes aeronáuticos empleados en las aeronaves con matrícula militar argentina*”

Con el auge de las aeronaves UAV a nivel mundial, surge la necesidad de contar con un marco regulatorio específico para su desarrollo y operación dentro del ámbito militar local, se emite la Circular de Aeronavegabilidad militar *CAM 4-1 “Sistemas de Aeronaves No Tripuladas”* cuyo objetivo es establecer los conceptos básicos relacionados con la aeronavegabilidad de sistemas no tripulados. Esta CAM toma como referencia los siguientes documentos:

- RAM PC 14-05
- DIRAMs
- STANAG 4671
- CIR 328-AN190
- ORDER 8130.34 FAA
- ASTM F-38.01
- AFS 400 UAS FAA
- ET-DEF 454
- Informe ANT EMCO 2009

De las referencias presentadas puede observarse la presencia del documento *STANAG 4671*, el cual resulta fundamental para este trabajo final, por ser una guía aprobada por la OTAN, para realizar la certificación aeronáutica de un sistema aéreo no tripulado.

Véase *Ref. [6-1]*, *Ref. [6-2]* y *Ref. [6-3]*.



## 6.2 APLICABILIDAD AL PROYECTO

La aeronave UAV Vigía 2A es un prototipo concebido como demostrador tecnológico; cuyo fin es sentar bases para la fabricación y puesta a punto de estos sistemas, y permitir la futura certificación del modelo definitivo de UAV. Entonces las etapas de diseño, desarrollo y ensayos de este prototipo, se encaran tomando en consideración los requerimientos expresados en STANAG, las cuales proveen requisitos técnicos mínimos de aeronavegabilidad que deben cumplir los UAVs que pretendan operar en los países de la OTAN.

Es por lo anterior, que en el proyecto, el uso de esta regulación es de carácter orientativo durante el mismo, con el fin de establecer un procedimiento ordenado para las etapas de diseño, desarrollo y ensayos.

## 6.3 REQUERIMIENTOS STANAG 4671 (USAR)

Según se describe en el título “*SCOPE, DERIVATION AND STRUCTURE OF USAR*” del documento, *Ref. [6-4]*. La intención de los requerimientos USAR es corresponder lo más exactamente posible a un nivel mínimo de aeronavegabilidad para aviones de ala fija, comparable a lo expresado en los documentos *CFR Título 14 Parte 23* y *EASA CS-23* (de los cuales deriva), incluyendo ciertas características únicas de los sistemas de UAV que requieren requisitos adicionales o subpartes especiales.

El documento STANAG 4671, es un código de aeronavegabilidad derivado de los requisitos de la *EASA CS - 23* (ex *JAR 23*) complementado con elementos de los siguientes documentos sobre seguridad y aeronavegabilidad de UAVs:

Title	Date
JAA Eurocontrol UAV Task Force – Final Report	05/2004
Airworthiness standard for Unmanned aerial vehicles, RAI-UAV - Ente Nazionale Aviazione Civile – (Italy)	1999
Design standards UAV - Civil Aviation Safety Authority (Australia)	05/2000
Design and airworthiness requirements for UAV systems – DEF STAN 00-970 Part 9 (UK MOD)	05/2002
USICO (Unmanned Safety Issues for Civil Operations)– WP 2400 – Certification review item (CRI) “stall demonstration”	01/2004
AC23.1309-1C – Equipment, Systems, and Installations in Part 23 Airplanes – FAA. (USA)	03/1999
TSO C23d – Minimum Performance Standards for Parachute assemblies and Components, Personnel (USA)	07/1992
Special Conditions : Ballistic Recovery Systems Cirrus SR-20 Installation – 14 CFR Part 23 – FAA (USA)	10/1997

Tabla 2: Títulos que complementan a STANAG 4671.



Los requerimientos que se incluyen, se ordenan en 9 subpartes interrelacionadas, las cuales cubren las áreas que se muestra en la *Tabla 3*. Las subpartes A-G derivan directamente de las CS - 23. Mientras que las subpartes H e I siguen el formato de CS-23, pero son exclusivas de USAR.

		UAV System				
		UAV	Command and control data link	Communication system	UAV control station	Other ancillary elements
<b>A</b>	General	X	X	X	X	X
<b>B</b>	UAV Flight	X				
<b>C</b>	UAV Structure	X				X
<b>D</b>	UAV Design and Construction	X				X
<b>E</b>	UAV Powerplant	X				
<b>F<sup>3</sup></b>	Equipment	X				
<b>G</b>	Operating limitations and information	X	X	X	X	X
<b>H</b>	Command and control data link Communication system		X	X		
<b>I</b>	UAV control station				X	

Tabla 3: Organización de los USAR.

#### 6.4 METODOLOGÍA Y USO DE LOS REQUERIMIENTOS USAR EN EL T.F.G.

En los párrafos a continuación, se explicará la metodología empleada en las *PARTE 3* y en la *PARTE 4* de este trabajo, y el uso dado a los requerimientos USAR.

**En la PARTE 3: “Estrategia y Metodología de un Plan de Ensayos”**, se describen a rasgos generales, los ensayos que *deberían* implementarse en un programa completo de un vehículo aéreo. Esto se realiza, según lo que describen autores experimentados en el documento base de este trabajo: “*Introduction to Flight Test Engineering*”, AGARDograph 300, Flight Test Techniques Series – Volume 14. [Ref. 1-2]; y se complementa con variada documentación, referida al final de cada ensayo.

No todos los ensayos descritos en *PARTE 3* aplican al prototipo de aeronave del proyecto. Algunos de ellos no se realizarán, debido a ser demasiado complejos de implementar o se los considera innecesarios por ser un prototipo demostrador.

El equipo de ensayos del proyecto determinó cuales ensayos se pretendía cumplimentar y cuáles se dejarían para los siguientes prototipos. Estas decisiones y su fundamentación quedan expresadas en un documento denominado “**Lista de Cumplimiento**” (véase *ANEXO 1: LISTA DE CUMPLIMIENTO DEL PROYECTO UAV VIGIA 2A*), el cual está separado en subpartes que se corresponden con las de la regulación. En él, se expone cada artículo y se especifica la aplicabilidad al proyecto, el método de cumplimiento, referencias, y documentos e informes técnicos de cada uno de ellos. Véase *Tabla 4* a continuación.



REF Metodos de Cumplimiento						
DE: Diseño - GT: Ground Test - FT: Flight Test - AN: Analisis - SI: Similaridad - PX: Pedido Excepcion - NA: No aplicable						
REGULACION: STANAG 4671 (EDITION 1) - UNMANNED AERIAL VEHICLES SYSTEMS AIRWORTHINESS REQUIREMENTS (USAR)	C	N/C	Metodo Cumplimiento	Referencia	DOC/DWG/PLANO/REMARK	
<b>Subpart C - UAV Structure</b>						
<b>GENERAL</b>						
U301	Loads			AMC 301		
a		X	DE		Considerado en IT de cargas 08-011/09	
b		X	DE		Considerado en IT de cargas 08-011/09	
c		X	DE		Considerado en IT de cargas 08-011/09	
d		X	DE		Considerado en IT de cargas 08-011/09	
e		X	DE		Considerado en IT de cargas 08-011/09	
U302	Canard or Tandem Wing Config.					
a			X	NA	diseño no canard ni tandem	
b			X	NA	diseño no canard ni tandem	
U303	Factor of Safety	X	DE		Considerado en IT de cargas 08-011/09	
U305	Strenght & Deformation					
a		X	DE		incluido en IT de Prop ensayos estructurales (A Presentar)	
b		X	DE		incluido en IT de Prop ensayos estructurales (A Presentar)	
U307	Proof of Structure			AMC 307		
a		X	AN, GT		Inc. en doc de comp analiz /a ensayar	
b		X	AN, GT		Inc. en doc de comp analiz /a ensayar	
c		X	AN, GT		Inc. en doc de comp analiz /a ensayar	
d		X	AN, GT		Inc. en doc de comp analiz /a ensayar	

Tabla 4: Fragmento de la Lista de Cumplimiento del proyecto. USAR Subpart C.

**En la PARTE 4: “Aplicación a la Aeronave No Tripulada VIGÍA 2A”**, hacemos uso de dichos requerimientos, particularmente aquellos que se cumplimentan mediante ensayos. Se procede entonces, a analizar la Lista de Cumplimiento provista por el equipo de ensayos del CIA.; se revisa cada subparte, artículo por artículo, con el fin de verificar la aplicabilidad, y que los métodos de cumplimiento determinados sean los adecuados.

Posteriormente, se seleccionan algunos ensayos de la **PARTE 3**, y se realiza la descripción de los mismos, detallando procedimientos, metodologías y medios de verificación específicos, con el fin de dar cumplimiento a dichos ensayos de acuerdo a lo requerido por las USAR aplicables. Para llevar a cabo lo anterior se sigue la guía y recomendaciones de los siguientes documentos (entre otros):

- AC 23-8C – “Flight Test Guide for Certification of Part 23 Airplanes”
- AC 90-89A – “Amateur-Built Aircraft and Ultralight”
- FTM-108, “Fixed Wing Performance”
- FTM-104, “Fixed Wing Performance Test Manual”
- Diversas ACs
- Métodos AMCs
- Otras publicaciones

Así como también, de experiencias de ensayos ya realizados en el C.I.A., criterios y experiencia de otros colaboradores idóneos en la temática y criterio de los autores de este trabajo.



Para ampliar, revise las referencias específicas de cada ensayo en *PARTE 4*.

## REFERENCIAS DE LA PARTE 2

- [4-1] “*Plan Nacional de UAV*”, Presentación Seminario IUA, Scarpin, Gustavo, 7 de Septiembre, 2011.
- [4-2] “*Diagramación, organización y puesta en práctica de una campaña de ensayos en túnel de viento para un vehículo aéreo no tripulado Clase 2*”, Fermani, Santiago. Trabajo Final de Grado I.U.A., 16 de mayo de 2014.
- [4-3] “*Unmanned Aircraft System: UAVs design, development and deployment*”, Austin, R. (2010). John Wiley & Sons.
- [5-1] “*Vigía 2A, el nuevo MALE de la Fuerza Aérea Argentina*”. Artículo del foro Zona-Militar. 22 de mayo de 2016.  
<https://www.zona-militar.com/2016/05/22/vigia-2a-el-nuevo-male-de-la-fuerza-aerea-argentina/>
- [5-2] “*Piccolo II*”, Cloud Cap Technologies.  
  
<http://www.cloudcaptech.com/products/detail/piccolo-ii>
- [5-3] “*MTi-G User Manual and Technical Documentation*”, Xsens Technologies B.V., Document MT0137P, Revision G, 27 May 2009.
- [6-1] *PC 14-05, “Reglamento de Aeronavegabilidad Militar(RAM) Rectificación 1-15”*, Estado Mayor Conjunto de las Fuerzas Armadas, Enero de 2014.
- [6-2] *DIRAM Parte 4, “Certificación de Material Aeronáutico Rev. 4”*, Estado Mayor Conjunto de las Fuerzas Armadas, Diciembre de 2013.
- [6-3] *CAM 4-1, “Sistemas de Aeronaves No Tripuladas (SANT) Rev. 0”*, Estado Mayor Conjunto de las Fuerzas Armadas, Enero de 2014.
- [6-4] *STANAG 4671, “UAV Systems Airworthiness Requirements (USAR) for NATO Military UAV Systems”*, NATO Standardization Agency, 2009.





## PARTE 3: ESTRATEGIA Y METODOLOGÍA DE UN PLAN DE ENSAYOS EN VUELO

---



---

## CAPÍTULO 7: PREPARACIÓN DEL PLAN DE ENSAYOS

---

### 7.1 INTRODUCCIÓN

Un Plan de Ensayos en vuelo, identifica las tareas y actividades a realizarse con el fin de que todos los aspectos del sistema sean adecuadamente evaluados, y el sistema pueda ser implementado en su misión de diseño. En dicho plan, se documenta el alcance, contenido, metodología, secuencia, administración y responsabilidades para las actividades de ensayo. En él también se detallan las tareas, deberes y responsabilidades de cada una de las personas involucradas con el planeamiento y conducción de un proyecto. Todos los miembros deben estar familiarizados con el plan de ensayos antes de comenzarse el mismo

Los planes de ensayo se redactan incluyendo diferentes aspectos, tales como estructurales, cualidades de vuelo y performance, aviónica, validación de simulaciones, sistemas y software, motor, etc. El conocimiento previo en proyectos similares, es de gran importancia. Por esto, deben incluirse referencias a reportes previos, discusiones con equipos de ensayos experimentados, y referencia a bases de datos que recopilen información de seguridad.

### 7.2 OBJETIVOS DEL PLAN DE ENSAYOS

El Plan de Ensayos en vuelo le da al personal abocado al proyecto, un enfoque sistemático para conducir los ensayos de forma efectiva, eficiente y segura. En el Plan, se define el objetivo y el alcance de cada ensayo, los métodos a utilizar, los riesgos involucrados y las técnicas que se pueden utilizar para mitigarlos.

A rasgos generales, un Plan de Ensayos correctamente desarrollado, debería satisfacer los siguientes aspectos:

- Presentar una declaración clara y concisa del fin perseguido en el proyecto e identificar el sistema que se evaluará. Incluyendo un resumen de las funciones del sistema y de los ensayos a realizar.
- Describir en forma sintética la naturaleza y el alcance de los ensayos que se consideren necesarios según el rol a cumplir por el sistema, además proporcionar orientación para el manejo de las actividades involucradas, incluyendo la organización, las relaciones y responsabilidades. Las partes interesadas deben contribuir a desarrollar el mismo.
- Permitir la validación de cada etapa de ensayos, lo cual garantiza que el sistema cumpla con los requisitos funcionales y que no se vean afectadas otras aplicaciones o subsistemas. Después de cada etapa, se debe desarrollar un informe para registrar los resultados, obtener aprobaciones y preparar la aeronave para la siguiente etapa o para su implementación.



### 7.3 CONTENIDOS DE UN PLAN DE ENSAYOS

Un plan de ensayos en vuelo debería contener las siguientes partes:

#### *Background*

Introduce el proyecto al lector. Debe incluir toda información pertinente sobre el origen de los requerimientos del plan. Se debe hacer referencia a quien será el destinatario, el porqué del proyecto y bajo que normativa o certificación se lo lleva a cabo. Debe incluir una descripción del prototipo de ensayo y cuán bien representa este a la aeronave de servicio.

#### *Objetivo de los ensayos*

El plan de ensayos debe definir los objetivos, de tal forma que el equipo de ensayos y la gerencia del proyecto, entiendan claramente **porqué** se realiza cada ensayo. Los objetivos de los diversos ensayos pueden incluir los siguientes conceptos:

- Desarrollo de sistemas y subsistemas
- Determinar cumplimiento de requerimientos de diseño o normativa
- Determinar la adecuación al perfil de misión
- Documentar características superiores a las esperadas (*Enhanced Characteristics*)
- Documentar deficiencias

#### *Alcance de los ensayos*

Una vez definidos los objetivos, se debe definir **qué** tareas realizará el equipo durante el proceso de ensayo y evaluación de cada etapa involucrada. El alcance de los ensayos define el plan requerido para satisfacer los objetivos. Se incluyen las condiciones bajo las cuales se realiza el ensayo, límites de ensayo, las cargas de la aeronave, las configuraciones de la aeronave, la instrumentación necesaria y una definición de la normativa bajo la cual se examinarán los resultados.

- **Ensayos y Condiciones** : Es un resumen de los ensayos, incluyendo sus fases, tareas y condiciones bajo las cuales se realizan. Se debe incluir en el Plan de Ensayos una matriz que detalle individualmente cada ensayo incluyendo: título, objetivo, configuración, cargas, altitud, velocidad, etc.

Event	Test	Loading	Config-uration	Airspeed (KIAS)	Altitude (FT)	Specification	Task/Tolerance	Remarks
1	Taxi	A	TX	As required	On deck	---	Maintain centerline ±5 ft	• Nose wheel steering OFF

Tabla 5: Matriz de Ensayos.

- **Limitaciones**: Establece los límites de los ensayos y su origen. Puede incluir límites estructurales, de performance y de operación de sistemas



Parameter	Limit
Indicated Airspeed	0 to 300 KIAS
Indicated Altitude	0 to 30,000 ft
CG Normal Acceleration	-1 to +6 g

Tabla 6: Limitaciones de Ensayos

- Autorizaciones: Documentos que autorizan a quien corresponda, a efectuar los ensayos; permite o rechaza expansiones de límites y modificaciones.
- Cargas y configuraciones de ensayo: Se incluyen tablas que describen cargas, posiciones de centro de gravedad, tren de aterrizaje, flaps, frenos aerodinámicos, etc.

Loading	Description	Store Station				Gross Weight (lb)	CG (% MAC)
		1	2	3	4		
A	Clean wing	-	-	-	-	10,000 - 12,000	23.5 - 23.8
B	Drop tanks on each wing	Drop Tank	-	-	Drop Tank	12,000 - 15,000	23.0 - 24.0

Configuration	Gear	Flaps	Spoilers	Thrust
Taxi - TX	Down	Up	Down	As required
Takeoff - TO	Down	20°	Down	MAX
Cruise - CR	Up	Up	Down	TLF(1)
Descent - D1 - D2	Up	Up	Down	85%
	Up	Up	Up	85%
Power Approach - PA	Down	20°	Down	TNA(2)
Landing - L	Down	40°	Down	Idle

Notes: (1) Thrust for level flight  
 (2) Thrust for normal approach

Tabla 7: Cargas y Configuraciones de Ensayos.

- Normas y regulaciones: Determinan los requerimientos, tolerancias, maniobras necesarias, y criterios de demostración para cada ensayo

### Métodos de Ensayos

El Plan de Ensayos debe definir también **cómo** se cumplirá con cada ensayo. Se deben discutir procedimientos y métodos, instrumentación requerida, técnicas de análisis de datos, uso de *check-lists* y otros elementos de soporte tales como laboratorios o instalaciones específicas.

### Criterios de Corte

El plan de ensayos toma las especificaciones y requerimientos y los transforma en límites tangibles, o criterios de corte que deben ser cumplidos o superados. Al



superarse estos criterios, se demuestra que el sistema cumple con los requerimientos mínimos. Los métodos y procedimientos se deben establecer de manera de permitir que se ensaye hasta, o por encima del criterio.

### Gerencia del Proyecto

Esta sección debe cubrir todos los ítems respectivos a la administración del Programa. Los aspectos que deberían tenerse en cuenta son:

- Financiamiento y Planificación de Recursos: Montos, fuentes y fechas de desembolsos. Materiales y mano de obra necesaria.
- Cronograma e Hitos del proyecto: Fechas de ensayos y metas a cumplir.
- Personal: Listado del personal asignado al proyecto.
- Informes y Reportes: Informe descriptivo de los resultados.

### Plan de Seguridad

La función más importante de este plan, es la identificación previa de los riesgos involucrados en cada ensayo y la presentación detallada de procedimientos y precauciones para minimizar dichos riesgos.

Deberían considerarse aspectos tales como:

- Precauciones especiales: áreas problemáticas en los procesos o situación particular de vuelo
- Puntos de evaluación de Alto Riesgo
- Checklists: Utilización de listas de procedimientos para eliminar errores provocados por la alta carga de trabajo en el ambiente de vuelo.
- Administración de la información: Monitoreo de los parámetros y técnicas de análisis.

Hazard	Cause	Precautionary Measures	Probability of Occurrence (POC)	Risk Assessment (RA)
Lateral drift on VL causing excessive sideloads on outrigger landing gear	<ul style="list-style-type: none"> <li>• crosswind/turbulence</li> <li>• jet exhaust impingement on wing due to bank angle when close to deck</li> <li>• insufficient lateral control authority due to airplane dynamics</li> <li>• excessive lateral weight asymmetries</li> <li>• poor pilot scan</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• buildup in crosswind, lateral asymmetry</li> <li>• no excessive lateral inputs when close to deck</li> <li>• LSO will waveoff any unsafe approach</li> <li>• FCLP will be accomplished for pilot proficiency prior to detachment</li> </ul>	Low	Mod

**Legend:**

Low POC: The hazard is unlikely to occur.  
 Moderate POC: The hazard may occur.  
 High POC: The hazard is likely to occur.

Low RA: Minor damage to aircraft is likely to occur.  
 Moderate RA: Moderate damage to aircraft is likely to occur.  
 High RA: Loss of aircraft and aircrew is likely to occur.

Tabla 8: Análisis de Riesgos.



### *Normativa de Ensayos*

La obtención de un certificado de aeronavegabilidad debe basarse en un marco regulatorio. El primer paso es establecer una base de certificación, esto es un acuerdo entre las autoridades y el fabricante sobre las normas o requerimientos aplicables. A continuación esto se traduce en una **Matriz o Lista de Cumplimiento**, la cual detalla como el fabricante dará cumplimiento a la certificación. El cumplimiento se basa en modelos matemáticos, similitud a productos ya certificados, uso de simuladores, modelos a escala, y ensayos en tierra y vuelo del prototipo de la aeronave.

### *REFERENCIAS*

[7-1] FTEGINST 3960.1, "*Preparation, Review, and Implementation of Project Test Plans*", US Navy, Flight Test Engineering Group Instruction, 14 July 1992.

[7-2] US Government Publications

- Code of Federal Regulations, Title 14, Chapter 1, Part 25 (for large aircraft)
- Federal Aviation Authority (FAA) Advisory Circulars

[7-3] Joint Aviation Requirements, Joint Aviation Authorities

[7-4] DOD 5000.2, "*Defense Acquisition Management Policies and Procedures*", 23 February 1991.

[7-5] USNTPS FTM-104, "*Fixed Wing Performance Test Manual*", US Navy Test Pilot School, July 1977.



---

## CAPÍTULO 8: ROLES Y RESPONSABILIDADES DEL PLAN

---

### 8.1 ESTABLECIENDO EL EQUIPO DE ENSAYOS

El programa de ensayos implica también la necesidad de requerimientos para el personal que lo llevará a cabo. El líder del equipo, debe estar familiarizado con la totalidad del proyecto y con el esfuerzo que involucran los ensayos a realizarse. Una vez que se definen a grandes rasgos los elementos de cada tarea, el líder puede empezar a formar el equipo, ya que él conoce las disciplinas necesarias para la realización del programa de ensayos.

A medida que el equipo se va formando, se pueden ir realizando ajustes y refinamientos al plan de ensayos. Los ingenieros más experimentados deben liderar el esfuerzo de los ensayos (en programas de gran tamaño y alcance). El personal podría estar compuesto de ingenieros de nivel medio e ingenieros junior. Los ensayos de vuelo consisten en más que solo realizar un trabajo, se trata también de capacitar y desarrollar a los miembros del equipo sin experiencia. Esto no sólo construye la autoestima de los más jóvenes, sino que prepara a la organización para futuros programas.

El líder del equipo tiene que determinar el modo de cumplimentar de las funciones dentro del programa. A veces se requiere apoyo técnico dedicado (a tiempo completo); otras veces puede ser suficiente apoyo a tiempo parcial. Este suele ser impulsada por la longitud, el alcance y la complejidad del programa. Además, el líder del equipo tiene que determinar la combinación de personal de información directa frente al soporte de la matriz. Algunas organizaciones pueden no permitir mucho más amplio en materia de estructura de apoyo, especialmente en los que opera sobre un principio de la matriz, por lo que el líder del equipo debe coordinar estrechamente con los directores de la organización para asegurar que todo el personal se abordan adecuadamente los requisitos. El líder del equipo debe considerar también cómo llevar a cabo funciones no técnicas (por ejemplo, el apoyo administrativo de secretaría, asistencia contrato, apoyo a la gestión financiera, etc.).

### 8.2 APTITUDES REQUERIDAS PARA EL EQUIPO DE ENSAYOS

El líder debe determinar las aptitudes requeridas para su equipo (experiencia previa específica, graduado de escuela de piloto de pruebas, etc.) y asegurarse de que la organización tenga acceso a personas con esas cualidades específicas durante la extensión del programa. Una vez que las personas con la educación, la capacitación y la experiencia necesarias han sido seleccionadas, el líder debe asegurarse de que cada miembro entiende el entorno de misión y las características operacionales del sistema bajo ensayos.

Conocer el alcance y amplitud de los ensayos requeridos, y las capacidades de los miembros del equipo, ayudarán a definir los requisitos específicos de entrenamiento necesario para sus miembros.



### 8.3 TAREAS DEL EQUIPO DE ENSAYOS

Para asegurar una comprensión total de la aeronave (sistema bajo ensayos), cada miembro del equipo debe estar familiarizado con el ambiente y la utilidad operacional de la aeronave. Así como también, tener profundo conocimiento de los objetivos y metas que persigue el programa de ensayos y con las prácticas y procedimientos particulares del establecimiento, antes de comenzar cualquier trabajo de preparación de ensayo.

El líder del equipo es responsable de informar el panorama general del programa (horario, costos, desempeño), expectativas del equipo, roles y responsabilidades.

**Los roles y responsabilidades** deben estar claramente definidos y acordados por todos los miembros del equipo. Esto garantizará que todos los aspectos de los ensayos reciban la atención adecuada y también ayudará a evitar la duplicación de esfuerzos.

Un método eficaz para asegurar la adecuada repartición de tareas, es que el líder conduzca una reunión de inicio que discuta y defina las funciones y responsabilidades para cada miembro. La parte más importante de una reunión de inicio es la preparación minuciosa del líder. Debe proponer un resumen de roles (determinar qué rol y responsabilidad tendrá cada miembro), y cada uno de ellos, debe aportar contribuciones y finalmente llegar a un consenso.

Se deben comenzar a monitorear los esfuerzos del programa tan pronto como sea posible de acuerdo con los procedimientos de la organización y los recursos disponibles. El equipo debe ser proactivo y no debe tener que esperar a que el patrocinador específico controle los esfuerzos iniciales. La participación temprana significa menos sorpresas y problemas en el futuro.

### 8.4 RESÚMEN DE MIEMBROS DE UN EQUIPO

Según *Ref. [8-1]* y *Ref. [8-2]*.

Breve descripción de cada miembro del equipo del proyecto, y demás miembros involucrados en la planificación y evaluaciones de los ensayos. Indica sus responsabilidades para asegurar que se siga dicha planificación. Los miembros del equipo deben reunir la experiencia necesaria en ensayos cualitativos y evaluaciones cuantitativas.

Para realizar los ensayos necesarios, el piloto de ensayos debe conocer la teoría aplicable, los métodos de ensayo, la información requerida, la instrumentación y las especificaciones. El ingeniero de ensayos en vuelo debe poseer un profundo conocimiento de las tareas del piloto, requeridas para el desempeño de la misión, a fin de participar plenamente en la planificación y ejecución del programa.

La organización dentro de una empresa de desarrollo de aeronaves, suele adoptar una estructura matricial, de acuerdo a las distintas áreas y programas existentes. A continuación, solo describimos aquellos miembros de mayor importancia **dentro un Programa específico**, con la salvedad de algunos miembros que están fuera del programa, pero es pertinente mencionar ya que juegan un papel importante *en* dicho Programa.



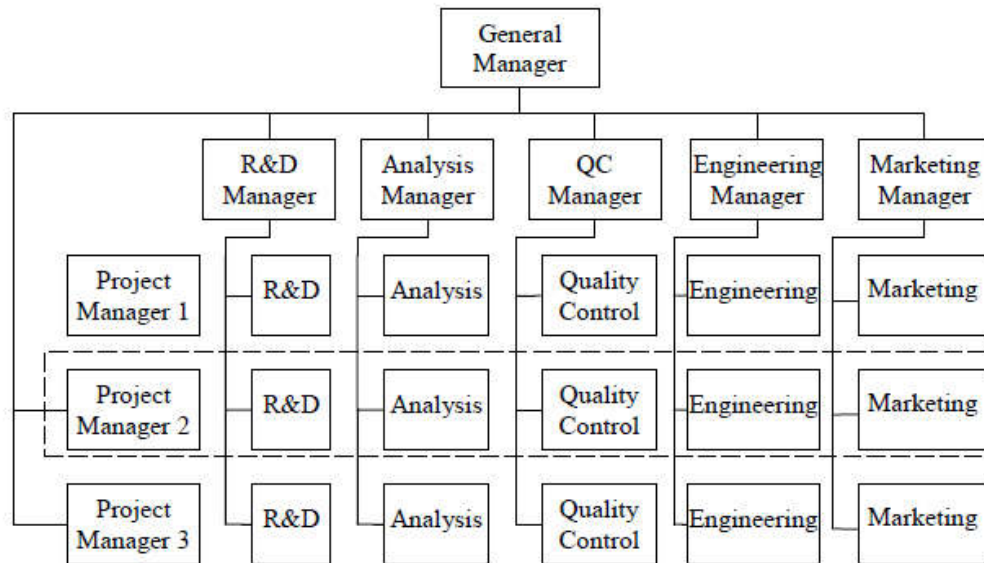


Figura 21: Organización matricial.

#### *Jefe de Proyecto o Jefe de Programa*

Es el responsable de la administración del programa de desarrollo de la aeronave. Define los tiempos y asigna recursos para llevar adelante el mismo, no se involucra en decisiones técnicas, las cuales delega al Jefe de Sistemas. Es la “cara visible” del proyecto frente a autoridades.

#### *Jefe de Sistemas (externo al programa)*

Es un profesional técnico, encargado de coordinar y dirigir a los especialistas en las distintas áreas tales como: aerodinámica, estructuras, ensayos en vuelo, etc. Es el responsable y tiene la última palabra en cuanto a decisiones técnicas.

#### *Jefe de Ensayos en Vuelo*

Es el responsable de supervisar el proceso de ensayos y verificaciones, incluyendo la creación, la revisión y ejecución del Plan de Ensayos. Dirige al equipo de ensayos de un programa específico. Es un especialista técnico que, posee amplia experiencia como Ingeniero de Ensayos en Vuelo (Flight Test Engineer o FTE).

#### *Equipo de ensayos*

Es el equipo técnico responsable de la realización de los ensayos. Está constituido por ingenieros de ensayos en vuelo, especializados en diferentes áreas.



### *Jefe de Calidad*

El jefe de calidad del proyecto específico, monitorea los procesos y participa en toda revisión. Es un profesional técnico de amplia experiencia. A su vez bajo dependencia de éste, pueden encontrarse jefes de calidad de distintas áreas del proyecto: fabricación, ensayos, etc.

### *Verificador Independiente o Auditor Externo*

Existente por lo general en grandes proyectos con amplio presupuesto. Es un auditor externo, tales como empresas o universidades. Su participación es saludable porque brinda una visión externa de la empresa, por fuera de la estructura organizacional. El verificador, en caso de haber uno, informa a la organización designada por el patrocinador del proyecto y monitorea el mismo. Puede participar en ensayos, evaluación de resultados y reuniones de revisión.

Dentro del equipo de ensayos, vale destacar las dos figuras siguientes, ya que de estos expertos dependen los ensayos y evaluaciones:

### *Piloto de Ensayos*

El piloto de ensayos es el experto aviador que cuenta con las habilidades de vuelo necesarias para obtener datos precisos. Debe poseer capacidades bien desarrolladas de observación y percepción para reconocer problemas y características adversas; así como también para comprender y analizar los resultados de las pruebas, y explicar la importancia de los hallazgos. Para cumplir con estas expectativas, el piloto debe poseer un conocimiento sólido de:

1. Aeronave de ensayos y conocimiento general de otras aeronaves
2. La misión completa de la aeronave y las tareas requeridas para el cumplimiento de la misma
3. La teoría de ensayos y las técnicas asociadas
4. Especificaciones relacionadas al programa de ensayos
5. Redacción de informes técnicos

El piloto de ensayos debe tener la capacidad de ejecutar una tarea de y evaluar los resultados para determinar si la prueba debe repetirse. A menudo, el piloto de ensayos es el mejor juez de un punto de prueba no válido y puede ahorrar esfuerzos al equipo.

Debe tener experiencia de vuelo en muchos tipos diferentes de aeronaves. Al observar diversas características exhibidas por una variedad de aeronaves, el piloto adquiere la habilidad de hacer evaluaciones precisas de los conceptos de diseño. Además, volando



---

muchos tipos diferentes, el piloto desarrolla adaptabilidad. Cuando el tiempo de ensayos en vuelo está limitado por consideraciones monetarias y de tiempo de proyecto, la capacidad de adaptación es invaluable.

### *Flight Test Engineer (Ingeniero de Ensayos en Vuelo)*

El FTE tiene un conocimiento general de los elementos de los cuales el piloto de ensayos es responsable. Adicionalmente, el FTE posee un sólido conocimiento de:

#### 6. Requisitos de la instrumentación.

El FTE es responsable de determinar la instrumentación de ensayos. Esto implica determinar los rangos, sensibilidades, frecuencia de respuesta requerida y desarrollar especificaciones para su utilización. El FTE coordina los requisitos de instrumentación con los ingenieros de instrumentación que son responsables del diseño, fabricación, instalación, calibración y mantenimiento de la instrumentación de ensayos.

#### 7. Planificación y coordinación del programa de ensayos.

El FTE es el que se encuentra en la mejor posición para coordinar todos los aspectos del programa. La coordinación implica ayudar en la preparación y revisión del plan de ensayos y coordinar el orden de los vuelos. Normalmente, el FTE prepara todas las tarjetas de ensayos en vuelo y participa en todos los briefings y debriefings de vuelo.

#### 8. Adquisición, reducción y presentación de datos.

Una gran parte del tiempo, el FTE se dedica a trabajar con datos de ensayos en vuelo y en tierra. El FTE revisa los datos preliminares de los estudios de túneles de viento y las pruebas de vuelo existentes. A partir de estos datos, determina las áreas críticas con anterioridad a las pruebas de vuelo. Durante las pruebas de vuelo, el ingeniero monitorea y ayuda en la adquisición de datos a través de instalaciones de telemetría y radio, o volando en el avión de prueba. Después de completar las pruebas en vuelo, el ingeniero coordina la reducción de datos, análisis de datos y presentación de datos.

#### 9. Redacción de informes técnicos.

El FTE participa en la reacción de los informes técnicos. Por lo general, el FTE y el piloto de ensayos corrigen todos los documentos.

Estas habilidades son necesarias para que el FTE forme un equipo eficiente con el piloto, para el proceso de planificación, ejecución, análisis y elaboración de informes.



## REFERENCIAS

[8-1] *"Test and Evaluation Master Plan"*, Health and Human Services Agency, Office of Systems Integration, March 2009.

[8-2] USNTPS FTM-108, *"Fixed Wing Performance"*, US Navy Test Pilot School, September 1992.

[8-3] AGARDograph 300 Flight test Techniques Series- Volume 14, *"Introduction to Flight Test Engineering"*, (pp. 87-95), 2005.



---

## CAPÍTULO 9: ASPECTOS DE SEGURIDAD

---

Todas las operaciones de vuelo poseen un cierto elemento de riesgo y el término seguridad, es un término *relativo*. Al preparar un plan de ensayos, el FTE rara vez puede cuantificar, mucho menos garantizar el nivel de riesgo involucrado. Lo que puede y debe hacerse dentro de las limitaciones y características de cada ensayo, es planear y ejecutar el programa manteniendo el nivel de riesgo dentro de un rango mínimo aceptable.

Esta sección contiene elementos relacionados con la seguridad en vuelo, entre los cuales se incluyen, aspectos organizacionales, seguridad durante ensayos, aspectos de seguridad de instalaciones, tripulación y entrenamiento.

### 9.1 ASPECTOS ORGANIZACIONALES

Debe lograrse un balance entre los objetivos a lograr durante los ensayos y los riesgos que conllevan. Para comparar los riesgos involucrados contra la importancia de la información a recabar, es necesario identificar lo siguiente para cada ensayo y sus condiciones:

- Los riesgos individuales que se presentan y sus causas
- La probabilidad de ocurrencia de cada riesgo y sus consecuencias
- Posibles medios para erradicar o mitigar los riesgos.

La organización debe evaluar los riesgos por medio de un análisis formal de riesgos, diseñado para identificar y valorar todos los potenciales problemas que puedan surgir durante las condiciones de operación riesgosas. Una vez realizado este estudio, el mismo se presenta para una revisión independiente a una junta denominada "*review board*" quienes evalúan lo siguiente:

- Que se haya tomado en cuenta toda la información relevante (cálculos, túnel de viento, simulaciones y otros ensayos preliminares, etc.)
- Que se apliquen las normas de seguridad de la organización
- Que no se hayan pasado por alto potenciales fallas
- Que los riesgos estén justificados en función del resultado a obtener
- 

Los siguientes documentos pueden utilizarse como una guía para la realización del análisis formal de riesgos:

- AFMCP 127-2, "*Flight Safety Planning Guide for Flight Testing*"
- AFFTCR 127-3, "*Safety planning for AFFTC Projects*"
- AFMCR 127-8, "*Test Safety Review Process*"

## 9.2 AERONAVE DE ENSAYOS

Debe asegurarse que el equipamiento e instrumentación de la aeronave cumpla con los requerimientos técnicos y de seguridad, y que las limitaciones de vuelo y procedimientos de operación, se encuentren documentados apropiadamente. Para ensayos considerados riesgosos tales como pérdida, tirabuzón y maniobras agresivas de combate, es una práctica común proveer equipamiento como:

- Reposicionar o adicionar Instrumentación de cabina
- Sistema de telemetría, para asistir al piloto, monitoreando desde tierra parámetros críticos
- Dispositivos de recuperación (Cohetes, paracaídas, etc.)
- Alimentación eléctrica de emergencia
- "Caja Negra" (Accident Data Recorder)
- Instalaciones que faciliten la evacuación en caso de emergencia



Figura 22: Sistema de recuperación mediante paracaídas.

Para minimizar la carga de trabajo durante maniobras de alto riesgo, se debería poder operar todo el equipo esencial de ensayos (instrumentación de vuelo, sistema de excitación de flutter, etc.) desde los paneles de cabina.

### 9.3 INSTALACIONES DE ENSAYOS

El lugar de asiento donde opera el equipo de ensayos en vuelo se supone adecuado para los ensayos que allí se realizan. La adecuación del lugar de asiento debe evaluarse cuando se realizan ensayos inusuales o no habituales.

Algunos ensayos requieren, por su naturaleza ser llevados a cabo en instalaciones distintas a las usuales. Estos ensayos incluyen:

- Operación en pistas no preparadas o semi-preparadas
- Ensayos en condiciones climáticas extremas
- Operación embarcada (portaviones)



Figura 23: Instalaciones del Centro de Ensayos en Vuelo de la USAF en la base Edwards.

#### *Otros conceptos*

Para cualquier ensayo que involucre cambios importantes en la aeronave o su equipamiento, resulta prudente contar con una aeronave de seguimiento, la cual monitoree el progreso del ensayo desde cerca y de ser necesario informe al piloto de ensayo sobre la configuración externa de la aeronave evaluada (bodegas abiertas, posiciones de comando, etc.), y advertir sobre cualquier anomalía que se presente (paneles inseguros, pérdidas de combustible, incendios, etc.). La aeronave de seguimiento debe poder documentar las maniobras mediante fotografías y video. Dicha aeronave, debe guardar una distancia prudente con la aeronave de ensayos, especialmente en aquellos ensayos que involucren maniobras bruscas y/o peligrosas tales como lanzamiento de cargas, maniobras de pérdida o tirabuzón, etc.

Es deseable contar con instalaciones que generen mayor seguridad durante los ensayos, tales como:

- Control de Tráfico Aéreo



- *Kinetheodolite*, para monitorear pérdidas de altura, distancia mínima al terreno y realizar seguimiento y mediciones angulares
- Instalación repetidora móvil de datos

### *Equipo de Ensayos*

Para la realización de ensayos de alto riesgo, el equipo debe estar restringido al número mínimo necesario, esto dependerá del tipo de aeronave y de la naturaleza de dicho ensayo. Cada miembro debe estar entrenado en aspectos y procedimientos de seguridad para el equipo o sistema con el que trabaja, esto involucra entrenamiento mediante simulaciones de fallas en diversas situaciones.

## 9.4 PLANEAMIENTO DE LOS ENSAYOS

El FTE debe planificar el programa y los procedimientos de ensayos en vuelo a seguir, de modo que los riesgos se reduzcan al mínimo posible. Utilizando su experiencia y la del piloto del proyecto (y, en cada caso, la de los especialistas externos al ensayo) debe considerar factores tales como:

- Naturaleza y riesgos inherentes de los ensayos involucrados
- Características de diseño y las características conocidas o previstas del avión de ensayos
- Posible variación factores fuera de su control directo
- Monitoreo de los resultados de los ensayos intermedios, para asegurar que el programa proporcione un acercamiento progresivo y "seguro" a las condiciones finales deseadas.

El principio fundamental en la planificación de un programa de ensayos debe ser comenzar desde condiciones "seguras" conocidas, y progresar hacia condiciones cada vez más exigentes en incrementos apropiados, monitoreando los resultados obtenidos en cada condición antes continuar con la siguiente.

### *Concepto de Incremental Build-Up*

El concepto de "acumulación incremental" o *incremental build-up* es uno de los aspectos más importantes de los ensayos en vuelo. Es el proceso de proceder de lo conocido a lo desconocido en un patrón incremental y metódico. Los ensayos en vuelo se estructuran de esta manera. Comienzan con los puntos de datos mejor documentados y menos peligrosos, y avanzan hacia los puntos finales deseados, siempre conscientes de los límites de la aeronave, del piloto y de la evaluación. No debe haber sorpresas en el ensayo de vuelo. En caso de que un punto de datos produzca un resultado inesperado, o una serie de puntos produzca una tendencia inesperada, la evaluación se detiene hasta que los resultados se analizan y explican.





## 9.5 OPERACIONES DE ENSAYO

Los aspectos de seguridad “física” durante la realización de los ensayos, son similares a los encontrados en la operación de cualquier aeronave y se asume que *todo* el personal interviniente será informado sobre los principales riesgos y procedimientos.

Además de las limitaciones de vuelo, procedimientos de operación, una “lista de deficiencias permisibles” aplicables a la aeronave y su equipamiento; deben establecerse una serie de criterios de “Go / No Go” cubriendo los siguientes aspectos:

- Lugar de ensayos (evitando rutas aéreas, urbanizaciones, zonas de alta transmisión de radiofrecuencias, etc.)
- Clima / Visual (Ausencia de nubes, humo, polvo en suspensión, etc.)
- Altura mínima (Condiciones mínimas de altura para iniciar la prueba, eyectarse o abandonar la aeronave)

El piloto nunca debería repetir una maniobra donde se haya observado un comportamiento inesperado, hasta que la causa del mismo se haya determinado analizando los datos de vuelo.

El FTE debe aplicar un buen juicio ingenieril, utilizando la experiencia de todos los involucrados (pilotos, especialistas, personal de apoyo en tierra, etc) para asegurarse que dentro de lo humanamente posible, todas las contingencias fueron planeadas.

La decisión de proceder con una serie de ensayos, normalmente se toma en conjunto entre el jefe de proyecto y el piloto de ensayos. Sin embargo, si se sospecha que la seguridad de los ensayos estará por debajo de lo estimado en el plan presentado al “Review Board”, debe notificarse a este organismo y preparar modificaciones a los ensayos para ser evaluados.

## 9.6 FLIGHT TEST SAFETY DATA BASE

En el año 2007, la NASA y la FAA unieron fuerzas para desarrollar una base de datos online de seguridad de vuelo, con la intención de documentar los riesgos, medidas correctivas y toda la información relacionada a seguridad de ensayos. La misma se nutre de recursos de los entes nombrados anteriormente así como de fabricantes y entes aeronáuticos. Según los responsables de la misma, esta base de datos representa el mayor aporte a la seguridad de vuelo desde el desarrollo del análisis de riesgo, el cual se utiliza actualmente por pilotos e Ingenieros. Para consultar la base de datos véase la *Ref. [9-5]*.

## REFERENCIAS

[9-1] AGARDograph 300 Flight test Techniques Series- Volume 14,” *Introduction to Flight Test Engineering*, (pp. 119-127), 2005.



---

[9-2] AFMCP 127-2, “*Flight Safety Planning Guide for Flight Testing*”, Air Force Material Command (AFMC) Pamphlet.

[9-3] AFFTCR 127-3, “*Safety planning for AFFTC Projects*”, Air Force Flight Test Center Regulation.

[9-4] AFMCR 127-8, “*Test Safety Review Process*”.

[9-5] “*Flight Test Safety Data Base*”. NASA, 2007.

<https://ftsdb.grc.nasa.gov>



---

## CAPÍTULO 10: ENSAYOS EN VUELO

---

### 10.1 INTRODUCCIÓN

La complejidad y el alcance de los ensayos en vuelo a realizarse por la organización y consensuados con la "agencia certificadora", dependerán de factores tales como: el tamaño y las características de la aeronave y sus equipos, el rol o finalidad que deben satisfacer, los riesgos involucrados en cada ensayo, los costos y su financiamiento, y los problemas encontrados durante el desarrollo del proyecto. Por ejemplo, los ensayos requeridos para un avión de combate altamente maniobrable, equipado con una serie de sistemas ofensivos / defensivos, y destinado a operar desde una variedad de bases, serán considerablemente más extensos que el requerido para un entrenador primario.

En este capítulo, se definen una serie de ensayos presentes en la mayoría de la bibliografía sobre ensayos en vuelo, y se desarrollarán los objetivos, metodología y resultados esperados para cada uno de ellos. Además se describen los parámetros de interés, los cuales están íntimamente relacionados con los requisitos definidos en el contrato: requerimientos del sistema, normativa, y cualquier otro requisito adicional del usuario.

El documento *"Introduction to Flight Test Engineering"*, AGARDograph 300, *Flight Test Techniques Series – Volume 14*, cubre los ensayos necesarios para una aeronave tripulada. En este trabajo, al focalizar en una aeronave no tripulada, algunos capítulos no resultarán aplicables tal como los describe el documento. Es por ello, que se aclarará en cada ensayo cuales no resultan aplicables. De todas maneras si el lector considera de interés dichos capítulos, puede consultar el ANEXO 3: ENSAYOS NO APLICABLES A AERONAVES UAV.

### 10.2 ALCANCE DE LOS ENSAYOS DESCRIPTOS

Cómo ya se ha dicho anteriormente, se pretende orientar en la temática a un FTE novicio y su equipo, con el fin de que organicen de una forma eficiente y completa el plan de ensayos en vuelo de un nuevo tipo de aeronave. Aunque las reglas de operación, reglamentos y procedimientos de su organización, deben prevalecer sobre cualquier consejo dado en este volumen.

En consecuencia, este capítulo se redacta de un modo genérico, con la finalidad de que siempre se puedan aplicar los principios generales de la ingeniería de ensayos aquí descritos. Ciertos tipos de ensayos son altamente especializados y fueron descritos someramente ya que sería impracticable incluirlos en un trabajo como éste, con la profundidad requerida en un Plan de Ensayos en Vuelo.

Para la elaboración de un Plan de Ensayos, se puede utilizar entonces este documento como guía, y utilizar la bibliografía recomendada en cada ensayo (tales como AC's, normas y requerimientos MIL), para confeccionar los procedimientos detallados y las características de las maniobras e instrumentación específica requerida.



### 10.3 ETAPAS DE ENSAYO

Las etapas de ensayos en vuelo pueden diferenciarse en tres grandes categorías, las cuales agrupan ensayos de complejidad e interdependencia creciente a medida que el proyecto avanza. Estas etapas se denominan Ensayos de Pre-vuelo, Ensayos de Vuelo y Ensayos Mixtos. Adicionalmente podemos nombrar una categoría extra, la de Ensayos Complementarios. Se identifican los ensayos pertenecientes a cada etapa clasificándolos de acuerdo a la siguiente codificación:

<b>P</b>	: Ensayo de PREVUELO	<b>V</b>	: Ensayo de VUELO
<b>M</b>	: Ensayos MIXTOS	<b>C</b>	: Ensayos COMPLEMENTARIOS

Pre-vuelo: Los ensayos previos al vuelo se realizan para medir y evaluar las características de la aeronave en un entorno terrestre con el fin de verificar que las mismas se correspondan a las deseadas. Son pruebas funcionales, de sistemas, estructurales, corroboración de datos aerodinámicos en túnel de viento, así como también etapas de simulación computacional. Ensayos adecuados de pre-vuelo permiten asegurar que la aeronave está lista para el primer vuelo y contribuye a que el programa de ensayos se desenvuelva de manera eficiente, productiva y segura.

Vuelo: La etapa de vuelo resulta de gran importancia para el proyecto porque en definitiva es aquí donde se ponen de manifiesto las reales capacidades del sistema y pueden observarse las limitaciones subyacentes a su operación.

Mixtos: Algunos ensayos requieren de ser realizados parcialmente en la etapa de pre-vuelo y continuarse en la etapa de vuelo para verificar sus características. Ejemplos de ello son ensayos de propulsión, testeo de sistemas y aviónica, etc.

Complementarios: Evaluaciones y verificaciones en temas complementarios, pero igualmente importantes tales como Mantenibilidad, Factores humanos, Patrones de radiación de Antenas, Ensayos sonoros, etc.

### 10.4 LISTA DE ENSAYOS A CONSIDERAR

Se numeran a continuación las diferentes áreas a tratar en este capítulo. En cada una de ellas es necesaria la verificación de diferentes aspectos, esto se realiza mediante ensayos puntuales que evalúan el funcionamiento de los subsistemas y la performance general de la aeronave en consideración.



- 10.1 *MEDICIONES DE PESO Y CENTRAJE*
- 10.2 *CARGA ESTRUCTURAL*
- 10.3 *VIBRACIONES EN TIERRA*
- 10.4 *TREN DE ATERRIZAJE*
- 10.5 *VERIFICACIONES Y ENSAYOS DE SISTEMA PROPULSIVO*
- 10.6 *ENSAYOS DE TÚNEL DE VIENTO*
- 10.7 *EVALUACIONES DE SOFTWARE*
- 10.8 *ENSAYOS DE SIMULACIÓN*
- 10.9 *ENSAYOS DE SISTEMAS*
- 10.10 *ENSAYOS DE VERIFICACIÓN Y CALIBRACIÓN*
- 10.11 *ENSAYOS DE TAXI*
- 10.12 *MEDICIÓN Y CALIBRACIÓN DE DATOS ANEMOMÉTRICOS*
- 10.13 *ENVOLVENTE DE VUELO*
- 10.14 *PERFORMANCE*
- 10.15 *AEROELASTICIDAD*
- 10.16 *HANDLING QUALITIES*
- 10.17 *AIRCRAFT EXTERNAL NOISE*
- 10.18 *ENSAYOS EN AMBIENTES EXTREMOS*
- 10.19 *SECCIÓN TRANSVERSAL DE RADAR*
- 10.20 *PATRONES DE RADIACIÓN DE ANTENAS*
- 10.21 *INTERFERENCIA ELECTROMAGNÉTICA*
- 10.22 *FACTORES HUMANOS Y ERGONOMÍA*
- 10.23 *AVIÓNICA*
- 10.24 *CONFIABILIDAD Y MANTENIBILIDAD*
- 10.25 *ARMAMENTO Y SEPARACIÓN DE CARGAS*

## 10.1 MEDICIONES DE PESO Y CENTRAJE

P

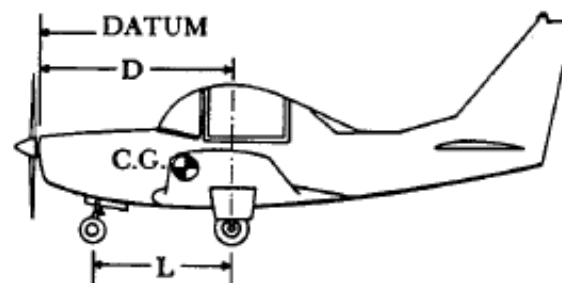
### Objetivo

El objetivo de estas mediciones es obtener el peso, posición del centro de gravedad y momentos de inercia de la aeronave. Se deben realizar mediciones de peso y centraje para distintas configuraciones del avión así como también diferentes cargas de combustible y/o carga útil.

Se requieren datos de peso, momentos de inercia y posiciones de CG precisas ya que resultan fundamentales para la seguridad en vuelo de la aeronave. Adicionalmente, se utiliza esta información para el modelado de la misma y su posterior uso en simulaciones y programas de análisis, con el fin de evaluar y predecir las performances y las cualidades de vuelo. Si los datos de peso y balanceo utilizados en las ecuaciones son inexactos las características del vuelo de la aeronave también serán incorrectas.

### Descripción de los ensayos

La información de peso y balanceo puede ser obtenida inicialmente por el diseñador a través de técnicas analíticas. El peso y ubicación de cada componente de la aeronave pueden cargarse en un programa que calcule el peso total, momentos de inercia y centros de gravedad, en base a la contribución de cada componente. Es esencial medir físicamente el peso y las magnitudes geométricas para obtener los valores reales de peso y posición del centro de gravedad, y corroborar lo obtenido con los valores que predice el método analítico.



**NOSE WHEEL TYPE AIRCRAFT  
DATUM LOCATED FORWARD OF  
THE MAIN WHEELS**

$$\text{C.G.} = D - \left( \frac{F_x L}{W} \right)$$

Figura 24: Cálculo analítico de CG con peso vacío.

La aeronave se coloca con su tren principal y de nariz sobre balanzas y el peso total se obtiene sumando la contribución de cada una de ellas. Los centros longitudinal y lateral de gravedad se pueden obtener nivelando la aeronave para mediciones individuales de peso a distancias conocidas desde alguna ubicación de referencia. El centro de gravedad es el punto en el cual la sumatoria de los momentos provocados por cada peso es igual a cero. El centro de gravedad en cada eje es por lo tanto, la sumatoria de los momentos individual dividido por el peso bruto de la aeronave. La posición vertical del centro de gravedad puede obtenerse inclinando la aeronave en dirección vertical y sumando las componentes de peso en los ejes verticales multiplicados por sus brazos de palanca y dividiendo por el peso total en el eje vertical. La aeronave puede ser nivelada o inclinada elevando o disminuyendo la altura de la balanza sobre la que descansa el tren de aterrizaje delantero.

Las mediciones de peso y centro de gravedad también pueden obtenerse con el avión montado sobre celdas de carga. En este proceso, la aeronave resulta más fácil de nivelar e inclinar en todos los ejes. Las desventajas son que se necesita más equipamiento y tiempo de preparación, y los ensayos son más peligrosos dada la posibilidad de que el avión caiga de las celdas.



Figura 25: Medición mediante celdas de carga.

Para medir los momentos de inercia, el avión debe ser suspendido y permitir que este oscile de manera tal que las frecuencias de oscilación se puedan determinar. Esta tarea no resulta fácil de realizar para aviones de gran tamaño debido a que generalmente no se cuenta con instalaciones adecuadas que permitan realizar esta tarea. Se aconseja entonces realizar la obtención de momentos de inercia por métodos analíticos.

### Resultado de los ensayos

El peso, momentos de inercia, y centro de gravedad son los resultados de los ensayos.

Adicionalmente los datos de Peso y Centraje se utilizan en el proceso de adquisición de datos aerodinámicos con la aeronave en vuelo. La información de performance como



sustentación y resistencia, así como también derivativas de estabilidad y control, se obtienen de forma recursiva durante el vuelo. Los sistemas que obtienen y procesan la información aerodinámica del vuelo de la aeronave, usan las ecuaciones de movimiento que contienen los términos de peso, momentos de inercia y centros de gravedad. Por lo tanto si estos términos son erróneos, las rutinas que calculan sustentación, resistencia, y estabilidad y derivativas de control obtenidas durante el ensayo en vuelo arrojarán resultados incorrectos.

### Consideraciones

La posición del centro de gravedad, tiene una gran influencia en la estabilidad y control y todas las aeronaves poseen un estricto rango dentro del cual se debe mantener. El movimiento del centro de gravedad debido al consumo de combustible es un parámetro crítico que se debe considerar. Estos efectos pueden obtenerse realizando mediciones de la posición del centro de gravedad como función de la carga de combustible.

Los datos iniciales se deberían obtener con el avión en configuración limpia, sin combustible ni cargas extras internas o externas.

Se debe considerar los efectos de agregar combustible y cargas en la bodega del avión sobre los centros de gravedad y de inercia. También el efecto de mover el tren de aterrizaje y la apertura de bodegas

### Documentación de referencia

[10-11] AC 91-23A, "*Pilot's Weight and Balance Handbook*", U.S. Department of Transportation, F.A.A. Revised 1977.

[10-12] "*Aircraft Vertical Center of Gravity Determination Using the Ground Inclination Method*", Pihlgren, W.D., December 1975.

[10-13] AC 23-8C, "*Flight Test Guide for Certification of Part 23 Airplanes*". F.A.A. November 2011.

[10-14] T.O. 1-1B-50, "*Basic Technical Order for USAF Aircraft Weight and Balance*", March 2005.





## 10.2 CARGA ESTRUCTURAL

P

### Objetivo

Los ensayos de carga se realizan sobre la estructura del avión, generalmente célula desnuda y sin ningún tipo de equipamiento, y no en una estructura en vuelo. Este tipo de ensayo no es un simple ensayo de pre-vuelo como otros en esta sección, ya que es una actividad que continua, hablando de los ensayos de fatiga, a lo largo de toda la vida útil de la aeronave. El objetivo de este tipo de ensayo es verificar la capacidad de carga de la estructura del avión en cuestión.

### Descripción del ensayo

Se dividen los ensayos en dos grandes categorías que por lo general se llevan a cabo en células de aeronaves separadas, las mismas son:

1. Ensayos de carga estática
2. Ensayos de durabilidad

Los ensayos de carga estática se realizan para asegurar que la estructura del avión cuenta con la rigidez y resistencia adecuadas para soportar las cargas de operación previstas.

Los ensayos de durabilidad se realizan para verificar la vida a fatiga de la estructura.

Ensayos de tolerancia al daño son considerados normalmente dentro de los ensayos de durabilidad y se realizan para verificar que la estructura cuenta con suficiente capacidad de soportar daños no previstos durante la operación del vehículo.

Para ambos casos, se monta la estructura en un soporte rígido y se aplican cargas mediante un sistema de actuadores hidráulicos. En el caso de carga estática, se monitorean las deformaciones mediante el uso de "strain gauges" a medida que se incrementa la sollicitación del ensayo. Para los ensayos de durabilidad las cargas se aplican en forma cíclica por un largo periodo de tiempo. En el caso de estructuras presurizadas, se realiza un ciclaje de presión de acuerdo al perfil de vuelo del vehículo.

En ambos tipos de ensayo, los datos de interés son las cargas aplicadas y las deformaciones que se manifiestan en la estructura.

Las deformaciones se miden usualmente con "strain gauges" montados en componentes estructurales críticos. Adicionalmente a las cargas y deformaciones, se revisa durante el ensayo de carga estática, el desplazamiento tridimensional de puntos de control sobre de la estructura, relativos a su posición inicial. En los ensayos anteriormente nombrados se inspecciona frecuentemente la estructura ante algún tipo de falla potencial en proceso, o fallas locales de la misma.



Figura 26: Ensayo de fatiga en sección alar.

### Resultado de los ensayos

El producto final de los ensayos de carga estática es verificar que el avión cuenta con la suficiente resistencia para soportar las máximas cargas operacionales, estas son, las *Cargas Límites de Diseño (DLL)* sin deformación.

La información de estos ensayos se presenta generalmente en forma de deformación como función de las cargas aplicadas. Las mediciones de deformación de los “strain gauges” se convierten en tensiones a través del uso de ordenadores para la comparación con las predicciones analíticas.

Los ensayos de fatiga son procesos continuos para asegurar que el prototipo de fatiga cuenta con un margen de vida demostrada por sobre el líder de flota, y los resultados son usados como guía para los programas de inspección estructural.

El producto final de los ensayos de durabilidad es la verificación de que la aeronave cuenta con un adecuado margen de vida a la fatiga y capacidad de tolerancia a los daños para la vida esperada de la estructura bajo las condiciones operacionales.

La información de tensiones y deformaciones de los ensayos se utilizan también para actualizar los modelos de durabilidad y proveer información que puede ser utilizada para extender la vida útil de la aeronave si fuera necesario

### Consideraciones

Los ensayos de carga estática requieren que la estructura sea sometida una Carga Última de Diseño correspondiente al 150% de la Carga Límite de Diseño (*DLL*), esto es para asegurar que la estructura no se deformará a Carga Límite. A menudo la estructura es ensayada llevándola a la falla para determinar los márgenes reales de tensión. Nótese que la falla debe ocurrir más allá de la Carga Última de Diseño o los márgenes de resistencia requeridos no se cumplirán. Los ensayos de carga estática última deben



ser realizados anteriormente a los ensayos en vuelo para condiciones de carga límite de diseño pero no siempre son realizados antes del primer vuelo de la aeronave. En este caso, se debe realizar antes del primer vuelo de la aeronave, un ensayo de carga estática correspondiente a un 100% de la Carga DLL en las superficies críticas de vuelo y sus estructuras asociadas.

Se deben limitar también las cargas de la aeronave durante maniobras a un 80% de las Cargas DLL hasta que se realicen los ensayos de Carga Estática Última. Los ensayos de calibración de cargas estáticas deben realizarse antes de comenzar los ensayos en vuelo y los ensayos de presión a un 133% del nivel de máxima presurización deben realizarse antes del primer vuelo con presurización. Estas limitaciones anteriores son criterios específicos para las pruebas de aeronaves militares en Estados Unidos y pueden diferir a los criterios utilizados en otros países; según *Ref. [10-21]*, Sección 9.6.4.

Los ensayos de durabilidad deben demostrar que la vida real de la estructura es el doble de la vida de servicio esperada. Estos ensayos utilizan perfiles de carga típicos de misión y son usualmente realizados en programas acelerados en un período de meses.

#### Documentación de referencia

[10-21] *"Introduction to Flight Test Engineering"*, AGARDograph 300, *Flight Test Techniques Series – Volume 14* (pp. 24-5–24-8).

[10-22] MIL-STD-1530A, *"Aircraft Structural Integrity Program, Airplane Requirements"*, USAF, 1975.

[10-23] MIL-A-8860, *"Airplane Strength and Rigidity - General Specification"*, USAF, 1980.

[10-24] MIL-A-8861, *"Airplane Strength and Rigidity - Flight Loads"*, USAF, 1982

[10-25] MIL-A-8866, *"Airplane Strength and Rigidity - Reliability Requirements, Repeated Loads and Fatigue"*, USAF, 1987.

[10-26] MIL-A-8867C, *"Airplane Strength and Rigidity - Ground Tests"*, USAF, 1993.

[10-27] MIL-A-8871A, *"Airplane Strength and Rigidity - Flight and Ground Operation Tests"*, USAF, 1971.



### 10.3 VIBRACIONES EN TIERRA

P

#### Objetivo

Los ensayos de vibraciones en tierra son una parte esencial de los ensayos preliminares, que deben ser realizados en forma previa al comienzo de los ensayos de vuelo. El objetivo del ensayo es obtener las frecuencias, factores de forma, modos de vibración y amortiguamiento de la estructura de la aeronave. Se realiza el ensayo para verificar el modelo analítico de flutter del avión, así como para proveer medios para identificar los modos de vibración a partir de las frecuencias encontradas durante ensayos en vuelo.

#### Descripción del ensayo

Un ensayo básico de vibraciones consiste en hacer vibrar el avión a diferentes frecuencias, y medir la respuesta en distintas ubicaciones del mismo. Se utilizan varios cientos de puntos para monitorear el comportamiento, y de esta forma encontrar las características modales. Las señales se obtienen usualmente mediante el uso de acelerómetros adheridos a la superficie de la aeronave y se procesan a través de amplificadores y computadoras. Los acelerómetros se ubican sobre un lado de las superficies simétricas (alas, estabilizador horizontal, cola y superficies de control) y también se ubican en posiciones críticas del fuselaje, nacelle, pylones, etc.

Las vibraciones se generan mediante “vibradores electrodinámicos”. Estos aparatos son motores eléctricos que mueven una armadura central hacia arriba y abajo como función de la corriente aplicada. La armadura del vibrador se adhiere a la superficie del avión mediante un alambre. Generalmente se utiliza más de una shaker y estos van vinculados por ejemplo a las extremidades del avión como puntera del ala, en la cola, estabilizador horizontal y nariz del avión. Pueden operar en fase o fuera de fase con los demás para generar entradas simétricas o anti simétricas.

Para separar los modos elásticos de vibración de los modos de cuerpo rígido, se necesita suspender el avión mediante un sistema de soportes suaves. Esto se realiza suspendiéndolo mediante aisladores de vibraciones como resortes suaves o cámaras de aire. En algunos casos esto puede lograrse apoyando el avión en su tren de aterrizaje con sus cubiertas desinfladas. Realizarlo de esta forma solo es posible si el tren de aterrizaje está tomado al fuselaje y no tomado al ala del avión.

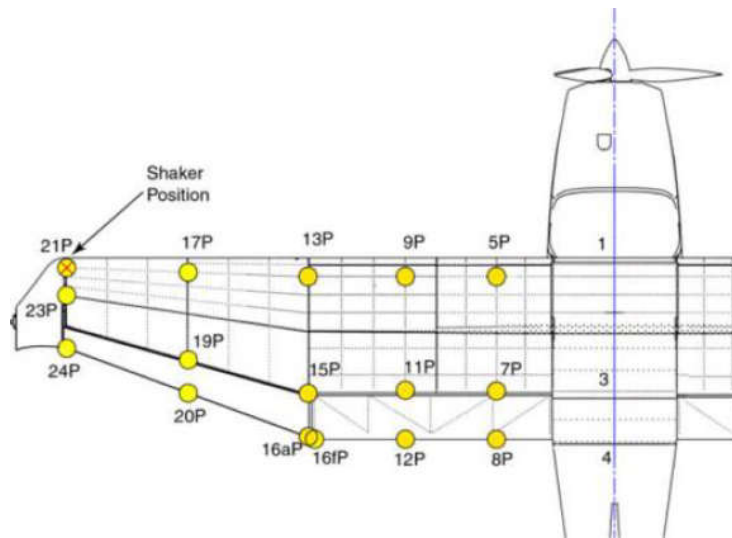


Figura 27: Ubicaciones típicas de shaker y acelerómetros sobre una semi-ala.

Se utilizan diferentes técnicas de excitación durante estos ensayos. Se utilizan ondas sinusoidales o excitaciones aleatorias para determinar las características de respuesta. Se seleccionan frecuencias discretas y se realiza una excitación senoidal en cada frecuencia para generar datos. Normalmente, la señal senoidal se detiene bruscamente y se mide el decaimiento de la respuesta transitoria resultante para obtener amortiguación. El procesamiento de datos permite la obtención de frecuencias modales, factores de forma y amortiguación de una sola excitación al azar mediante el procesamiento simultáneo de múltiples entradas y respuestas de salida.

### Resultado del ensayo

Los resultados del ensayo incluyen las frecuencias de respuesta estructural, modos de vibración y amortiguamiento. La información se presenta en forma de gráficos de respuesta en frecuencia (amplitud-fase vs. frecuencia), animaciones y listado de respuesta para cada valor de amortiguación de la aeronave.

Esta información se utiliza para predecir el comportamiento en los fenómenos de flutter, vibraciones y aeroelasticidad del avión; y resulta importante como información de soporte a la campaña de ensayos en vuelo.

### Requerimientos del ensayo

Estructuralmente el avión debe estar lo más cerca posible a la configuración final de vuelo, de otro modo la información sería inadecuada.

El sistema de suspensión suave debe ser capaz de, no solo soportar el peso del avión sino también reducir el valor de la mayor frecuencia de de cuerpo rígido a menos de un tercio de la frecuencia elástica más baja.



Generalmente, el sistema hidráulico del avión debe estar encendido para activar los actuadores de las superficies de control, o las superficies de control deben estar trabadas mecánicamente en la posición correcta.

El sistema de excitación debe ser capaz de entregar impulsos de salida de entre 5 - 250 Lb., en otros casos donde se requiere excitación de las superficies de control, se utilizan fuerzas tan pequeñas como 1 Lb.

Los acelerómetros y celdas de carga, deben ser dimensionados para el nivel de respuesta esperado y de un tamaño tal que no agreguen demasiada masa a la estructura o armadura del vibrador.

Se deben colocar una cantidad suficiente de acelerómetros en forma estratégica en el avión para lograr obtener un mapeo correcto de la forma de vibración en cada modo.

Para poder correlacionar los ensayos analíticos con los prácticos, se debe colocar en los mismos puntos las estaciones de respuesta (acelerómetros) y los nodos del ensayo analítico.

#### Documentación de referencia

[10-31] AFFTC-TR-85-1, "AFTI/F-111 Mission Adaptive Wing Ground Vibration Test", Lenzi, David C., Cogburn, Lowell T, February, 1985.

[10-32] AFFTC-TIH-90-001, "Structures Flight Test Handbook", Norton, W. J., Captain, USAF, November 1990.

[10-33] "Methodology for ground and flight vibration testing of light aircraft", M. Nejad Ensan, Viresh K Wickramasinghe, National Research Council Canada, April 2014.

[https://www.researchgate.net/publication/280207101\\_Methodology\\_for\\_ground\\_and\\_flight\\_vibration\\_testing\\_of\\_light\\_aircraft](https://www.researchgate.net/publication/280207101_Methodology_for_ground_and_flight_vibration_testing_of_light_aircraft)

[10-34] AD A257-262 "Structures Flight Test Handbook", W. Norton, November 1990.



## 10.4 TREN DE ATERRIZAJE

P

### Objetivo

El objetivo de los ensayos de tren de aterrizaje es verificar que el mismo no exceda el Factor de Carga Inercial Límite ( $n_z$ ) así como verificar su capacidad de absorción de energía. Se admite deformación de la estructura, pero no que la misma alcance la falla. Estos objetivos se evalúan mediante ensayos de caída libre de una célula de ensayos que emula la aeronave, en la cuál se fija el tren real, y se simula una determinada velocidad de descenso dada por la altura de caída.

### Descripción del ensayo

Este ensayo involucra tres ensayos individuales con distintas características, estos son, Limit Drop Test, Reserve Energy Absortion Drop Test y Ground Load Dynamic Test. Durante los ensayos de caída libre se medirán valores del factor de carga inercial límite y deflexiones del conjunto tren de aterrizaje.

El *Limit Drop Test* consiste en determinar el Factor de Carga Inercial dejando caer libremente la aeronave desde una cierta altura y compararlo con el determinado mediante el análisis de los casos de carga definidos en la norma, donde se consideran también la influencia de la sustentación del ala, sustentación de neumático y componente de arrastre.

En el *Reserve Energy Absortion Test* se verifica que durante un ensayo de caída, la estructura del tren no sufra falla, aunque si es permitida cierta deformación o fluencia. Se realiza de una altura superior a la del ensayo anterior.

En el *Ground Load Dynamic Test* se demuestran dinámicamente mediante un ensayo de caída, la metodología debe ser igual al propuesto en el Limit Drop Test, pero con una altura superior.

### Resultado del ensayo

Durante los ensayos de caída libre se efectuarán mediciones de factores de inercia de carga, así como también verificación de la integridad del conjunto tren para cada ensayo.



Figura 28: Ensayo de tren en prototipo de aeronave F-35.

### Consideraciones

El fuselaje o célula de ensayo será lastrado con los pesos correspondientes a equipamiento, motor completo equipado, alas, empenajes, combustible y carga útil. Esto significa contar con la información de Peso y Centraje para las distintas configuraciones y posiciones de C.G.

Los componentes que no se incluyen en el ensayo, serán reemplazados por lastre (bolsas de arena), colocados en la posición correcta de los mismos.

Cabe señalar que el utillaje de izado del avión representa un peso sobre el mismo en el momento del impacto, por lo que es incluido en la determinación de su centraje.

Se debe contar para la medición de los factores de carga con un acelerómetro ubicado con la mejor aproximación posible a la ballesta del tren principal, de manera de obtener una medida acertada del factor de carga introducido en la misma.

### Documentación de referencia

[10-41] AGARDograph 160, Vol. 7, “*Strain Gauge Measurements on Aircraft*”, Kottkamp, E., Wilhelm, H., and Kohl, D.

[10-42] AZOR-C-10-94, “*Propuesta de ensayos estructurales para certificación, conjunto V: tren de aterrizaje*”, 1994.

[10-43] Informe de Ensayo nº 00X / 14, “*Ensayos de Carga Estática con el Tren Principal del IUAV*”, CIA, 2014.

[10-44] IT\_DMA-010-09 “*IUAve - Cargas en el Tren de Aterrizaje*” – Scarpin, 2009.





[10-45] AC23-15A, "*Small Airplane Certification Compliance Program*", Department of Transportation, F.A.A., December 2003.

[10-46] AC23-17, "*Systems and Equipment Guide for Certification of Part 23 Airplanes and Airships*", Department of Transportation, F.A.A., November 2011.

[10-47] AC23-19A, "*Airframe Guide for Certification of Part 23 Airplanes*", Department of Transportation, F.A.A., April 2007.

[10-48] "*Landing Gear Design for Light Aircraft*", Ladislao Pazmany, 1986.



## 10.5 VERIFICACIONES Y ENSAYOS DE SISTEMA PROPULSIVO

M

Esta sección es llamada *Verificaciones y Ensayos* de Sistema propulsivo, por enfocarse en aquellas actividades que se deben realizar al instalar el motor en la aeronave para asegurar su operación y compatibilidad. Se asume que el motor es un producto certificado, y que por lo tanto, el fabricante del mismo ya ha cumplimentado los ensayos requeridos para dicha certificación. Para finalizar la sección, se provee una breve descripción para la determinación de la performance del motor instalado mediante ensayos en vuelo.

A modo informativo, se puede comentar que los ensayos para certificación a realizar por el fabricante son, entre otros:

- Distorsión en la admisión de aire
- Operación y Performance en banco de ensayos (no instalado)
- Durabilidad o funcionamiento acelerado
- Ingestión de hielo, agua o aves

Lo anterior puede ampliarse en la bibliografía *Ref. [10-58]*.

También se debe aclarar que los procedimientos que aquí se presentan, fueron extraídos de las referencias que se listan a continuación, y que aplican a aeronaves propulsadas por motores alternativos a hélice.

### Objetivos

Mediante ensayos en tierra, realizar verificaciones de instalación y parámetros de funcionamiento dentro de los límites, del motor y sus componentes. Medición de la potencia instalada mediante ensayos en vuelo, aplicación de distintos métodos, y descripción de factores influyentes sobre la performance.

### Descripción de los ensayos

Las primeras tareas a realizarse tienen como finalidad la instalación mecánica y conexiones del motor a la aeronave, para ello se utiliza el procedimiento que el fabricante de la aeronave incluye en el *Manual de Instalación del Motor*. Estos procedimientos, involucran a grandes rasgos, los siguientes aspectos:

- Vinculación mecánica del motor a la bancada
- Instalación del Sistema de Escape
- Instalación del Sistema de Lubricación
- Instalación del Sistema de Combustible
- Instalación del Equipamiento Eléctrico
- Instrumentos de Motor
- Instalación de Hélice

Una vez realizado el procedimiento recomendado por el fabricante del motor en cuanto a la instalación y conexiones, el sistema propulsivo debe ser sometido a varios ensayos y evaluaciones en tierra. Los mismos se presentaran a continuación e incluyen: verificaciones previas, procedimiento de Run-In, determinación de RPM máximas estáticas, y ajustes y evaluación de sistemas.

## VERIFICACIONES Y ENSAYOS EN TIERRA

### ➤ Verificaciones Previas

#### *Compresión en frío*

El ensayo de compresión en frío se realiza en forma manual girando la hélice, y tiene como objetivo la verificación de la presión máxima en cada cilindro. Es necesario contar con un manómetro para censar la presión en cada uno de ellos. Para instalar el manómetro debe removerse la protección de cada cilindro y su correspondiente bujía para colocar allí la sonda del manómetro. Este ensayo reviste cierta peligrosidad ya que puede producirse un movimiento brusco de la hélice, debido a la compresión por la manipulación de la misma. Los resultados de presión en cada cilindro servirán de referencia para posteriores ensayos.

Para observar en detalle el procedimiento de ensayo, puede consultarse el video

- *Light Aircraft Compression Test Procedure, véase Ref. [10-55].*
- 



Figura 29: Ensayo de compresión en frío.

#### *Inspecciones previas*

Deben realizarse en forma previa al ensayo de *Run-In* inspecciones de conexiones eléctricas, de mangueras de combustible y prestar especial atención al sistema de lubricación de motor, verificando la cantidad adecuada del lubricante en los reservorios.



➤ Procedimiento de Run-in

Anteriormente al encendido, el motor debe lubricarse adecuadamente según las recomendaciones del fabricante. Al comenzar el ensayo, se da encendido al motor y debe obtenerse una lectura adecuada de presión de aceite en los primeros 30 segundos, de lo contrario debe cancelarse el procedimiento. Una vez que se cuenta con mediciones de temperatura de cilindro (*CHT*) y presión de aceite adecuadas y el motor se encuentra funcionando en forma suave, se procede a realizar las evaluaciones de *Run-in* especificadas por el fabricante del motor. Estas evaluaciones no suelen tener una duración de más de 10 minutos para cada valor de referencia de RPM, comenzando de menor a mayor con incrementos de 200 / 300 RPM en promedio.

Se presenta a continuación una secuencia de Run-in recomendada por Lycoming para uno de sus motores:

RECOMMENDED RUN-IN SCHEDULE			
RPM	LOAD	TIME (MINUTES)	REMARKS
1200	Prop. Load	10	
1500	Prop. Load	10	
1800	Prop. Load	10	
2000	Prop. Load	10	Check magneto drop-off.
2200	Prop. Load	10	Do not exceed 125 RPM on either magneto or 35 RPM between magnetos.
2400	Prop. Load	10	
Normal Rated*	Prop. Load	15	
Normal Rated*	Prop. Load	60	Oil Consumption Run.

\* - See Table 9-1.

Figura 30: Secuencia de Run-in motor AVCO Lycoming.

Durante el ensayo deben relevarse la temperatura de cabeza de cilindro (*CHT*), temperatura, y presión de aceite. Nunca debe permitirse que la temperatura de cilindro exceda la permitida por el fabricante.

Luego de realizadas las evaluaciones, se procede a detener el motor, y debe dejarse enfriar durante aproximadamente una hora. Finalmente, se realizan inspecciones en búsqueda de pérdidas de aceite, combustible, puntos calientes en cilindros (se presentan como zonas donde se quema la pintura), y se analizan el aceite drenado y/o los tapones magnéticos en búsqueda de material ferroso.

➤ Determinación de máximas RPM estáticas

El valor de RPM estáticas máximas en una aeronave a hélice permite estimar la potencia de salida de la combinación hélice / motor. Bajas RPM estáticas, con respecto al valor máximo esperado, implican baja potencia de motor o instalación inadecuada de hélice; RPM altas, implica alta potencia o instalación inadecuada de hélice.

Para iniciar el ensayo, se debe colocar la aeronave de frente al viento y asegurar la misma. A continuación se enciende el motor y se ajusta a nivel de potencia máxima hasta lograr una lectura de temperatura de aceite de aproximadamente 150/180 °C. En ese momento, se registran las RPM mediante un tacómetro y se procede a realizar la secuencia de detención de la aeronave.

Para un procedimiento detallado puede revisarse la siguiente referencia, la cual incluye los requerimientos de instrumentación y una planilla modelo para el registro de los parámetros durante el ensayo:

- *PA-28-181 Archer I & Archer II Service Manual, P/N 761679, Capítulo 71.*

Los RPM máximas obtenidas durante el ensayo deberían encontrarse dentro de lo enunciado por el fabricante, con una variación de  $\pm 50$  RPM (según el documento anterior).

#### ➤ Ajustes y evaluación de sistemas

Todas las inspecciones de sistemas del motor deben registrarse en planillas creadas a tal fin. Entre los ensayos e inspecciones que deben relevarse se incluyen: flujo de combustible, magnetos, ajustes de mezcla y RPM de ralentí, carburador y presión de aceite, entre otros.

#### *Ensayo de calentamiento de aire del carburador (Carburetor Heat)*

La función principal de este sistema de calentamiento es prevenir la formación de hielo en el carburador. Resulta recomendable contar con un sistema de este tipo. Muy poco calentamiento no impedirá la formación de hielo en el carburador, pero el exceso de calentamiento genera una mezcla excesivamente rica que reduce la potencia del motor y puede conducir a su apagado. El sistema de aire caliente tiene como requisitos básicos incrementar la temperatura en  $32^{\circ}\text{C}$  ( $90^{\circ}\text{F}$ ) para un ajuste de potencia del 75%. Debe evaluarse que se reduzcan las RPM en los límites recomendados cada vez que se enciende el sistema, y debe inspeccionarse el sistema en búsqueda de pérdidas de aire.

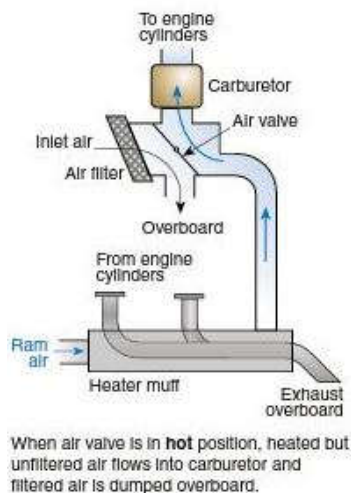


Figura 31: Esquema de sistema de calentamiento de aire de carburador (Carb Heat System).



### *Ajustes de mezcla y RPM de ralentí*

Para realizar esta evaluación se parte de una condición de motor estabilizado en RPM y temperatura en régimen de ralentí. Luego se ajusta la mezcla hacia la posición de corte para llevar al apagado del motor. De ser correcto el ajuste de mezcla, debería observarse un incremento de 50 RPM justo antes del apagado del mismo.

### *Ensayo de Magnetos*

Los ensayos de magnetos se realizan para asegurarse que cada uno de ellos es igualmente capaz de generar ignición en las condiciones de operación típicas. El ajuste de RPM para el ensayo no resulta crítico, pero generalmente el fabricante las especifica en la parte baja del rango de RPM. Para mayor información sobre este procedimiento de ensayo puede consultarse el siguiente documento:

- "Magnetos Check Basics", Civil Aviation Authority of N. Z., véase Ref. [10-54].

### *Ensayo de "Cold Cylinder"*

Se realiza en caso de observarse un andar irregular o no suave del motor. El mismo puede deberse a problemas en el sistema de ignición, ya que cuando el mismo no funciona correctamente, la temperatura del cilindro disminuye y altera el funcionamiento normal. El cilindro "frio" se detecta fácilmente mediante una sonda EGT o la utilización de un termómetro laser apuntado a la entrada al colector de escape de cada cilindro. Un procedimiento detallado puede consultarse en la pág. 40 de la Ref. [10-59].

### *Flujo de combustible*

Es un ensayo que permite evaluar la capacidad del motor de recibir el combustible adecuado para operar en todas las condiciones previstas, incluidos ascensos y descensos pronunciados. Puede consultarse un procedimiento detallado de ensayo en la pág. 41 de la Ref. [10-59].

### *Ensayo de compresión diferencial con motor caliente*

En forma posterior a los ensayos de Run-In debe realizarse una evaluación de compresión diferencial de cilindros y registrar los valores hallados. Si un cilindro cuenta con valores de ensayo menores a 60/80 (psi) medido por la sonda de ensayo, debe inspeccionarse ese cilindro en particular. Los problemas pueden deberse a válvulas de escape defectuosas o problemas de sellos. La inspección de los cilindros con problemas de compresión se realiza con el motor en frío, de manera similar al procedimiento de ensayo de compresión en frío explicado anteriormente.

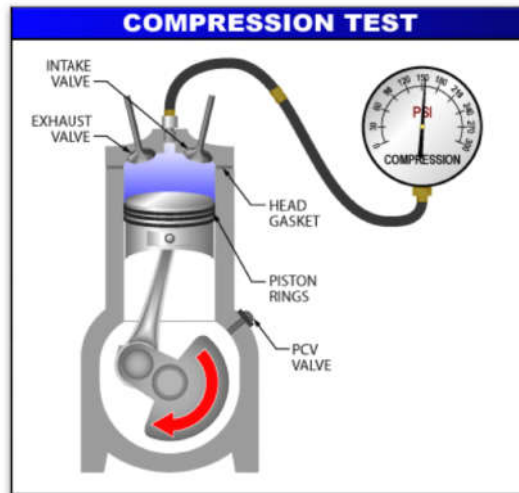


Figura 32: Sonda de ensayo motor en caliente.

## ENSAYOS DE PERFORMANCE EN VUELO

### ➤ Determinación en vuelo de la Potencia de Motor

La determinación en vuelo de la potencia de motor, se realiza esencialmente para cumplir con dos propósitos:

- (a) Determinar el empuje instalado en la aeronave
- (b) Medir el arrastre de la aeronave con el motor operando

Dado que el sistema de inducción, el de escape y el sistema de enfriamiento afectan la potencia de motor; y además, los accesorios (tales como generadores, alternadores, o bombas hidráulicas) también requieren potencia; los ensayos del fabricante del motor en banco, no se corresponderán con la potencia entregada con el motor instalado en la aeronave. En los ensayos en vuelo, entonces, se deben implementar métodos para la medición de la potencia instalada real, de manera de poder utilizar estos datos posteriormente para definir la resistencia de la aeronave.

Resumiendo, la performance de un motor instalado se ve afectada por pérdidas que provienen de 4 áreas generales, que pueden clasificarse de la siguiente manera:

- 1 Pérdidas del Sistema de Inducción
- 2 Pérdidas del sistema de Escape
- 3 Pérdidas por accesorios
- 4 Pérdidas por refrigeración incorrecto

Se puede ampliar sobre estas pérdidas en la *Ref. [10-51], Chapter 5.3.*

Como la aeronave y el motor constituyen una unidad, no se pueden dividir los efectos de uno sobre el otro. Si son ignorados estos efectos de interacción, pueden llegar a ser causa de una performance reducida. Ésta es un área a examinar cuando la performance no cumple con las predicciones.



---

Algunos de los efectos de interacción para aeronaves propulsadas con motores alternativos a hélice, son los siguientes:

- 1 Forma del carenado y bloqueo por obstrucción detrás de la hélice
- 2 *Slipstream* de la hélice sobre la resistencia de la aeronave
- 3 Resistencia por flujo de refrigeración del motor
- 4 Refrigeración del motor y distribución de combustible sobre las performances de alcance, crucero y ascenso
- 5 Empuje residual del escape sobre la potencia necesaria
- 6 Sistemas de inducción y escape sobre la potencia disponible

La medición de la potencia al freno (*BHP o brake horsepower*) se realiza mediante un procedimiento sencillo; por otro lado, la medición de la potencia propulsiva (*TSHP o thrust horsepower*), es decir con hélice colocada, es más difícil debido a la presencia de efectos de interacción. Además, los gráficos de rendimiento de la hélice rara vez representan la eficiencia de la misma en sus condiciones reales de operación. Como resultado, la mayoría de la información de performance de los ensayos en vuelo, se basan en la potencia al freno.

#### *Medición de la potencia de un motor de combustión interna en vuelo*

Se presentan a continuación los métodos más comunes para determinar la potencia en configuraciones de motor a hélice:

- 1 Método del Torquímetro
- 2 Gráficos de potencia de motor
- 3 Método del Flujo de Combustible

Cada uno de ellos, contiene fortalezas y debilidades.

#### 1 Método del Torquímetro

Algunas organizaciones de ensayos, consideran que el mejor método de medición de la potencia de motor es mediante el uso de un torquímetro vinculado al cigüeñal para medir el torque de salida. En este método, la potencia al freno está dada por la siguiente ecuación:





$$BHP_T = KNQ \quad (5.1)$$

where

$BHP_T$  = the test brake horsepower

$K$  = a constant for the torque meter based on dynamometer tests

$N$  = the engine speed (rpm)

$Q$  = the torque meter reading

Figura 33: Ecuación de BHP para el método del torquímetro.

Otra forma es expresar la potencia al freno como función de la presión media efectiva del freno:

$$BHP_T = P_b NK \quad (5.2)$$

where

$P_b$  = brake mean effective pressure

$K$  = a constant based on the calibration of  $P_b$  and different from the  $K$  of Eq. (5.1).

Figura 34: Ecuación de BHP en función de la presión media.

El método del torquímetro es un buen método en los casos donde puede ser aplicado y donde se cuenta con una buena calibración del mismo. Tiene algunas limitaciones; la mayoría de estos dispositivos son de gran tamaño y deben ser montados entre el motor y la hélice. Esto desplaza la hélice del carenado y puede cambiar la eficiencia de la misma. Además, el torquímetro cambiará las características de resistencia del avión debido a su posición y debe tenerse mucho cuidado si es utilizado durante la medición de performances.

Puede utilizarse el torquímetro para desarrollar un gráfico; esto es, registrando la presión de admisión (M.P.) y las RPM en conjunto a las lecturas del torquímetro. Estos valores de M.P. y RPM pueden corregirse y graficarse vs. la potencia al freno extraída de las lecturas del torquímetro, y de esa manera se obtiene el gráfico de potencia instalada.

Dado que la medición de la potencia en vuelo variará con la velocidad debido a efectos dinámicos (*ram effects*), existirá un error dependiendo de cómo el torquímetro afecte la resistencia total de la aeronave. Aún a pesar de lo anterior, éste es uno de los métodos más adecuados para los ensayos de performance de motores de aviones propulsados a hélice.

## 2 Gráficos de potencia de motor

En aquellos casos donde el torquímetro no puede ser montado o puede resultar demasiado caro para los resultados deseados, los gráficos de potencia del fabricante

resultan un método aceptable. Estos pueden derivarse en parte de los ensayos reales del motor y en parte de la teoría, y determinan la potencia al freno (BHP) cuando se conocen la M.P., las RPM, la temperatura de aire del carburador y la altura de presión. Se asume que otras variables que afectan la potencia, son constantes o varían de un modo predecible. Además, se asume que el flujo y distribución de combustible hacia los cilindros son similares a las condiciones de ensayo en banco. Como es evidente, todas estas condiciones no se dan en la instalación real, así que los gráficos de potencia de motor no son exactas. De todas maneras, para casos donde no se pueden emplear otros métodos, el uso de estos gráficos proveen valores razonables de potencia.

Los gráficos de performance de motor consisten en 2 tipos, a nivel del mar y en altitud. El gráfico a nivel del mar se desarrolla conectando el motor a un dinamómetro y realizando corridas a RPM constantes mientras se varía la presión de admisión. Se mide la potencia en cada punto y se grafica tal como la parte izquierda de la *Figura [35]* a continuación.

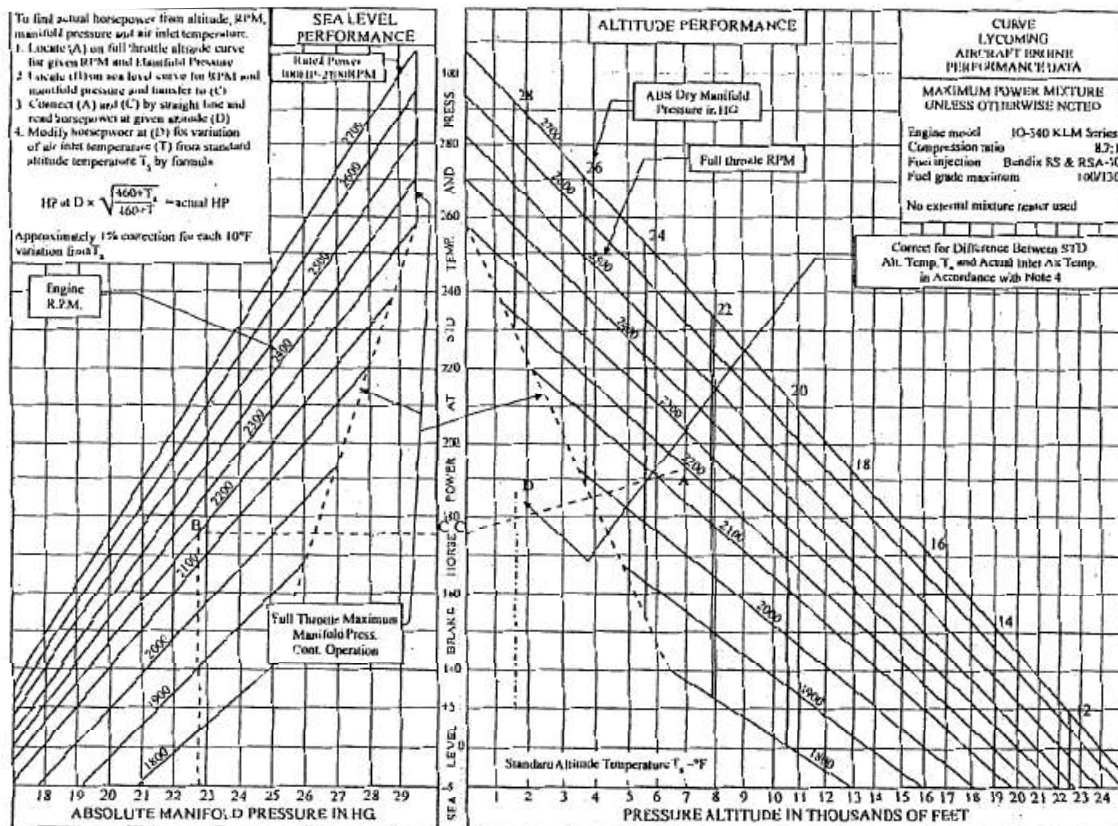


Figura 35: Gráficos de potencia de motor Lycoming IO-540.

Estas líneas de RPM constantes son rectas y convergen a un punto donde la presión de admisión es cero, la cual es la potencia perdida por fricción del motor. El gráfico en altitud, que se muestra en la parte derecha de la *Figura [35]* anterior, converge a potencia cero a 55000 ft. para motores normales aspirados. Puede desarrollarse matemáticamente de la siguiente ecuación:



$$BHP_{ALT} = BHP_{SL} \{ \sigma - (1 - \sigma) / 7.55 \} \quad (5.3)$$

Figura 36: Ecuación de BHP corregida por altitud.

O ser obtenido de ensayos en vuelo o túnel de viento. Es preferible el método de ensayo, aunque es también muy precisa, ya que se basa en información recabada durante muchos años en diferentes tipos de motores a pistón.

Para determinar la altura donde el motor instalado ya no desarrollará la potencia de nivel del mar (llamada altura crítica), se debe conducir un ensayo en vuelo. Si se desea profundizar sobre éste método, consulte en la *Ref. [10.51], Chapter 5.5*.

Si la calibración de potencia a nivel del mar está disponible por el fabricante para el motor a ensayar, entonces es posible desarrollar el gráfico de potencia para dicho motor. Esto provee un método más preciso para la determinación de potencia para ensayos en vuelo que utilizar el método gráfico estándar del fabricante. De todas maneras, si no se obtiene una calibración de motor, debe utilizarse el gráfico estándar de potencia del fabricante.

### 3 Método del Flujo de Combustible

Un tercer método para determinar la potencia de motor en vuelo es el método de flujo de combustible. Este método fue desarrollado por *Textron Lycoming* y se basa en información acumulada durante un período de 30 años.

Se conoce que el flujo de combustible que fluye al motor es función de la potencia desarrollada y viceversa. Como resultado del análisis de la información y de los hechos, *Textron Lycoming*, obtuvo las siguientes conclusiones:

- En el punto de temperatura máxima de escape (EGT), el motor desarrolla el 97% de su potencia indicada para un ajuste particular de la palanca de gases.
- En el mismo punto anterior, el motor tiene una relación de mezcla de 0.0648, lo que representa el 85% del consumo específico de combustible para la potencia indicada.
- El 100% de la potencia, se produce en relaciones de mezcla entre 0.0765 y 0.0840, y para uso en cálculos, 0.078 ha probado ser un valor preciso.
- El flujo de combustible varía de la misma manera que la relación de mezcla.
- Se puede establecer un valor de consumo específico de combustible para cada motor a medida que se conoce la relación de compresión.

Utilizando los hechos mencionados y una serie de curvas desarrolladas en un dinamómetro para el motor de ensayo, puede determinarse la potencia instalada real del motor si se mide adecuadamente el flujo de combustible y la temperatura máxima de escape. Aunque este método es probablemente el más preciso para determinar la potencia en vuelo, requiere mediciones muy precisas que pueden estar fuera del alcance de algunas organizaciones de ensayos.



### ➤ Correcciones a la potencia

Se deben realizar correcciones a los resultados obtenidos por los ensayos, dichas correcciones tienen en cuenta las condiciones sobre las cuales se desarrollan, y que, afectan a los mismos. Se pueden dividir en dos grandes categorías: (1) Correcciones a motores normalmente aspirados; y (2) Correcciones a motores con turbos.

#### (1) Motores normalmente aspirados:

- Correcciones de altitud
- Correcciones por temperatura no estándar
- Correcciones por humedad
- Correcciones por operación de palanca de gases al máximo

Si desea ampliarse sobre estas correcciones anteriores, y sobre las aplicables al punto (2) Correcciones a motores con turbos, véase la *Ref. [10-51], Chapter 5.4.*

### Consideraciones

Los ensayos en vuelo del sistema propulsivo deben planificarse, ejecutarse y analizarse considerando el sistema propulsivo como una parte integral de la aeronave y no como una disciplina o sistema aislado

### *Equipamiento e Instrumentación necesaria*

Se requiere el siguiente equipamiento para llevar adelante los ensayos de motor instalados en tierra:

- Tacómetro Vu thru
- Termómetro externo que permita censar la OAT
- Psicrómetro
- Termómetro de cabeza de cilindro (CHT) / Termocuplas bayonetas
- Termocuplas de gases de escape ( EGT)
- Elementos de sujeción de aeronave a tierra
- Elementos de seguridad, extinguidores y protección auditiva
- Sistema de testeo de presión diferencial
- Higrómetro

### *Seguridad y Administración de Riesgos*

Los ensayos en vuelo del sistema propulsivo tienen riesgos inherentes, no sólo los relacionados directamente con el sistema, sino también aquellos relacionados a los inter-sistemas. La identificación de los riesgos durante los ensayos de pre-vuelo y los procedimientos de gestión de riesgos deben combinar los riesgos del sistema de propulsión, los riesgos aerodinámicos, los riesgos estructurales, etc.; en un análisis de



---

modos y efectos de fallas para identificar las condiciones que podrían agravar los riesgos e identificar procedimientos para reducirlos.

En caso de aeronaves monomotor, la planificación y ejecución de los ensayos, debe prever las consecuencias de la *pérdida* de dicho motor. Ya sea de manera intencional (apagado para ensayo de reencendido) o no intencional, debe contarse con la funcionalidad de los sistemas de emergencia y recuperación, o sistemas de respaldo especialmente instalados (baterías o sistemas de energía de emergencia) deben ser verificados antes de comenzar la expansión de la envolvente o ensayos de reencendido.

#### Documentación de referencia

- [10-51] "*Flight Testing of Fixed-Wing Aircraft*", Kimberlin, Ralph D., 2003.
- [10-52] "*Overhaul Manual AVCO Lycoming Direct drive Engine*" rev.60294-7-9, AVCO Lycoming Division, June 2002.
- [10-53] Piper Aircraft Maintenance Manual PA-28-181 Archer I & Archer II. P/N 761679.
- [10-54] "*Magneto Check Basics*", Civil Aviation Authority of New Zealand, April 2008.
- [10-55] "*Light Aircraft Compression Test Procedure*", video en plataforma Youtube, 2015. <https://www.youtube.com/watch?v=QkKzOPvbJaE&t=179s>
- [10-56] AFFTCIH-76-05, "*AFFTC Aircraft Horizontal Thrust Stand Evaluation and Operation Update*", AFFTC, Mahlum, R.W., August 1977.
- [10-57] AC 23-15A, "*Small Airplane Certification Compliance Program*", F.A.A., December 2003.
- [10-58] RTO AGARDograph 300, Flight Test Techniques Series – Volume 14 "*Introduction to Flight Test Engineering*", NATO, Research and Technology Organization (ADA 444990). 2005. (Chapter 24 )
- [10-59] AC 90-89B, "*Amateur-Built Aircraft and Ultralight Flight Testing Handbook*", FAA,2015.

## 10.6 ENSAYOS EN TÚNEL DE VIENTO

P

### Objetivos

Los resultados de los ensayos de túnel de viento son utilizados como parte del proceso de diseño y desarrollo, para corroborar las estimaciones teóricas aerodinámicas de la aeronave. También, se utilizan para refinar las predicciones de cualidades de vuelo y performance y cuando fuera necesario, poner a punto las modificaciones que se debieran realizar a la configuración inicial. Los datos de túnel de viento son la fuente principal de datos aerodinámicos que luego serán utilizados en programas de simulación o procedimientos de iteración utilizados en el proceso de diseño.



Figura 37: Modelo de túnel de viento de aeronave Embraer KC-390.

### Descripción de los ensayos

#### *Fuerza y momento*

Los coeficientes de fuerza y momento aerodinámicos de los tres ejes ortogonales respectivos, se obtienen mediante el empleo de un túnel de viento que sopla aire sobre un modelo a escala de la aeronave, suspendido mediante una toma en la zona posterior del fuselaje o alambres anclados en distintos puntos y vinculada a una cuna o balanza. En la cuna se colocan celdas de carga, que censan las variaciones de la aeronave sometida al flujo y generan señales de salida (voltajes), que luego se procesan en una computadora.

Se realizan las corridas de ensayo que el estudio requiera. Las variables que intervienen incluyen el número de Mach, altitud, orientación del modelo al flujo de aire (ángulo de ataque, ángulo de deslizamiento), así como a diferentes deflexiones de superficies de control. Los coeficientes de fuerza y momento se obtienen para cada configuración antes nombrada.

Si el modelo y el sistema de montaje están automatizados, las deflexiones de la superficie de control, los ángulos de orientación y otros parámetros, se pueden ajustar rápidamente desde fuera de la cámara del túnel sin interrumpir el flujo de aire.

### *Rotary Balance*

En estos ensayos se monta un modelo de la aeronave sobre una vara vertical ubicada dentro del túnel de viento y se permite la rotación dentro del flujo. Se obtienen las características de cabeceo, rolido y guiñada en función de la tasa de rotación.

### *Captive Model*

En estos ensayos, se *vuela* el modelo de la aeronave dentro del túnel de viento por pilotos ubicados fuera de la cámara y observando a través de las ventanas de la misma. El modelo se controla mediante un cable que transmite las señales de comando y permite maniobrar en cabeceo, rolido y guiñada.

Deben colocarse redes en las paredes del túnel de viento para capturar el modelo si se perdiese el control del mismo. Estos ensayos a baja velocidad permiten determinar las características de pérdida de control de la aeronave (*departure*).

### *Vertical Spin Tunnel*

El modelo de la aeronave se coloca en la parte superior de un túnel de viento vertical y se le permite realizar una caída libre hasta la base del túnel. Los modelos se dejan caer a distintos ángulos, tasas de rotación y direcciones para simular la pérdida de control que pudiera ocurrir a altos ángulos de ataque. Estos ensayos proveen información sobre los modos de espiral y las acciones para recuperar el control.



Figura 38: Ensayo de Vertical Spin de la aeronave Yak-130 en instalaciones de TsAgi.



### Resultado de los ensayos

El resultado obtenido de los ensayos es información de fuerzas aerodinámicas (sustentación y arrastre), e información de momentos de cabeceo, rolido y guiñada. Este resultado puede ser presentado en forma de coeficiente o en forma derivativa tal como coeficiente por unidad de ángulo o coeficiente por ángulo de deflexión de superficie.

Como se explicó anteriormente, estos coeficientes se utilizan para construir los modelos aerodinámicos a emplearse en etapas de simulación, que permitirán predecir y evaluar las cualidades de vuelo y poner a punto el sistema de control.

Los ensayos de *Rotary Balance*, *Captive Model* y *Vertical Spin Tunnel* se realizan principalmente para predecir el comportamiento a alto ángulo de ataque (HAOA). Los ensayos evalúan las cualidades de vuelo del modelo de aeronave a HAOA, la operación del sistema de control, la resistencia a perder el control en vuelo y las características de recuperación una vez que se produzca. Adicionalmente se determinan que tipos de modos oscilatorios y en espiral tiene el modelo y cuáles son los procedimientos a realizar para recobrar el control (por ejemplo, que comandos y con qué intensidad deben deflectarse).

### Consideraciones

Los siguientes requerimientos deben de cumplirse para poder realizar el ensayo satisfactoriamente:

- Similitud geométrica entre el modelo y aeronave real, cinemática entre los flujos de ensayo y flujo real, y similitud dinámica.
- Fidelidad del modelo, respecto a protuberancias, cavidades, y rugosidad superficial.
- El número de *Reynolds* del ensayo, debe ser lo más cercano posible al *Reynolds* de vuelo real, debido a que afecta fuertemente las características aerodinámicas. El número de *Reynolds* no siempre puede igualarse debido a limitaciones del túnel, entonces el mismo debe permitir realizar ensayos a varios *Reynolds* de manera de obtener una tendencia y extrapolar al *Reynolds* de vuelo. Esta acción puede ser riesgosa.
- Un rango mayor de número de *Reynolds* puede lograrse utilizando distintos tamaños de modelos, o túneles con presurización que permitan modificar la densidad del fluido.
- Los ensayos de túnel deben realizarse en las configuraciones que tendrá el vehículo en vuelo y adicionalmente realizar algunos ensayos en condiciones fuera de lo normal.
- Se deben incluir cierta cantidad de ensayo bajo condiciones que no sean las usuales de operación para poder tener cierta referencia del comportamiento fuera de las condiciones usuales y poder predecir el comportamiento de darse casos similares de vuelo.





---

### Documentación de Referencia

[10-61] AGARDograph 300 Flight test Techniques Series- Volume 14," *Introduction to Flight Test Engineering*", (pp. 98-100), 2005.

[10-62] "*Low Speed Wing Tunnel Testing*", 3 ed, Barlow, Rae, Pope, 1999.

[10-63] AGARD 067323, "*High Angle of Attacks Aerodynamics*", 1979.

[10-64] AGARD 106030, "*Aircraft Excrescence Drag*", 1981.

[10-65] "*Presentación de clase Tunel de Viento, Aerodinamica 2*", D'Errico Mario, Febrero 2012.



## 10.7 EVALUACIONES DE SOFTWARE

P

Los sistemas incorporados en los aviones modernos implican funciones de control; relaciones que involucran entradas y salidas de datos, vínculos mecánicos, hidráulicos y eléctricos, etc. Estas funciones dependen en gran medida del control electrónico digital, en el cual, los algoritmos necesarios se consiguen por medio de un programa o "software". En su mayoría son escritos en lenguajes de alto nivel como *Fortran*, *Basic* y *Ada*.

La respuesta deseada (o salida) de un sistema para un conjunto dado de condiciones (o entradas), se logra a través de un dispositivo electrónico ("computadora") controlada por un "conjunto de instrucciones" (programa), en lugar de medios mecánicos o eléctricos.

El software no existe en sentido físico (aunque es un componente embebido en la electrónica) y por lo tanto no es directamente susceptible a ensayos por medios empíricos; aunque con las debidas precauciones, su comportamiento puede evaluarse mediante la supervisión de los sistemas que controla.

### Objetivo

Se analiza su desempeño de manera indirecta, mediante la supervisión de los sistemas que controla. Se verifica que el código no sufra fallas de instrucciones durante su ejecución. La evaluación de Software se realiza para validar el producto final en contra de un conjunto inicial de requisitos, y para entender cómo este soporta los rigores de un entorno real.

### Descripción de los ensayos

#### *Ensayos Físicos*

Dada su naturaleza no física, el software no puede ser evaluado mediante ensayos físicos, pero si pueden ser evaluadas las funciones del sistema que controla. Aún para los sistemas más simples, el tiempo requerido para evaluar todas las funciones con todas las combinaciones de entradas de control es impracticable.

Se podría argumentar que, cuando el código es simple y de baja criticidad, los métodos empíricos son adecuados. Aunque este enfoque ha sido ampliamente aceptado (incluso con códigos complejos), también puede ser considerado inapropiado.

#### *Análisis Estático de Código (SCA)*

Un método para la evaluación del código es el Análisis de Código Estático (*Static Code Analysis*), el cual no requiere su ejecución sino que se trata de la comprobación



mediante la lectura del mismo. En su forma más avanzada, consiste en el análisis matemático del software usando la teoría de conjuntos, y permite identificar anomalías y casos de indeterminación. Este análisis va mucho más allá de las capacidades humanas, por lo cual, SCA se realiza mediante el uso de herramientas informáticas automatizadas.

### *Ensayos Dinámicos*

Se llevan a cabo mediante la ejecución del software en un ordenador. Estos ensayos se pueden realizar a nivel de módulos en un ordenador de simulación o; como un sistema total en el ordenador objetivo, conectado a emuladores de componentes e incluso conectado a la aeronave real. Cuando se utiliza el ordenador de la aeronave real, no solo se evalúa el software sino que también se pone a prueba el hardware y la integración software/ hardware. Éste es el único modo de ensayar el código ejecutable en su forma final y en su ambiente de trabajo definitivo.

### Documentación de referencia

- [10-71] MIL-STD-498, "*Software Development and Documentation*", December 5, 1994
- [10-72] IEEE/EIA 12207, "*Information technology-Software life cycle processes*", 1997.
- [10-73] AC 20-115C, "*Airborne Software Assurance*", July 19, 2013.
- [10-74] RTCA DO-178C, "*Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification*", December 13, 2011.



## 10.8 ENSAYOS DE SIMULACIÓN

P

Las simulaciones son un elemento esencial en el proceso de ensayos de pre-vuelo. Los simuladores brindan asistencia durante el proceso de diseño al permitir operar sistemas y subsistemas en forma interactiva y representativa. Resultan especialmente útiles para investigar los efectos de malfuncionamientos o fallas.

Prácticamente todos los programas de ensayo de nuevas aeronaves utilizan extensivamente simuladores, y realizan numerosos estudios con simuladores en forma previa al primer vuelo. El propósito de estos estudios es verificar que las características de la aeronave sean las diseñadas y esperadas y proveer seguridad para comenzar con los ensayos en vuelo. El FTE debe recordar siempre, que nunca puede saberse que tan precisa es una simulación, hasta no confirmarla durante ensayos.

NOTA: Algunos de los ensayos aquí descriptos, aplican parcialmente al caso de aeronaves UAV. Se aclarará en cada situación particular si puede o no llevarse a cabo y bajo que salvedades.

### Objetivos

Entre los objetivos de ensayo se encuentran evaluar las características de subsistemas tales como actuadores, computadoras, sistema hidráulico, sistema eléctrico y tren de aterrizaje. Adicionalmente se evalúan mediante simulaciones las *Flying Qualities*, la *Performance*, y los Sistemas de Control y Aviónica.

### Descripción de los ensayos

En esta sección se presentaran los distintos tipos de simulaciones que se presentan en la etapa de pre-vuelo. Entre ellos podemos presentar los siguientes:

- *Man-In-The-Loop:* Simulaciones de vuelo en tiempo real utilizando una cabina similar a la de la aeronave. Contribuyen en gran manera a las predicciones de *Performance* y *Handling Qualities*. Los simuladores cuentan con una réplica de la cabina, comandos, instrumentación, sistema de control y datos aerodinámicos. En algunos casos cuentan con sistemas de movimiento que simulan las condiciones dinámicas de la aeronave.

En el caso de aeronaves UAV, se puede utilizar la estación de comando y control usual desde donde el piloto dirige la aeronave. Se conecta la misma a equipos que hacen de interface con la aeronave, para evaluar las respuestas sobre la misma. También se suele utilizar programas informáticos de simulación para que el piloto “vuele” la aeronave y evalúe maniobras, o se vaya adaptando a la respuesta de la aeronave.

- *Iron Bird:* Estas simulaciones contienen casi la totalidad de los componentes de la aeronave, excepto por la estructura. La simulación se realizan para ensayar subsistemas de la aeronave tales como el sistema hidráulico y eléctrico. Durante el

ensayo se realizan ciclajes de larga duración que replican las condiciones de operación.

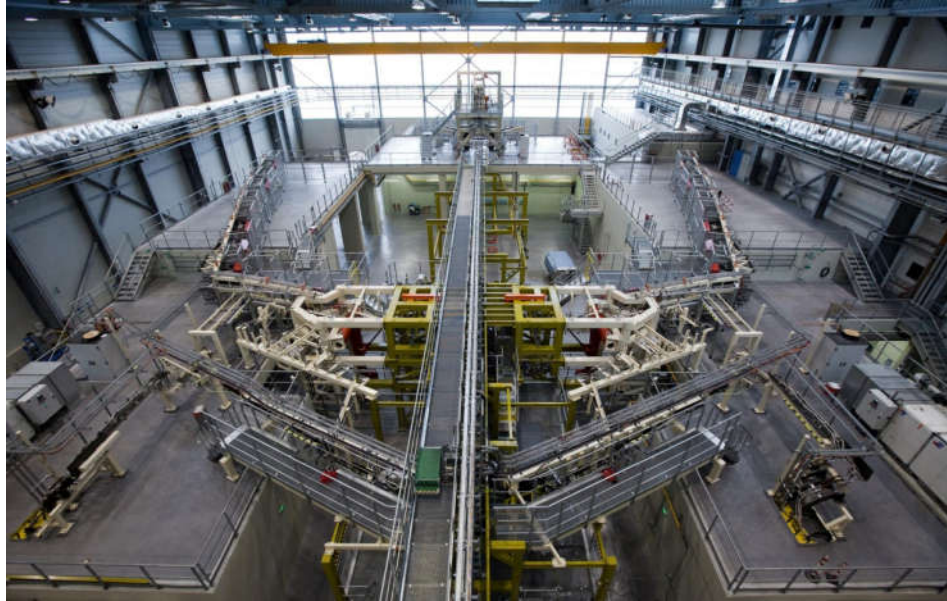


Figura 39: Instalación "Iron Bird" de una aeronave Boeing 787.

- **Hot Bench:** Estas simulaciones evalúan componentes individuales de la aeronave, como actuadores, comandos, computadoras de vuelo, etc. Se realizan para evaluar cada componente individual en forma previa a su instalación en una simulación más completa, como por ejemplo las de "Iron Bird".
- **Hardware-in-the-Loop:** Se utilizan para realizar evaluaciones de performance y flying qualities del tipo *man-in-the-loop*. Incluyen una computadora de control de vuelo, software y aviónica de la aeronave, pero no contienen el resto de los componentes de un ensayo de "Iron Bird" y por lo tanto resultan más económicos de realizar.
- **Simulaciones de Aviónica:** Involucra hardware y software de aviónica. Generalmente se cuenta con réplicas de la cabina de la aeronave, incluyendo displays e interruptores. Se realizan para verificar y evaluar el software del sistema de aviónica.

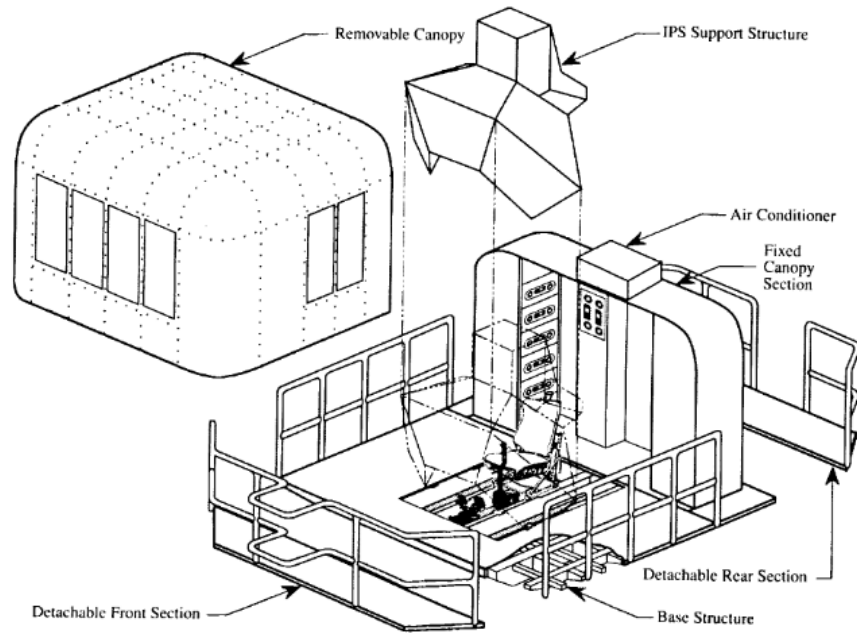


Figura 40: Vista en planta de una cabina de simulación.

- Simulación en Vuelo: Se trata de una aeronave real que simula las condiciones de performance y flying qualities de la aeronave en estudio. La aeronave cuenta con computadoras que utilizan técnicas para simular dicha respuesta. La ventaja radica en que el piloto experimenta el movimiento, la respuesta y las cualidades de la aeronave en el entorno real de operación. Este tipo de ensayo no aplica a aeronaves UAV de la manera descrita.

### Resultados de los Ensayos

Las simulaciones del tipo *Man-in-the-Loop* permiten evaluar la performance y cualidades de vuelo de la aeronave. Los resultados se utilizan para diseñar y evaluar el sistema de control de vuelo y generar perfiles de misión seguros, y eficientes. Una buena simulación permite detectar deficiencias tales como problemas de control, insuficiente estabilidad, etc.

Las simulaciones de *Hot Bench*, *Iron Bird* y *Hardware-in-the-Loop*, son medios efectivos y económicos para evaluar los subsistemas de la aeronave en forma previa al vuelo. Permiten detectar fallas o deficiencias en forma previa a comenzar con la campaña de ensayos en vuelo mejorando la seguridad.

Las simulaciones de aviónica son esenciales para verificar que el sistema de aviónica (software y hardware) está integrado y funciona de acuerdo a lo diseñado en un entorno con el resto de los componentes.



---

### Documentación de Referencia

[10-81] AGARDograph 300 Flight test Techniques Series- Volume 14," *Introduction to Flight Test Engineering*", (pp. 100-103), 2005.

[10-82] NASA TM 103923, "*Vertical Motion Simulator Familiarization Guide*", Danek, G., May 1993.

[10-83] "*Developing system and sub-system integration test rigs for Aerospace applications*", National Instruments.  
[ftp://ftp.ni.com/pub/branches/latam/brazil/milaero2013/desenvolvimento\\_de\\_rigs.pdf](ftp://ftp.ni.com/pub/branches/latam/brazil/milaero2013/desenvolvimento_de_rigs.pdf)



## 10.9 ENSAYOS DE SISTEMAS

M

Esta sección define los ensayos a realizar para demostrar que cada sistema instalado en la aeronave es adecuado para su rol operacional.

El alcance requerido de estos ensayos en cada caso particular, dependerá de los detalles de diseño y las características operacionales de la aeronave. La intención de esta sección es proveer al lector una guía suficiente que le permita apreciar y aplicar los principios generales involucrados.

Los ensayos que aquí se describen, se realizan bajo condiciones ambientales estándar.

Los sistemas más relevantes a evaluar son los siguientes:

10.9.1 Sistema Anti-Hielo

10.9.2 Sistema Eléctrico

10.9.3 Instalación de Motor

10.9.4 Sistema de Control Ambiental

10.9.5 Sistema de Escape de Emergencia

10.9.6 Controles de Vuelo

10.9.7 Sistema de Combustible

10.9.8 Sistema Hidráulico

10.9.9 Otros Sistemas: Sistema de Oxígeno, Sistema Eléctrico secundario, Tren de aterrizaje, Ruedas y Frenos.

### Objetivos

En términos generales, el principal objetivo de los ensayos de sistemas es determinar si los sistemas se desempeñan satisfactoriamente cuando se opera la aeronave en las condiciones requeridas.

La operación de un sistema en forma satisfactoria implica que cada sistema cumple los requerimientos de diseño para toda la envolvente operacional y no:

- Daña la aeronave
- Impide que se pueda llevar a cabo algún aspecto de la misión
- Requiere mantenimiento excesivo en términos de TAT (turn-around-time) o costos de mantenimiento.

Otros objetivos importantes son definir las capacidades de cada sistema, en condiciones normales y de emergencia, con el fin identificar necesidades de modificaciones y proveer procedimientos de operación para el Manual de Operación de la Aeronave.





## Descripción de los Ensayos

### 10.9.1 Sistema Anti Hielo

Las especificaciones de la mayoría de las aeronaves militares requieren que se cuente con la habilidad de operar durante cierto tiempo en condiciones atmosféricas donde se puede producir hielo, tales como condiciones de congelamiento, nubes con presencia de cristales de hielo, niebla, lluvia y nieve intermitente. La operación en estas condiciones requiere utilizar desde pistas en presencia de hielo, nieve o *slush* (nieve derretida, similar a escarcha).

La formación de hielo es un fenómeno complejo influenciado por muchos factores, los más importantes siendo:

- Temperatura Ambiente
- Humedad
- Contenido de cristales de hielo
- Altitud de Presión

La distribución, tipo, y tasa de formación de hielo dependerá de la velocidad, forma de la aeronave, temperatura de la superficie y su conductividad térmica.

La formación de hielo puede ser potencialmente peligrosa en varios aspectos. Su presencia en perfiles alares resulta en un marcado aumento de la resistencia y reducción de la sustentación, así como una reducción en la capacidad de control. Su presencia en tomas de aire del motor genera pérdida de potencia y en caso de turbomotores puede producir daños al mismo. El hielo puede obstruir sensores anemométricos, venteos y bloquear el desplazamiento de superficies aerodinámicas.

Un sistema anti hielo se diseña para evitar la formación del mismo en partes críticas de la aeronave empleando medios eléctricos o mediante sangrado de aire del motor. El nivel de protección debe ser suficiente para abarcar todo el rango de condiciones de formación de hielo con suficiente margen de seguridad. Debido a que los sistemas anti-hielo provocan una penalidad operacional considerable, su uso se restringe al mínimo esencial.

#### ❖ Ensayos en Tierra

En una etapa temprana del proceso de diseño se evalúan las características de formación de hielo utilizando instalaciones y técnicas de túnel de viento para determinar qué tipo de protección de hielo será requerida. Durante esta etapa se ensayan subsistemas que conforman el sistema anti hielo de la aeronave pero no se practica un ensayo completo del sistema.

A posterior un túnel de soplado se utiliza para proveer un flujo de aire en condiciones de congelamiento para bañar las áreas de interés de la aeronave. El enfriamiento del aire se logra inyectando Nitrógeno en la corriente. Las condiciones en este ensayo se varían en forma gradual para abarcar las condiciones más críticas. Los elementos que se evalúan son la formación de hielo en tomas de aire y hélices, transparencia de vidrios de cabina, sensores de vuelo, tomas de aire auxiliares, etc.

En caso de que la aeronave no cuente con protección anti-hielo, se debe simular la influencia del mismo mediante la colocación de paneles de espuma en las áreas críticas.



Figura 41: Ensayo de formación de hielo en aeronave F-35.

#### ❖ Ensayos en Vuelo

La evaluación del sistema anti-hielo en presencia de hielo, nieve o escarcha, solo puede realizarse en sitios donde estos fenómenos ocurran naturalmente, y se realiza en conjunto con los Ensayos de Ambientes Extremos, véase sección 10.18.

Los aspectos específicos a evaluar del sistema anti hielo incluyen:

- Capacidad de soportar nieve, hielo, escarcha o agua sobre la superficie externa.
- Los efectos de esta contaminación en el funcionamiento de los sensores de datos de aire, sondas de AOA y sistema *anti-skid*.

Los ensayos deben confirmar los siguientes parámetros del sistema:

- Capacidad y velocidad de respuesta del detector de hielo
- Funcionamiento correcto de controles automáticos en condiciones de hielo
- Protección adecuada para las condiciones y duración dadas en especificaciones
- Visión adecuada desde cabina para una operación segura y efectiva
- Que las fallas significativas del sistema anti hielo sean informadas al piloto y que los sistemas secundarios funcionen adecuadamente.

#### 10.9.2 Sistema Eléctrico

Un sistema eléctrico típico consiste en una fuente primaria, fuente secundaria (o de emergencia), equipamiento de conversión, baterías, equipos de control y protección, redes de distribución y conexiones.

Los parámetros de funcionamiento a evaluar para un sistema eléctrico consisten en:

- Tensión AC/DC en barras principales y no principales
- Tensión, frecuencia y corriente de salida en generadores
- Tensión y corriente DC de salida en Baterías
- Tensión y corriente DC en arrancadores / APU
- RPM en eje de entrada a generadores
- Temperatura de generadores/ APU y baterías.

- Presión de aceite sistema refrigerante
- Estado de contactores de generadores
- Tensión y corriente en estados transitorios

❖ Ensayos en Tierra

Luego de ensayar los componentes individuales, el sistema completo se ensaya en tres etapas A, B y C. En estas etapas se evaluará lo siguiente:

Etapa A: Ensayo en banco (*rig testing*) de todo el sistema eléctrico configurado correctamente.

Etapa B: Ensayo en tierra del sistema eléctrico instalado sobre la aeronave, pero con alimentación eléctrica externa.

Etapa C: Ensayo en tierra del sistema eléctrico, pero utilizando alimentación eléctrica de el / los generadores de la aeronave.



Figura 42: Instalación de ensayos de un APU.

Las siguientes referencias describen los requerimientos típicos a evaluar en un sistema eléctrico:

- MIL-STD-704, "Electrical Power, Aircraft, Characteristics and Utilization"
- BS 3G100, Part 3, "Characteristics of Aircraft Electrical Power Supplies"

Las siguientes referencias describen las técnicas de ensayo utilizadas al ensayar un sistema eléctrico:

- ED-14B/RTCA DO-160B, "Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipments"
- DEF-STAN 00-970, "Design and Airworthiness Requirements for Service Aircraft, Volume 1 Aeroplanes", Chapters 707 & 1001
- AFFTC-TIH- 84-1, "Electrical Subsystems Flight Test Handbook", Lush, K.J., January 1984

❖ Ensayos en Vuelo:

El principal objetivo de los ensayos en vuelo de sistema eléctrico es confirmar los resultados obtenidos durante los ensayos en tierra, demostrar una operación exitosa del mismo a lo largo de la envolvente operacional, y explorar los efectos que no pueden reproducirse en tierra. Debe prestarse especial atención a:

- Temperatura de operación de las fuentes
- Efecto del factor de carga sobre el sistema eléctrico
- Efecto de transitorios de velocidad de motor sobre las fuentes de energía
- Efecto de falla a gran altitud
- Encendido y operación de APU en vuelo
- Evaluación de los generadores de emergencia

### 10.9.3 Instalación de Motor

Los motores se encuentran instalados en áreas denominadas “Fire Zones” debido a que constituyen una fuente de ignición y se encuentran en proximidad de cantidades significativas de inflamables (combustibles, aceites y líquido hidráulico). Estas zonas de interés están diseñadas para evitar la propagación de fuego y usualmente cuentan con elementos de detección y supresión dl mismo tales como “fire wires” y extinguidores.

Respecto de la instalación de motor debe evaluarse la provisión de espacio adecuado para motor y sus accesorios dentro de la bahía, y que el acceso no sea dificultoso para realizar mantenimiento de accesorios y conexiones. Adicionalmente, debe evaluarse la posibilidad de entrada de agua en la bahía del motor y los medios para evacuarla (drenajes).

La instrumentación requerida para evaluar la instalación de motor está compuesta por sensores de temperatura que medirán la temperatura en toda la bahía de motor, y particularmente en elementos sensitivos dentro de las “fire zones”. En el caso de aeronaves civiles, suele exigirse ensayar el sistema de extinción de incendios.

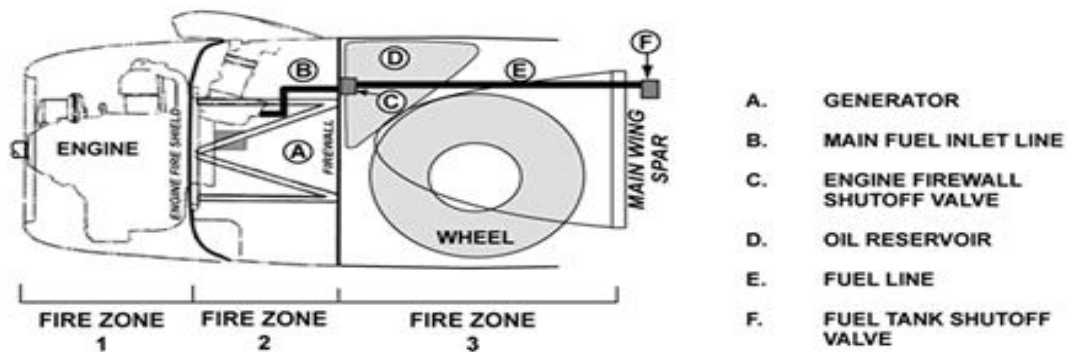


Figura 43: Diagrama de Fire Zones.

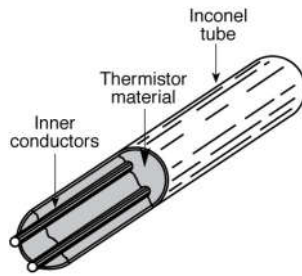


Figura 45: "Fire Wire" o Sonda de detección de fuego.



Figura 44: Extintor de Incendios.

#### ❖ Ensayos en Tierra

Deben realizarse inspecciones para revisar que ductos y cableado dentro de las "fire zones" no son susceptibles a la abrasión. Deben buscarse pérdidas de combustible o fluido, determinar sus causas y verificar los medios de evacuación de las mismas. Debe verificarse que los componentes resistentes al fuego y los sellos de las fire zones no se degraden durante la instalación o retiro del motor.

En forma general debe demostrarse que dentro del rango térmico de operación se cumple lo siguiente:

- Temperaturas de estructura y componentes dentro del rango aceptable
- La posición de drenajes permite la evacuación de pérdidas y goteos
- Sellos de los mamparos parallasas no se degrada debido a la temperatura
- Que la operación de la aeronave no afecte la capacidad a prueba de fuego de componentes y de las fire zones

#### ❖ Ensayos en Vuelo

No se requieren ensayos específicos de instalación de motor, salvo en el caso del ensayo de extinción de fuego requerido por las autoridades civiles.

Durante la realización de otros ensayos debe demostrarse que

- La temperatura de las fire zones, componentes y elementos sensibles se mantiene dentro de lo permitido.
- Las fire zones se mantienen libres de contaminación por fluidos inflamables. Esto se evalúa durante una inspección post-ensayo.

#### 10.9.4 Sistema de Control Ambiental

**NOTA:** Las evaluaciones realizadas al Sistema de Control Ambiental, tal como se presentan en el documento "Introduction to Flight Test Engineering", Ref. [1-2] no aplican a aeronaves UAV. Para consultar los procedimientos para aeronaves tripuladas, puede verse el ANEXO 3: ENSAYOS NO APLICABLES A AERONAVES UAV.



---

### 10.9.5 Sistemas de Escape de Emergencia

NOTA: Las evaluaciones sobre los Sistemas de Escape de Emergencia, tal como se presentan en el documento "*Introduction to Flight Test Engineering*", Ref. [1-2] no aplican a aeronaves UAV. Para consultar los procedimientos para aeronaves tripuladas, puede verse el ANEXO 3: ENSAYOS NO APLICABLES A AERONAVES UAV.

### 10.9.6 Controles de Vuelo

Los controles de vuelo de una aeronave están comprendidos en dos categorías, controles de vuelo primarios (*Primary Flight Control Systems* o *PFCS*) que incluyen alerones, elevadores y rudder, el segundo grupo se denomina controles de vuelo secundarios ( *Secondary Flight Control System* o *SFCS*), este último incluye los comandos que permiten optimizar las condiciones aerodinámicas para una condición particular de vuelo, dentro de este grupo se encuentran, flaps, slats, flecha variable, frenos aerodinámicos, etc.

Antiguamente las superficies de control eran operadas por vinculación mecánica directa (cables, barras, palancas, etc.) desde los comandos de cabina. Las dificultades en proveer niveles aceptables de fuerza y movimiento para velocidades y masas cada vez mayores, llevo a la adopción casi universal de sistemas hidráulicos, en los cuales la entrada de comando es transmitida por medios eléctricos o mecánicos a un actuador hidráulico.

Un sistema genérico de control (PFCS Y SFCS) puede considerarse compuesto por cuatro áreas funcionales:

- Comandos e Instrumental de cabina
- Sensores
- Computadora de control de vuelo
- Sistema de actuadores

Los comandos del sistema PFCS continúan siendo los tradicionales, con una columna de control para cabeceo y roldo y pedales para control de guiñada. Se cuenta adicionalmente con comando de trimado en cada eje.

Los comandos del sistema SFCS están compuestos por selectores de flap y frenos aerodinámicos, entre otros. Estos comandos suelen poseer algún tipo de control y/o correcciones automáticas

El grupo de sensores es necesario para definir la configuración y las condiciones de vuelo de la aeronave en los tres ejes de movimiento. Los parámetros que evalúa un sistema de sensores de vuelo son:

- Posiciones de comandos del PFCS y SFCS, situación de tren de aterrizaje, bahías, etc.
- Datos de la computadora de datos de aire como velocidad, altitud, temperatura, ángulo de ataque y deslizamiento, etc.
- Velocidades y aceleraciones lineales y angulares correspondientes a cada eje.

Los actuadores del sistema PFCS sea elevador, alerón, rudder consiste típicamente de cuatro servo válvulas electro-hidráulicas, un sistema de monitoreo, un sistema de alimentación de potencia en paralelo (hidráulico o eléctrico según sea el caso) y realimentación o "feedback" eléctrico o mecánico. Los actuadores del SFCS consisten de servos electrohidráulicos, potenciómetros de feedback e indicaciones de falla en cabina.



Figura 46: Instalación de ensayo Hidráulico de actuadores.

Los parámetros que deben relevarse en términos generales contienen:

- Entradas de Comando
- Posiciones de actuadores y superficies de control
- Parámetros de interés del sistema como presión hidráulica, temperatura de aceite y voltaje eléctrico.
- Elementos relativos a la transmisión de datos del sistema de control

#### ❖ Ensayos Preliminares en Tierra

Los componentes del sistema de control en vuelo deben estar sujetos a extensivos ensayos individuales en banco, en forma previa a ser incorporados en arreglos que permiten ensayar todo el sistema en conjunto y simulando las cargas en vuelo. El “*Iron Bird*” se operara en conjunto con un simulador de vuelo para permitirle al piloto “volarlo” bajo las condiciones de misión. El arreglo de “*Iron Bird*” permite ir ensayando las condiciones de falla de modo incremental. Deben realizarse algunos ensayos con el motor encendido, para confirmar el correcto funcionamiento e interconexión del sistema de control en vuelo con otros sistemas relacionados (por ejemplo hidráulicos o eléctricos).

#### ❖ Ensayos en Vuelo

Los ensayos en vuelo del sistema de control deben realizarse en conjunto con los de *Handling Qualities*, véase Sección 10.16, y deben realizarse en toda la envolvente de la aeronave.

Una vez realizados los ensayos a lo largo de la envolvente de vuelo, deben analizarse todos los casos de falla que cuenten con probabilidad de ocurrencia relevante. El propósito de esta evaluación es validar las características de falla y sus implicancias en las cualidades de vuelo, para establecer alertas y procedimientos a incluirse en el manual de operación de la aeronave.



### 10.9.7 Sistema de Combustible

En general el sistema de combustible comprende tanques internos ubicados en ala y fuselaje, sistemas de control y medición de flujo. Las aeronaves militares suelen estar provistas de tanques externos y equipamiento para reabastecimiento en vuelo.

Cada motor se alimenta de su propio tanque, el cual contiene un colector con dos bombas *booster* que alimentan la bomba de combustible de alta presión. El combustible se transfiere desde los tanques en ala o fuselaje hacia cada tanque colector utilizando bombas eléctricas o neumáticas. Los tanques suelen estar presurizados para prevenir cambios en el estado del combustible (*fuel boiling*) La presión se mantiene constante por medio de válvulas de venteo.

Típicamente deben evaluarse los siguientes parámetros:

- Cantidad de combustible en cada tanque
- Presión de combustible en entradas y salidas de válvulas y bombas
- Presión y temperatura de aire en cada tanque / sistema de venteo
- Flujo de combustible hacia cada motor

#### ❖ Ensayos en Tierra

Los ensayos en banco incluirán un arreglo estilo Iron Bird del sistema de combustible, montado en suspensiones para simular los efectos de las vibraciones sobre los parámetros de interés. Los ensayos sobre la aeronave deben realizarse para corroborar el funcionamiento de todo el sistema de combustible y su interfaz con otros sistemas vinculados, así como deben evaluarse los procedimientos de emergencia. Deben revisarse las capacidades de los tanques y la precisión del sistema de medición de combustible, la precisión de los flujómetros, el funcionamiento del sistema de alerta de bajo combustible, tiempos de llenado y presiones involucradas en la operación.

#### ❖ Ensayos en Vuelo

Los ensayos deben realizarse para demostrar que la transferencia de combustible desde los tanques externos e internos hacia los tanques colectores es adecuada bajo todas las condiciones que permite la operación de la aeronave, incluyendo aceleraciones, virajes, picadas y ascensos. Adicionalmente deben evaluarse la interconexión de tanques y el denominado *Cross Feed* (uso selectivo de las bombas booster con alimentación cruzada)

Para mayor información sobre el tema pueden consultarse los siguientes documentos:

- MIL-F-17847B, "*Fuel Systems: Aircraft, Installation and Test of*".
- AFFTC-TIH-816, "*Fuel Subsystems Flight Test Handbook*", Lush, K.J

Para obtener mayor información sobre el procedimiento y requerimientos de ensayo de sistemas de reabastecimiento en vuelo, puede consultarse la siguiente referencia:

- AGARDograph No 300 Flight Test Techniques Series, Vol 11 "*The Testing of Fixed-Wing Tanker and Receiver Aircraft to Establish their Air-to-Air Refuelling Capabilities*", Bradley, J. and Emerson, K., 1992.



### 10.9.8 Sistema Hidráulico

El sistema hidráulico provee potencia para el funcionamiento de otros sistemas como los PCFS, SCFS, actuadores de comandos, apertura de bodegas, frenos, rueda de nariz, apertura y cierre de compartimentos de carga, etc. Muchos de estos sistemas demandan grandes fuerzas, lo que se traduce en presiones elevadas de operación.

En aeronaves multi-motor, cada motor posee un circuito hidráulico independiente, con su propia bomba de engranajes. Estos sistemas, en general poseen redundancia hidráulica eléctrica o neumática. La bomba hidráulica de cada sistema toma líquido de un reservorio y transporta a los actuadores a una presión de hasta 4000 Psi, pasando a través de filtros y acumuladores. Aguas debajo de los acumuladores las líneas se dividen generalmente en dos grandes ramas, una que sirve a los controles de vuelo y una segunda dirigida a bahías, frenos, frenos, rueda de nariz, etc. El fluido que retorna al reservorio pasa a través de filtros, y en algunos modelos a través de un intercambiador de calor para evitar el sobrecalentamiento durante situaciones de alta demanda.

Los parámetros típicos de ensayos que deben evaluarse son:

- Presión hidráulica a la salida y retorno de bombas, líneas de retorno, actuadores y líneas de frenos
- Temperatura de fluido a la salida de cada bomba, líneas de retorno, actuadores y especialmente a la entrada y salida del intercambiador de calor
- Cantidad de fluido hidráulico en cada reservorio
- Flujo de salida en cada bomba
- Presión de nitrógeno en acumuladores (de contarse)

#### ❖ Ensayos en Tierra

Luego de completarse los ensayos en banco y en arreglos del sistema hidráulico, deben realizarse ensayos con los motores encendidos para confirmar el correcto funcionamiento del sistema hidráulico en forma integral y verificar su interconexión con otros sistemas de la aeronave relacionados (controles de vuelo y sistema de potencia de emergencia), tanto en procedimientos normales como de emergencia. Debe verificarse que las presiones y temperaturas en todos los puntos del sistema hidráulico concuerden con los obtenidos en banco de ensayo y en arreglos del sistema hidráulico (*Test Rigs*). Las temperaturas no deben exceder los límites del fluido hidráulico durante los ensayos más críticos que resultan ser ensayos de taxi y espera en tierra.

#### ❖ Ensayos en Vuelo

En la mayoría de los casos, los ensayos en vuelo del sistema hidráulico se realizan en conjunto con los ensayos del sistema de control, apertura y cierre de bahías, etc. Inicialmente los ensayos de operación (controles de vuelo primarios, flaps, bodegas) deben realizarse individualmente en condiciones estacionarias, prestando atención que las presiones, flujos y tiempos de respuesta sean acordes a los obtenidos en tierra. Una vez realizados satisfactoriamente estos ensayos se procede a chequear presión, flujo y temperatura durante maniobras de alta demanda hidráulica.

La exigencia de los ensayos debe ir en aumento hasta las condiciones más demandantes que suelen presentarse durante la aproximación y aterrizaje donde la



potencia es baja y la demanda hidráulica es elevada. Estos ensayos deben repetirse en condiciones de falla hidráulica, o un motor inoperativo.

Para profundizar sobre ensayos de sistema hidráulico se recomienda consultar el siguiente documento:

- AFFTC-TIH-83-2, "Hydraulic Subsystems Flight Test Handbook", Lush, K.J



Figura 47: Test Rig de ensayo del sistema hidráulico.

#### 10.9.9 Otros Sistemas

En las secciones precedentes se han presentado en forma concisa las características, principios de funcionamiento, parámetros de ensayo y consideraciones de los principales sistemas que componen una aeronave. Por la extensión e importancia de algunos de ellos, no se incluyen algunos otros sistemas y se deja a consideración del lector la profundización sobre ellos. No obstante, otros sistemas adicionales que pueden encontrarse en la aeronave incluyen:

- Sistema de Oxígeno
- Alimentación Eléctrica Secundaria
- Tren de aterrizaje, Ruedas y Frenos

En el caso del Sistema de Oxígeno se recomienda consultar la siguiente referencia:

- AFFTC-TIH-82-, "Environmental Control Subsystems Flight Test Handbook", Lush, K.J., 1982.



Figura 48: Componentes de un Sistema de Generación de Oxígeno en Vuelo.



En el caso de Tren de aterrizaje, Ruedas y Frenos se recomienda consultar las siguientes referencias:

- A&AEE Report No Tech/396/Eng., "*Arrester Wire Trampling - Recommendations for RAF Aircraft*", Grant, W.A.K, 1969.
- A&AEE Report No E1128., "*Evaluation of 'Super Disc' Arrester Cable Supports*", Cook, I.R., 1995
- "*Landing Gear Subsystem Testing*", Tracy, W.V. Jr., , 6520th Test Group, Airframe Systems Division Handbook, undated.
- AFFTC-TIH-81., "*Aircraft Brake Systems Testing Handbook*", Plews, L.A. and Mandt, G.A, 1981.

En el caso del sistema de alimentación secundaria se recomienda consultar la siguiente referencia:

- Flight Dynamics Division Handbook, Vol II "*Propulsion*", 6520th Test Group

#### Documentación de referencia

- [10-91] AGARDograph 300 Flight Test Techniques Series, Vol 6, "*Developmental Airdrop Testing Techniques and Devices*", Hunter, H.J., 1987.
- [10-92] "*Aircraft Arresting Gear Testing*", Tracy, W.V. Jr., 6520th Test Group, Airframe Systems Division, Subsystems Branch Handbook, undated.
- [10-93] "*Joint Airworthiness Requirements (JAR) - 25, Large Aeroplanes*", Change 13, 5 October 1989, published and distributed by the CAA on behalf of the Joint Aviation Authorities' Committee.
- [10-94] DEF-STAN 00-970, "*Design and Airworthiness Requirements for Service Aircraft, Volume 1, Aeroplanes*".
- [10-95] "*Performance Division Handbook of Test Methods for Assessing the Flying Qualities and Performance of Military Aircraft*", Volume 1 Aeroplanes to Amendment List (AL)9, A&AEE, Tracy, W.V. Jr., May 1989.
- [10-96] AGARDograph No 160 Flight Test Instrumentation Series, Vol 1 (Issues 1 and 2), "*Basic Principles of Flight Test Instrumentation Engineering*".
- [10-97] MIL-STD-704, "*Electrical Power, Aircraft, Characteristics and Utilization*".
- [10-98] BS 3G100, Part 3, "*Characteristics of Aircraft Electrical Power Supplies*".
- [10-99] EUROCAE ED-14B/RTCA DO-160B, "*Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipments*".
- [10-910] DEF-STAN 00-970, "*Design and Airworthiness Requirements for Service Aircraft, Volume 1 Aeroplanes*", Chapters 707 & 1001.



- 
- [10-911] AFFTC-TIH- 84-1, "*Electrical Subsystems Flight Test Handbook*", January 1984.
- [10-912] AFFTC Systems Engineering Branch Handbook, Vol II, Chapter 5, "*Engine Inlet/Nose Tire Water Ingestion*", Tracy, W.V. Jr. , September 1979.
- [10-913] AFFTC-TIH-82-1, "*Environmental Control Subsystems Flight Test Handbook*", Lush, K.J., December 1982.
- [10-914] Air Standard Coordinating Committee (ASCC) Advisory Publication 61/42A , "*Human Tolerance to Parachute Opening Shock*", 20 September 1990.
- [10-915] ASCC Air Standard 61/1A , "*Ejection Acceleration Limits*".
- [10-916] Draft ASCC Air Standard 61/3B, "*Escape System Test Methods*".
- [10-917] AGARDograph No 300 Flight Test Techniques Series, Vol 11, "*The Testing of Fixed-Wing Tanker and Receiver Aircraft to Establish their Air-to-Air Refuelling Capabilities*", Bradley, J. and Emerson, K., December 1992.
- [10-918] MIL-F-17847B, "*Fuel Systems: Aircraft, Installation and Test of*".



## 10.10 ENSAYOS DE VERIFICACIÓN Y CALIBRACIÓN

P

### Objetivos

Los ensayos de verificación y calibración se realizan de manera de asegurar que el software, los subsistemas y la instrumentación del avión operan de acuerdo a lo esperado. Las verificaciones de pre-vuelo son críticas para el éxito del programa de ensayos. El software y los subsistemas deben ser chequeados previamente al vuelo, de la forma más intensiva y práctica posible, de modo que las sorpresas e imprevistos sean minimizados durante el programa de ensayos en vuelo. Los contratiempos y costos que genera corregir problemas detectados durante los ensayos en vuelo sobrepasan por lejos, el realizar los chequeos y controles en forma previa. Mucho más importante es estar seguros de que no ocurran accidentes durante el vuelo debidos a discrepancias que deberían haber sido corregidos en ensayo de pre vuelo.

### Descripción de los ensayos

La verificación de software se realiza en varias etapas. Estas son etapas de verificación de componentes, de integración, simulaciones con bucles de control; y generalmente se realizan para aviones nuevos o modificados. Se realizan chequeos detallados de todos los elementos de software, tales como ganancias, cálculos, filtros, tasas límite, y sentencias lógicas de los mismos.

Los ensayos funcionales de software proveen una verificación del código fuente. Usando como ejemplo el sistema de control de vuelo, estos ensayos incluyen chequeos estáticos y dinámicos de cada camino del sistema de control, tanto en forma individual como grupal. Esto asegura que los componentes individuales del software están integrados adecuadamente en las leyes de control y que la lógica del software es correcta.

En este punto, se realiza un ensayo de integración del software para todos los subsistemas presentes (controles de vuelo, aviónica, displays, motor, etc. La instalación de integración simula el sistema de software del avión completo. Se verifica que los subsistemas interactúan entre si de forma correcta y que la información que comparten es apropiada. El simulador de software utiliza perfiles de vuelo automáticos para simular la misión de la aeronave, y verifica el mismo a lo largo de toda la envolvente de vuelo para todos los modos de operación.

Se requiere una calibración de los sistemas de instrumentación de vuelo para asegurar que todas las características se miden correctamente. Por ejemplo, instrumentos tales como transductores que miden deflexión de comandos, movimiento de la aeronave, condiciones ambientales, y parámetros de motor. Esta calibración se realiza en forma estática y dinámica en todo el rango de operación. Luego de instalados todos los sistemas en la aeronave, se deben volver a realizar chequeos estáticos y dinámicos de la instrumentación.



---

### Resultado de los ensayos

Los ensayos de software deben resultar en sistemas de control de vuelo y aviónica chequeados en detalle y listos para ser instalados en la aeronave.

La verificación de subsistemas debe asegurar que los sistemas mecánicos operan tal cual fueron diseñados.

Los ensayos de calibración de instrumentos en la etapa de pre vuelo, le permiten a la aeronave obtener datos precisos durante la etapa de ensayos en vuelo.

En esencia, las verificaciones y calibraciones de pre-vuelo deben proporcionar un listo para operar en el primer vuelo.

### Requerimientos para el ensayo

Los ensayos de verificación deben ser exhaustivos y completos. Todos los componentes, rutinas y subrutinas, deben ser ensayados en una instalación de integración de forma tal que interactúen correctamente entre sí. Se deben utilizar en esta instalación, tanto el software como el hardware que contendrá la aeronave.

Se realizaran chequeos estáticos para verificar que el software que está integrado al hardware produce el efecto deseado, (que se correspondan señal y deflexión de alerones, por ejemplo)

Se debe intentar lograr un diseño modular del software. Este tipo de diseño trata de asegurar que los cambios realizados a un módulo, no afecten el software contenido en los demás. Esto minimiza los esfuerzos de verificación del mismo.

### Documentación de referencia

[10-101] AGARDograph 300 Flight test Techniques Series- Volume 14," *Introduction to Flight Test Engineering*", (pp. 113-1115), 2005.



## 10.11 ENSAYOS DE TAXI

P

El rodaje o “taxi” es el movimiento controlado del avión por sus propios medios, mientras éste se encuentra en tierra. El requisito principal de un rodaje seguro, es mantener un control positivo durante el mismo. Esto significa, la capacidad de detenerse o girar la aeronave dónde y cuándo se desee.

### Objetivos

Los ensayos de taxi se realizan principalmente para verificar los sistemas de frenos, anti *shimming* y las características de manejo en tierra. Estos ensayos suelen ser los últimos ensayos en realizarse con la aeronave en tierra y proveen la verificación de que la misma, junto a todos sus sistemas operacionales, está lista para realizar el primer vuelo.

### Descripción de los ensayos

#### *Frenos*

Los ensayos del sistema de frenos se realizan de modo progresivo, acelerando la aeronave a bajas velocidades y con bajo peso, y aplicando progresivamente intensidades de frenadas suaves, moderadas y fuertes. El proceso es repetido incrementando la velocidad objetivo del frenado y el peso de la aeronave hasta condiciones de máximo peso y velocidad cercana a la de despegue.

Normalmente se realizan los ensayos para tres o cuatro velocidades objetivo en las cuales son aplicados los frenos. Los ensayos se realizan con el sistema anti-bloqueo operativo, no obstante puede corroborarse el comportamiento sin este sistema activado. Posiblemente se requieran periodos de enfriamiento entre ensayos, para lograr que la temperatura de cubiertas y sistemas de frenado no sea exceda los límites de operación.

#### *Shimmy*

Los ensayos de shimmy deben realizarse en simultáneo con los ensayos del sistema de frenos y los ensayos de cualidades de manejo de la aeronave en tierra. Se realizan también de manera progresiva acelerando de menor a mayor velocidad debido a que el fenómeno será más severo a velocidades de rodaje altas. Las mediciones de las vibraciones se evalúan en tiempo real monitoreando la información de acelerómetros en el tren de aterrizaje mediante telemetría desde la sala de control de vuelo.

#### *Amortiguación*

La amortiguación del tren de aterrizaje puede medirse haciendo rodar el vehículo sobre los sitios más ásperos y discontinuos en la pista de aterrizaje, o mediante entradas de pulsos introducidas por el piloto sobre el tren direccional. Una baja amortiguación a baja velocidad es una indicación de que podrían ocurrir vibraciones sostenidas a velocidades



---

más altas. Cualquier nivel significativo de vibración excesiva, puede ser percibido por el piloto.

### *Direccional*

La capacidad direccional del avión en tierra puede evaluarse conduciendo ensayos tales como seguimiento del eje de pista y zigzagado en forma brusca desde y hacia el centro de la misma, durante carreras de aceleración y desaceleración. En estos ensayos el piloto evalúa la capacidad de maniobra del avión intentando el seguimiento de la línea central de pista, mediante el uso de la rueda direccional, frenos diferenciales, rudder y alerones. Debido a que la efectividad y la sensibilidad de la rueda de nariz, los frenos diferenciales y las superficies aerodinámicas varían fuertemente con la velocidad, deben realizarse ensayos en toda la gama de velocidades de tierra esperadas para la aeronave.

### *Rotación y Despegue*

La capacidad de rotación de nariz (rotación en cercanías del despegue) debe evaluarse como parte de las cualidades de manejo en tierra, antes del primer vuelo. En el ensayo, el piloto evalúa la capacidad de rotación mediante la aplicación hacia atrás del timón durante la aceleración de despegue. Esto se realiza a velocidades por debajo de la velocidad de rotación teórica predicha, y muy por debajo de la velocidad de despegue esperada.

A medida que el avión acelera con el mando aplicado hacia atrás, y la nariz comienza a rotar, el piloto debe controlar cuidadosamente el ángulo de rotación, hasta alcanzar al ángulo objetivo (normalmente de unos  $5^{\circ}$  o menor). Una vez realizado esto, se debe bajar la nariz nuevamente y reducir el empuje del motor a una velocidad alejada de la velocidad de despegue, para que la aeronave no abandone el suelo durante los ensayos de taxi. Si la velocidad de rotación predicha es cercana a la velocidad de despegue, no es recomendable despegar la nariz del suelo durante estos ensayos. En lugar de ello, se debe aplicar el comando de profundidad hacia atrás por debajo de la velocidad de rotación predicha hasta que el tren delantero comience a extenderse. La posición del tren puede monitorearse mediante el uso de telemetría para ayudar a controlar la maniobra al piloto. Cuando comienza la extensión, se libera el mando y se reduce el empuje del motor. Debido a que se cuenta con cierta incertidumbre sobre la efectividad de las superficies de control en tierra, se deberían realizar simulaciones computacionales previas con al menos un 25% de incertidumbre aplicada a la efectividad del elevador, para asegurar que hay buen margen entre la velocidad de aplicación del mando y la velocidad de despegue de la aeronave.

### Resultados de los ensayos

Los ensayos de frenado verifican que los sistemas de frenos y anti bloqueo están funcionando de acuerdo a lo esperado. Esto significa que las características de frenado son suaves, libre de vibraciones y no existe tendencia del mismo a bloquearse o trabarse. La fuerza de frenado debe ser aceptable para el piloto. El sistema de frenos debe ser capaz de detener la aeronave dentro de los requerimientos de diseño, sin sobrecalentamiento, desgaste o daños. El sobrecalentamiento puede causar incendios del sistema hidráulico; por lo tanto, es obvio que debe ser evitado.





Los ensayos de *shimmy* verifican que este fenómeno no se produzca durante las operaciones de pista. Niveles altos de shimmy son inaceptables para la buena conducción de la aeronave y tienen el potencial de generar problemas estructurales por lo que deben ser evitados. Si la aeronave se encuentra por encima de este nivel de shimmy, se deberá aplicar una solución que involucre amortiguadores mecánicos del fenómeno.

Los ensayos direccionales en tierra proveen una evaluación del sistema direccional del avión desde bajas velocidades para maniobras de taxi, hasta altas velocidades como las de despegue o aterrizaje. Se requiere buena capacidad de maniobrabilidad direccional para controlar el avión en la pista durante las fases de despegue y aterrizaje, especialmente en casos de fuerte viento cruzado.

Las evaluaciones de rotación de nariz se realizan durante el taxi para verificar la capacidad de control longitudinal del avión en tierra, de forma que en el primer vuelo, el piloto esté familiarizado con la "ground speed" y la velocidad angular necesarias para la rotación.

La realización satisfactoria de los ensayos de taxi es el paso final en la etapa de ensayos de pre-vuelo. Si el sistema de frenos, las características de *Shimmy*, o de maniobrabilidad en tierra son aceptables, la aeronave esta lista para realizar el primer vuelo.

### Consideraciones

Durante las carreras de taxi a alta velocidad. el avión debe estar en una configuración tal que le permita volar si se da el caso. Esto significa, con todos sus sistemas y componentes operativos.

Se debe monitorear la temperatura del sistema de frenos para evitar que se sobrepasen límites y no se produzcan daños o incendio en el sistema hidráulico. Si es necesario, esperar un lapso de tiempo entre ensayos para permitir la refrigeración del sistema luego de frenadas bruscas a altas velocidades.

Se deben realizar los ensayos en forma progresiva, incrementando la criticidad para cada ensayo. Parámetros que requieren proceder de esta forma son velocidad, intensidad de frenado, peso de la aeronave y entradas de control.

Las distancias de pista necesarias para cada ensayo deben calcularse cuidadosamente de antemano, y se debe contar con margen de error para considerar incertezas. Factores que pueden producir incertezas en cuanto a requerimientos de longitud de pista, pueden ser: sobrepasar la velocidad objetivo de ensayo, tiempos de reacción del piloto para aplicación de frenos a alta velocidad, características de fricción de la superficie, condiciones de viento, etc.

Se debe evaluar la necesidad de contar con protección contra la destrucción y desprendimiento de fragmentos del sistema de frenado en caso de explosión por sobre temperatura.



Contar con una sala de control para monitorear en tiempo real los ensayos. La sala de control puede monitorear las características de shimmy y calcular el amortiguamiento, monitorear temperaturas del sistema de frenos, monitorear la velocidad respecto a tierra ("*ground speed*"). También puede monitorear la integridad y funcionalidad de los subsistemas sistemas que conforman la aeronave durante el ensayo.

#### Documentación de Referencia

[10-111] AGARDograph 300 Flight test Techniques Series- Volume 14,"*Introduction to Flight Test Engineering*", (pp. 115-117), 2005.

[10-112] "*Taxiing - General*", *FAATest.com* - Aviation Library

<http://www.faatest.com/books/FLT/Chapter5/TaxiingGeneral.htm>

## 10.12 MEDICIÓN Y CALIBRACIÓN DE DATOS ANEMOMÉTRICOS

V

Los datos anemométricos son fundamentales para el vuelo seguro y el cumplimiento de la misión de una aeronave, y se obtienen de la medición de los parámetros de aire alrededor de la misma, a través de distintas sondas. Estas mediciones permiten determinar velocidad indicada (IAS) y velocidad verdadera (TAS), altitud de presión (H<sub>po</sub>), temperatura del aire ambiente (T<sub>o</sub>), los ángulos de ataque y deslizamiento lateral, número de Mach, y la velocidad de ascensional.

Los datos son utilizados como entrada a la computadora de datos de aire y mediante el uso de algoritmos y factores de corrección, proporciona otros parámetros requeridos por la aviónica o el sistema de control de vuelo. Como se puede deducir, numerosos sistemas dependen de la precisión de los datos de aire.

### Objetivos

Determinar el error de posición de las tomas de presión (*PEC*), para luego realizar la calibración o modificaciones en todo el rango de operación, y con distintas configuraciones de la aeronave. En el caso general, el error de posición se debe a errores de censado debido a la ubicación de las sondas de medición de presión estática y total (pitot).

### Descripción de los ensayos

La presencia de la aeronave en la corriente de aire introduce errores en las mediciones, ya que la misma, perturba el aire a través del cual desarrolla su vuelo. Esta influencia se puede estudiar en túneles de viento, pero las mediciones en túnel no pueden sustituir a las mediciones en vuelo.

Mediante los ensayos, se busca determinar la mejor ubicación para las tomas de presión estática, es decir, la ubicación donde los errores de posición sean lo mas bajos o constantes posibles. Una vez establecida esta ubicación, las calibraciones de las presiones totales, ángulos de ataque y deslizamiento lateral, y la temperatura del aire deben determinarse para tener en cuenta la perturbación de la aeronave en el campo de flujo.

Existen dos tipos de técnica de calibración de PEC, mediante la medición de alturas y mediante la medición de velocidades, ambas pueden utilizarse para la calibración del sistema anemométrico, la diferencia radica en el procesamiento de los datos

Definiciones previas:

#### *Presión Total (Pitot)*

La presión de pitot o presión total, es la suma de la presión estática y el aumento de presión resultante del estancamiento del flujo de aire (presión dinámica) en el tubo pitot. La presión total es generalmente fácil de medir con precisión. La ubicación del tubo pitot no es crítica siempre y cuando la abertura del tubo está fuera de la capa

límite de la aeronave y esté orientada hacia al flujo entrante. Generalmente, el error de presión total es insignificante, y se asume nulo para tomas bien posicionadas.

En tubos pitot para vuelo supersónico, estos están ubicados por delante de las ondas de choque del avión, en posiciones tales como el boom de nariz, véase *Figura [51]*, de esta manera, no sufrirá pérdidas por onda choque.

La figura XX-X muestra una típica sonda que mide las presiones pitot-estática, así como ángulos de flujo locales.

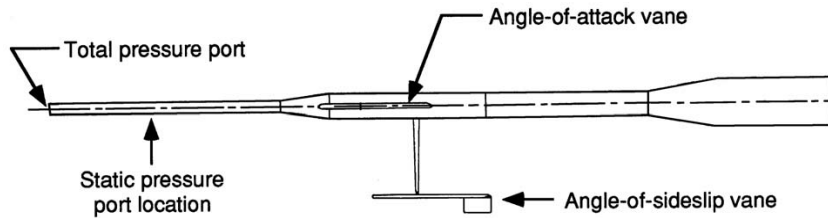


Figura 49: Sonda de boom de nariz para medición de presiones y ángulos de flujo

### Presión Estática

La presión estática se determina por promedio de mediciones, mediante tomas empotradas a los costados del fuselaje y/o mediante tomas ubicadas en un tubo pitot-estático. El valor medido de presión estática verdadera,  $\Delta P$ , normalizado con la presión cinética  $q_c$ , se denomina "error de presión estática" y se representa gráficamente como una función de posición del fuselaje.

$$\frac{\Delta P}{q_c} = f_3(M, \alpha)$$

Figura 50: Ecuación de error de presión estática.

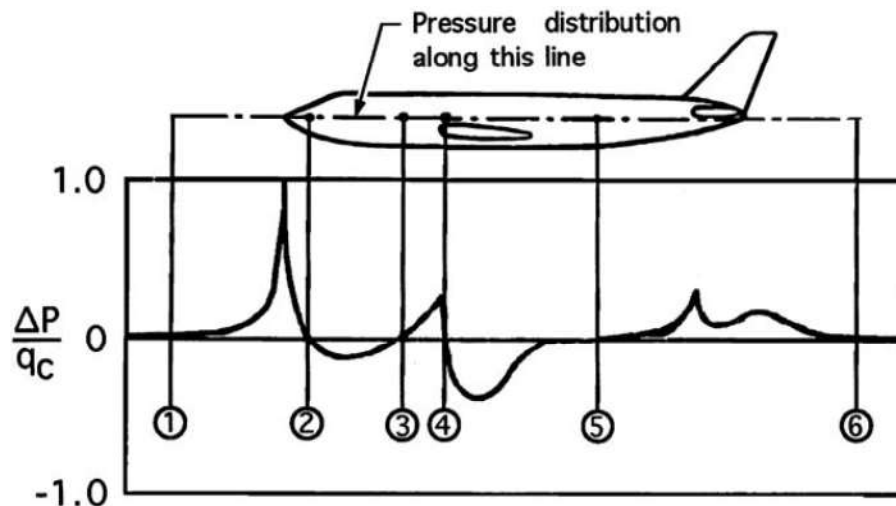


Figura 51: Distribución de presión estática en flujo subsónico.

La diferencia entre la presión estática medida a nivel local y la presión estática ambiente, que depende del ángulo de ataque, velocidad del aire, y configuración de la aeronave, se denomina error de posición.

Según estudios aerodinámicos, el error mínimo de la presión estática existe sobre el fuselaje alrededor de las posiciones de 2, 4 y 5, véase *Figura 51*. Una de estas ubicaciones puede elegirse para ubicar las tomas empotradas. La posición 1 en la figura anterior también tiene error nulo de presión estática; se puede utilizar una sonda de nariz para medir presión estática en esta región.

Los siguientes párrafos describen maniobras y métodos típicos para la mayoría de las calibraciones de datos de aire. Se incluyen *Tower FlyBy*, *Trailing Cone*, *Pacer Aircraft* y *Space Positioning*.

#### *Tower-Flyby*

El método de *Tower-Flyby* o "pasajes por la torre" resulta una opción simple y económica para determinar con precisión el error del sistema estático. Es el más preciso para calibraciones de altimetría a baja altitud aunque, sólo es adecuado para velocidades subsónicas. Además sólo unos pocos puntos de calibración pueden ser adquiridos durante un vuelo. Cabe mencionar que se debe contar con una torre de vuelo que tenga la grilla calibrada de alturas de pasaje sobre el eje de pista.

Consiste en el sobrevuelo de la aeronave a una velocidad y altitud constantes en cercanías de la torre y siguiendo la trayectoria del eje de pista. Se realizan varias pasadas a distintas velocidades subsónicas. En el mismo tiempo que el avión se avista desde la torre a través de un ocular o cámara con grilla, se determina su verdadera altitud geométrica. Entonces, se mide presión estática con un instrumento calibrado en la torre y mediante la ecuación hidrostática se ajusta para la altura del avión por encima de la torre. Esta nueva presión, es la presión estática de corriente libre en la altitud del avión.

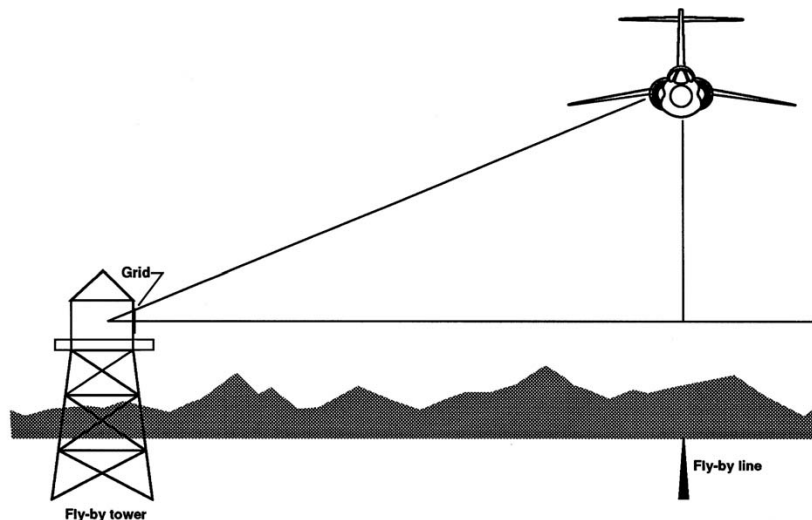


Figura 52: Método de calibración Tower-FlyBy.



Figura 53: Grilla utilizada en el método Tower-FlyBy.

### *Trailing Cone o Trailing Source*

NOTA: Los ensayos de Trailing Cone, tal como se presentan en el documento “*Introduction to Flight Test Engineering*”, Ref. [1-2] no aplican a aeronaves UAV. Para consultar los procedimientos para aeronaves tripuladas, puede verse el ANEXO 3: ENSAYOS NO APLICABLES A AERONAVES UAV.

### *Pacer Aircraft*

NOTA: Los ensayos de Pacer Aircraft, tal como se presentan en el “*Introduction to Flight Test Engineering*”, Ref. [1-2] no aplican a aeronaves UAV. Para consultar los procedimientos para aeronaves tripuladas, puede verse el ANEXO 3: ENSAYOS NO APLICABLES A AERONAVES UAV.

### *Space Positioning*

Los métodos de “posicionamiento espacial” consisten en el seguimiento de la aeronave mediante sistemas de posicionamiento de distintos tipos, los cuales varían con respecto al principio de operación. En esta categoría entran los sistemas de seguimiento óptico automático o manual, seguimiento por radar, sistemas de distancia por radio y sistemas GPS. Se deben emplear al menos 3 estaciones de seguimiento. Se deben grabar los desplazamientos angulares y lineales. Mediante cálculos de triangulación se obtiene la altura de vuelo y velocidad respecto del suelo. La precisión aumenta si se lleva a bordo de la aeronave un transponder para mejorar el proceso de seguimiento.

Dependiendo de la precisión deseada y de las condiciones de viento, se pueden liberar globos para determinar la altura de presión en función de la altura geométrica del globo, también permiten relevar la velocidad y dirección del viento.

Debido a la complejidad del equipamiento necesario esta técnica es cara. La ventaja es que se puede obtener una gran cantidad de datos y puede ser usada para calibrar los

instrumentos en ascensos y descensos. Como desventaja, éste método es menos preciso que el método de pasadas por la torre debido a que los errores meteorológicos y de radar se propagan en el análisis.

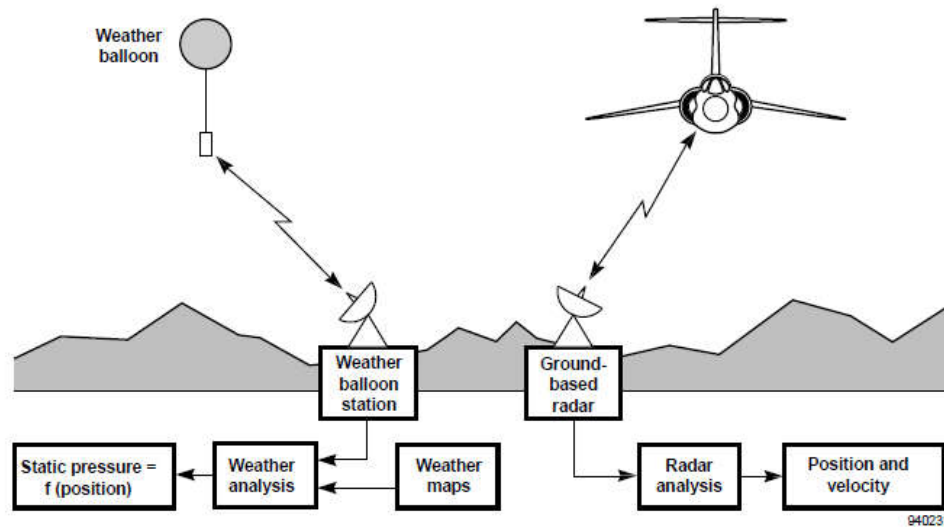


Figura 54: Métodos de calibración Radar Tracking.

Existen también otras técnicas denominadas *Measured Course* y *Radar Altimeter* que no se incluyeron aquí pero que se encuentran ampliamente desarrolladas en la mayoría de la bibliografía de ensayos en vuelo. Puede consultarse Ref. [10-125] y Ref. [10-126].

### Consideraciones

Algunas sondas de nariz y sondas Pitot-Estáticas tienen contornos diseñados para compensar la presión estática medida por el error de posición inducido por el avión en particular. Incluso con la elección de la mejor posición para las tomas estáticas, algunos errores de presión se mantendrán, y estos errores deben ser determinados en vuelo.

En esta etapa de ensayos también es muy importante realizar calibraciones sobre sondas de temperatura, veletas de ángulos de ataque y deslizamiento, etc. Ya que tienen consideraciones y errores propios y representan entradas importantes para la computadora de datos de aire.

Parámetros requeridos para la calibración de datos de aire:

- Posición, velocidad, aceleración y actitud
- Velocidades y Aceleraciones Angulares
- Información Atmosférica

Varios de los cálculos de calibración requieren componentes de posición, velocidad y aceleración relativos a la tierra. Estos datos pueden ser determinadas por un sistema de navegación inercial (INS), radar con base en tierra, láser, rastreador óptico; o sistema de posicionamiento global (GPS). Los Ángulos de Euler para la actitud de la aeronave (balance, cabeceo y guiñada) se pueden medir usando INS y algunas unidades de GPS.



---

Finalmente, debe conocerse el estado de la atmósfera para referenciar a tierra la información de sistemas INS o GPS.

#### Documentación de referencia

[10-121] AGARD-AG-300, "*Calibration of Air-Data Systems and Flow Direction Sensors*", Vol. 1, Lawford, J. A. and Nippres, K. R., Sept. 1983.

[10-122] AGARD-AG-160, Vol. 11, "*Pressure and Flow Measurement*", Wuest, W., July 1980.

[10-123] NASA RP-1046, "*Measurement of Aircraft Speed and Altitude*", Gracey, W., May 1980.

[10-124] NCAR TN-313-STR, "*Position Error Calibration of a Pressure Survey Aircraft Using a Trailing Cone*", Brown, E. N., July 1988.

[10-125] USNTPS FTM-108, "*Fixed Wing Performance*", US Navy Test Pilot School, September 1992.

[10-126] "*Apunte teórico de clases, Mecánica del Vuelo I*", Scarpin Gustavo, Febrero 2012.



## 10.13 ENVOLVENTE DE VUELO

V

La envolvente de vuelo representa los límites de carga y condiciones de vuelo de una aeronave; dentro de los cuales la operación es segura, y más allá de ellos, algún aspecto resulta inaceptable. Representa, de hecho, las condiciones limitantes que surgen de una combinación de envolventes, las cuales dependen de distintas variables. Por lo tanto, para cada configuración de la aeronave, las envolventes de velocidad en función de altura, velocidad en función de factor de carga, entre otras; deben ser investigadas para establecer los límites dentro de los cuales todos los aspectos, tales como cualidades de manejo, comportamiento del motor, cargas estructurales, etc., permanecen aceptables.

Los ensayos en vuelo de una nueva aeronave o la modificación de una existente, se llevan a cabo con el propósito inicial de definir una envolvente de vuelo que sea en primer lugar seguro, y en segundo lugar que permita un uso efectivo de la aeronave durante su misión. Los ensayos en vuelo ocurren luego de numerosas instancias de revisión de diseño, ensayos en tierra y predicciones de las características de vuelo; y cubren áreas tales como aerodinámica, estructura, estabilidad, control, etc. En consecuencia, la expansión de la envolvente de vuelo resulta una tarea que debe encararse con cautela y de manera sistemática, mediante la coordinación y cooperación de las disciplinas involucradas en el diseño y ensayos de una aeronave.

El principio fundamental al establecer una envolvente mediante ensayos en vuelo es la reducción de riesgo. Esto se refleja en la secuencia en que se conducen los eventos, desde revisiones de diseño, cargas estructurales, limitaciones de sistemas de control, hasta ensayos de tierra multidisciplinarios. Una vez que se cumple lo anterior, se puede establecer una envolvente inicial de "bajo riesgo". Los ensayos en vuelo siguientes estarán destinados a expandir esta envolvente inicial, incrementando el alcance de la misma.

Las curvas de envolvente de vuelo, normalmente son presentadas como gráficos  $H = f(M)$  o  $H = f(TAS)$  en aviones de baja velocidad.

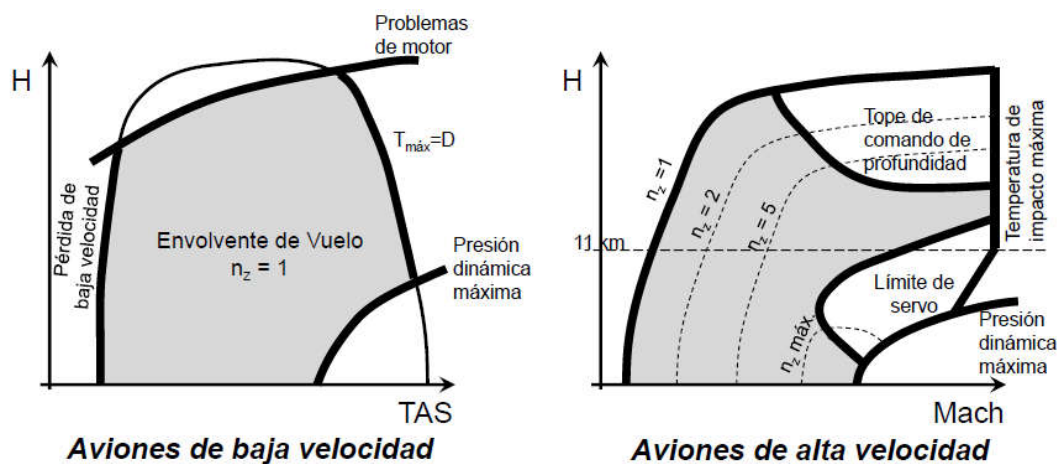


Figura 55: Envolventes representativas para aviones de baja y alta velocidad.



### Limitaciones de la envolvente

En la envolvente de vuelo se representan no solo las limitaciones aerodinámicas, sino también todas aquellas que restringen las capacidades del avión.

Se describen a continuación, los límites principales de una envolvente de vuelo:

#### *Peso y distribución de carga*

La aeronave debe estar dentro de los límites definidos por los pesos de diseño y la distribución de cargas, que determinarán las posiciones del centro de gravedad. Dichos pesos incluyen:

- Maximum zero-fuel weight (MZFW)
- Maximum ramp weight (MRW)
- Maximum take-off weight (MTOW)
- Minimum weight
- Maximum landing weight (MLW)

#### *Altitudes*

La aeronave puede volar hasta la máxima altitud operativa, normalmente definida por la capacidad de la combinación motor / aeronave (crucero de servicio, techo de combate). Deben considerarse también limitaciones especiales de equipos, efectividad de comandos, etc.

#### *Velocidades en configuración "limpia"*

Algunas de las siguientes velocidades, se relacionan con las capacidades estructurales y se denominan "velocidades de diseño", ya que son utilizadas para calcular las cargas estructurales, requisitos de control de vuelo, etc.

- $V_S$ , Velocidad de Pérdida. Interpretada como la mínima velocidad en la cual es posible el vuelo estacionario horizontal ( $n_z=1$ )
- $V_A$ , Velocidad de Maniobra. Es la mayor velocidad a la cual se permite deflexión máxima de elevador
- $V_B$ , Velocidad para máxima intensidad de ráfaga
- $V_C / M_C$ , Velocidad de crucero
- $V_D / M_D$ , Velocidad de Picada



- $V_H$ , Velocidad de Pérdida en vuelo invertido
- $V_{RA}$ , Velocidad de Turbulencia. Es la velocidad que debe seleccionarse cuando la aeronave vuela en turbulencia
- $V_{MO} / M_{MO}$ , Velocidad Máxima Operativa. No debe ser mayor a  $V_C / M_C$ , (ver FAR 25.1505). Esta velocidad no debe excederse, y si se alcanzara, debe reducirse inmediatamente.

Para las aeronaves militares, suelen reemplazarse  $V_{RA}$ ,  $V_C$  y  $V_D$  por  $V_G$  (Velocidad de Ralentización por Ráfaga),  $V_H$  (Velocidad Máxima de Vuelo Nivelado) y  $V_L$  (Velocidad Límite), que tienen aproximadamente la misma definición.

#### *Velocidades en configuración "sucia"*

En esta configuración, con combinaciones de dispositivos hipersustentadores extendidos, tren de aterrizaje extendido, etc. las velocidades relevantes son:

- $V_{MC}$ , Velocidad Mínima de Control. Velocidad mínima a la cual es posible controlar la aeronave con el motor crítico inoperativo.  $V_{MCG}$  es la velocidad mínima de control en / o cerca del suelo en la configuración de despegue.  $V_{MCA}$  es la velocidad mínima de control en el aire en la configuración de despegue y  $V_{MCL}$  la velocidad mínima de control en el aire en la configuración de aterrizaje.
- $V_F$ , Velocidad de Flap de diseño. Depende del ajuste del flap. La velocidad de diseño correspondiente para aviones militares es  $V_{LF}$ , velocidad de aterrizaje, aproximación y despegue.
- $V_{FE}$ , Velocidad de Extensión de Flap. Es la velocidad máxima a la que se permite el vuelo con un determinado ajuste del flap.  $V_{FE}$ , que es la velocidad que el piloto utiliza, no puede ser mayor que  $V_F$ .
- $V_{LO}$ , Velocidad de Operación del Tren de Aterrizaje
- $V_{LE}$ , Velocidad de Tren de Aterrizaje Extendido
- $V_{DD}$ , Velocidad de diseño del Dispositivo de Arrastre, tal como un freno aerodinámico o similar

#### Cargas de Diseño

Al momento de inicio del diseño, deben definirse las condiciones operativas de diseño de la Envolvente de Vuelo Operacional. Se indican a continuación los elementos que deben ser considerados para definir la envolvente y las maniobras de ensayo para demostrar que ésta puede ser operada de manera segura.

### Factor de carga normal

El factor de carga  $n$  (o  $n_z$ ) se define como el cociente entre la suma de todas las fuerzas normales actuantes y el peso de la aeronave. El término normal hacer referencia a las fuerzas a lo largo del eje Z cuerpo, que es el eje vertical en caso de vuelo nivelado.

La estructura de la aeronave se diseña para cargas límite, correspondientes a factores de carga dados en los diagramas V- $n_z$  (Envolvente de Maniobra) combinados con un grupo de limitaciones de diseño que se especifican en los requerimientos de aeronavegabilidad. Los factores de carga límite y las cargas que los generan no deberían deformar en forma permanente la estructura de la aeronave.

### Envolvente de Maniobra

Se presentan en las figuras a continuación, diagramas de maniobra típicos a una altitud y peso dados; basados en la norma FAR 25.333(b) para aeronaves civiles y militares con un peso y altitud dados se presentan a continuación.

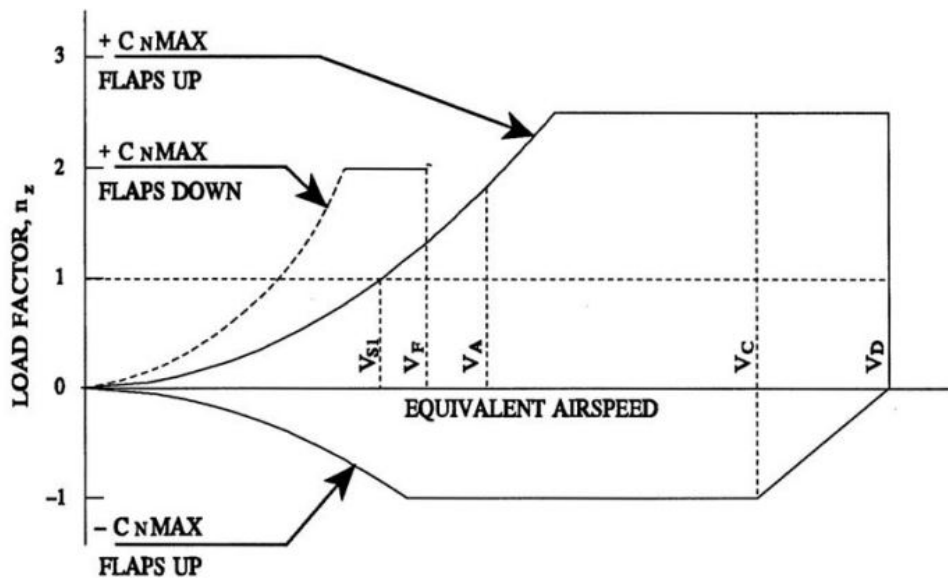


Figura 56: Envolvente de Maniobras típica de una aeronave civil, para peso y altitud dadas.

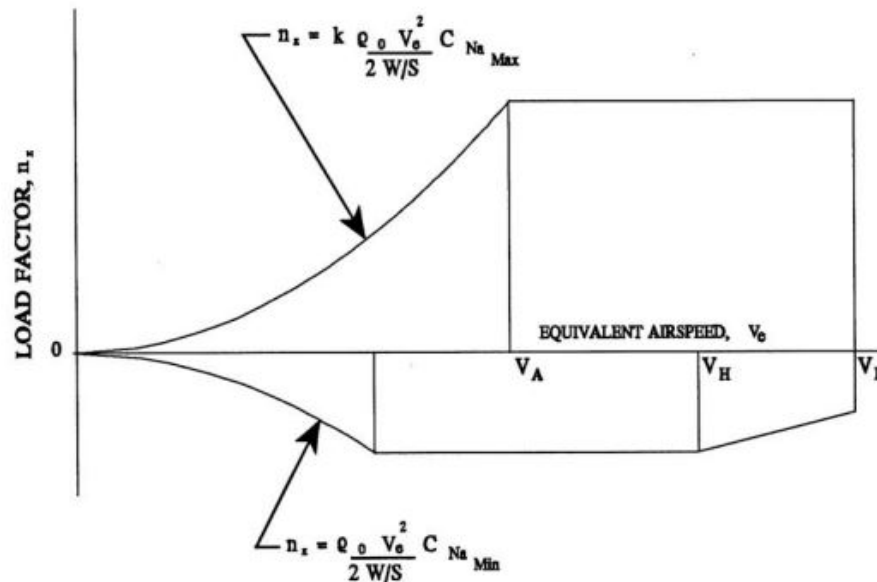


Figura 57: Envolvente de Maniobras típica de una aeronave militar, para peso y altitud dadas.

Para un tipo particular de aeronave, el diagrama de maniobra depende del peso y altitud de vuelo, ya que estos parámetros determinan la posición de los valores de  $C_{L_{max}}$  ( $C_{N_{max}}$ ) y las velocidades de diseño  $V_A$  y  $V_H$ . Uno de los propósitos de los ensayos es determinar los límites de buffeting y de pérdida.

### Ráfagas

Para muchas aeronaves, en particular las de transporte, una parte significativa de la estructura puede cargarse en forma crítica debido a ráfagas en vuelo. Sin embargo, a diferencia de las maniobras de despegue y aterrizaje, los cálculos de cargas debido a ráfagas no pueden validarse en vuelo. La razón es que la perturbación provocada por una ráfaga resulta difícil de determinar a menos que se cuente con equipamiento especializado. Debido a esto, la medición de cargas debido a ráfagas no suele ser parte del plan de ensayos en vuelo y del proceso de certificación.

### Envolvente de Vuelo

La envolvente de vuelo se define como el rango de velocidades, altitudes y factores de carga normales ( $n_z$ ) en los cuales la aeronave puede operar en forma segura, cumpliendo los requisitos definidos por la norma aplicable. El documento MIL-F-8785C "Flying Qualities Of Piloted Airplanes" aplica a aeronaves militares y define las siguientes envolventes de vuelo:



- **Envolvente de vuelo Operacional**

Esta es la envolvente en la cual la aeronave debe ser capaz de operar para cumplir con los requerimientos de la misión. Depende del tipo la misión y la configuración de la aeronave. Por ejemplo si la misión implica el lanzamiento de armamento, la envolvente operacional dependerá de las características y limitaciones del armamento en cuestión.

- **Envolvente de Servicio**

Esta envolvente se basa en las limitaciones de la aeronave, tales como limitaciones estructurales y de performance. La Envolvente de Servicio debe abarcar la Envolvente Operacional.

- **Envolvente de vuelo Permisible**

Se requiere que desde cualquier punto en la Envolvente de vuelo Permisible se pueda retornar en forma rápida y segura hacia la Envolvente de Servicio, sin requerir habilidades excepcionales por parte del piloto. Es una envolvente que incluye a las anteriores y posee zonas donde las cualidades de vuelo se ven degradadas.

### Objetivos

El objetivo de los ensayos es proveer una envolvente de vuelo que le permita al piloto utilizar de forma segura todas las capacidades para las que se ha diseñado la aeronave. Este objetivo siempre debe tenerse presente durante la realización de los ensayos específicos, tales como, la determinación de los esfuerzos que existen en componentes críticos de la estructura, sometida a ciertas combinaciones de velocidad, altitud y aceleración normal. En el caso de aeronaves militares, uno de los objetivos de los ensayos, puede incluir demostrar cumplimiento de requerimientos específicos del contrato, y/o demás normas militares tales como las MIL. Sobre procedimientos de cumplimiento de aeronaves militares puede consultarse el siguiente documento:

- MIL-D-8708B(AS), "*Demonstration Requirements for Airplanes*"

### Descripción de los ensayos

La apertura de la envolvente de vuelo debe hacerse con cuidado y sólo puede explorarse si se ha demostrado mediante ensayos en tierra, que el avión puede operar con seguridad. Esto no es una condición suficiente, la aeronave puede tener características imprevistas o desconocidas que afecten la parte segura de la envolvente. Explorar la envolvente de vuelo involucra riesgos, especialmente en sus límites, los cuales deben ser minimizados tanto como sea posible. Por lo tanto, debe conocerse la

naturaleza y la gravedad de los riesgos potenciales antes del inicio del programa de ensayos en vuelo. Se debe proceder sistemáticamente, de menor a mayor riesgo, ensayando desde los puntos menos demandantes hacia los más exigentes.

El FTE debe monitorear los datos de ensayo en tiempo real. A continuación puede autorizar a efectuar el próximo punto de ensayo o interrumpir la operación mientras se revisan los datos en mayor detalle. La información se debe comparar con predicciones teóricas y de observarse cualquier desviación considerable respecto de los valores predichos, se debe detener el ensayo hasta determinar la causa. De ser necesario deben actualizarse las predicciones con los datos obtenidos durante los ensayos.

No debe aproximarse a las fronteras de la envolvente en los primeros vuelos de ensayo, esto implica no realizar maniobras a altas velocidades o factores de carga elevados. Tampoco deben permitirse posiciones extremas de CG o pesos altos. Todos los parámetros deben ser monitoreados, si no se presentan comportamientos adversos, las limitaciones pueden relajarse para el siguiente vuelo.

Respecto al rango de velocidades a ensayar, resulta claro que los extremos de baja y alta velocidad resultan de especial interés. En el extremo de baja velocidad se deben determinar experimentalmente las velocidades  $V_S$  (velocidad de pérdida) y  $V_{MC}$  (velocidad de mínimo control en aire). A tal fin deben realizarse ensayos de pérdida, para diversas condiciones que incluyan la utilización de dispositivos hipersustentadores, variación de potencia de motor y posiciones extremas (delanteras y traseras) del centro de gravedad. En el rango alto de velocidad, deben investigarse ciertos fenómenos aeroelásticos tales como divergencia, inversión de comandos y flutter. La presencia de cargas externas reducen las fronteras de flutter, debido a esto, deberían ensayarse todas las combinaciones de cargas externas.

Además, debe establecerse el límite de buffet. El buffet de alta velocidad, se asocia con ondas de choque y separación de flujo en régimen de vuelo transónico, el cual produce vibración de carácter pseudo-aleatorio. Por lo tanto, es necesario conocer que se dispone de capacidad de maniobra adecuada antes del inicio del buffet cuando se opera a gran altitud / alta velocidad.

Las maniobras de ensayo usuales que se realizan durante esta etapa incluyen los siguientes grupos:

### *Maniobras Simétricas*

Debe demostrarse que la aeronave puede ejecutar con seguridad una serie de maniobras específicas. En lo que se refiere a maniobras simétricas o longitudinales, el programa de ensayos puede incluir los siguientes tipos:

➤ *Maniobras cuasi-estacionarias:*

En las cuales el factor de carga normal a verificar, debe alcanzarse en forma relativamente suave, dependiendo el ensayo, y mantenerse constante durante la duración del ensayo, con especial cuidado en estabilizar el avión a la velocidad y altitud especificada. Durante esta maniobra, la velocidad de cabeceo es baja y proporcional al factor de carga a obtener. Debe tenerse especial atención sobre las condiciones de trimado y sobre la fuerza en el mando. Algunos ensayos recomendados por la bibliografía son:

- Método de Restablecimiento Simétrico (*Symmetric Pull-up Method*)

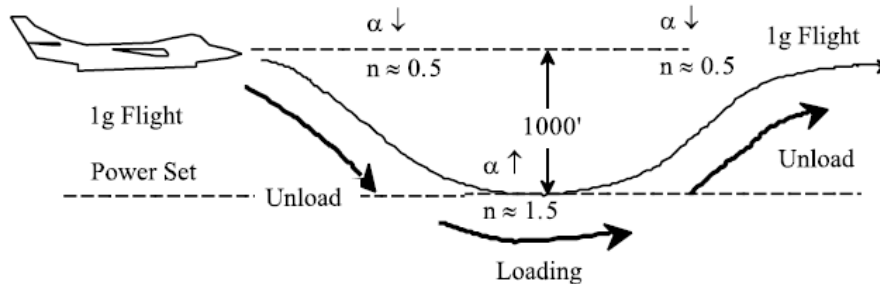


Figura 58: Maniobra de Pull-Up o Push-Over

- Viraje Estacionario (*Steady Turn*)
- Variación Suave del Factor de Carga (*Sustained Load Factor*)
- Viraje en Espiral (*Wind Up Turn*)

Para profundizar sobre en las descripciones de dichas maniobras cuasi-estacionarias, vease el siguiente documento:

- FTM-108, "*Fixed Wing Performance*", September 1992.

#### ➤ *Unchecked Pitching Maneuvers*

Se deben realizar este tipo de maniobras para verificar factores de carga normal. Debe aclararse que estas maniobras surgen para propósitos de diseño y no como requerimiento de ensayo. Realizar una maniobra artificial de este estilo resulta peligroso, ya que conduciría a excesivas cargas en el estabilizador horizontal o pérdida del mismo. Sin embargo, resulta apropiado evaluar una maniobra similar con menor desplazamiento de elevador durante un periodo limitado de tiempo, de manera que se pueda revisar las hipótesis de cargas. Este tipo de maniobras resultan similares a las descritas en la norma FAR 25.331.

#### ➤ *Checked Pitching Maneuvers*

Se trata de maniobras longitudinales en las cuales el desplazamiento de comando de cabeceo puede de ser triangular, trapezoidal o senoidal en función del tiempo. Para ampliar en el procedimiento, remitirse a la norma FAR 25.331 donde se detalla la entrada a generar durante el ensayo.

Pueden especificarse otras maniobras de ensayo longitudinales, dependiendo del tipo de aeronave y de los requerimientos aplicables.





### *Maniobras de Rolido*

Las condiciones de rolido especificadas en FAR 25.349 son condiciones artificiales destinadas al proceso de diseño estructural y no deben llevarse a cabo en vuelo. Debe corroborarse que cualquier maniobra de rolido a realizar durante los ensayos no genere sobrecargas en la estructura y/o problemas de control de la aeronave. Las condiciones de ensayo mencionadas en las especificaciones MIL también resultan dificultosas de realizar, como por ejemplo, cuando se requiere ángulo de deslizamiento nulo durante una maniobra.

Por lo anterior, una maniobra de ensayo más realista resulta el llamado *Rolling Pull-Out*, (rolido con factor de carga) el cual debería formar parte de las maniobras de ensayo si ésta es una condición de diseño para la aeronave. Para algunos tipos de aeronave tales como los caza, aviones de ataque y entrenadores se requiere llevar a cabo un ensayo de rolido de 360 grados.

### *Maniobras de Guiñada*

A diferencia de las maniobras longitudinales, las cuales están limitadas por factor de carga ( $n_z$ ) de acuerdo al diagrama de maniobra, las maniobras de guiñada no están limitadas ni por el factor de carga lateral ( $n_y$ ) ni por la velocidad de guiñada. Sin embargo, las maniobras si pueden estar limitadas por ángulo de deslizamiento. El ángulo de deslizamiento límite puede estar dado por criterios de carga estructural, problemas de admisión / motor, o estabilidad dinámica a altos ángulos de deslizamiento. Algunas condiciones críticas a considerarse entre  $V_{MC}$  y  $V_D / M_D$  son:

- En vuelo sin deslizamiento se aplica una fuerza de pedal dada por las características del sistema de control. Momento de charnela de Rudder con lo cual se defleca el Rudder.
- .Partiendo de la condición anterior, se mantiene la fuerza en pedal, lo que genera un alto ángulo de deslizamiento.
- Se mantiene la condición de deslizamiento estacionario consistente con esa fuerza de pedal.
- Se quita la fuerza de pedal y retornando de la condición de deslizamiento estacionario hacia una condición de deslizamiento nulo.



Figura 59: Representación de Maniobra de Guiñada

Estas maniobras de guiñada pueden producir esfuerzos críticos sobre el estabilizador vertical y la parte posterior del fuselaje y en caso de realizarse, deben ser con mucha precaución ya que pueden conducir a falla estructural.

### Consideraciones

#### *Aspectos de Seguridad*

Debe reiterarse que la apertura y exploración de la envolvente de vuelo involucra riesgos y que deben tenerse en cuenta consideraciones de seguridad al planificar y ejecutar los ensayos. La seguridad resulta siempre más importante que cumplir con un cronograma

La parte inicial de los ensayos en vuelo (*shake-down flights*) debe llevarse a cabo solo en una parte limitada de la envolvente de vuelo para revisar el funcionamiento de sistemas, asegurarse que la aeronave se comporta como lo predicho y para ganar confianza sobre la misma. La próxima parte consiste en la apertura gradual de toda la envolvente, comenzando con la parte de baja velocidad (perdida) o la parte de alta velocidad (flutter).

#### *Condiciones de Falla*

Algunas condiciones de falla que pueden ensayar son fallas de trim, fallas de frenos aerodinámicos, falla de motor en maniobra, etc. Se debe tener precaución cuando se deba simular estas condiciones ya que su no planificación puede producir pérdidas materiales.

#### *Instrumentación requerida*

Normalmente, la instrumentación requerida para la expansión de la envolvente estructural se incorpora en el avión durante el proceso de construcción. Las cargas estructurales tales como corte, momentos de flexión y pares de torsión, se miden en su mayor parte mediante medidores de deformación o *strain gauges* colocados en lugares



apropiados. En los casos en que las fuerzas aerodinámicas son los principales contribuyentes a las cargas estructurales críticas, puede ser apropiado medir las cargas de aire directamente, por ejemplo, por medio de sensores de presión situados a lo largo de la envergadura del ala y / o empenajes traseros.

### *Certificación*

Como ya se ha dicho anteriormente, obtener una envolvente de vuelo donde la aeronave pueda operar en forma segura, es uno de los principales objetivos de la campaña de ensayos. El Certificado Tipo es la manifestación de que ese objetivo ha sido cumplido. En este certificado la autoridad aeronáutica enuncia que la versión estándar de la aeronave cumple con los requisitos de aeronavegabilidad.

En lo que respecta a aviación militar, la certificación tiene que ser aprobada por una agencia designada, que normalmente pertenece a las fuerzas armadas del país donde se operará la aeronave (*DIGAMC* en el caso de nuestro país). Las autoridades militares de certificación, generalmente son agentes del usuario final y ente certificador al mismo tiempo, por tal motivo están también interesados en la efectividad del producto, a diferencia de las agencias de certificación civiles.

En el caso de países occidentales, rige el procedimiento utilizado por los países miembros de la OTAN, según el cual deben validarse un grupo de especificaciones militares (*MIL-SPECS*), emitidas por la Fuerza Aérea de Estados Unidos (*USAF*) o por la Marina de Estados Unidos (*US NAVY*).

### Resultados

El producto final de los ensayos será un reporte donde se especifica la envolvente de vuelo en la cual puede operar la aeronave. Resultados secundarios incluyen informes de *feedback* a los equipos de diseño y organizaciones de investigación que permitirán mejorar o corregir la performance del avión y extraer datos para generar modelos y análisis de la aeronave.

En muchos casos de resultar satisfactorios los ensayos, los mismos se utilizarán para certificar la aeronave. Si los ensayos revelan que la aeronave no cumple con algún requerimiento, el avión deberá ser modificado o de no ser posible relajar los requerimientos y la envolvente de vuelo o capacidades de rolido o guiñada. Las modificaciones al diseño de la aeronave significan mayores costos y demoras. Las modificaciones necesarias deberían ser identificadas lo más temprano posible para poder incorporarlas al avión de pruebas, y de esta forma asimilar los cambios que generan.

### Documentación de referencia

[10-131] MIL-A-008861A (USAF), "Airplane Strength and Rigidity - Flight Loads", United States Air Force, 31 March 1971.



[10-132] USNTPS FTM-108, "*Fixed Wing Performance*", US Naval Test Pilot School, September 1992.

[10-133] MIL-F-8785C, "*Flying Qualities of Piloted Airplanes*", United States Department of Defense", 5 November 1980

[10-134] MIL-D-8708B(AS), "*Demonstration Requirements for Airplanes*", United States Navy, 31 January 1969, incl. Amendment 1, 3 June 1982.

[10-135] "*Apunte teórico de clases, Mecánica del Vuelo I*", Scarpin Gustavo, Febrero 2012.

[10-136] Federal Aviation Regulations, Part 23, "*Airworthiness Standards: Normal, Utility, and Acrobatic Category Airplanes*".

[10-137] Federal Aviation Regulations, Part 25, "*Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes*".



## 10.14 PERFORMANCE

V

La *Performance* puede definirse como las maniobras de vuelo que debe ejecutar una aeronave para el cumplimiento de su misión. Los ensayos en este campo, buscan responder a las siguientes cuestiones:

- ¿Cuál es la altura y velocidad óptima de vuelo?
- ¿Cuál es la distancia y tiempo de vuelo?
- ¿Cuál es la velocidad máxima de ascenso?
- ¿Cuál es el tiempo mínimo para alcanzar una determinada altura?
- ¿Cuál es la máxima distancia que se puede descender sin potencia?
- ¿Cuál es el radio mínimo y la velocidad máxima de viraje?
- ¿Cuál es la distancia de despegue y aterrizaje?

Los ensayos de performance, se definen como el proceso para determinar las características reales de una aeronave, o la evaluación de la capacidad de una aeronave de ganar o perder energía. Para la realización de los mismos, es fundamental el conocimiento en disciplinas tales como ciencias atmosféricas, sistemas propulsivos, dinámica de fluidos, termodinámica y aerodinámica subsónica y supersónica.

A lo largo de esta sección se presentaran los distintos tipos de ensayos, procedimientos, requerimientos de instrumentación y análisis de datos, concernientes a la fase de ensayos de performance. En general, estos ensayos apuntan a:

- Determinar los elementos relacionados a la performance, que sean críticos respecto a la seguridad de vuelo, como por ejemplo limitaciones de altitud, temperatura, distancias de despegue y aterrizaje, etc.
- Adquirir información necesaria para cuantificar las capacidades de la aeronave, con el fin de verificar o establecer un modelo de performance, y proveer de información para el manual de operación.
- Determinar si la aeronave cumple con las especificaciones.

### Objetivo

El alcance de la campaña de ensayos de performance, depende de la etapa de desarrollo de la aeronave bajo consideración. En el caso de un prototipo, se puede decir que inicialmente se trata de ensayos exploratorios, con una evaluación limitada de la performance, dirigida a encontrar ítems críticos para un posterior ensayo más detallado.

Dependiendo de la cantidad de información requerida y de los modelos aerodinámicos y de motor existentes, los ensayos estarán dirigidos a, establecer, verificar o actualizar el modelo de performance de la aeronave. Este modelo, luego se puede utilizar para calcular la misma en distintas condiciones de vuelo y operación. Un enfoque alternativo es ensayar los puntos necesarios para cumplimentar con el contrato, especificación de



diseño o norma bajo la cual se certificará. En este caso solo se realizarán ensayos en condiciones estándar de temperatura, presión, y peso. Un objetivo adicional de los ensayos, es el análisis de las discrepancias que se presenten, comparados con la performance teórica.

### Descripción de los ensayos

En esta sección se describen en forma general los ensayos que se presentan en la etapa de performance, explicando a grandes rasgos de que se trata cada uno de ellos, la forma en que se realiza, la instrumentación necesaria y el análisis de datos y resultados. En forma ordenada, los ensayos que se trataran son:

#### *1.1 Ensayos de Despegue y Aterrizaje*

#### *1.2 Ensayos de Ascenso*

#### *1.3 Ensayos de Crucero: Alcance y Autonomía*

#### *1.4 Ensayos de Descenso*

### *1.1 Ensayos de Despegue y Aterrizaje*

Los ensayos de **despegue** se realizan para definir distancias, tiempos y velocidades, para diferentes configuraciones, condiciones climáticas y características de pista.

Las velocidades importantes, tales como  $V_1$  (Velocidad de decisión),  $V_R$  (velocidad de rotación),  $V_2$  (velocidad de seguridad), son elegidas de tal forma de contar con márgenes seguros sobre la  $V_S$  (Velocidad de Pérdida),  $V_{MCG}$  (Velocidad de mínimo control en tierra) y la  $V_{MCA}$  (Velocidad de mínimo control en el aire).

Los ensayos de **aterrizaje** se realizan para determinar la distancia desde la altura de obstáculo hasta el punto de aterrizaje y de allí hasta la detención de la aeronave.

Los ensayos de aceleración-parada definen la distancia necesaria para detener el avión desde la velocidad de decisión, a partir de la cual se decide si continuar con la maniobra o se aborta la misma. Se asume la falla de un motor durante la carrera. Si no se cuenta con suficiente distancia de pista, el avión debe continuar el despegue; caso contrario se aborta el despegue y se utilizan todos los medios normales de frenado, tales como frenos de ruedas, corte de motores y frenos aerodinámicos. No se considera el uso de reversor de empuje.

Los ensayos de despegue y aterrizaje, además de condiciones estándar se realizan para condiciones extremas, tales como clima desértico y clima ártico

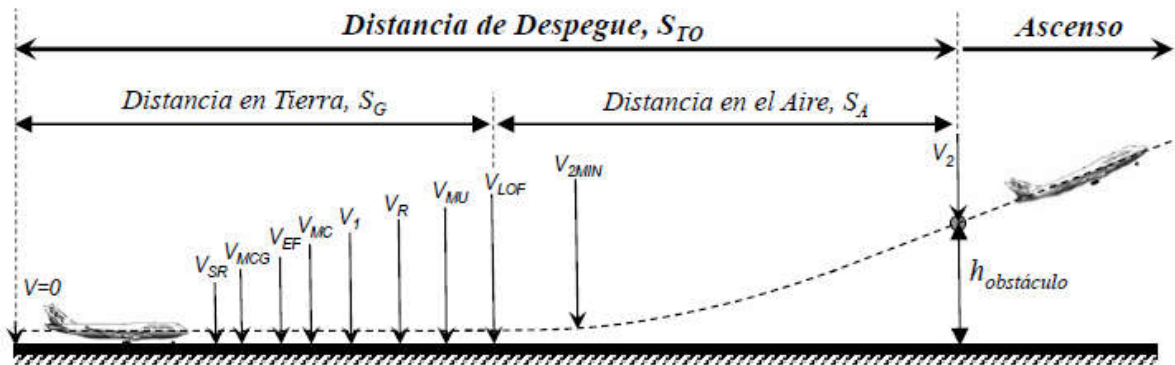


Figura 60: Velocidades y distancias de despegue para multimotores según FAR 25 (25.105 Takeoff).

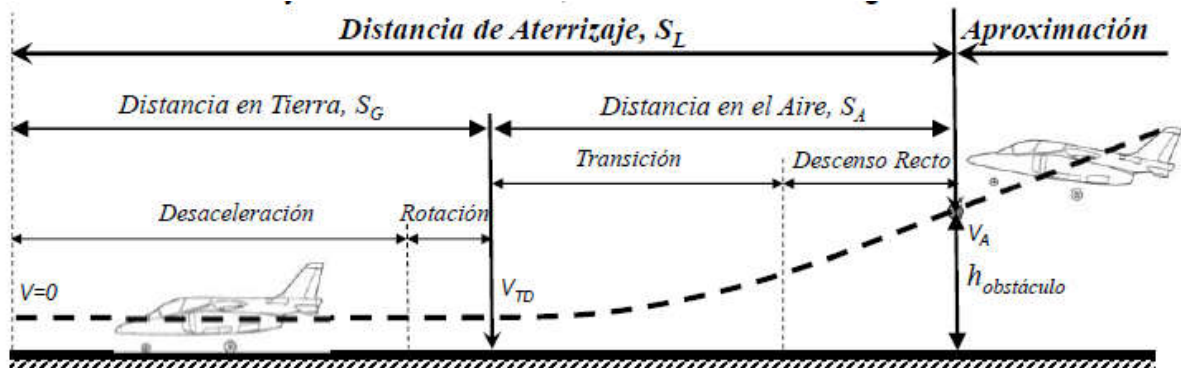


Figura 61: Velocidades y distancias de aterrizaje según FAR 25 (25.125 Landing).

La información de despegue y aterrizaje debe reducirse a condiciones de peso y atmosfera estándar. Para consultar sobre este procedimiento, pueden revisarse las siguientes referencias:

- USAF Test Pilot School, Volume 1, "Performance Manual"
- FTM-104, "Fixed Wing Performance Test Manual"

La presentación de resultados se muestra en gráficos de velocidad / energía total vs. distancia. En el caso de despegue, se presentan hasta el punto de lift-off, y a una altura de obstáculo de 50 ft. para varios pesos y posiciones de flaps. En el caso de aterrizaje se presentan desde una distancia correspondiente a una altura de 50 pies (altura de obstáculo), hasta el punto de detención o energía total nula. Además, se puede modelar la aceleración y desaceleración como función de las condiciones atmosféricas, configuración del avión, velocidad, potencia del motor y derivar distancias a partir de eso.

## Maniobras de Ensayo de Despegue y Aterrizaje

### Despegue

La maniobra típica para despegue consiste en establecer el régimen de potencia deseado, con frenos aplicados, para luego liberar los frenos y comenzar el rodaje. A continuación, el avión es rotado a la velocidad  $V_R$ , definida de tal forma que el ascenso ocurra a la velocidad de seguridad  $V_2$ , definida como  $1,2 \times V_S$  para aviones a reacción, y bi-turbohélice.

Existen dos criterios para calcular la Performance de despegue, los denominados criterios de Pista Compensada y Criterio de Pista No compensada. En el criterio de pista compensada se selecciona  $V_1$  de manera que la distancia aceleración-parada y despegue sean iguales con un motor inoperativo. En el caso de pista no compensada, la selección de  $V_1$  es variable y puede contarse con *Stopway* o *Clearway* de pista.

### Aceleración-Parada

En ensayos de aceleración-parada, se simula la condición de falla de motor, llevando la potencia del motor crítico a ralentí, a una velocidad de rodaje determinada. A continuación el piloto espera 3 segundos, en lo que se denomina el tiempo de decisión, a partir de lo cual trata de frenar la aeronave. Si se continúa la carrera de despegue, la velocidad debe estar por encima de  $V_{MCG}$ .

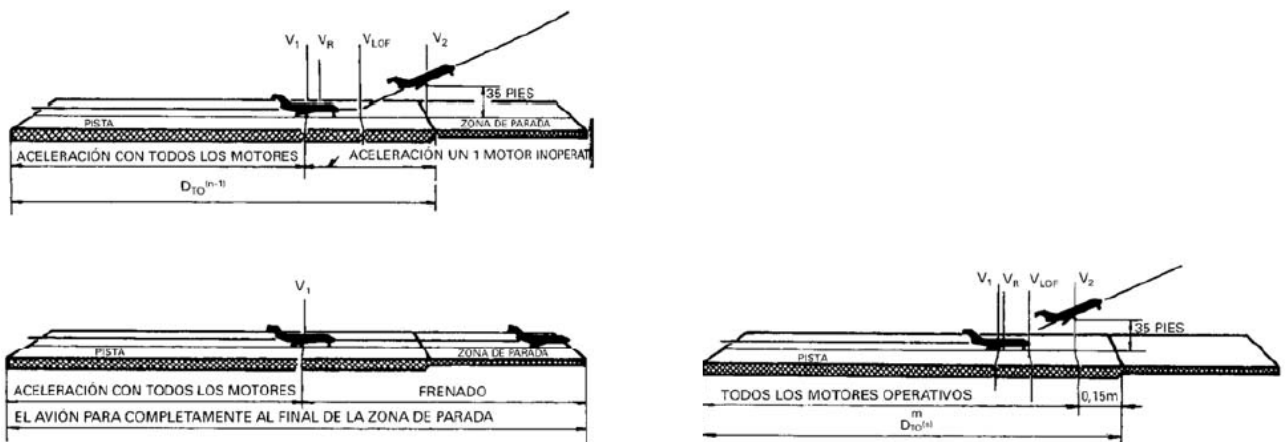


Figura 62: Operación con Criterio de Pista No Compensada, Pista con Zona de Parada STOPWAY.



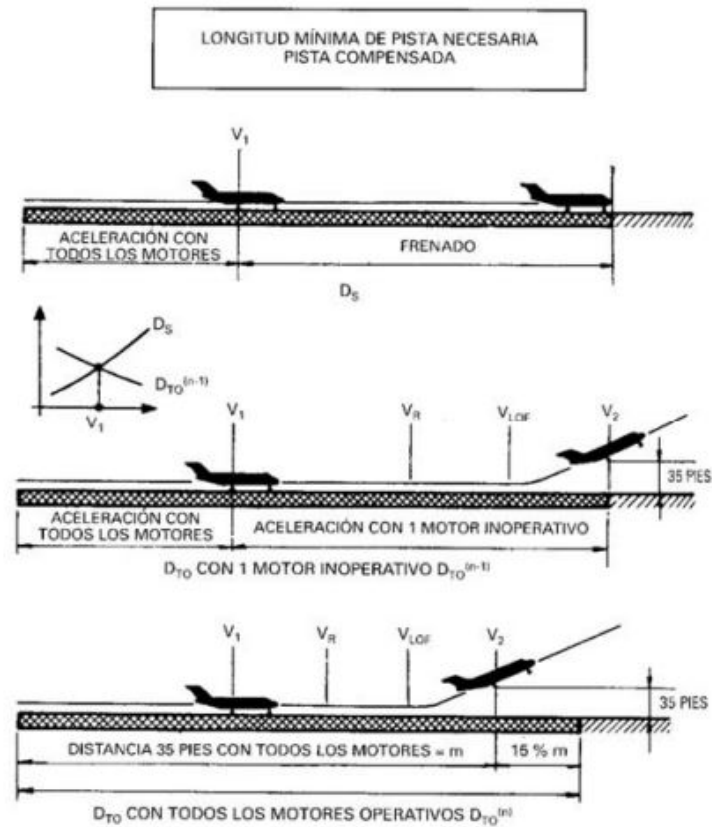


Figura 63: Operación con Criterio de Pista Compensada.

### Aterrizaje

Los ensayos de aterrizaje se realizan partiendo de condiciones estabilizadas durante la aproximación final, utilizando la potencia del motor para lograr la velocidad y ángulo requerido. Generalmente la velocidad de aproximación es  $1,3 \times V_S$  salvo que se impongan otros requerimientos de velocidad. Por ejemplo, inestabilidad de velocidad debido a limitaciones de motor. Para aviones civiles, se requiere que se realicen 5 aterrizajes sin modificar el sistema de frenos y con las mismas cubiertas para comprobar que no se produce exceso de desgaste. Debido a su naturaleza crítica, luego de los ensayos de Máxima Energía de frenado y Aceleración Parada el sistema de frenos debe ser reemplazado.

Para mayor descripción de los métodos de ensayo, medición de trayectoria y requerimientos de instrumentación para Ensayos de Despegue y Aterrizaje, se recomienda consultar el documento:

- "Trajectory Measurements for Take-off and Landing and Other Short-Range Applications", véase [Ref. 10-144].

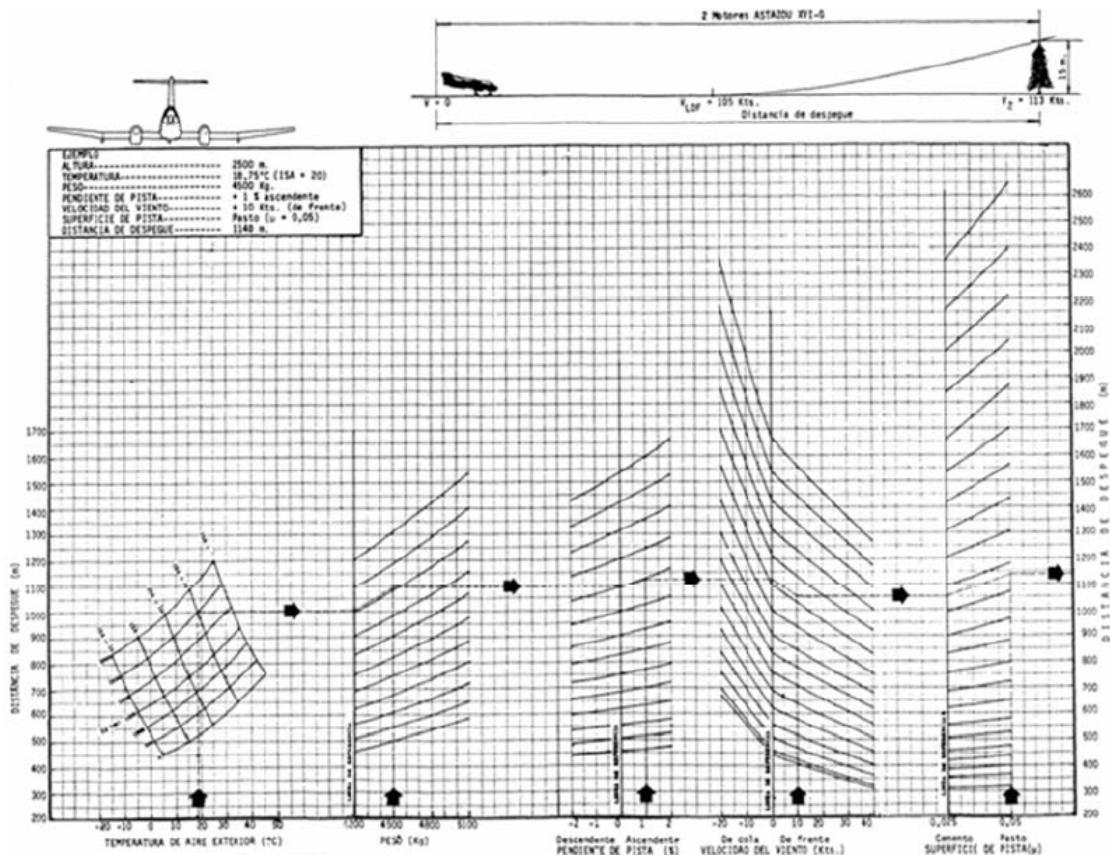


Figura 64: Gráficos para corrección de performance de despegue para IA-58 Pucará.

## 1.2 Ensayos de Ascenso

La performance de ascenso es requerida para determinar las velocidades de ascenso, tiempo para ascender a una determinada altura, combustible consumido y distancia cubierta para lograr esa condición. Principalmente determinar las características de las siguientes condiciones:

- Ángulo de Ascenso Máximo
- Régimen de Ascenso Máximo ( $ROC_{MAX}$ )
- Tiempo de Ascenso Mínimo
- Ascenso con Consumo Mínimo de Combustible

Si se necesita calcular performance en un punto fijo, como por ejemplo para la máxima velocidad de vuelo, deben tenerse en cuenta factores tales como peso, posición del centro de gravedad, potencia de motor, condiciones atmosféricas y temperatura, los cuales deben estar dentro de un cierto rango adecuado. Los ensayos de ascenso se realizan a lo largo de un rango de velocidades, volando con aceleración a nivel y potencia de motor fijo.

### Concepto de Potencia Específica

Un parámetro importante de ensayo resulta el **Exceso de Potencia Específica** (*SEP Specific Excess Power*), que representa la diferencia entre la potencia disponible y la potencia necesaria para volar recto y nivelado a una velocidad dada. Resulta una medida de la habilidad de la aeronave para acelerar, ascender o maniobrar.

Se define como la tasa de cambio de la Altura de Energía ( $h_e$ ), que es la suma de la energía potencial y la cinética de la aeronave. Es decir, energía total de la aeronave por unidad de peso.

Lo anterior, en término de ecuación:

$$P_s = \frac{dh_e}{dt} \quad h_e = h + \frac{V^2}{2g}$$

$$P_s = \frac{dh}{dt} + \frac{V}{g} \frac{dV}{dt}$$

Figura 65: Ecuaciones de Exceso de Potencia Específica.

El *SEP* se determina por medio de maniobras inestacionarias que consisten en acelerar la aeronave en vuelo recto y nivelado, midiendo la aceleración durante la maniobra.

Si bien el concepto del *SEP* es simple, su determinación hace necesaria una alta precisión de vuelo y un esfuerzo de reducción de datos considerable, ya que se debe tener en cuenta el cambio en el *Position Error Correction* (PEC) con la velocidad de vuelo.

Para aeronaves de alta performance, las aceleraciones en vuelo nivelado se utilizan para determinar la performance de ascenso para un rango de velocidades. Usualmente los ensayos se realizan mediante el seguimiento en forma paralela, a una estela de humo o condensación emitida por una aeronave calibrada. Esto provee altitud constante permitiéndole al piloto guiarse sin tener que observar la lectura de altímetro. Previo al ensayo de aceleración es deseable estabilizar el motor en ascenso estacionario durante al menos un minuto.

El cambio de altitud no genera variaciones en el régimen de estabilización de motor, es la temperatura interna de motor la que debe estabilizarse para obtener datos confiables. Resulta una práctica común utilizar el freno aerodinámico, para ralentizar el ascenso / aceleración mientras se estabiliza la temperatura del motor. Los ensayos se repiten a altitudes que varían entre 5000 y 10000 pies. La velocidad a la que se obtiene el máximo *SEP*, calculada para cada aceleración nivelada, resulta ser la velocidad de máximo *ROC* a esa altitud.

El muestreo debe realizarse con una periodicidad de entre 5 a 10 datos por segundo y la aceleración normal debe mantenerse aproximadamente a 1g.



Se realizan uno o más ensayos de ascenso continuo a diferentes velocidades programadas, para chequear los resultados; especialmente tiempo, distancia y consumo de combustible, requeridos para alcanzar cierta altura. Si existe más de una configuración externa de aeronave, los ensayos deben realizarse para cada una de estas configuraciones.

Adicionalmente y como aspecto de seguridad, luego de la falla de un motor, la potencia debe ser suficiente para continuar volando en forma segura. Esto significa que la aeronave debe poder superar obstáculos con un cierto margen y alcanzar una altura que le permita comenzar una maniobra de aterrizaje si se da el caso de falla durante el despegue. O la aeronave debe ser capaz de continuar ascendiendo hasta una altura de crucero que le permita completar la misión. Lo anterior no aplica para aeronaves monomotores militares o de segmento de pequeño tamaño. En este caso se recomienda realizar un aterrizaje forzoso o la tripulación debe eyectarse de la aeronave.

#### *Maniobras de Ensayo para Ascenso*

Las maniobras de ensayo se deben preparar de acuerdo al uso final que se quiera dar a la información. Se utilizan diferentes ensayos tanto para, determinar la velocidad que permita alcanzar  $ROC_{MAX}$  (*Rate of Climb* máximo), como para determinar el mínimo tiempo de ascenso en cierto rango de altura.

- Ascenso en Diente de Sierra

El caso más simple de medición de performance de ascenso, es medir el ROC a través de un incremento de altitud a IAS constante. Estos ensayos, se conocen como de Diente de Sierra, porque así resulta el gráfico de altitud vs. tiempo. Estos ascensos se realizan a lo largo de un rango de velocidades, para determinar la velocidad de mayor Angulo de Ascenso  $\gamma$ , la velocidad de ROC máximo. Las velocidades de ensayo son elegidas alrededor de la velocidad de vuelo a la cual se espera  $ROC_{MAX}$ . La potencia es fijada en el valor de ensayo y debe ser la misma en cada corrida. Normalmente se usa la potencia máxima.

Los ensayos clásicos de ascenso consisten en una estabilización previa del motor y avión por al menos un minuto, seguido de tres minutos de captura de datos cada 5 segundos. La duración de cada ascenso en diente de sierra es de menos de 5 minutos o de +/- 1000 ft. alrededor de la altitud de ensayo.

Para el caso de ensayos con un motor inoperativo (*OEI*) consulte las referencias al final de la sección.

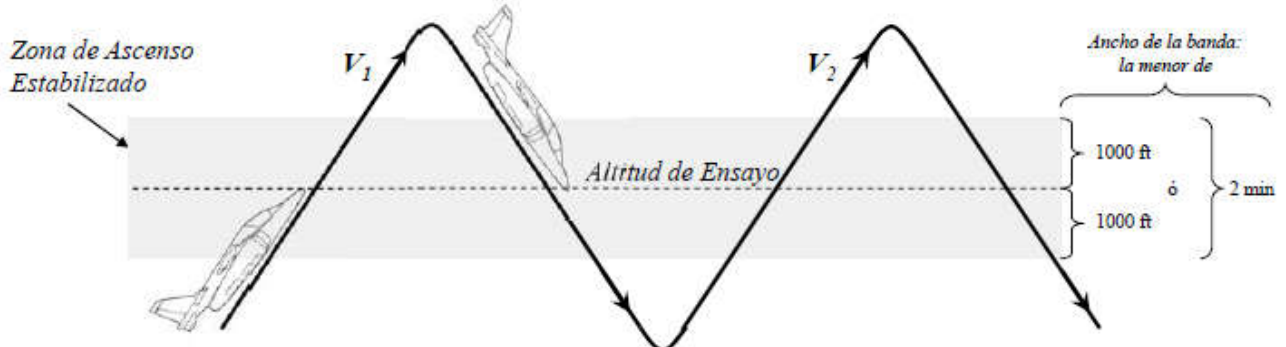


Figura 66: Maniobra de Ascenso en Diente de Sierra.

- Ensayo de Verificación de Ascenso

Son realizados para comparar las performances de ascenso de la aeronave en un día estándar respecto de las predichas por los ascensos en Diente de Sierra.

El método consiste en ascender hasta el techo absoluto, manteniendo en forma precisa un determinado plan de ascenso.

#### *Análisis y Presentación de Resultados de Ascenso*

El análisis de datos, difiere si el resultado requerido son puntos de performance, o si es la preparación / verificación de un modelo de performance de la aeronave.

Los ensayos pueden realizarse mediante un sistema de navegación inercial. En este caso, el cálculo del ROC se obtendrá integrando en sentido vertical la componente de aceleración censada. Pequeños errores en los acelerómetros, se acumulan en la integración realizada en INS. Estos errores son debidos a variaciones de la aceleración de gravedad con la latitud, cambios en la atmósfera o perturbaciones propias del vuelo. Estos errores se pueden mitigar utilizando información de la computadora de datos de aire. Otra alternativa resulta de obtener los resultados de programas de computación que combinan los datos de la INS, con los datos del sistema altimétrico pitot-estático.

**Puntos de Performance:** Los datos obtenidos se corrigen por variaciones atmosféricas de un día y peso estándar, y se presentan en gráficos de ROC, vs. Velocidad.

Usualmente dentro de un grupo de ensayos, algunos de ellos estarán alejados de lo predicho, en esos casos deben quitarse los datos de los extremos y solo computar los más cercanos al promedio. No deben ejecutarse todos los ensayos en la misma región geográfica, y deben preferentemente llevarse a cabo en condiciones de bajos vientos, sobre superficies acuáticas, evitando las zonas de montaña, evitando de esta forma el fenómeno de convección.



---

**Modelo de Performance:** Para evaluar la performance por medio de un modelo, es necesario contar de antemano con modelos de Empuje y de Arrastre

Para grandes motores, el fabricante suele proveer un modelo matemático de la performance (archivo de computadora) sobre el cual, en base a parámetros como condiciones de operación y condiciones de instalación es posible obtener datos del empuje. En motores pequeños no se cuenta con un modelo; el coeficiente de empuje y el consumo específico, se presenta en forma de coeficientes adimensionales, en función de las RPM o Engine Pressure Ratio, para diferentes números de Mach.

El modelo de Arrastre se calcula partiendo de la curva de  $C_D$  vs  $C_L$  para diferentes números de Mach y Reynolds.

### 1.3 Ensayos de Crucero: Alcance y Autonomía

El 90% del tiempo de vuelo de un avión se consume volando en crucero (recto y nivelado), por lo tanto muchos aviones son optimizados para volar en este régimen.

Las performances a optimizar durante el vuelo de crucero son:

- Alcance: Distancia recorrida
- Autonomía: Tiempo de vuelo

Estas performances dependen de la aerodinámica de la aeronave (su polar principalmente), las características del sistema propulsión, de la cantidad de combustible que puede transportar y de la forma que es operado.

Los ensayos para evaluar alcance y autonomía se realizan para obtener información con el fin de determinar condiciones óptimas. Para aviones pequeños, se realizan en condiciones cuasi-estabilizadas, permitiendo pequeñas variaciones de velocidad y altura, en distintas configuraciones de aeronave. Para aviones de alta performance, se realizan maniobras no estacionarias. Los ensayos de crucero son básicamente ensayos de consumo de combustible.

Las características de alcance se especifican de acuerdo a estas dos formas: lograr la máxima distancia de vuelo con una cantidad de combustible dada y volar una cierta distancia con mínimo consumo de combustible

El alcance involucra maximizar la distancia, mientras que la autonomía maximiza tiempo de vuelo. Las características de autonomía de la aeronave se especifican en función del mínimo consumo de combustible en vuelo.

Los parámetros relevantes de alcance y autonomía son el alcance específico (S.R.) y la autonomía específica (S.E.), siendo ambos influenciados por el consumo de combustible.

$$S.R. = \frac{nmi}{W_f} \qquad S.E. = \frac{t}{W_{f_{Used}}}$$

$$S.R. = \frac{V_T}{W_f} \qquad S.E. = \frac{1}{W_f}$$

Figura 67: Ecuaciones de alcance específico y autonomía específica.

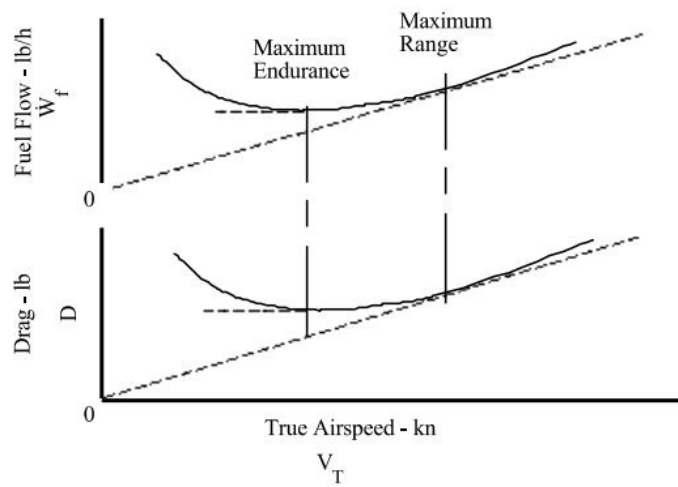


Figura 68: Curva de Drag / Consumo vs. Velocidad para aviones a reacción.

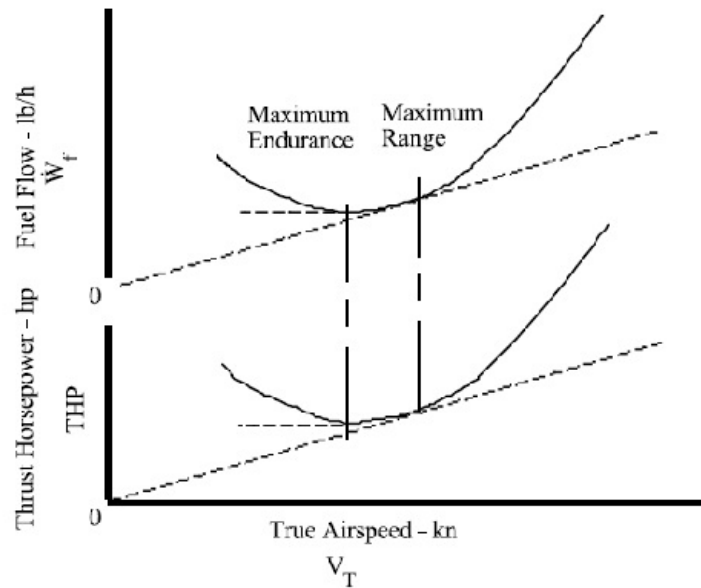


Figura 69: Curvas de Potencia / Consumo vs. Velocidad para aviones a hélice.



El alcance específico y la autonomía específica varían con la altitud, Número de Reynolds, Mach de Vuelo y tipo de sistema propulsivo (motor Jet o a Hélice).

#### *Otros regímenes de Vuelo*

Existen otros regímenes muy usados tanto en aeronaves a hélice y aeronaves jet. Entre ellos podemos citar:

- Largo Alcance
- Velocidad/Mach Constante
- Potencia/Empuje Constante
- Crucero en Ascenso

Para profundizar las influencias de las variables durante el vuelo sobre el alcance y la autonomía, y para ampliar sobre los demás regímenes existentes, se sugiere revisar:

- FTM108 "Fixed Wing Performance". Capítulo 4.

#### *Maniobras de Ensayo para Crucero*

El ensayo Potencia/velocidad es un método utilizado para obtener la Performance de un avión a reacción. Este método permite determinar Alcance, Autonomía y velocidad para estas condiciones en un número mínimo de vuelos. El método implica recolectar datos de flujo de combustible a varias altitudes, pesos y velocidades, suficientes para definir la envolvente operacional. Se selecciona un  $W/\delta$  para cada conjunto de datos, basado en el peso nominal. Los  $W/\delta$  objetivo deben cubrir toda la envolvente de vuelo barriendo velocidades (de  $V_{max}$  a  $V_{min.}$ ) y alturas. En general los incrementos de altitud suelen ser de 5000 ft.

#### *Análisis y Presentación de Resultados para Crucero*

En el manual de vuelo, la performance de crucero se presenta en curvas de niveles de potencia y flujo de combustible versus peso, para distintos tipos de crucero y alturas.

Otra forma de presentar la performance de crucero, es evaluar el factor de alcance (S.R.) como función del Mach de Vuelo/ Velocidad de vuelo y  $W/\delta$  (Weight-over-delta) dado. Estos valores determinan el  $C_L$  óptimo de vuelo para la condición de crucero óptimo. El nivel de potencia requerido, también es función del Número de Mach, y  $W/\delta$ . Esta presentación, también permite encontrar la altitud óptima de crucero como función del peso y del Mach/Velocidad de vuelo deseado. Estos gráficos son la base para formar y / o evaluar los modelos de aeronave y motor.



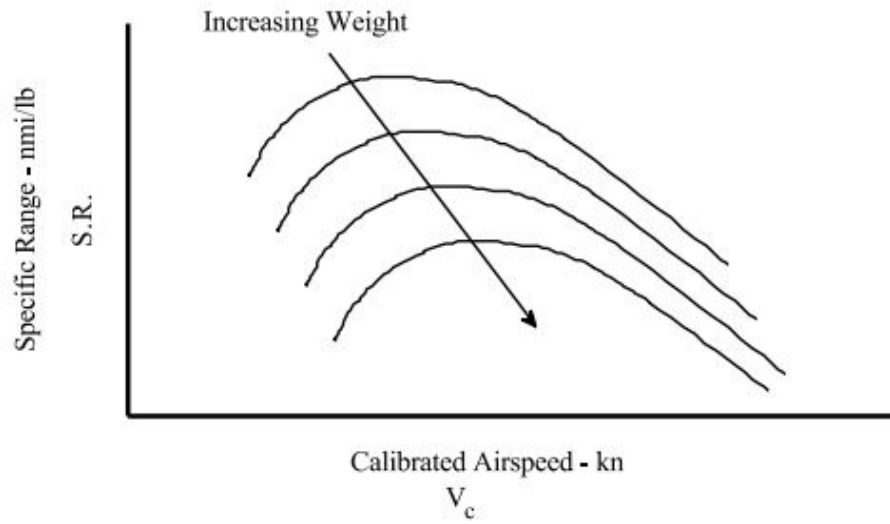


Figura 70: Variación del alcance específico con  $W$ .

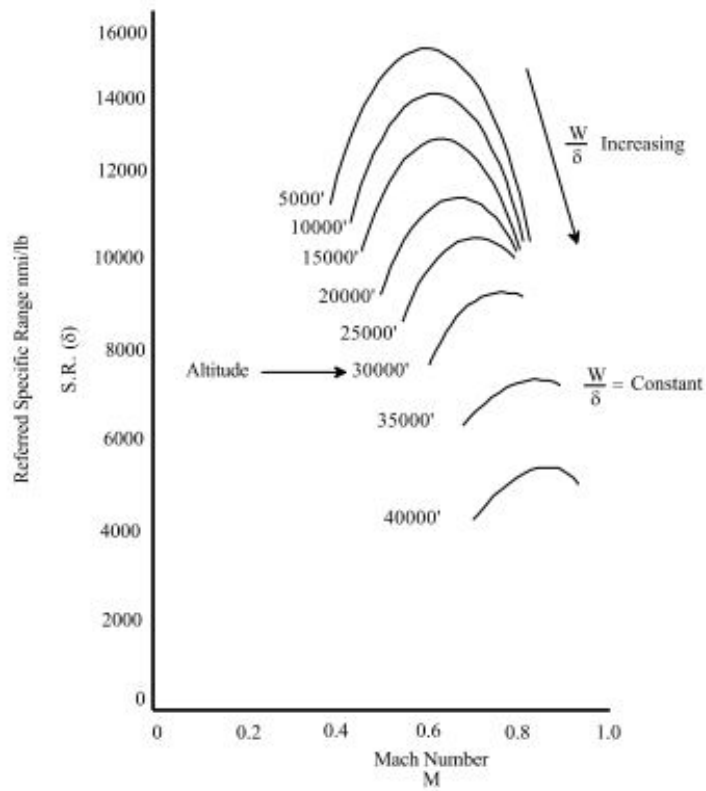


Figura 71: Variación del alcance específico con  $W/\delta$ .

La información de maniobras no estacionarias, se reduce a coeficientes de resistencia y sustentación y presentados como gráficos de  $C_D$  vs.  $C_L$ , flujo de combustible sobre relación de presiones  $y \frac{W_f}{\delta}$  vs. Número de Mach, para varios niveles de potencia.

#### 1.4 Ensayos de Descenso

Por definición, cuando una aeronave se encuentra en un descenso sin perdida, puede encontrarse en situación de planeo o de picada. Un planeo está definido como un vuelo sin aceleración a un ángulo de descenso menor o igual a  $15^\circ$ ; mientras que una picada se define como un vuelo con un ángulo de descenso mayor a  $15^\circ$ . Las anteriores maniobras pueden ser con o sin potencia y en diferentes configuraciones.

Al analizar planeo o vuelo sin potencia, el empuje o potencia se asume despreciable, y la performance de planeo se mide en términos de:

- $ROD_{MAX}$  (rate of descent)
- Ángulo de planeo mínimo ( $\gamma_{MIN}$ )

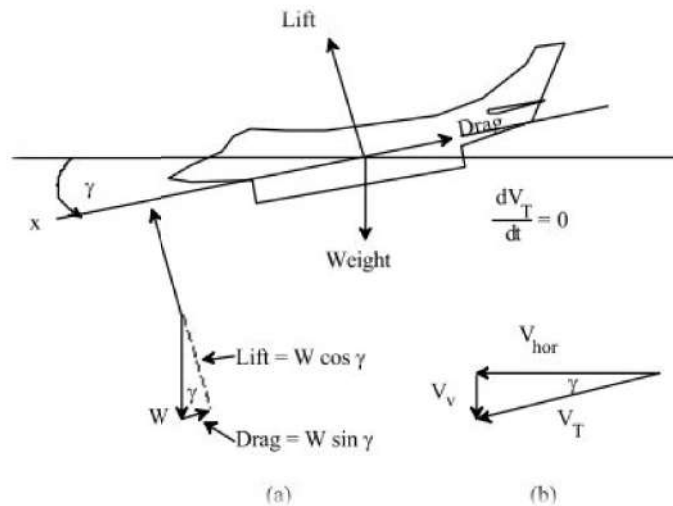


Figura 72: Diagrama de Fuerzas durante un planeo estacionario.

Los ensayos de descenso “normales” se realizan para determinar tiempo, distancia y combustible utilizado para descender de una altitud hacia otra. También se utilizan para determinar la performance de descenso en emergencia (distancia recorrida en descenso escarpado, utilizando frenos aerodinámicos, y de ser posible con flaps y tren de aterrizaje extendidos). El ensayo de performance de descenso en emergencia permite determinar la máxima tasa de descenso posible

La tasa de descenso a velocidad constante es función del ajuste de potencia y de la configuración externa de la aeronave.

### Maniobras de Ensayo para Descenso

La performance de descenso, se evalúa partiendo de la medición de la Potencia disponible y la Potencia Necesaria. El descenso se produce cuando la primera es menor a la última.

Las mediciones pueden realizarse en forma indirecta volando horizontalmente para luego corregir los datos a un descenso estacionario, o pueden ser realizados directamente mediante descensos para distintas combinaciones de velocidad y configuración de la aeronave.

Algunos de los métodos utilizados para medición de la performance de descensos son:

- Descenso en Diente de Sierra

Consiste en una serie de cortos descensos a velocidad observada constante ( $V_0$ ) cubriendo el rango deseado de velocidades. La banda de altitud para el descenso va de 1000 ft. a cada lado de la altitud objetivo para configuraciones de alta fineza, hasta 300 ft para configuraciones de baja fineza. La potencia se mantiene constante durante el ensayo, y usualmente es fijada en potencia mínima (*idle*).

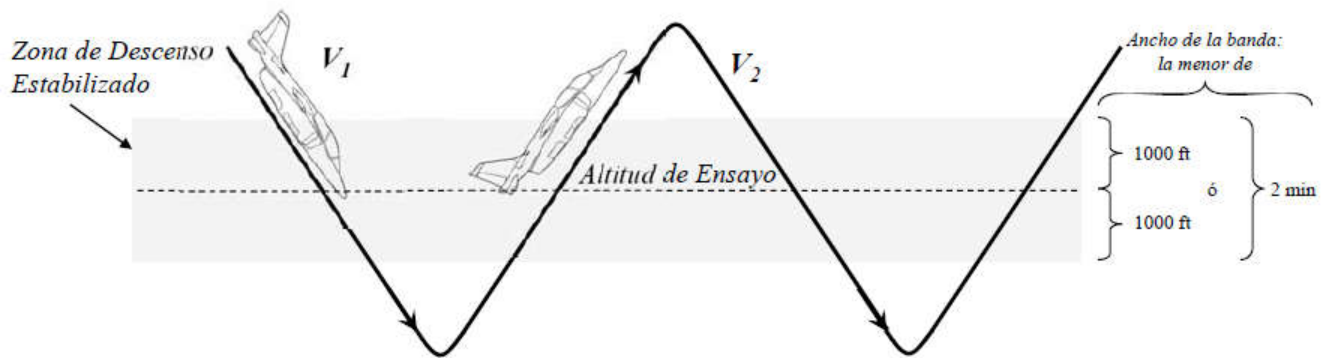


Figura 73: Maniobra de Descenso en Diente de Sierra.

- Ensayo de Verificación de Descenso

Son realizados para comparar las performances de descenso de la aeronave en un día estándar respecto de las predichas por los descensos en Diente de Sierra.

El método consiste en descender desde el techo absoluto hasta la mínima altura de seguridad, mientras se mantiene en forma precisa un determinado plan de descenso.

- Aproximación por Precaución / Apagado del Motor

Es un perfil de aproximación especial, utilizado cuando existe una probable falla en un Sistema crítico del avión. Éste perfil se diseña de manera tal de permitirle al piloto permanecer tanto como sea posible dentro de la envolvente de vuelo del asiento eyectable.

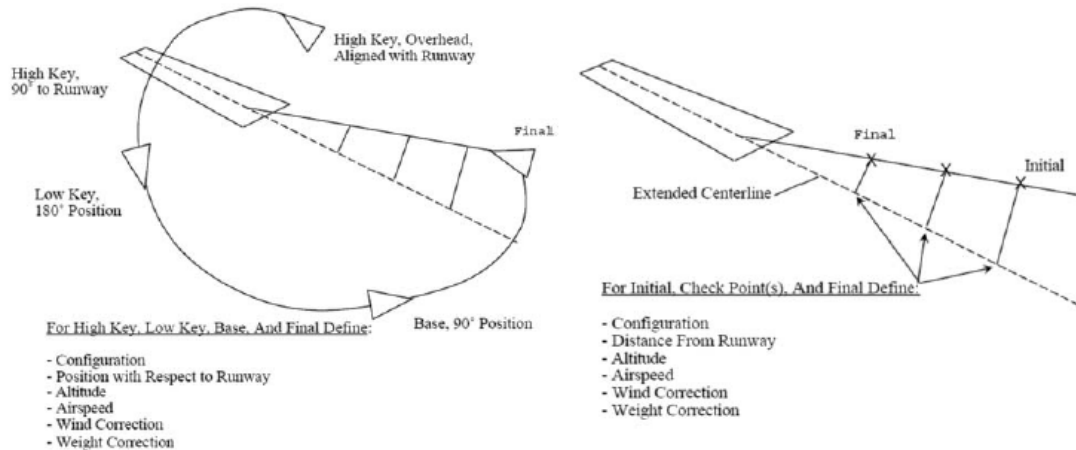


Figura 74: Maniobras de Aproximación por Precaución.

### *Análisis y Presentación de Resultados para Descenso*

La información de los ensayos debe reducirse a condiciones de un día estándar y de peso estándar, y presentar datos de distancia recorrida, tiempo y combustible utilizado.

Deben prepararse gráficos adicionales mostrando la altura necesaria para recuperarse de descensos / picadas, a distintos ángulos y velocidades para permitir lanzamiento de cargas o maniobra de escape.

La performance de descenso, también puede ser calculada a partir de un modelo de performance, que haya sido verificado en condiciones similares a las de maniobra.

### Consideraciones

La reducción de datos cubre el cálculo de valores estándar de parámetros y o el cálculo del modelo de performance tales como coeficientes de sustentación y arrastre de los records de ensayo. Sin embargo en forma previa a cualquier cálculo, se deben corregir los errores de instrumento, y de posición del sistema pitot-estático.

La información ya procesada se presenta en forma pertinente para el análisis del fenómeno que representa, por ejemplo, curvas de distancia de despegue vs peso, o coeficiente de sustentación versus coeficiente de arrastre, etc. Estos resultados pueden usarse en la confección del manual de operación de la aeronave.



---

Documentación de referencia

- [10-141] US Air Force Test Pilot School, Volume 1, "*Performance Manual*", 1986.
- [10-142] USNTPS FTM-104, "*Fixed Wing Performance Test Manual*", US Naval Test Pilot School, July 1977.
- [10-143] USNTPS FTM-108, "*Fixed Wing Performance*", US Naval Test Pilot School, September 1992.
- [10-144] AGARDograph 160 "AGARD Flight Test Instrumentation Series", Volume 16 "*Trajectory Measurements for Take-off and Landing and Other Short-Range Applications*", Benque d'Agut, P., Riebeek, H., and Pool, A., 1985.
- [10-145] "*Airplane Aerodynamics and Performance*", Lan C.E. and Roskam J, 1981.
- [10-146] "*Apunte teórico de clases, Mecánica del Vuelo 1*", Scarpin Gustavo, Febrero 2012.
- [10-147] "*Flight Testing of Fixed-Wing Aircraft*", Kimberlin, Ralph D., University of Tennessee. 2003.

## 10.15 AEROELASTICIDAD

V

El flutter es un fenómeno aeroelástico en el cual fuerzas inerciales, aerodinámicas y elásticas se acoplan a velocidades relativamente altas y generan oscilaciones inestables que crecen sin límite y resultan en daños estructurales.

Un requerimiento importante a resolver durante el diseño de nuevas aeronaves es asegurarse que la estructura se encuentra libre de flutter a lo largo de la envolvente de vuelo. Este requerimiento resulta esencial ya que el flutter involucra una inestabilidad estructural y como tal, causará una falla en la estructura al presentarse el fenómeno.

Debido al gran impacto que el flutter tiene en el diseño preliminar de nuevas aeronaves, la investigación del fenómeno involucra diversas fases o etapas, las cuales se presentan en la siguiente figura:

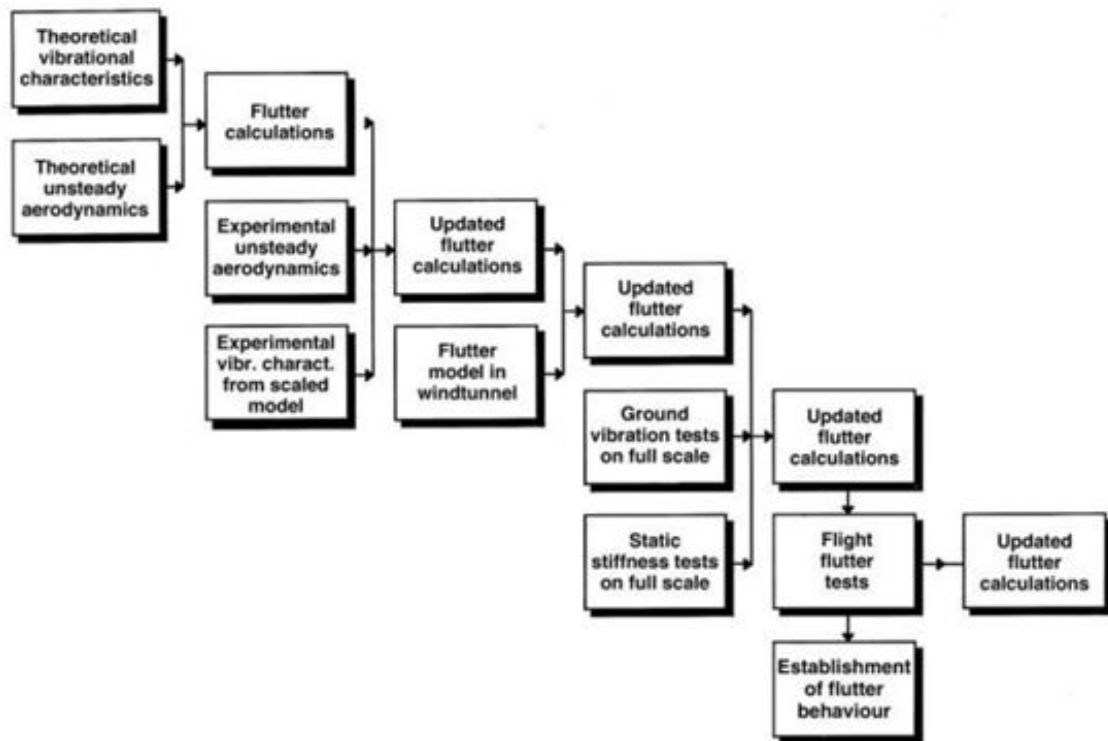


Figura 75: Investigación de Flutter durante la etapa de desarrollo.

Los ensayos de vuelo para explorar el comportamiento de la aeronave respecto del fenómeno flutter, se realizan para demostrar la ausencia del mismo en el rango de vuelo de diseño. Los resultados de estos ensayos, se utilizan para validar los análisis predictivos o teóricos previos.

Los sistemas de control activo de flutter aumentan el alcance y la complejidad de la campaña de ensayos del fenómeno.

Los ensayos en túnel de viento, sirven para una etapa previa a la validación, es decir, para detectar tempranamente algún fenómeno extraño que no fuera predicho por los modelos matemáticos. En caso de aparición del fenómeno durante los ensayos en túnel, podrían producirse daños a las instalaciones del mismo por desprendimiento de partes y provocar consecuencias muy costosas. Por ello, deben utilizarse métodos confiables y probados para realizar los ensayos tanto en túnel de viento, como en vuelo.

### Objetivo

El objetivo de la campaña de ensayos de flutter consiste en demostrar la inexistencia del mismo a lo largo de la envolvente de vuelo; en caso de presentarse el fenómeno, delimitar en que zonas se genera.

### Descripción de los ensayos

El plan de ensayos de flutter se debe preparar de antemano por ingenieros que posean experiencia en campañas de ensayos de vuelo, basándose en los análisis teóricos predictivos realizados previamente y los realizados en el túnel de viento. Una vez seleccionadas las regiones de la envolvente de vuelo a ensayar, se elegirán cuidadosamente las combinaciones de altura y velocidad de ensayo.

Para cada punto a evaluar, se especificará qué sensores, equipamiento y ubicación de los mismos será necesario instalar en la aeronave. A medida que se ensaya cada punto, se deben procesar los datos de ensayo y verificar que no difieran en exceso de los análisis y los ensayos de flutter en túnel de viento. En caso de observarse una discrepancia significativa, se debe frenar los ensayos hasta determinar el origen de la misma y asegurarse de establecer nuevos límites de seguridad.

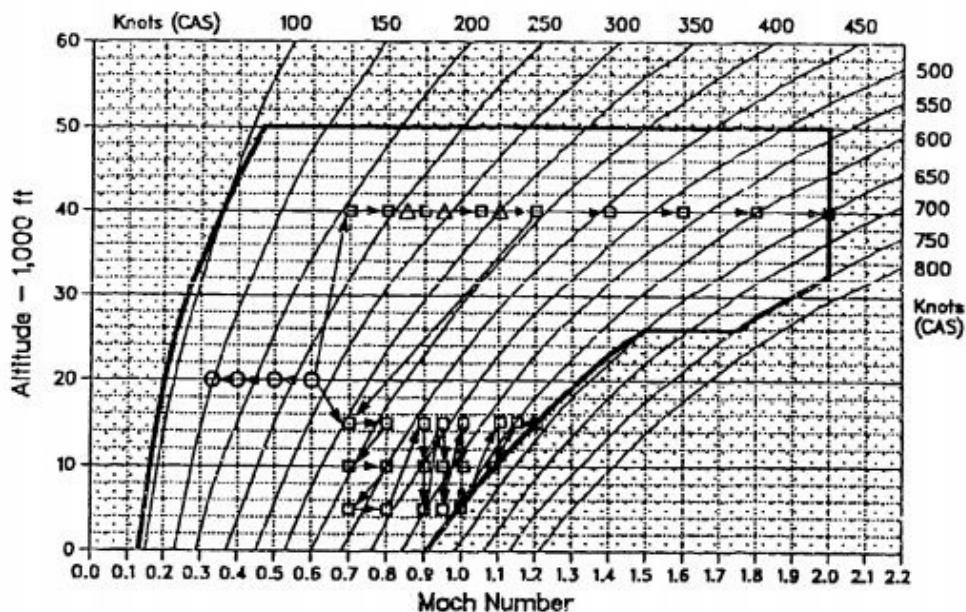


Figura 76: Envolvente de vuelo y puntos de ensayo de Flutter.

El ensayo de flutter en si mismo consiste de tres etapas, excitación del fenómeno, respuesta estructural y análisis de estabilidad. En vuelo pueden recolectarse solo las



dos primeras etapas, ya que la tercera corresponde a un análisis posterior en base a los datos recolectados en vuelo.

A pesar de la continua evolución de las técnicas y equipamientos utilizados para los ensayos de flutter, ésta continúa siendo una etapa riesgosa y crítica de la campaña de ensayos, por esto es necesario respetar las indicaciones delineadas en el plan de ensayos y no excederse de los límites fijados para cada combinación de altura y velocidad a ensayar. Se debe proceder de modo progresivo, ir analizando los datos recolectados para avanzar de manera segura hacia la siguiente condición.

### *Excitación del fenómeno*

Respecto a la excitación del fenómeno se distinguen dos grupos, excitación natural y excitación artificial. La excitación natural no requiere de ninguna maniobra o instrumento ajeno, se genera por la turbulencia aerodinámica propia de la aeronave. La excitación artificial se genera mediante tres principios básicos que son los siguientes:

- **Excitación Aerodinámica**

Excitación del fenómeno por medio del desplazamiento superficies aerodinámicas tales como alerones u otros elementos oscilantes. La ventaja de este método, es que casi no se agrega masa a la estructura y se puede generar un amplio rango de frecuencias de entrada.

- **Masa en Movimiento**

Generalmente son de dos tipos, inerciales y *shakers* electrodinámicos. Estos excitadores generan una fuerza en la estructura, debido a la reacción a una masa en movimiento. Suelen estar montados en el interior de la aeronave y no generan interferencia aerodinámica.

- **Excitación Pirotécnica:**

Consiste en una pequeña carga pirotécnica colocada en el exterior de la aeronave y detonada en forma eléctrica. Esto produce una excitación de corto periodo; lo que resulta ventajoso para maniobras de flutter en picada, además de permitir colocar varias cargas en distintas partes de la aeronave y poder detonarlas en un instante determinado.

Generalmente el fenómeno se excitará en forma artificial mediante alguno de los métodos anteriores, dependiendo de la aeronave, de la información a recolectar y del equipamiento disponible. Para mayor detalle sobre cada uno de estos métodos de excitación, véase la *Ref. [10-151]*.





### Resultado de los ensayos

Los resultados del análisis de datos se presentan típicamente en curvas de velocidad ( $V$ ,  $M$ ,  $q$ ) versus frecuencia de vibración  $y$ , por otro lado velocidad ( $V$ ,  $M$ ,  $q$ ) versus amortiguamiento, mostrando los modos de vibración.

Como resultado adicional, esta información permitirá la validación del modelo de flutter utilizado en las etapas previas al ensayo. Dicho modelo surge de análisis y de pruebas en túnel de viento. Esto último, permite realizar correcciones a dicho modelo.

### Consideraciones

El producto más importante de estos ensayos, a reflejarse en el informe final, consiste especificar las limitaciones y detalles operacionales de la aeronave debido a flutter. Son fundamentales las recomendaciones, ya que pueden determinar que son necesarias ciertas modificaciones para poder operar de forma segura, o que es necesario restringir determinada operación de la aeronave, o que cumple los requerimientos en todo el rango.

### Documentación de referencia

[10-151] AD-A257-262, "*Structures Flight Test Handbook*", Capítulo 6, Captain William J. Norton, Noviembre 1990.

[10-152] AGARD-AG-160, Flight Test Instrumentation Series Volume 9 – "*Aeroelastic Flight Test Techniques and Instrumentation*", AGARD, Marzo 1979

[10-153] "*Flight Testing of fixed wing Aircraft*", Capítulo 35, Ralph Kimberlin, 2003



## 10.16 HANDLING QUALITIES

V

Esta sección presenta los tipos de ensayos, su propósito, procedimientos e instrumentación requeridos para definir las *Handling Qualities* o "Cualidades de Manejo" de una aeronave. En general los ensayos de Handling Qualities se realizan para definir las **características de estabilidad y control** de la aeronave, definir cómo responde la misma a las entradas de comando, y definir técnicas para mantener condiciones seguras de vuelo en toda la envolvente operacional.

Los términos *Handling Qualities* y *Flying Qualities* o "Cualidades de Vuelo", a menudo se utilizan como sinónimos y suelen dar lugar a confusiones, por lo que debe realizarse una clara distinción entre ellos. *Flying Qualities* se refiere a una serie de atributos, determinados por las características de estabilidad y control de la aeronave. *Handling Qualities* se refiere a las cualidades de vuelo observadas o percibidas por el piloto al maniobrar la aeronave y su adecuación al perfil de misión. Las *Handling Qualities* no solo dependen de las *Flying Qualities*, sino también de los controles de vuelo primarios.

Los ensayos de *Handling Qualities*, agrupan el estudio de sistemas dinámicos complejos, sus capacidades y la aceptación personal de los responsables de comandar estos sistemas. Por naturaleza, los requerimientos de *Handling Qualities* son subjetivos ya que describen como desearía el piloto que se comportara la aeronave cuando realiza una misión. Los requerimientos subjetivos, por lo general, se enuncian en términos cualitativos. Con el paso del tiempo, los requerimientos de *Flying Qualities* evolucionaron hacia una serie de criterios objetivos de estabilidad y control, los cuales pueden utilizarse como guía en el proceso de diseño y pueden ser medidos directamente en vuelo. La base para determinar estos criterios objetivos de *Flying Qualities*, han sido experimentos y experiencias de vuelo; mediante la correlación de clasificaciones cualitativas para las *Handling Qualities* con valores cuantitativos como método de definir el criterio.

Para evaluar dichos requerimientos subjetivos, uno de los métodos más utilizados es la escala de calificación de Cooper-Harper. Ésta es un conjunto de criterios utilizados por los pilotos e ingenieros de pruebas en vuelo, para evaluar las *Handling Qualities* de los aviones durante los ensayos. La escala oscila entre 1 y 10, 1 indicando las mejores características de manejo y 10 las peores. Los criterios son evaluativos y por lo tanto la escala se considera subjetiva.

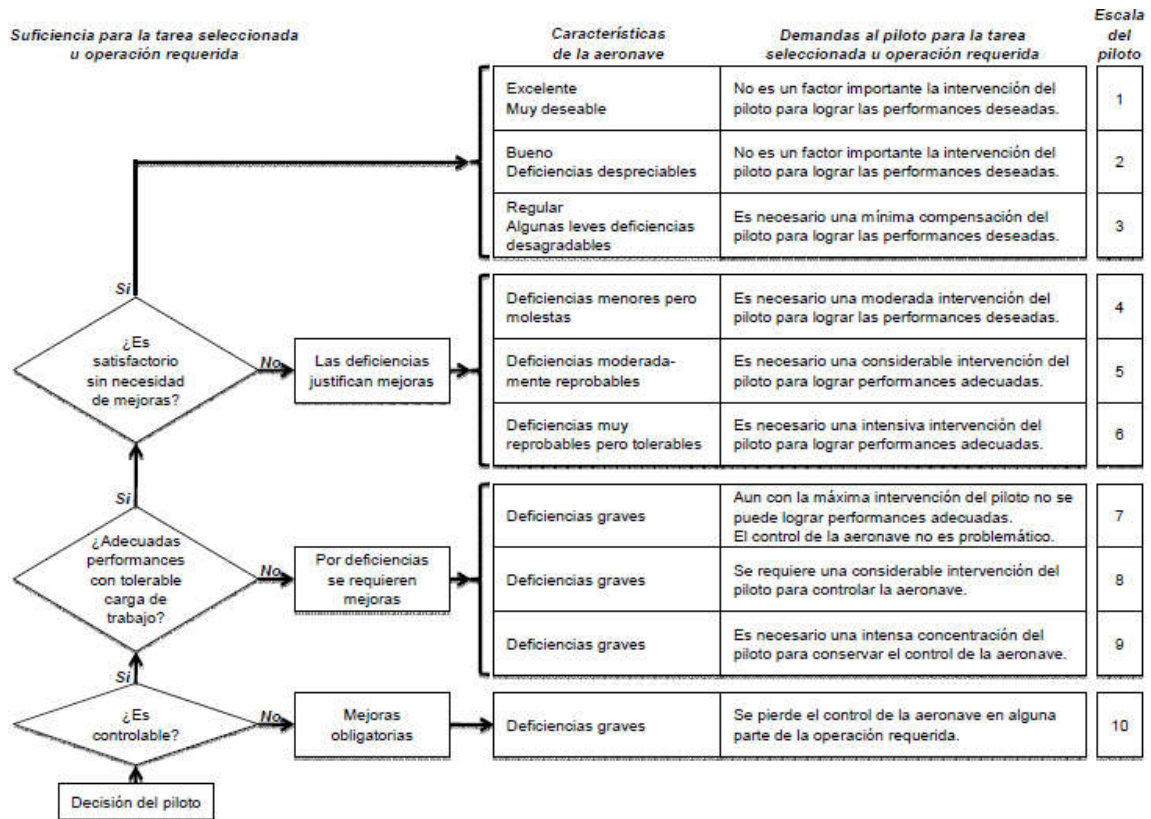


Figura 77: Escala de Cooper-Harper (1986).

**NOTA:** Ciertos aspectos que se evalúan durante estos ensayos, tales como fuerzas en los mandos, sensaciones del piloto frente a maniobras, etc.; no pueden ser evaluados tal como se presentan en el documento *“Introduction to Flight Test Engineering”*, Ref. [1-2]. Lo anterior es porque, evidentemente el piloto no se encuentra *dentro* de la aeronave, por lo que no *siente* en su cuerpo el comportamiento de la misma, y se limita observarlo a través de las cámaras desde la estación terrena. Se desprende de lo anterior que, la estación terrena, los puestos de pilotos, y los esfuerzos sobre sus comandos de control, deberían estar acondicionados de forma artificial para transmitir ciertas reacciones que experimenta la aeronave.

Las evaluaciones aquí descritas aplicarían, aunque con ciertas consideraciones dependiendo del equipamiento de control de la estación. Esto merece un estudio aparte que excede el alcance de este trabajo.

### Objetivo

El propósito de los ensayos, va desde verificar modificaciones realizadas a una aeronave existente, como por ejemplo, adición / remoción de radomo, cambio de relación de comandos y adición de bahías; hasta el desarrollo de un nuevo modelo de aeronave. El alcance de los ensayos puede ir desde recolectar la opinión de los pilotos respecto al desempeño frente a ciertas tareas, en una aeronave sin instrumentar; hasta instrumentar intensivamente una aeronave, de tal manera que permita recolectar gran



cantidad de información durante el ensayo para actualizar las características de vuelo y mejorar los modelos de estabilidad y control con estos datos.

Los objetivos generales de los ensayos de Flying Qualities se resumen en:

- Determinar si la aeronave resulta segura a través de la envolvente
- Evaluar si las Handling Qualities de la aeronave, son adecuados para el tipo de misión que se le asigna.
- Determinar si la aeronave cumple con ciertas especificaciones
- Proveer información para el manual de operación de la aeronave.
- Adquirir datos para modificar y actualizar modelos de estabilidad y control de la aeronave.
- Identificar características que resulten favorables / contraproducentes para tener en cuenta en futuros diseños.

### Descripción de los ensayos

Los requerimientos de ensayos en vuelo para Handling Qualities y Flying Qualities incluyen evaluaciones de estabilidad estática y estabilidad dinámica, control de potencia, fuerzas en el mando y deflexiones de superficies, maniobrabilidad, etc.

Los principales ensayos están comprendidos, pero no limitados a los siguientes casos:

- *1.1 Estabilidad y Control*
- *1.2 Cualidades de Manejo*
- *1.3 Comportamiento a altos ángulos de ataque*
- *1.4 Obtención de Parámetros de interés*

#### *1.1 Estabilidad y Control*

Se trata de ensayos del tipo *open-loop*, en el sentido de que el piloto genera entradas de control, con el fin de obtener una determinada respuesta de la aeronave; pero no realiza posteriormente ninguna acción de corrección (*closed-loop* o lazo cerrado). Existen varias categorías para ensayos de estabilidad y control (por ejemplo, estabilidad estática, maniobrabilidad, características modales, respuesta dinámica, etc.) de acuerdo a las especificaciones. Generalmente se separan sobre los ejes longitudinal y lateral-direccional.

Los ensayos típicos *open-loop* considerados en los programas de ensayo son los siguientes:

### 1.1.1 Estabilidad Estática Longitudinal

Evalúan la tendencia de la aeronave a retornar a su condición de trimado, luego de perturbada su condición inicial. Se realiza verificando deflexiones de comando y fuerza necesaria para deflektarlos.

#### Método Estabilizado

Un método de ensayo en vuelo que permite obtener la estabilidad estática longitudinal timón fijo, consiste en volar en una serie de velocidades estabilizadas por arriba y por debajo de la velocidad de equilibrio (trim) y medir los parámetros de control apropiados.

Se basa en el uso del control longitudinal para variar la velocidad manteniendo constante la posición de la palanca de potencia y trim.

Una vez que las condiciones de equilibrio son establecidas y grabadas, se utiliza únicamente el control longitudinal para variar la velocidad por arriba o por debajo de los puntos de velocidad predeterminados. La altitud obviamente no es constante, pero debería ser mantenida dentro de una banda específica, normalmente no mayor a  $\pm 1000$  pies desde la condición de trim.

En los requerimientos MIL, la variación de velocidad alrededor de la velocidad de equilibrio debería ser cubierto en un rango de  $\pm 15\%$  o 50 KEAS, la que sea menor.

Una buena técnica consiste en ensayar al menos tres puntos (si es más mejor) de velocidades igualmente espaciadas por arriba y por debajo de la velocidad de trim.

Este procedimiento es usado para determinar el ciclo de histéresis debido al rozamiento en los mandos (será analizado en el próximo capítulo).

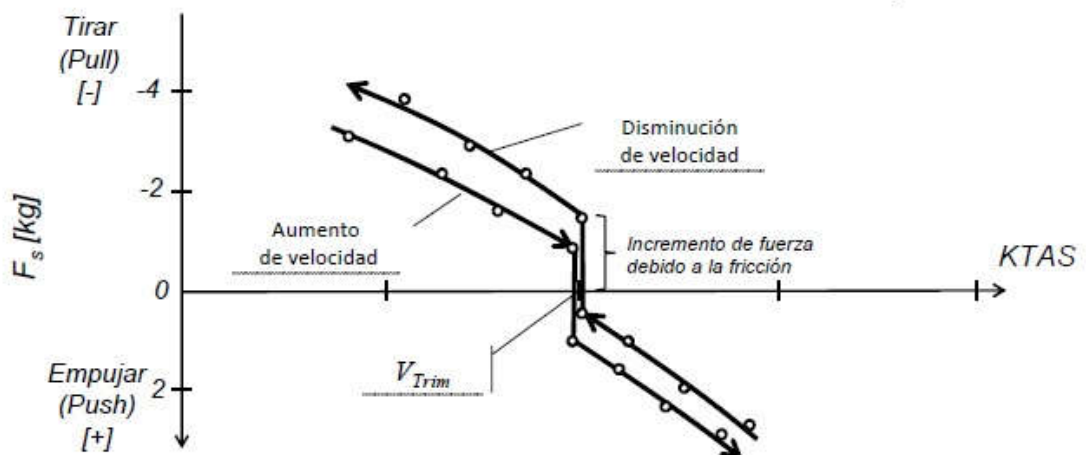


Figura 78: Puntos a evaluar alrededor de la velocidad de trim.

### 1.1.2 Flight Path Stability

Una aeronave muestra estabilidad positiva de trayectoria si un incremento en la velocidad por elevador, disminuye el ángulo de trayectoria y viceversa. La estabilidad de trayectoria depende de la relación entre la velocidad y la curva de empuje requerido.

Estos ensayos se realizan para determinar si la aeronave opera en la región de "segundo régimen", en configuración de despegue o de aproximación. Es decir, se requiere un incremento en la potencia para mantener la altitud a medida que la velocidad disminuye.

Para ampliar sobre dicho ensayo consulte *Ref. [10-161]*.

### 1.1.3 Maniobrabilidad

Miden la capacidad de control en presencia de factor de carga, partiendo de una condición de trimado a una velocidad constante. Se miden ángulos de elevador y el gradiente de fuerza del mando por aceleración normal durante maniobras tales como **Symmetric pull-ups** (restablecimiento), **push-overs** y **wind-up turns** o (virajes en espiral).

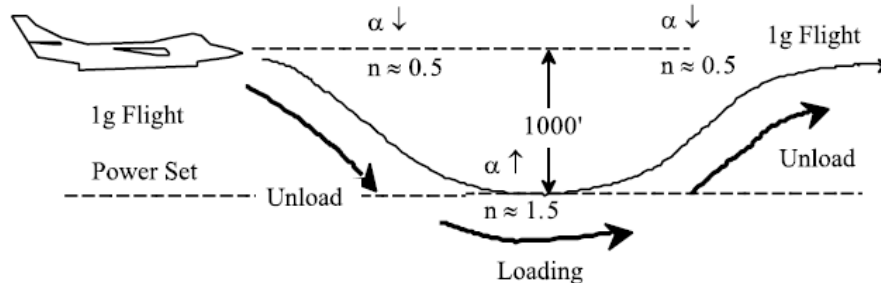


Figura 79: Maniobra de Pull-Up o Push-Over.

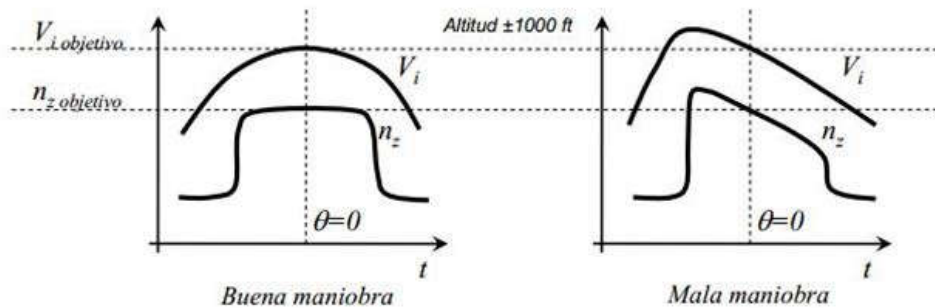


Figura 80: Parámetros de maniobra de restablecimiento simétrico.



#### 1.1.4 Controlabilidad

Los ensayos de control longitudinal miden los desplazamientos de las superficies de control (ángulos) y las fuerzas que se aplican para cierto tipo de maniobras como despegue, aterrizaje, planeo, picadas y vuelo con deslizamiento.

Los ensayos de control lateral se realizan para medir posiciones laterales y direccionales y las fuerzas aplicadas para lograr o corregir estas condiciones de vuelo.

Se miden durante estas maniobras, parámetros como posición de rudder, alerones, fuerza lateral en mando o pedales y ángulo de guiñada y rolido. Se requiere usualmente una respuesta lineal a las entradas, buena sensación del piloto a las entradas y límites claros a las fuerzas que debe aplicar el piloto. La información obtenida de estos ensayos se utiliza para determinar las capacidades de operación en despegue y aterrizaje con ráfagas laterales.

#### 1.1.5 Estabilidad Dinámica Longitudinal

Estos ensayos se utilizan para medir las características oscilatorias de los dos principales modos de la aeronave, **fugoide** y **corto periodo**.

La **fugoide** es una variación de velocidad de largo periodo a un ángulo de ataque casi constante. La principal característica de interés al estudiar la fugoide resulta el amortiguamiento. El **corto periodo** es más importante ya que su periodo puede ser del orden de tiempo de reacción del piloto. Las características de interés son la frecuencia y el amortiguamiento. El modo se excita mediante entradas abruptas de elevador partiendo desde una condición de trimado.

#### 1.1.6 Potencia de Control Longitudinal

Se miden los desplazamientos de comando y la fuerza requerida para maniobras específicas incluyendo despegue, aterrizaje, picada y vuelo con deslizamiento.

#### 1.1.7 Estabilidad Estática Lateral-Direccional

Los ensayos estáticos laterales direccionales se realizan para medir las posiciones de comandos laterales y direccionales, las fuerzas aplicadas a ellos y los ángulos durante las maniobras. Los parámetros a medir incluyen posiciones de rudder, alerones y ángulos de rolido y guiñada durante maniobra. Los requerimientos generalmente plantean linealidad de respuesta, buena sensación de respuesta a la entrada así como límites de sensibilidad y fuerza en el mando. Los resultados de estos ensayos se utilizan para establecer la capacidad de aterrizaje de la aeronave con viento cruzado.



Existe fuerte acoplamiento entre el movimiento direccional y el lateral. Por lo tanto, los ensayos estudian ambas características en conjunto. Dichos ensayos, se dividen en dos grupos:

1. Métodos de ensayos para determinar los principales coeficientes de estabilidad
  - Deslizamiento Rectilíneo Estacionario
  - Variación Suave del Deslizamiento
  
2. Métodos de ensayos para determinar la efectividad del control
  - Deslizamiento Rectilíneo Estacionario para diferentes localizaciones de CG
  - Momento de Guiñada producido por un paracaídas en el Ala
  - Mediciones con Pesos Localizados a lo Largo de la Envergadura

Para la descripción de dichos ensayos y entender el enfoque teórico de la Estabilidad Lateral-Direccional, puede consultarse la siguiente bibliografía:

- *"Flight Testing of Fixed-Wing Aircraft"*, Kimberlin, Ralph D.
- *"Apunte teórico de clases, Mecánica del Vuelo II"*, Scarpin Gustavo.

#### 1.1.8 Estabilidad Dinámica Lateral-Direccional

Los ensayos dinámicos laterales direccionales evalúan los tres principales modos de oscilación lateral de una aeronave. El principal modo de interés es el Dutch Roll, que es un movimiento acoplado de rolido y guiñada. Los parámetros a evaluar son frecuencia y amortiguamiento en respuesta a una entrada rápida de rudder o alerones. El segundo modo, el modo de rolido, se caracteriza por un único grado de libertad e indica con qué rapidez una aeronave puede alcanzar una cierta velocidad de rolido estacionaria. En este modo se evalúa la respuesta a una rápida entrada de alerones, sin participación del rudder. El tercer modo es el llamado espiral divergente el cual indica la tendencia de una aeronave para diverger en rolido cuando se perturba desde el equilibrio. Estos ensayos miden con qué rapidez la aeronave puede cambiar su ángulo de rolido.

#### *Parámetros de Ensayo*

Parámetros de medición Primarios para **eje longitudinal**:

- Fuerza de Control Longitudinal
- Posición del mando
- Factor de Carga normal
- Ángulo de Actitud



- Velocidad Angular de Cabeceo

#### Parámetros de medición Secundarios

- Posición de las superficies de control
- Posición de los dispositivos compensadores

#### Parámetros de medición Primarios para **ejes lateral-direccional**:

- Fuerza y Posición del Control Lateral
- Fuerza y Posición del Control de Guiñada
- Velocidad Angular de Rolido
- Ángulo de Rolido
- Velocidad Angular de Guiñada
- Aceleración Lateral
- Ángulo de Deslizamiento
- Posición de las superficies de control lateral
- Posición de las superficies de control de guiñada
- Posición de los dispositivos compensadores

#### *Maniobras de Ensayo de Estabilidad y Control*

Las maniobras se realizan desde una condición de trimado con velocidad, altitud, potencia y factor de carga constante. Dentro de las maniobras usuales de estabilidad y control podemos enumerar:

##### *Doblete de elevador*

Se realiza mediante una aplicación simétrica de elevador. La intención es generar una perturbación simétrica alrededor del ángulo de ataque de equilibrio. Esto permite evaluar las características longitudinales de fugoíde y corto periodo.

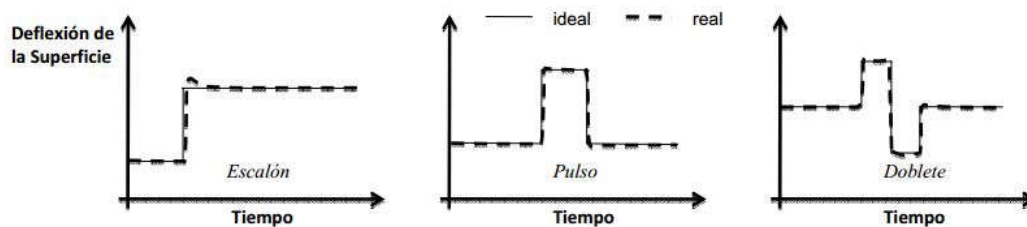


Figura 81: Tipos de entradas de control longitudinal.

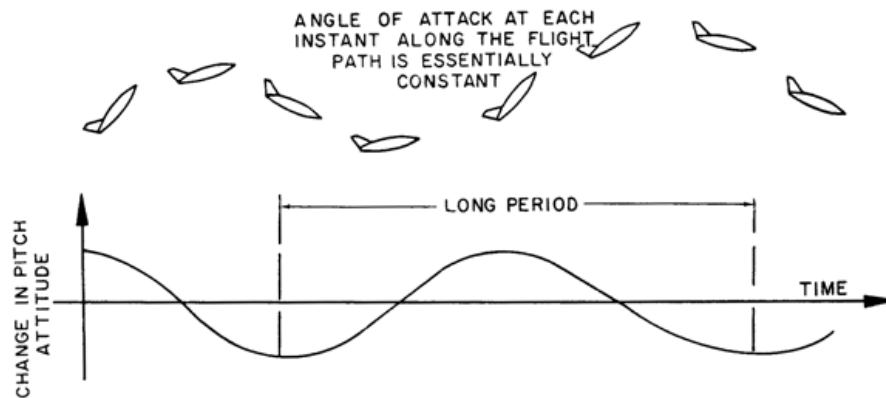


Figura 82: Esquema del Modo Fugoide.

### Aceleración / Desaceleración mediante control longitudinal

También llamado ensayo de Estabilidad Estática Longitudinal Timón Libre o ensayo de Estabilidad de Velocidad. Desde una condición de trimado, la aeronave se acelera en forma suave empujando (hacia adelante) el control longitudinal y permitiendo que se pierda altitud. La aeronave se acelera hasta una velocidad levemente por encima de la velocidad de trimado y luego se retorna a la condición anterior realizando la maniobra inversa, esto es tirando (hacia atrás) el comando longitudinal.

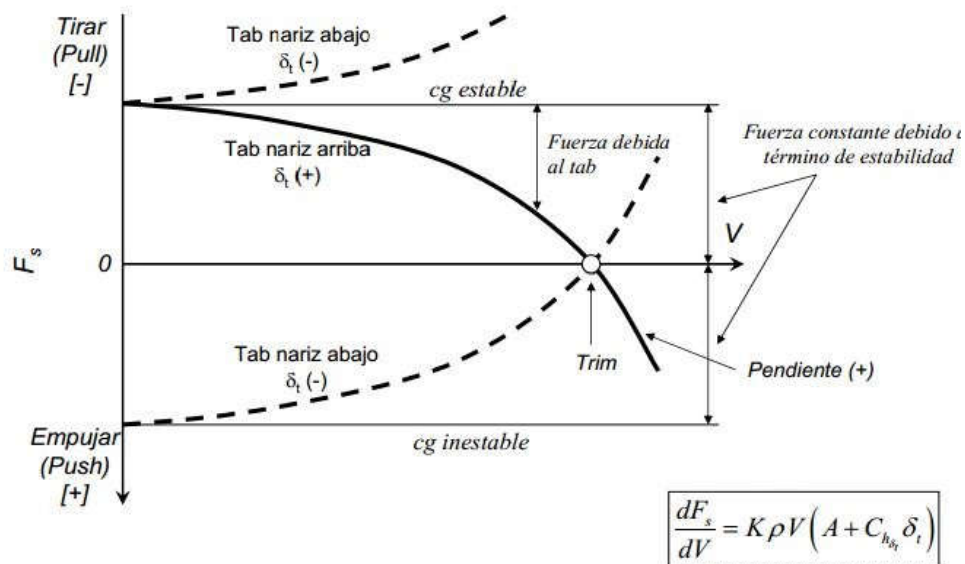


Figura 83: Gradiente de fuerza en el mando y velocidad de trimado.

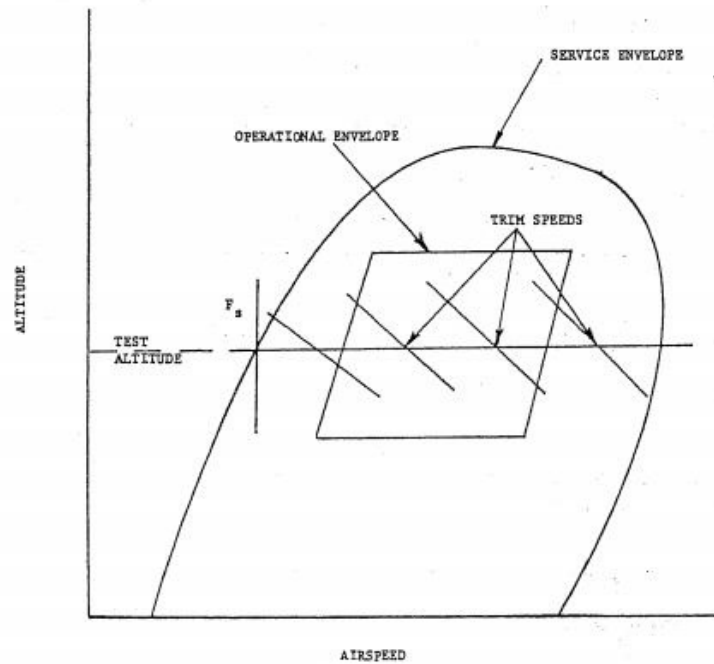


Figura 84: Análisis de la fuerza en el mando a lo largo de la envolvente.

### Viraje en Espiral

La maniobra se realiza manteniendo un ángulo de rolido mientras se desciende con velocidad y potencia fijas. Este ensayo se realiza incrementando levemente el factor de carga hasta llegar a un valor objetivo. El incremento de factor de carga debe variarse suavemente entre 0.1 y 0.5 g/s.



Figura 85: Esquema de ensayo Wind-Up Turn.

### *Deslizamiento rectilíneo estacionario*

Consiste en aplicar Timón de dirección (rudder) y alerones en sentido contrario estabilizando la aeronave y manteniendo el rumbo con ángulo de deslizamiento. El ángulo de deslizamiento se incrementa en forma suave hasta un máximo. El máximo ángulo de deslizamiento a lograr, está limitado por la potencia de rudder y potencia de alerones.

### *Dobletes de rudder / alerones*

Los dobletes de rudder o elevador se realizan para excitar el fenómeno oscilatorio lateral denominado Dutch Roll. Este fenómeno se excita mediante una entrada de rudder izquierda/derecha o mediante una entrada de alerones arriba / abajo, permitiéndose a la aeronave libertad de respuesta luego de la entrada de comando.

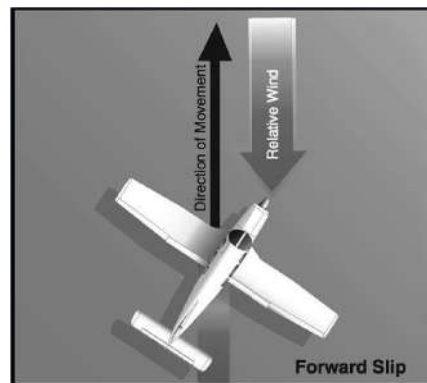


Figura 87: Vuelo con deslizamiento estacionario.

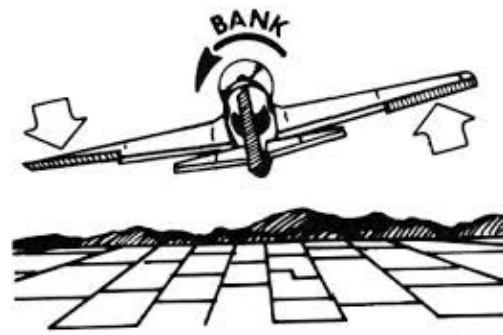


Figura 86: Maniobra de Rolido.

### *Bank to bank Roll*

Se realiza estabilizando la aeronave en un cierto ángulo de rolido, usualmente  $30^\circ$ ,  $45^\circ$  o  $60^\circ$  para luego rolar hasta el mismo ángulo en sentido opuesto, mediante el uso de alerones.

Las maniobras explicadas anteriormente resultan las más comunes durante los ensayos de control y estabilidad. Otras maniobras que pueden encontrarse durante una campaña de ensayos comprenden

- Restablecimiento simétrico (*Symetric Pull-Up Method*)
- Rolido de  $360^\circ$
- *Bank Angle Upset*

Para profundizar sobre las maniobras utilizadas en Ensayos de Estabilidad y Control, consulte las referencias [10-167], [10-168], [10-169], y [10-1691].



## 1.2 Cualidades de Manejo

Los ensayos de handling qualities, son evaluaciones de las tareas repetitivas que realiza el piloto, aplicadas al control de la aeronave; y buscan determinar si mediante estas tareas de control, se podrá realizar adecuadamente la misión. Por ejemplo, en una aeronave caza, se deberán realizar ensayos de *tracking* para evaluar la habilidad del sistema piloto- aeronave para apuntar y utilizar su armamento contra su objetivo. Los tipos de tareas a evaluarse, requieren algún tipo de control preciso, y los resultados se presentan en términos de niveles de rendimiento para el cumplimiento de cada tarea y comentarios del piloto. Información cualitativa, en forma de comentario de los pilotos resulta ser una fuente de información muy valiosa, respecto de las Cualidades de Manejo. En caso de que durante los ensayos el piloto visualizara deficiencias y problemas que no se evidencien en la instrumentación de vuelo, tales como condiciones ambientales o falla de configuración de algún sistema, los aportes subjetivos y cualitativos serán de gran utilidad. Es importante que los comentarios del piloto se registren inmediatamente luego del vuelo, mientras los fenómenos están frescos en la memoria. Se debe aclarar que al final, el último criterio de aceptabilidad de un ensayo, resulta ser la evaluación subjetiva realizada durante el vuelo.

Para profundizar sobre maniobras y procedimientos de handling qualities pueden consultarse los siguientes documentos:

- Apéndice A, MIL-STD-1797A, véase *Ref. [10-162]*.
- Aircraft Maneuvers for the Evaluation of Flying Qualities and Agility, Vol II, Maneuver Descriptions and Selection. Guide, véase *Ref. [10-1692]*.

Algunos ensayos comunes incluyen seguimiento de objetivos en modalidad aire-aire como aire-tierra, reabastecimiento aéreo, vuelo en formación, así como despegues y aterrizajes de precisión. En los párrafos siguientes explicara cada uno de ellos.

### 1.2.1. Seguimiento o Tracking

Los ensayos de seguimiento aire-aire, evalúan la capacidad de apuntar y “trackear” un objetivo. El desempeño en estos ensayos se define por el tiempo necesario para fijar el objetivo, las correcciones de comando a realizar y el radio dentro del cual se mantiene “apuntado” el objetivo. En el caso de seguimiento aire- tierra, el ensayo es similar, excepto que la aeronave vuela con una cierta velocidad, en una senda de planeo especificada hacia el objetivo en tierra.

Existe una técnica de ensayo para esta cualidad de vuelo –aplicable casi exclusivamente a aeronaves militares de alta performance –, denominada *Handling Qualities During Tracking (HQDT)*. Esta técnica se utiliza para evaluar el seguimiento de objetivos en maniobras bruscas, y evaluar deficiencias y tendencias del piloto al realizarlas. Resulta también particularmente útil para investigar el potencial de *PIO (Pilot Induced Oscillations)*.



Para ampliar sobre dicha técnica, se recomienda consultar la siguiente norma:

- MIL-STD-1797A, "*Flying Qualities of Piloted Vehicles*"

### 1.2.2. *Reabastecimiento en vuelo*

Los ensayos de reabastecimiento en vuelo, consisten en el seguimiento del boom de conexión, desde una posición de pre contacto con la aeronave reabastecedora. Durante el ensayo se debe mantener centrado y apuntado dentro de un cierto radio el conector, por un cierto tiempo preestablecido. Adicionalmente se cuenta con ensayos de conexión y desconexión de la aeronave restablecedora, donde lo que se busca es poder conectarse y desconectarse en un cierto tiempo.



Figura 88: Reestablecimiento en vuelo del UCAV X-47B.

### 1.2.3. *Vuelo en Formación*

Consisten en mantener una posición específica respecto a otra aeronave de la formación en forma precisa. Se pone énfasis en controlar la trayectoria de vuelo. Es dificultoso medir distancias relativas entre las aeronaves durante la maniobra; por eso este ensayo no presenta datos cuantitativos como a otros ensayos de precisión de vuelo, tales como despegues o aterrizajes.

### 1.2.4. *Aterrizaje*

Se realizan aterrizajes de precisión desde un *offset approach* Requieren aterrizar la aeronave en una posición específica de pista. El *offset approach* requiere que el piloto realice maniobras agresivas para corregir la trayectoria de vuelo de manera tardía, durante la aproximación. Los objetivos incluyen el control de la trayectoria y de la velocidad dentro de los límites y el aterrizaje en la zona definida.

Debido a la baja altura de este ensayo, no debería realizarse hasta etapas avanzadas de los ensayos de Handling Qualities, o hasta tener certeza de la inexistencia de comportamientos de manejo que generen situaciones indeseables y peligrosas.



Otras variantes de los ensayos de aterrizaje incluyen el aterrizaje con viento cruzado, y aterrizaje por instrumentos con sistema ILS (Instrumental Landing System).

#### 1.2.5. Despegue

Se debe rotar en forma agresiva hasta alcanzar una determinada actitud. El objetivo es evaluar la habilidad de alcanzar una actitud en término de lo sobrepasos que se generen dentro de determinados límites.

#### 1.3 Comportamiento a altos ángulos de ataque

Los ensayos de comportamiento a altos ángulos de ataque (HAOA) son una categoría de ensayos de flying qualities que se realizan fuera del rango usual de operación de la aeronave, aunque en el caso de aeronaves militares puede ser un régimen de interés. El fin de estos ensayos es determinar los fenómenos previos a la pérdida, características de pérdida, y en algunas aeronaves, el comportamiento post-pérdida y posterior recuperación de la misma. Debido al potencial de pérdida de control, y la considerable dificultad en revertirlo, este tipo de ensayos se encuentran entre los más peligrosos que se llevan a cabo en una campaña de ensayos. Se debe planificar y preparar estos ensayos, utilizando análisis, simulaciones y un enfoque por etapas, para minimizar los riesgos.

El siguiente documento contiene los requerimientos que deben cumplimentar las aeronaves militares en lo concerniente a vuelo con elevado ángulo de ataque:

- MIL-F-83691B, *Flight Test Demonstration Requirements for Departure Resistance and Post-Departure Characteristics of Piloted Airplanes*

En el ámbito civil, las siguientes circulares proveen una guía para ensayar los fenómenos de pérdida y tirabuzón (spin) para certificación bajo normativa FAR.

- AC23-08, *Normal, Utility and Acrobatic Category Airplanes*
- AC25-07C, *Flight Test Guide for Certification of Transport Category Airplanes*

El documento MIL-F-83691B propone una secuencia de ensayo que consta de cuatro etapas, desde las etapas más suaves de pérdida y recuperación, hacia intentos deliberados de generar pérdida en espiral. Las etapas se organizan de tal forma de que haya mayor probabilidad de detener la pérdida de control de la aeronave en las etapas iniciales.

- **Fase A:** Implica ensayos de pérdida a 1 g y baja velocidad de vuelo. Luego se progresa y se realizan ensayos de pérdida con aceleración. En todos los casos la recuperación se inicia a la primera indicación de pérdida o problemas de control.
- **Fase B:** Se realizan las mismas maniobras que en la fase A, de menor a mayor complejidad pero con la salvedad que una vez detectados indicios de pérdida, se



aplican incorrectamente los comandos, de manera de agravar la situación por un breve momento. A continuación se busca recuperar la aeronave de la pérdida.

- Fase C: Las maniobras de la etapa C, son similares a la etapa anterior, con la salvedad que al detectarse el inicio de pérdida, se mantiene la mala aplicación de comandos por un tiempo de hasta 3 segundos, para evaluar los efectos de demorar la recuperación

Si no se presentaron situaciones de pérdida de control en las etapas anteriores, donde resultase muy dificultoso retomar a la condición inicial o se pusiese en riesgo la aeronave, se podrá proseguir a la fase D de ensayo.

- Fase D: En esta última etapa de ensayo, se induce a la aeronave a perder el control. Entre las maniobras que se llevan a cabo en esta etapa, se presentan Tirabuzón, *Deepstall* y algunas variantes de movimiento sin control posterior a la pérdida (inducidos por el piloto).

Cabe aclarar que no todas las aeronaves deberán ensayarse cumpliendo con estas cuatro etapas. Típicamente, las aeronaves de transporte, solo se ensayan llevando a cabo la fase A.

#### 1.4 Obtención de Parámetros de interés

Las aeronaves modernas se apoyan extensivamente en modelos, análisis y simulaciones para evaluar aspectos del diseño y en algunos casos verificar cualidades de vuelo. Los modelos matemáticos para estos análisis incluyen áreas tales como: aerodinámica, sistemas de control, e inicialmente están basados en estimaciones teóricas, estimaciones empíricas, datos de túnel de viento y datos de diseño, que son revisados y actualizados a medida que se avanza en la ejecución de los ensayos en tierra y posteriormente en vuelo. Gran parte de la validación de los sistemas de control de la aeronave, pueden llevarse a cabo en tierra, mediante ensayos en tierra, pero ciertos análisis de datos aerodinámicos, solo pueden realizarse en vuelo. Una de las principales técnicas para extraer datos aerodinámicos referidos a la estabilidad y control resulta ser la identificación de parámetros en vuelo.

Los parámetros de interés para estos ensayos incluyen posiciones de comandos y actuadores, velocidades angulares de comandos, aceleraciones lineales, ángulos de Euler, datos de aire, ángulo de ataque y de deslizamiento, etc. Estos parámetros se utilizan para otros ensayos de cualidades de vuelo, pero en este caso, la instrumentación a utilizar debe ser de gran precisión ya que lo obtenido, luego de correcciones pasará a formar parte del modelo matemático del vehículo.

Las entradas de comando deben excitar los principales modos, los cuales son dependientes de los parámetros a estimar. Para ello se realizan maniobras de pequeñas perturbaciones. La aeronave se fija en una determinada condición de vuelo y luego es perturbada utilizando entradas abruptas tales como dobletes, los cuales excitan los modos oscilatorios predominantes. Se utiliza un doblete de elevador para excitar la respuesta de corto periodo, mientras que un doblete de rudder seguido de un doblete de alerón son utilizados para excitar la respuesta de Dutch Roll. Es posible que al determinar las entradas para cada ensayo, sea necesario un proceso de prueba y error para obtener mejores resultados.





## Consideraciones

### *Especificaciones*

La fuente para muchos requerimientos, son las especificaciones de Flying Qualities, dadas para el caso militar y civil por las siguientes normas:

- MIL-STD-1797A
- FAR 23
- FAR 25

La principal diferencia entre especificaciones civiles y militares es que las primeras están orientadas a una operación segura, y no cuentan con gran detalle respecto a requerimientos cuantitativos, mientras que las especificaciones militares, se orientan hacia la performance y capacidad de cumplir con la misión, y son por esta razón mucho más detallistas.

### *Aeronave de ensayos*

Es deseable que la aeronave de ensayos represente lo más cercanamente posible en términos de configuración externa, peso, inercia, posición del centro de gravedad, etc. a la aeronave de producción o modelo de serie. En muchos casos, los datos de ensayo, se pueden ajustar y estandarizar para pequeñas variaciones de peso, inercia, o posición de centro de gravedad. Si las variaciones de estos parámetros son significativas, entonces deben realizarse nuevos ensayos.

Las cargas externas, tales como armamento o tanques auxiliares de combustible, pueden afectar las cualidades de vuelo de la aeronave en forma significativa, por esto cada configuración debe probarse de manera individual.

## Documentación de referencia

[10-161] ISBN 1-56347-564-2., "*Flight Testing of Fixed-Wing Aircraft*", Kimberlin, Ralph D., University of Tennessee. (2003).

[10-162] MIL-STD-1797A, "Flying Qualities of Piloted Vehicles", January, 1990.

[12-163] "*Apunte teórico de clases, Mecánica del Vuelo I*", Scarpin Gustavo, Febrero 2012.

[12-164] "*Apunte teórico de clases, Mecánica del Vuelo II*", Scarpin Gustavo, Agosto 2013.

[10-165] Cooper, G., and Harper, R., NASA TN D-5153, "The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities", April, 1969.

[10-166] AFFTC-TIH-9101, "Configuration for Improved Flying Qualities Testing", July, 1991.



---

[10-167] USNTPS-FTM-103, "Fixed Wing Stability and Control, Theory and Flight Techniques", 1 November 1981.

[15-168] FAA Advisory Circular 23-8, "Flight Test Guide for Certification of Normal, Utility and Acrobatic Category Airplanes", 20 October 1987.

[10-169] FTC-TIH-79-2, US Air Force Test Pilot School, "Flying Qualities Handbook, Flying Qualities Theory and Flight Test Techniq

[10-1691] FAA Advisory Circular 25-7, "Flight Test Guide for Certification of Transport Category Airplanes", 9 April 1986.

[10-1692] Wilson, D.J., "Aircraft Maneuvers for the Evaluation of Flying Qualities and Agility, Vol II: Maneuver Descriptions and Selection Guide", WL-TR-93-3082, August 1993

[15-1693] MIL-F-83691B (USAF), Military Specification, "Flight Test Demonstration Requirements for Departure Resistance and Post-Departure Characteristics of Piloted Airplanes", 1 March 1991.

[10-1694] Federal Aviation Regulations, Part 23, "Airworthiness Standards: Normal, Utility, and Acrobatic Category Airplanes".

[15-1695] Federal Aviation Regulations, Part 25, "Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes".



## 10.17 AIRCRAFT EXTERNAL NOISE

C

Las aeronaves producen sonidos de intensidad considerable debido a su operación, esto genera un problema de contaminación auditiva de importancia en las adyacencias de las terminales aéreas. Para controlar este problema se han establecido leyes y regulaciones muy estrictas, las cuales deben ser cumplimentadas por los fabricantes y los operadores de transporte aéreo. Esto da lugar a dos cosas, por una parte fabricantes de aeronaves que buscan generar productos cada vez más silenciosos y por otra, los operadores que prestan gran atención a una operación que no exceda los límites de ruido establecidos por norma.

### Objetivo

Los ensayos tienen como objetivo determinar el nivel de ruido de la aeronave, para lograr la certificación de acuerdo a su categoría. Los niveles de ruido, disposición de los puntos de censado así como otros detalles se especifican según el documento OACI ANEXO 16 Volumen 1, el cual se trata de una convención concerniente al tema.

A fin de evaluar el nivel de ruido de la aeronave, se deben realizar pasadas y simulaciones de aterrizaje y despegue a una cierta altura sobre uno o más micrófonos ubicados sobre la línea de vuelo o a los costados de la misma, dependiendo del tipo, peso y sistema propulsivo del vehículo en cuestión. Según el tipo de aeronave, se deben cumplir con los detalles especificados en los siguientes capítulos durante la certificación:

- Capítulo 3: Aeronaves a reacción y Aeronaves de elevado peso a hélice (>9000kg)
- Capítulo 6: Aeronaves livianas a hélice. (<9000 kg, aeronaves anteriores a 1988)
- Capítulo 10: Aeronaves livianas a hélice. (<9000 kg)
- Capítulo 8: Helicópteros

Los micrófonos medirán el nivel de ruido generado, y luego de varias pasadas se realiza un promedio aritmético para finalmente determinar el nivel de ruido.

### Descripción de los ensayos

Para el caso de la aeronave UAV Vigía 2A, se hará referencia al procedimiento detallado en el capítulo 10 del documento OACI ANEXO 16, por tratarse de una aeronave liviana propulsada a hélice (<9000kg).

Los requerimientos de certificación son los siguientes:

Masa permisible	570 kg
Intensidad permisible	70 dB
Cantidad de puntos de medición	1
Ubicación	En línea de trayectoria de despegue
Potencia	Máxima Potencia de despegue
Repeticiones	Mínimo 6 veces

Tabla 9: Detalles de Ensayo

El ensayo debe realizarse con la aeronave en configuración de máximo peso de despegue. Una vez iniciado el carreteo y posterior despegue, en caso de contar con tren retráctil, debe retraerse mismo y continuar ascendiendo a la máxima velocidad de ascenso. El punto de medición donde se encontrará ubicado el micrófono que censará la intensidad de ruido, corresponde aproximadamente al punto donde la aeronave logra alcanzar la altura de obstáculo de 15 mt, o una distancia de 2500 mt desde el inicio de carrera. El punto de medición debe encontrarse dentro de +/- 10° de desvío lateral respecto del eje de pista y dentro de +/- 20° de desvío respecto de la trayectoria de ascenso. Este procedimiento de despegue y subsiguiente medición debe repetirse en seis oportunidades.

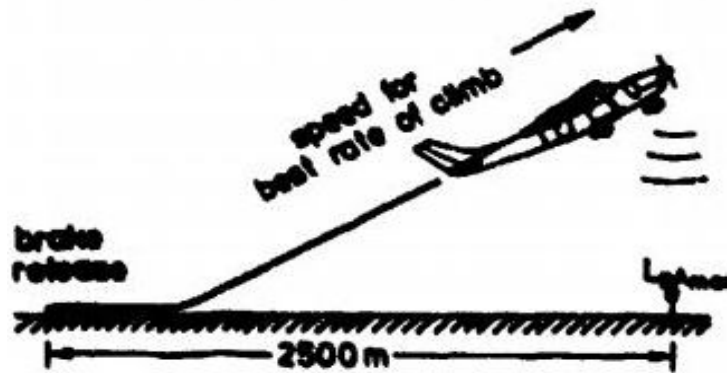


Figura 89: Senda de ascenso y ubicación de micrófono.

Se debe hacer mención especial a las condiciones atmosféricas necesarias para poder llevar a cabo el ensayo, y puntualmente bajo qué condiciones será necesario realizar correcciones a los datos obtenidos. Las condiciones a cumplir para realizar el ensayo sin la necesidad de correcciones, para pequeñas aeronaves propulsadas a hélice son:

- Presión a nivel del mar de 1013.28 Hpa
- Temperatura de entre 38°C y 2°C
- Humedad relativa ambiente, entre 30% y 95%
- Viento frontal menor a 19km/h y viento lateral menor a 9km/h (promedio de 30 s), medido a una altura del suelo de 1,2m
- Ausencia de precipitaciones

A continuación se presenta una gráfica de zonas de Temperatura-Humedad, donde se cumplen las condiciones de no corrección de datos presentadas anteriormente.

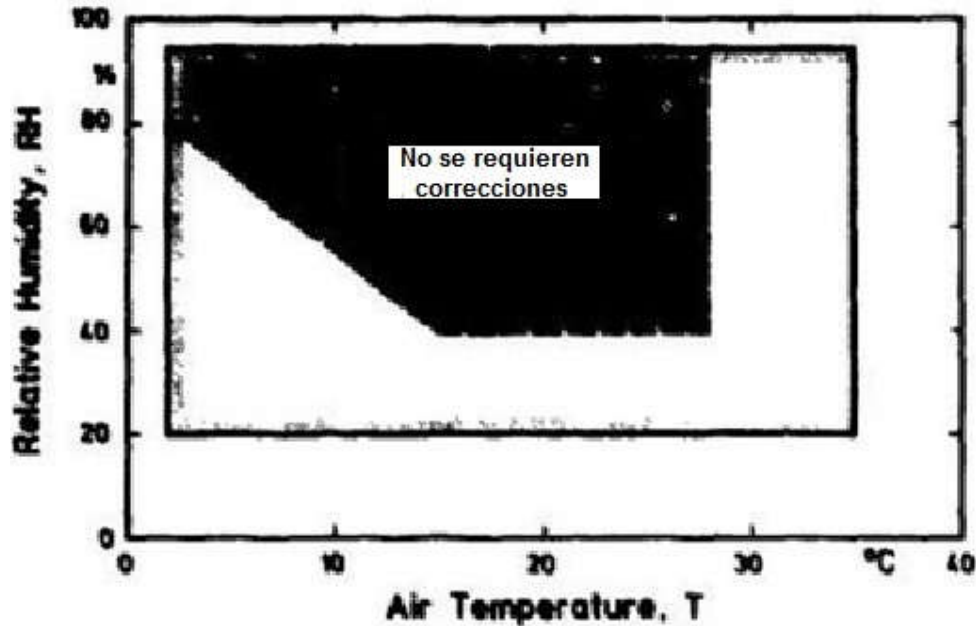


Figura 90: Zonas que necesitan corrección de datos sonoros.

Por fuera de la zona óptima (región oscura), será necesario corregir los valores de sonido censado por factores de absorción atmosférica, altura de micrófono, ondas de Mach de puntera de hélice y el efecto de la presión atmosférica en el ruido generado por el motor. Para un proceso detallado sobre el cálculo de correcciones, véase *Ref. [10-171]*.

#### Resultado de los ensayos

Luego de repetir el procedimiento al menos 6 veces, y realizar el promedio aritmético de las intensidades de sonido y tomar en cuenta las correcciones necesarias se llega al valor de intensidad sonora, el cual en caso satisfactorio debería estar por debajo del límite fijado por OACI ANEXO 16, para la categoría de avión que se trate. En caso de resultar un valor de intensidad sonora por encima del límite permitido, la aeronave no estará en condiciones de certificar el nivel de ruido y se deberán tomar medidas correctivas.

#### Documentación de referencia

[10-171] AD-A237 358, AGARDograph 300, Volume 9, "Aircraft Exterior Noise Measurement and Analysis Techniques".

[16-172] ICAO ANNEX 16, VOLUME 1 (1988 EDITION)

[16-173] Noise certification Workshop, "Session 2: Aircraft Noise Certification", Jan Böttcher, Luftfahrt Bundesamt, Braunschweig, Germany, October 2014.



## 10.18 ENSAYOS EN AMBIENTES EXTREMOS

C

Un programa de ensayos de *All-Weather* consiste en ensayos climáticos en ambientes controlados y ensayos de clima adverso en vuelo. Los ensayos climáticos controlados se realizan bajo condiciones artificialmente controladas, y en lugares específicos para tal fin. Los ensayos de clima adverso se llevan a cabo en condiciones naturales extremas que resultan perjudiciales para el sistema en evaluación, de acuerdo a las limitaciones especificadas en el manual de vuelo.

El testeo de componentes o sistemas individuales no se realiza, ya que se considera parte del trabajo a realizar por quien originalmente fabrique y certifique los mismos. Con esto se busca lograr un enfoque global del sistema y su funcionamiento bajo condiciones adversas.

### Objetivo

El objetivo general de la campaña de *All-Weather* es determinar en qué medida una aeronave, incluyendo su equipamiento de apoyo, personal de mantenimiento y tripulación puede cumplir la misión de diseño en condiciones climáticas adversas.

Entre los objetivos específicos se incluyen la evaluación de los efectos de condiciones ambientales particulares, preparación de herramientas correctivas (cambios en el diseño o procedimientos para resolver problemas), evaluar el impacto en la eficacia, seguridad y finalmente lo referido a costos de operación y mantenimiento.

### Descripción de los ensayos

Se realizan dos tipos de ensayos, ensayos climáticos en tierra, bajo condiciones simuladas, y ensayos en vuelo, en ambientes adversos bajo las condiciones reales de interés. Los ensayos climáticos en tierra se realizan en instalaciones denominadas laboratorios climáticos, las cuales están preparadas para tal fin y deben satisfacer condiciones específicas.

#### *Ensayo en Laboratorio Climático*

El laboratorio consiste en un gran hangar donde la aeronave completa se ensaya con o sin los motores encendidos. Los hangares de ensayos cuentan con sistemas de enfriamiento y sistemas de calefacción, que permiten variar la temperatura de operación de  $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$  a  $+60\text{ }^{\circ}\text{C}$ , la humedad ambiente y generar condiciones de hielo, nieve o lluvia que se simulan mediante rociadores instalados en el hangar. A continuación se presenta el rango climático usual de operación una cámara de ensayo climático:

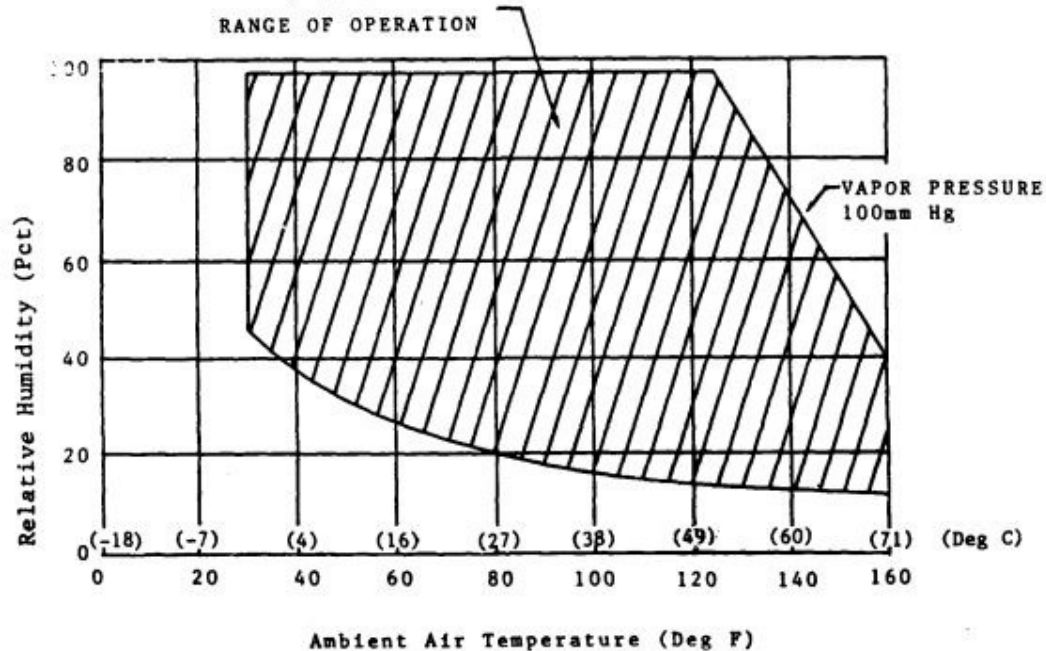


Figura 91: Rango de operacion usual de cámara de ensayos climaticos.

Dentro de los ensayos a realizarse en el laboratorio climático, a continuación se presentan los ensayos de formación de hielo y los ensayos de lluvia.

- Ensayo de formación de hielo

Durante este ensayo se simulan las condiciones de formación de hielo sobre diversas partes de la aeronave, donde las condiciones se crean mediante un sistema de rociadores. El agua se rocía a través de una boquilla, generando una estela en forma de cono. Estos rociadores permiten someter a una sola parte del ala o la estructura al efecto de rociado y congelamiento. El agua que se utiliza cuenta con colorante, lo que facilita la visibilidad del hielo.

Con este ensayo, se busca evaluar qué efectos produce la presencia de hielo sobre las superficies de la aeronave, tales como tomas de aire, bordes de ataque, comandos, etc. Adicionalmente durante este ensayo se verifica el funcionamiento del sistema anti-hielo.

- Ensayo de lluvia

El procedimiento de ensayo es similar al caso de ensayos de formación de hielo, con la salvedad de que la temperatura ambiente y el área de rociado difieren.

Los ensayos de formación de lluvia se realizan para relevar el correcto funcionamiento del sistema limpiaparabrisas (de existir), determinar los efectos erosivos de la lluvia sobre carenados y radomos, posibles filtraciones hacia bahías y compartimentos internos y finalmente corroborar los parámetros de motor en un entorno con excesiva presencia de agua.



### *Ensayos en Climas Extremos*

Los ensayos en Clima Extremo, son ensayos realizados en condiciones de operación marginales. Consisten en la realización de vuelos programados bajo ciertas condiciones atmosféricas particulares, tales como excesivo calor, excesivo frío, vuelo en tormentas y clima tropical. Resulta imperioso tener presente que este conjunto de ensayos posee cierta complejidad y peligrosidad, debido a que pueden aparecer imprevistos o fallas de sistemas y componentes sin previo aviso debido a las exigencias ambientales.

Los ensayos en clima extremo deben realizarse seleccionando perfiles de misión que involucren la mayor cantidad de sistemas de la aeronave. Los mismos ensayos que se realizan en el laboratorio climático deberían realizarse bajo condiciones extremas reales y utilizando los mismos sistemas, e instrumentación. Esto va a facilitar la comparación de resultados entre el ensayo de laboratorio y el ensayo en vuelo.

A modo ilustrativo, se pueden considerar las siguientes zonas de Argentina, que presentan climas extremos para la realización de estos ensayos. Esto quedará sujeto a criterio de decisión del ingeniero de ensayos en vuelo.

- Zona de Chamental, La Rioja; o Villa Mercedes, San Luis, para climas secos.
- Provincias del Nor-Este argentino, para clima tropical.
- Litoral y Zona Pampeana, para clima tormentoso.
- Zona de Comodoro Rivadavia, para condiciones de alta velocidad de viento.
- Zona Patagónica y Sur de Argentina, para clima frío

### Consideraciones

Los ensayos en laboratorio y bajo atmosfera controlada siempre se realizarán con anterioridad a los ensayos en vuelo, debido a que permitirán ir modificando y solucionando situaciones que se pudieran durante los ensayos.

### Resultado de los ensayos

El producto final de los ensayos climáticos resulta casi siempre en la modificación del diseño de ciertos elementos que no operan satisfactoriamente en estas condiciones. O de ser imposible su modificación, la generación de procedimientos de operación que definan limitaciones bien definidas. Algunos elementos que suelen poseer este tipo de limitaciones son APUs, arrancadores, sistemas de admisión, etc.

Los resultados de estos ensayos, serán parte del proceso de certificación de los requerimientos operativos de la aeronave bajo climas adversos.

### Documentación de referencia

[10-181] AD-A201-710, "*Flight testing under extreme climatic conditions*", Clendon L, Hendrickson, Septiembre 1988.

[10-182] ADA 076058, "*Phase V (All Weather) testing of T-29A Aircraft*", Oakley W. Baron, Abril 1952.



## 10.19 SECCIÓN TRANSVERSAL DE RADAR

C

La Sección Transversal de Radar o *Radar Cross Section (RCS)* de un objetivo, es el área proyectada de una esfera metálica; perfectamente conductora y generadora de un gran campo eléctrico, que dispersa la misma potencia y en la misma dirección que la del objetivo. Los ecos de la mayoría de los objetivos varían considerablemente con la relación el ángulo de aspecto y frecuencia, pero el eco de una gran esfera, cambia muy poco. Aunque no es un concepto riguroso, utilizando una esfera se entiende la idea de esta representación. La pregunta entonces es: ¿cuán "esférica" puede ser la forma de la onda incidente y sin embargo ser una aproximación razonablemente buena de una onda de avión?

La medición de la RCS es, por lo tanto, una cuestión de electromagnetismo.

### Objetivo

El propósito de estos ensayos de RCS es recoger datos de dispersión reflejados por el blanco y captado por el radar. Esta información es muy importante para determinar las características de cada diseño, establecer una base de datos de objetivos, condiciones de cada blanco y materiales absorbentes.

Los principios para predecir la RCS involucran cálculos complejos y extensos. Por lo tanto, siempre existe la necesidad de probar la teoría o verificar predicciones y estas acciones generalmente se realizan a través de ensayos de campo.

La evaluación resultante de estos ensayos, es útil en sistemas comerciales, en los que se busca mejorar la reflectividad de radar; mientras que en sistemas militares, lo que se busca es reducirla.

### Descripción de los ensayos

La distribución espacial de energía dispersada por un blanco, se caracteriza por una "*Cross Section*" o sección transversal, una propiedad de área ficticia de un objetivo.

Se deben caracterizar mediante ensayos, los patrones de dispersión del objetivo observado, a su vez, las distintas características de una aeronave como superficies, tomas de admisión, puntera de nariz y cargas externas, tienen patrones de dispersión particular. Todo esto se traduce en valores medios que son comparados con datos estadísticos que determinan la detección.

### *Ensayos de Interior*

Dependiendo del objetivo y de la naturaleza de la investigación, muchos ensayos se realizan en interior, en cámaras anecoicas.

Se utilizan sistemas de radares de onda continua y sistemas de modulación en frecuencia/ onda continua.



### Ensayos de Exterior

Los ensayos de campo lejano, corresponden a casos donde el objetivo se sitúa lejos de la instalación del radar, esto requiere contar con amplios campos de ensayos exteriores.

Se llevan a cabo también mediciones de RCS en aeronaves en "vuelo libre" con el fin de determinar las contribuciones de los componentes "dinámicos", como motores y superficies de control; para validar y/ o definir los problemas con las mediciones afectadas por el terreno; y para determinar la RCS en condiciones de combate.

En los campos de ensayo externos, se utilizan radares de pulsos.

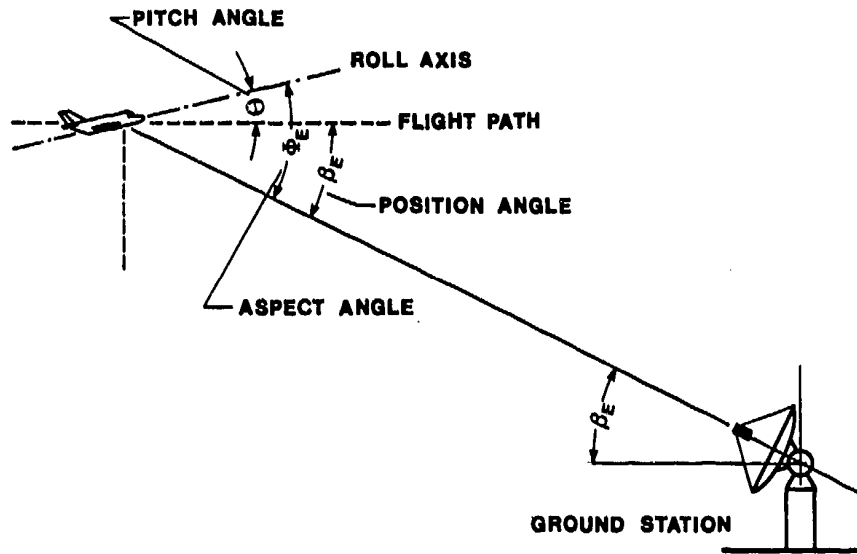


Figura 92: Determinación del ángulo de aspecto vertical.

### Consideraciones

#### Factores que afectan las mediciones

- Características del objetivo
- Efecto del plano terrestre
- Características de la antena radar
- Reflexiones y absorciones del terreno y climatología

### Instalaciones

Las instalaciones para las mediciones de RCS, tanto de exterior como de interior deben contar como mínimo con las siguientes 5 características:

- Instrumentación de radar, capaz de enviar y recibir señales de microondas
- Instrumentos para grabación de datos
- Rotor controlable para objetivo
- Ambiente de baja señal de fondo, incluidos soportes invisibles al radar
- Objetivo de ensayo



### *Ventajas y desventajas de las Instalaciones*

- Los campos de interior sufren limitaciones en cuanto a tamaño de objetivo a ser medido, mientras que los de exterior sufren efectos por las condiciones climáticas
- Los campos externos están expuestos a observación por satélite o avión, comprometiendo desarrollos clasificados
- Un problema común a ensayos internos y externos es la "invisibilidad" de la estructura soporte frente a la onda incidente de radar.

### Documentación de referencia

[10-191] AGARDograph 300, Volume 4, "*Determination of Antenna Patterns and Radar Reflection Characteristics of Aircraft*", Bothe, H. and McDonald, D., 1986.

[10-192] "*Radar Cross Section*", 2<sup>nd</sup> ed, Eugene F. Knott, John F. Schaeffer, Michael T. Tulley, 2004.

[10-193] "*Radar Handbook*" 2<sup>nd</sup> ed, Solknik, M., 1990.

## 10.20 PATRÓN DE RADIACIÓN DE ANTENAS

C

Las aeronaves modernas están equipadas con una variedad de dispositivos de comunicación, equipos de radio-navegación y sistemas de control de tráfico, entre otros. Todos estos dispositivos, deben contar con antenas capaces de transmitir y recibir señales, y es fundamental conocer las características de las mismas.

Una propiedad importante es la intensidad del campo electromagnético en cada punto del espacio alrededor de la antena, dado por una determinada potencia de salida. Ésta distribución espacial, se mide en una esfera alrededor de la antena. La información se representa generalmente como distribuciones a lo largo de circunferencias en secciones planas a través de dicha esfera. Cada una de ellas se denomina ARP o *Antenna Radiation Pattern*. Generalmente, se requieren varias ARP para describir el diagrama espacial completo de una antena. La forma de la ARP, para una frecuencia dada, se determina por la forma de la antena y la forma y el material de la superficie en la cual que está montada la misma.

### Objetivo

El objetivo de los ensayos de ARP es determinar si los enlaces de comunicaciones y radionavegación pueden establecerse en los ángulos de azimut y elevación requeridos por el avión en vuelo. Los siguientes parámetros juegan un papel en este proceso: la potencia de salida del transmisor; las pérdidas de los cables; la ganancia y ARP de la antena transmisora; atenuación en el espacio libre y la sensibilidad del receptor.

Además, para cada patrón de radiación, tiene que ser calculado un "nivel de potencia requerido mínimo" (LRP), con el fin de evaluar si la ARP es satisfactoria.

### Descripción de los ensayos

Para la determinación de la ARP, se realizan análisis mediante modelos matemáticos, mediciones en modelos de pequeña escala, y mediciones estáticas en modelos de tamaño completo o aeronave real en tierra. Aunque, el papel más importante en los ensayos de antenas de la aeronave, lo cumplen las mediciones dinámicas sobre la aeronave en vuelo.

Los patrones de radiación se representan usualmente en diagramas polares.

A continuación, se proporciona una introducción a los métodos y técnicas de vuelo para determinación de los patrones de antena.

### *Métodos Estáticos*

- Modelado Matemático

Las computadoras de alta velocidad modernas hacen posible el cálculo teórico de la ARP de antenas montadas en estructuras complejas. La ventaja principal de este método es que, una vez que la forma del vehículo se ha representado en la computadora, se puede evaluar fácilmente la influencia de las antenas en diferentes posiciones. Si se ha seleccionado la posición de una antena a partir de un análisis de computadora, el número de mediciones reales se puede reducir a



un mínimo. Las desventajas son que la forma del vehículo sólo puede ser modelada aproximadamente y que los parámetros de superficie, tales como la conductividad y la susceptibilidad, se conocen sólo aproximadamente. Por lo tanto, los resultados calculados pueden contener errores y sólo pueden ser considerados como patrones aproximados que deberán ser complementados con otros ensayos.

- Mediciones en modelos a escala

La antena a ensayar se reduce en tamaño a una relación de entre 1:5 y 1:50, dependiendo del tamaño de la aeronave original y las instalaciones de medición disponibles. El modelado se realiza generalmente en dos etapas. En primer lugar la propia antena es reducida, y se miden sus características de radiación y se comparan con las características de la antena original de tamaño completo. A continuación, el modelo de antena se integra en el modelo de la aeronave y se miden las ARP.

- Medición de la aeronave en tierra

Debe investigarse el efecto de las diferentes configuraciones de aeronave sobre los diagramas de radiación de la antena. Si todos estos patrones se midieran en vuelo, serían necesarias un gran número de horas y se encarecerían los ensayos. Para evitar esto, los ensayos estáticos de ARP se pueden ejecutar en el fuselaje real, en maquetas a escala real o en secciones de fuselaje montadas sobre estructuras en los campos de prueba de antenas al aire libre.

### *Métodos Dinámicos*

Durante las mediciones de ARP de aviones en vuelo, la antena bajo ensayos es parte de un enlace de radio aire-tierra. El avión debe realizar maniobras específicas frente a la antena de tierra y se registran los siguientes parámetros:

- Potencia transmitida y potencia recibida, tanto en el avión como en la estación terrena
- Posición del avión relativa a la estación de tierra
- Los ángulos de actitud de la aeronave

Las trayectorias de vuelo para estos ensayos deben ser elegidas cuidadosamente para asegurarse de que los demás parámetros de la ecuación de ganancia-pérdida se mantengan lo más constantes posible y puedan ser calculados con la máxima precisión.

La ventaja de este método es que la ganancia de la antena se mide en condiciones reales, evitando los errores por imperfecciones en el modelado. Además, el efecto de las partes móviles, tales como hélices, y superficies se tienen plenamente en cuenta. La desventaja de este método es el costo de las horas de vuelo requeridas; por esta razón, los ensayos en vuelo se realizan luego de una amplia campaña de ensayos estáticos.

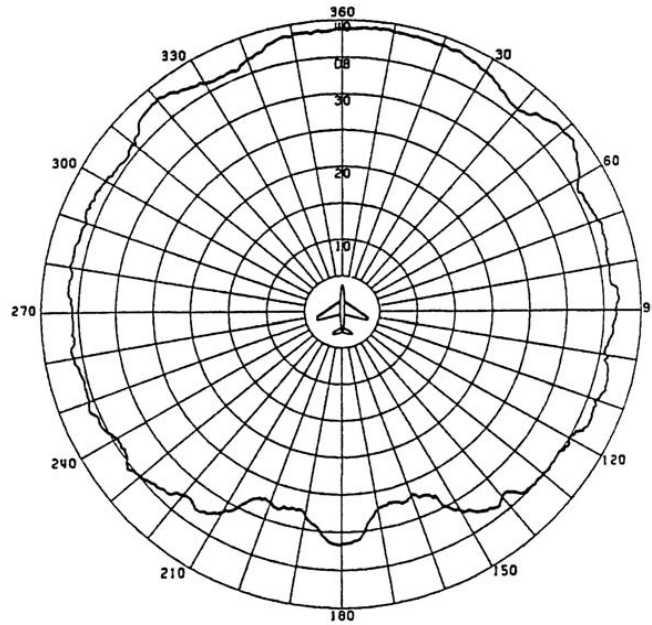


Figura 93: Patrón de radiación de antena VOR / LOC.

### Consideraciones

*Parámetros importantes para las mediciones:*

- Ángulos de Aspecto y Sistema de Coordenadas
- Posiciones de la aeronave y la estación terrena
- Actitud de la aeronave
- Curvatura Terrestre
- Distancia entre la aeronave y la estación
- Nivel de potencia recibida de la ARP

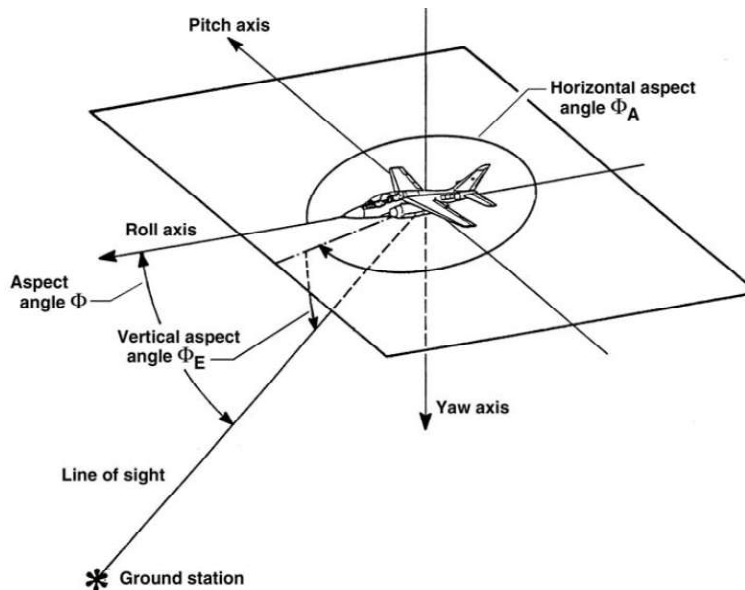


Figura 94: Ángulo de Aspecto y Sistema de Coordenadas.



### Trayectorias o Perfiles de Vuelo

Los perfiles de vuelo de los ensayos, son cuidadosamente seleccionados teniendo en cuenta el rango angular a cubrir; las perturbaciones y errores de *tracking*, condiciones climáticas y reflexiones de la señal en distintas superficies.

Las trayectorias de vuelo continuo permiten grabaciones completas de patrón de radiación y son muy eficientes con respecto a tiempos de vuelo requeridos y procesamiento de datos. Desafortunadamente, ciertas zonas angulares de la esfera no pueden ser cubiertas por las trayectorias de vuelo continuo; y pueden ser requeridos ensayos de trayectorias de vuelo discontinuos adicionales, por ejemplo trayectorias rectas con actitud y la altitud constantes.

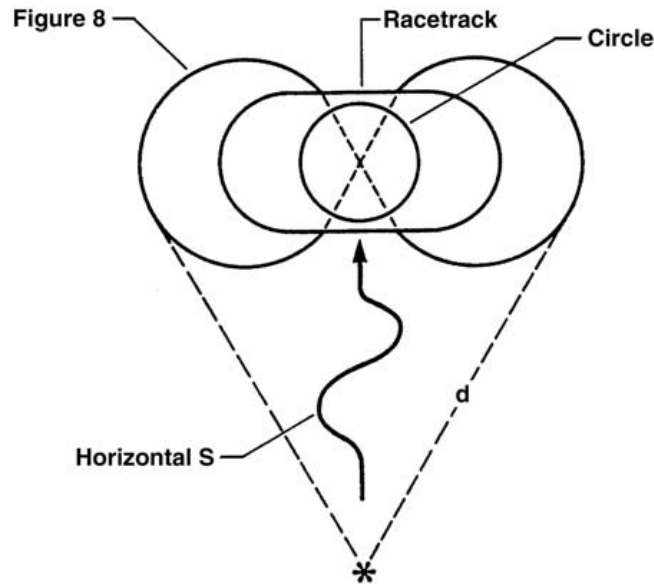


Figura 95: Trayectorias curvas para mediciones de ARP.

### Documentación de referencia

[10-201] AGARDograph 300, Volume 4, "Determination of Antenna Patterns and Radar Reflection Characteristics of Aircraft", Bothe, H. and McDonald, D., 1986.

[10-202] AGARD CP 139, "In-Flight Measurement of Aircraft Antenna Radiation Patterns", Bothe, H., 1973.

[10-203] "The Handbook of Antenna Design", Volume 2, Alan W. Rudge, 1984.



## 10.21 INTERFERENCIA ELECTROMAGNÉTICA

C

Podemos definir a la *Electromagnetic Interference (EMI)* como cualquier fenómeno de perturbación eléctrica y electrónica de señales o emisiones que causa respuestas indeseadas, inaceptables, fallas y degradación de la performance de un sistema.

La operación exitosa de cualquier aeronave depende del correcto intercambio de información por medios electrónicos (a través de cables) o a través de ondas electromagnéticas (radiada). Resulta inaceptable que la operación de un sistema se vea degradada debido a la interacción magnética entre otros sistemas o fuentes de EMI externas .

### Objetivo

El objetivo de los ensayos de EMI es asegurar la compatibilidad de los sistemas de a bordo, proveyendo información necesaria para predecir situaciones de interferencia durante el diseño, desarrollo e instalación de los sistemas. La información a obtener de los ensayos abarca lo siguiente:

- Análisis de Performance de equipamiento y sistemas en un entorno de operación con interferencia electromagnética
- Análisis del efecto que produce cada componente, sobre el entorno electromagnético del resto de los componentes y sistemas.

### Descripción de los ensayos

Los ensayos deberán seguir un procedimiento dado por los requerimientos MIL, en los cuales se presentan límites de intensidad de campo de emisión y recepción de ondas electromagnéticas. El procedimiento se realiza, primero a nivel de componentes y subsistemas, luego a nivel de sistemas, y finalmente a nivel de vehículo completo. Estos requerimientos pretenden asegurar que de no haber comportamientos extraños, el sistema cumplirá con valores de intensidad de campo que permiten un correcto funcionamiento de sus componentes. No obstante, de surgir acoplamientos o interferencia constructiva entre emisores de campo, deberá estudiarse el origen del fenómeno y realizar correcciones previamente al paso a la etapa de ensayo siguiente.

Para ordenar el procedimiento de ensayos de EMI, se dividirán las tareas a realizar en tres niveles:

#### *Nivel 1: Ensayo individual de Equipos y Subsistemas*

El nivel 1 lleva a cabo evaluaciones de componentes individuales y subsistemas, procedimientos típicos recomendados y especificaciones se encuentran en los siguientes documentos





<i>Documento de Referencia</i>	<i>Título</i>
MIL-STD-449	Radio frequency spectrum characteristics
MIL-STD-461	Electromagnetic Interference characteristics requirements for Equipment
MIL-STD-462	Measurement of Electromagnetic Interference Characteristics
MIL-STD-704	Electric Power Aircraft, Characteristics and Utilization

Tabla 11: Documentos para evaluaciones de equipos.

### *Nivel 2: Ensayo de Sistemas y Vehículo*

El Segundo nivel de ensayos, permite confirmar que los requerimientos de EMI se cumplen a nivel de sistemas de la aeronave y como vehículo.

Un procedimiento típico de ensayo de sistemas se presenta en el siguiente documento:

<i>Documento de Referencia</i>	<i>Título</i>
MIL-E-6051	Electromagnetic Compatibility Requirements Systems

Tabla 12: Procedimientos MIL referidos a interferencia.

Los ensayos de esta etapa involucran la operación de los sistemas en modos normales de operación. Durante el ensayo se debe tomar nota de cualquier malfuncionamiento o degradación del sistema debido a EMI.

A este nivel todos los sistemas de la aeronave deberían estar operativos y ser compatibles entre sí. No caben dudas de que aún pueden encontrarse problemas, ya que las variables son excesivas, pero por regla general, los problemas electromagnéticos deberían encontrarse dentro de los límites dados por los requerimientos MIL.

### *Nivel 3: Ensayo Ambiental y Operacional.*

En este nivel de ensayos, se ensaya el vehículo con todos sus sistemas en un entorno con presencia de EMI similar a las condiciones reales de operación.

Las etapas uno y dos deberían haber filtrado gran parte de la problemática de EMI. La importancia de esta etapa radica en verificar el efecto de la radiación electromagnética de origen externo aplicada sobre el vehículo de pruebas y los efectos que genera.

### Consideraciones

Es necesario aclarar en este apartado de donde provienen y cuáles son las fuentes más comunes de interferencia electromagnética. Las fuentes de EMI se separan en dos grupos de acuerdo al origen del magnetismo en Fuentes Externas y Fuente Internas de EMI.

➤ Fuentes Externas de Interferencia

Dentro de este grupo, las ondas se generan principalmente por:

*Presencia de Rayos*

Se trata de uno de los fenómenos naturales más exigentes que debe enfrentar la aeronave, debido a las potenciales fallas y problemas de funcionamiento que puede ocasionar. Si bien la estructura metálica del fuselaje provee un buen grado de protección, parte del campo magnético penetra a través de ventanas, zonas realizadas en material compuesto y materiales no metálicos e inducen voltajes en el cableado y sistemas de la aeronave, lo que causa altera su funcionamiento de forma parcial o permanente.

*Precipitación estática (P-static)*

Otro factor a considerar en las cercanías de tormentas, es la denominada precipitación estática. Si una aeronave se encuentra en vuelo a través de precipitación seca en forma de aguanieve, granizo o nieve, el impacto de estas partículas genera el fenómeno que se conoce como carga triboeléctrica; comúnmente conocido como precipitación estática o P-Estática. Este proceso genera interferencia (Estática) en las comunicaciones de la aeronave y en sistemas de ayuda a la navegación de baja frecuencia. La descarga de P-Estática en extremos en punta o afilados de la aeronave produce un brillo característico o corona, llamada “Fuego de San Telmo”.

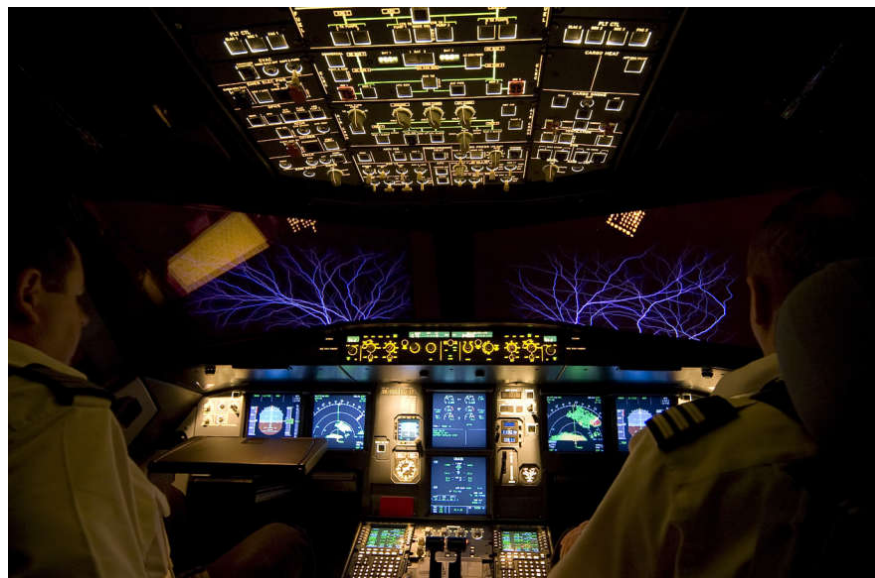


Figura 96: “Fuego de San Telmo” sobre el parabrisas de una aeronave comercial.

La precipitación estática, en forma general incluye todos los efectos atmosféricos que producen coronas externas o descargas intermitentes en la aeronave y en sus antenas.



### *Fuentes de Interferencia Extraterrestre*

Las Fuentes extraterrestres de interferencia electromagnética incluyen los llamados ruido cósmico, ruido solar y fuentes secundarias de ruido cósmico. Hasta hace poco tiempo, el denominado "ruido cósmico secundario" no era un problema para la operación de aeronaves. Sin embargo, un nuevo e interesante fenómeno llamado "single event upsets" (SEUs), observado inicialmente en transbordadores espaciales, merece mucha atención ya que experiencias recientes han mostrado sus efectos indeseables en dispositivos que poseen circuitos integrados. El fenómeno se ha observado a grandes altitudes (mayores a 29000 ft) debido a la escasa protección de la capa atmosférica y se produce por el impacto de partículas energizadas sobre componentes electrónicos.

Los efectos de las fallas generadas por estos impactos van desde errores lógicos sin consecuencias a fallas permanentes en circuitos de diversos tipos. Por tratarse de un fenómeno nuevo, el mismo se encuentra en estudio.

### *Fuentes de Interferencia Externas producidas por el hombre*

La interferencia proveniente de equipos y maquinas externas se incluye en esta categoría. Las emisiones pueden provenir de fuentes extraterrestres (Satélites, Transbordadores, etc.) o de fuentes terrestres (Antenas, Transmisores, radiobalizas). Estas fuentes pueden dividirse en dos grupos, aquellos destinados a comunicaciones y aquellos destinados a aplicaciones industriales/ comerciales.

Los radares son la principal fuente de ondas electromagnéticas de este grupo, ya que se encuentran presentes en aplicaciones de tráfico aéreo, vigilancia, control climático, defensa, etc.

#### ➤ Fuentes Internas de Interferencia

Este grupo involucra las fuentes internas (a bordo) de ondas electromagnéticas, que pudieran conducir o radiar energía de este tipo... Ejemplos de este tipo de componentes son cables, alambres, conectores, motores, relays y transistores.

### *Instalaciones de ensayo utilizadas*

Respecto de las instalaciones y lugares necesarios para llevar a cabo las etapas de ensayo, se pueden dividir en tres grupos:

- Recintos blindados de RF

Este tipo de recintos o espacios cerrados, ha estado en uso desde hace muchos años y su utilidad radica en que es lo más adecuado cuando se necesitan realizar mediciones donde se requiere un ambiente con muy baja intensidad electromagnética. Su principal ventaja es que provee asilamiento desde y hacia el entorno. Casi la totalidad de los ensayos de componentes se realizan en este tipo de instalaciones.



Figura 97: Recintos blindados de RF.

- Cámaras anicónicas de RF

El diseño de cámaras anicónicas está lejos de ser una ciencia exacta, y está basada en la experiencia del personal responsable de estos ensayos. Una cámara anicónica de RF debiera poseer una zona tranquila de suficiente volumen para instalar la aeronave y su equipamiento de antenas. La apariencia de la cámara anecóica de radio frecuencia es similar a otras cámaras utilizadas para ensayos acústicos, sin embargo, las paredes están cubiertas con materiales absorbentes de radiación (RAM) en lugar de materiales absorbentes de sonido.

Los ensayos pueden realizarse en objetos en escala real, o en modelos a escala donde se ajustan los parámetros de onda como por ejemplo longitud de onda al tamaño del modelo a utilizar. Este tipo de instalaciones permiten realizar ensayos con diversas fuentes de ondas electromagnéticas tales como radiofrecuencia, Wi-Fi, Bluetooth, LTE, MIMO, RFID y GPS.



Figura 98: Bomba guiada y F-16 "Falcon" en cámaras anecóicas.



- Áreas abiertas

Se trata de áreas ideales para verificar las emisiones de ondas y realizar testeos de calidad de señales y respuestas. Este sitio debería estar en un área abierta, relativamente plana y a una distancia considerable de edificaciones, líneas de alta tensión, cableado subterráneo, tuberías o cualquier construcción que pudiera alterar el flujo electromagnético. Adicionalmente, el sitio debería tener un bajo nivel de radiación electromagnética ambiente, para permitir realizar los ensayos correctamente y con la menor interferencia del entorno.

#### Documentación de referencia

[10-211] RTCA/DO-160C, “*Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment*” – Radio Technical Commission for Aeronautics, December 1989.

[10-212] MIL-E-6051 rev D, “*Electromagnetic Compability Requirements*”, April 1997

[10-213] Paper 28, AGARD No.470, “*Aircraft Testing in the Electromagnetic Enviroment*”.

[10.214] RTO-AGARD-300, “*Introduction to flight Test Engineering*”, Capítulo 27, F. Stoliker, July 2005.

[10-215] MIL-STD-449 REV D, “*Radio frequency spectrum characteristics*”, ,May 1975.

[10-216] MIL-STD-461 REV G, “*Requirements for the control of electromagnetic interference characteristics of subsystems and equipment*” ,December 2015.

[10-217] MIL-STD-704 REV F, “*Electric Power Aircraft, Characteristics and Utilization*”, October 2013.

[10-218] MIL-HDBK-217 REV F, “*Reliability Prediction of Electronic Equipment*”, February 1995.

[10-219] WIKIPEDIA, Single Event Upset : [https://en.wikipedia.org/wiki/Single\\_event\\_upset](https://en.wikipedia.org/wiki/Single_event_upset)



## 10.22 FACTORES HUMANOS Y ERGONOMÍA

C

Este capítulo presenta información que puede utilizarse como una guía para llevar a cabo un análisis de factores humanos / ergonomía durante el plan de ensayos de un nuevo vehículo o una mejora de un vehículo existente.

Un análisis de factores humanos cubre todos los aspectos de las interacciones hombre-máquina que se presenten en la operación de la aeronave. Entre estos factores se analiza la adecuabilidad de la aeronave y su equipamiento, para ser operados por la tripulación y personal de soporte, de manera que le permitan llevar a cabo satisfactoriamente la misión para la que fue diseñada.

NOTA: La particularidad de las aeronaves UAV no permite evaluar los aspectos relacionados a Factores Humanos y Ergonomía tal como se presentan en el documento "*Introduction to Flight Test Engineering*", Ref. [1-2]. El lector debe interpretar la aplicabilidad en cada tipo de ensayo y su adaptación correspondiente, esto es debido a la ausencia de tripulación embarcada. A modo de ejemplo, las evaluaciones de ruido sobre la tripulación deberían obviarse; no así las evaluaciones de carga de trabajo o ergonomía, que pueden adaptarse para su realización en la estación terrena.

Desde el punto de vista de la tripulación u operador de la aeronave, un estudio profundo de factores humanos debería incluir:

- Tableros y mandos de control
- Displays: simbología, colores e iluminación, tamaños, advertencias
- Dispositivos de comunicación
- Geometría de compartimentos, alcance y campo visual
- Configuración de compartimentos: equipamiento de protección, sistemas de generación y distribución de oxígeno, configuración de asientos, condiciones climáticas de cabina, ruido y vibración
- Ingresos y salidas: normal y de emergencias
- Carga de trabajo y performance de tripulación, incluyendo mediciones de parámetros fisiológicos y psicológicos durante el desarrollo de la misión

Se desprende de esto, que el estudio de factores humanos es un aspecto fundamental del diseño de cualquier aeronave y resulta importante durante la campaña de ensayos en vuelo.

### Objetivo

Se cuenta con tres objetivos para los ensayos de factores humanos, que se encuentran relacionados entre sí. El primero es determinar si los criterios y requerimientos de ingeniería humana fueron incorporados en el diseño adecuadamente. De tal manera que



se proporcione un entorno benigno y amigable que les permita a los usuarios operar de manera segura y eficiente, de acuerdo a los procedimientos recomendados. Esto sería por ejemplo, evaluar si se cumple con requisitos tales como cantidad de pasajeros, cantidad de personal de mantenimiento necesario, tripulación necesaria para operar el vehículo en forma segura.

El segundo objetivo es determinar si el sistema permite una operación adecuada e identificar cualquier diseño indeseable o procedimientos que afecten la operación. Una vez analizado lo anterior se debería poder sugerir cambios o mejoras para corregir estas situaciones contraproducentes.

Un tercer objetivo es identificar áreas o condiciones de operación y mantenimiento que sean propensas a generar errores humanos y proveer recomendaciones para evitar estas situaciones.

### Descripción de los ensayos

Las técnicas de ensayo se componen de verificaciones subjetivas realizadas por la tripulación y personal de apoyo en tierra. Se realizan verificaciones y validaciones a lo largo de la fase de diseño, comenzando con el uso de prototipos y maquetas, extendiéndose a través de simulaciones parciales y completas y verificaciones en tierra y en vuelo en condiciones representativas. El resultado de ensayo se apoya en grabaciones de audio o video, lo que permite revisar y discutir los escenarios bajo los cuales se producen las observaciones realizadas por el personal.

Existen los siguientes métodos y herramientas subjetivas de clasificación de la carga de trabajo para su uso en ensayos en vuelo:

- NASA Task Load Index (TLX)
- Subjective Workload Assessment Technique (SWAT)
- USAF School of Aerospace Medicine Rating Scale
- Subjective Workload Dominance Technique (SWORD)

Por otra parte existen métodos cuantitativos para verificar la carga de trabajo, que utilizan distintas métricas, tales como electrocardiogramas, variación de pulso cardíaco, electro oculograma y electroencefalogramas.

Resulta muy importante analizar durante los ensayos, el efecto de la exposición prolongada a ruido sobre la tripulación. El ruido es generado por fenómenos aerodinámicos, operación de sistemas, compresores, bombas, APU, motores, y puede generar efectos que alteren la performance y desempeño de la tripulación, por ello suelen realizarse mediciones sonoras dentro de la aeronave para determinar el nivel del mismo. Para mayor información sobre la exposición sonora y los niveles aceptables en vuelos de larga duración, se pueden consultar los siguientes documentos:

- MILSTD 88060B, *General Specification for Sound Pressure Levels in Aircraft*
- Air Force Regulation (AFR) 161-35

Respecto al efecto de luminosidad en cabina y sus efectos sobre la tripulación, se recomienda realizar ensayos durante amanecer, atardecer y noche, y verificar en cada caso, situaciones adversas o molestas para la correcta operación. Se puede consultar el siguiente documento:

- MIL-L-18276, *Lighting, Aircraft Interior, Installation of*

### NASA Task Load Index

Hart and Staveland's NASA Task Load Index (TLX) method assesses work load on five 7-point scales. Increments of high, medium and low estimates for each point result in 21 gradations on the scales.

Name	Task	Date

Mental Demand	How mentally demanding was the task?	Performance	How successful were you in accomplishing what you were asked to do?
Very Low		Perfect	Failure
Physical Demand	How physically demanding was the task?	Effort	How hard did you have to work to accomplish your level of performance?
Very Low		Very Low	Very High
Temporal Demand	How hurried or rushed was the pace of the task?	Frustration	How insecure, discouraged, irritated, stressed, and annoyed were you?
Very Low		Very Low	Very High

Figura 99: Cuestionario perteneciente al NASA Task Load Index.

### Consideraciones

Se consolidará y analizará información recolectada mediante cuestionarios, entrevistas, grabaciones de a bordo, y reportes de vuelo. Generalmente el análisis de esta información consiste en comparar o verificar cada ítem de una lista exhaustiva de componentes, la cual incluye sus características de performance, contra valores esperados o preestablecidos por los lineamientos y especificaciones de diseño.

El ingeniero de ensayos de factores humanos, será quien determine finalmente a qué nivel los sistemas de la aeronave cumplen con los requerimientos y carga de trabajo adecuada para la tripulación.

El equipo de evaluación de factores humanos, debe evaluar el diseño completo del vehículo y emitir un informe detallando las áreas a modificar, pero no deben tener a su alcance la posibilidad de tomar decisiones que afecten el diseño.

### Resultados

El reporte o informe de elementos subjetivos, se logra en forma más eficiente por medio de reportes narrativos donde los asesores de ensayos informan el tipo de ensayo realizado, los resultados obtenidos, a que conclusiones se arriba, la adecuabilidad del vehículo o sistema para esa misión en particular y de ser necesario, sugerir las correcciones que deberían hacerse para mejorar aspectos que afectan la performance del sistema.





Resultados en forma cuantitativa y objetiva se utilizarán en casos tales como fuerza necesaria para operar un comando, ángulo necesario para correcta visión, etc. Se debe informar en el caso de parámetros objetivos si el valor presentado corresponde a una estimación o a una medición, detallando para las mediciones que método se utilizó para realizarla.

Dado que el análisis de factores humanos involucra elementos subjetivos, éstos deben ser valorados por la autoridad de certificación. Cada ensayo, debe evaluarse basado en la opinión de tres pilotos distintos, con experiencia en el tipo de vehículo a ensayar. Los pilotos deben estar equipados con los elementos apropiados y necesarios para cada tipo de misión a verificar. En caso que se trate de ensayos de certificación, se proveerá un formulario de certificación, donde se enuncia que los ensayos se realizan de acuerdo a las especificaciones dadas por la norma bajo la cual se certifica. En este formulario se agregaran todas las observaciones y desviaciones de parámetros que se observasen.

Cualquier evidencia que permita explicar observaciones plasmadas en los informes, tales como grabaciones de video, audio, parámetros de vuelo, debe ser recolectada y presentada en los resultados ya que en base a estas evidencias se plantearan modificaciones o mejoras al sistema ensayado.

#### Documentación de referencia

[10-221] Proceedings of the Human Factors Society, 26th Annual Meeting, "*An Individual Differences Approach to SWAT Scale Development*", Reid, Gary B., Eggemeirer, F. T., and Nygren, T.E., 1982.

[10-222] "*The Subjective Workload Assessment Technique: A Scaling Procedure for Measuring Mental Workload*", in "*Human Mental Workload*" (pp. 185-218), Reid, G.B. and Nygren, 1988.

[10-223] Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society, 33rd Annual Meeting, "*The Use of Judgement Matrices in Subjective Workload Assessment: The Subjective Workload Dominance (SWORD) Technique*" (pp 1406-1410), Vidulich, M.A. Santa Monica, 1989.

[10-224] AGARD Conference Proceedings No.373, "*Assessing Pilot Workload in Flight*", Roscoe, Alan H., 1984.

[10-225] Human Mental Workload (Chapter 2), "*Measuring Mental Workload: Problems, Progress, and Promises*", Jex, H.R., 1989.

[10-226] MIL-STD-1472F, "Human Engineering Design Criteria for Military Systems, Equipment, and Facilities", 2012.

[10-227] MIL-STD-8806B, "*Military Specification, Sound Pressure Levels in Aircraft, General Specification for*", 1966.

[10-228] MIL-L-6703, "*Lighting Equipment: Exterior, Installation of Aircraft*", 1996.

[10-229] MIL-L-18276, "*Lighting, Aircraft Interior, Installation of*", 1999.



## 10.23 AVIÓNICA

M

En esta sección se presenta una guía general para los ensayos de los sistemas de aviónica. Debido a la naturaleza compleja y siempre cambiante de dichos sistemas, los métodos y técnicas de análisis específicos están en constante actualización; por lo tanto, el especialista dedicado a estos sistemas debe mantenerse informado sobre el surgimiento de nuevas tecnologías en dicho campo.

Esta sección proporcionará descripciones de métodos de prueba que son genéricos para la mayoría de los sistemas actuales y futuros de aviónica. El campo de los sistemas de aviónica se dividió en cuatro categorías generales:

- Piloto Automático
- Navegación y Comunicaciones
- Aviónica Ofensiva
- Aviónica Defensiva

Y podemos agregar una quinta categoría que involucra Pruebas de Integración.

Estas categorías no pretenden abarcar todos los sistemas existentes, sino que pretenden ser suficientemente generales para permitir una discusión sistemática de las pruebas de los tipos básicos de sistemas de aviónica.

### Objetivos

El objetivo general de los ensayos de sistemas de aviónica es el rendimiento del sistema y la adecuación a la misión. Esto puede incluir, la performance del sistema para el cumplimiento de las especificaciones, la certificación, la utilidad para la misión, la integración de subsistemas o la mejora de la misión.

Otros objetivos serían identificar deficiencias que deben ser corregidas o que no cumplen con las especificaciones, pero no afectan la realización de la misión; o aquellas que cumplan con las especificaciones pero que afectan el uso del sistema.

En general, los ensayos de los sistemas de aviónica se realizan por una de las siguientes cinco razones:

- Performance de Sistemas: medición de capacidades
- Cumplimiento de Especificaciones: cumplir con el rendimiento mínimo
- Utilidad del Sistema: beneficio de la misión
- Certificación del Sistema: autorización para uso específico
- Seguridad del sistema: seguridad del vuelo



## Descripción de los ensayos

### *Piloto Automático*

El sistema de vuelo automático es un elemento fundamental en el vuelo de las aeronaves UAV. Es un sistema acoplado con la computadora de misión, sistema de navegación, sistema del control de vuelo y el sistema de propulsión.

El objetivo principal de los ensayos del sistema de piloto automático es verificar el funcionamiento satisfactorio de los modos del piloto automático y de *auto-throttle* en conjunto con el sistema de control de vuelo de la aeronave. Las evaluaciones incluirán la determinación de la precisión y capacidad de los diferentes modos (mantener altitud, rumbo, velocidad, etc.). El mejor enfoque para los ensayos es diseñar cuidadosamente perfiles que utilicen el sistema en todos los modos posibles, y transiciones de los modos desde el despegue hasta el aterrizaje. Estas pruebas deben realizarse de forma metódica e incremental de acuerdo con el plan aprobado.

Se debe verificar que el sistema cumple con su desempeño especificado en cada modo de operación (por ejemplo, si el piloto automático mantiene la altitud dentro de 50 pies y/o cumple con los criterios de certificación, suponiendo que no haya fallas en el sistema). El objetivo es reunir pruebas numéricas concretas. Los ensayos deben diseñarse para identificar el comportamiento del sistema y se agrupan los mismos de acuerdo a las fases de vuelo (es decir, despegue, crucero, aproximación, aterrizaje y vuelta).

Se realizan verificaciones de falla para demostrar que la relación entre la probabilidad de una falla y el efecto de la misma, y la capacidad de resolver la falla por el operador es relativamente benigna.

### *Navegación y Comunicaciones*

El sistema de navegación de la aeronave consiste en una combinación de sistemas de navegación inercial o sistemas de referencia; y de sistemas de radionavegación. Utilizan medios equipos tales como el Sistema de Posicionamiento Global (GPS), el *VHF Omni Range* (VOR), el Equipo de Medición de Distancia (DME), el *Tactical Air Navigation* (TACAN), Sistema de Aterrizaje de Instrumentos (ILS) y Sistema de Aterrizaje por Microondas (MLS).

El objetivo principal de los ensayos de sistemas de navegación es evaluar la exactitud del sistema (latitud/longitud, alcance, senda de planeo, etc.), tasas de error del sistema (tasa de error de latitud, tasa de error de longitud), funcionalidad (modos y pantallas funcionan tal como fueron diseñados), utilidad (capacidad de proporcionar información de navegación aceptables), y la resistencia de los sistemas a interferencias.

Los ensayos de los sistemas de comunicación normalmente constan de tres objetivos principales:

- Evaluar el máximo alcance
- Evaluar la inteligibilidad del sistema
- Evaluar la Interferencia Electromagnética / Compatibilidad Electromagnética

Dado que los sistemas de comunicación tienen el potencial de interferir con los buses de datos, los ensayos de potenciales problemas electromagnéticos es un objetivo primordial para las nuevas aeronaves con sistemas de control. Véase la Sección 10.21.

El rendimiento en vuelo de un sistema de comunicación se evalúa verificando que responde adecuadamente dentro del alcance especificado. Estos ensayos pueden ser, desde una simple verificación de que la comunicación de voz inteligible es posible, una medición de la tasa *signal-to-noise* o hasta una medición de la tasa de error sobre el alcance. Es posible medir la inteligibilidad de la voz enviando una señal sintética especial y analizando el espectro de la señal recibida. Al comprobar el rendimiento de los sistemas de comunicación, se deben comprender las características de propagación de las señales involucradas. Por ejemplo, cuando se ensaya las comunicaciones de VHF y UHF, se debe conocer que estas funcionan en la "línea de visión", por lo tanto, la intensidad del campo electromagnético es función de la distancia, la altura del avión, la topografía y la altura de la antena transmisora. El rendimiento de los sistemas HF es más difícil de verificar debido a las características de propagación más complicadas de dichas señales.

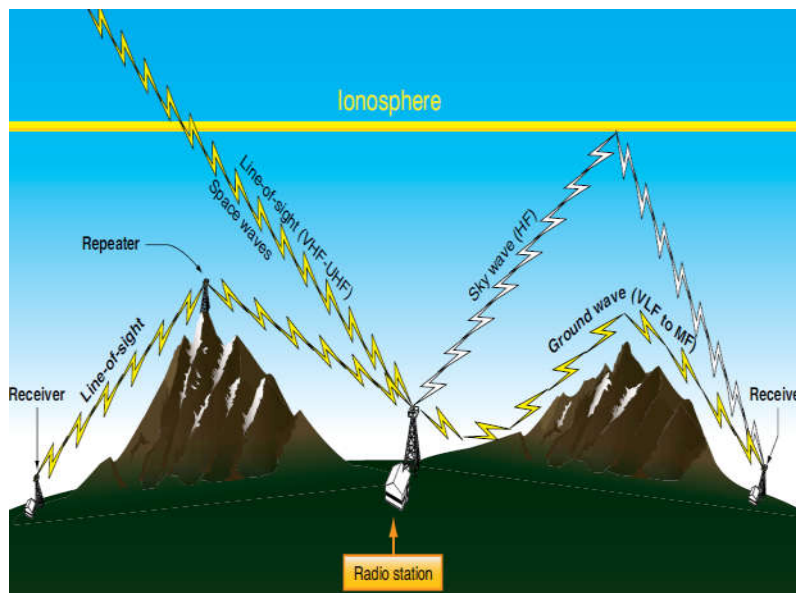


Figura 100: Propagación de señales de radiofrecuencia.

Algunos sistemas de navegación y comunicaciones pueden requerir pruebas de susceptibilidad a interferencia (*jamming*). En aviones militares se prueban la mayoría de los sistemas, y en aviones comerciales se pueden requerir estos ensayos para los sistemas de navegación y aterrizaje.

Se efectúan mediciones de los patrones de radiación de antena de la aeronave mediante modelos reducidos o modelos de tamaño completo montados sobre soportes que permiten realizar mediciones desde todos los ángulos. Para ensayos de patrones de radiación de antena véase la Sección 10.21.

La evaluación del rendimiento del sistema de navegación generalmente se divide en dos partes, la exactitud en la navegación y la precisión del guiado, tanto lateral como verticalmente.



El objetivo de los ensayos de exactitud de navegación es medir hasta qué punto el sistema de navegación determina la posición real de la aeronave. Esto puede realizarse mediante una simple verificación volando sobre un par de puntos de referencia claramente distinguibles y comparar la posición dada por el sistema con la posición conocida del punto de referencia. En caso de la certificación de un nuevo sistema, generalmente se requieren datos estadísticos como prueba.

El objetivo de los ensayos de guiado es medir cuán bien el sistema dirige la aeronave a la pista deseada y cuan bien mantiene la trayectoria.

### *Aviónica Ofensiva*

Los sistemas de sensores ofensivos consisten principalmente en aquellos sensores, controles y pantallas que se usan para detectar, adquirir y atacar tanto los objetivos aéreos, como los terrestres. Los principales sistemas incluyen: sensores de radar y sensores electro-ópticos (EO). Cada uno de estos sistemas ofrece ciertas ventajas tácticas dependiendo del entorno operativo.

Los radares aire-aire son normalmente sistemas Doppler de múltiples modos de operación, capaces de detectar, adquirir identificar y dar seguimiento a múltiples objetivos, más allá del alcance visual. Normalmente operan en las radiofrecuencias banda X (8-12.5 GHz) y  $K_u$  (12.5-18 GHz) y se integran a otros sistemas para permitir el lanzamiento de armamento.

Los sensores electro-ópticos (EO) proporcionan algunas ventajas sobre el radar debido al rango de longitudes de onda operativas, que van desde lo visible hasta infrarrojos (IR). El sistema *Low-Light-level Television* (LLLTV) es un sistema pasivo que utiliza la luz reflejada desde un área de interés y muestra la información en una pantalla multifunción en la cabina. El sistema de infrarrojos (IR) es también un sistema pasivo y utiliza principalmente detectores térmicos o de fotones, para detectar objetivos de interés. Los láseres utilizan el proceso de emisión estimulada de radiación, para producir un haz láser altamente direccional que puede ser detectado por un receptor remoto como una bomba guiada o un misil, para un lanzamiento extremadamente preciso.

El principal objetivo de los ensayos de radar aire-aire es determinar su capacidad para detectar un objetivo aéreo en todos los modos, en una variedad de condiciones incluyendo: altitudes bajas, medias y altas; configuraciones *look-up / look-down*; de frente; y por detrás y en todos los ángulos. Otros objetivos incluyen la determinación de funcionalidad de los modos de adquisición de blancos, automáticos y manuales, así como la evaluación del seguimiento de uno solo y de múltiples blancos a lo largo de una variedad de condiciones.

El objetivo principal de los ensayos de sistemas de EO consiste en pruebas de resolución del sistema, alcance máximo utilizable y precisión de apuntado. Estos objetivos generalmente se pueden lograr en instalaciones equipadas con una variedad de blancos infrarrojos. Estos "blancos" se pueden controlar electrónicamente para la temperatura requerida para ajustar las condiciones de ensayo.



### *Sistemas Defensivos*

A los efectos de esta sección, los sistemas de aviónica defensivos, son sistemas utilizados para la detección o interrupción de sistemas de seguimiento de aeronaves. Pueden ser sistemas de interferencia activa (contramedidas y contra-contramedidas) o pasivas (advertencias o contramedidas).

Los principales sistemas activos utilizados para la detección de amenazas son el radar y el sistema de alerta de lanzamiento de misiles. Estos sistemas se utilizan principalmente para detectar el seguimiento activo sobre el avión y detectar el lanzamiento de misiles. Los principales sistemas activos de contramedidas de amenazas son el modo selectivo de interferencia de radar y seguidor óptico de interferencia (*Optical Tracker Jamming*).

Los objetivos de los ensayos de los sistemas defensivos son determinar el rendimiento, la compatibilidad y la utilidad operacional. Estos objetivos se pueden ser ampliados para cada sistema que se está probando. Los sistemas activos de interferencia, requerirán ensayos de precisión en cuanto a la clasificación de amenazas, selección de técnicas de interferencia, y alcances efectivos. Los sistemas de alerta incluirán ensayos de probabilidad de falsa alarma e identificación de cuadrantes.

Los ensayos involucran pruebas extensivas de laboratorio, ensayos en tierra, y ensayos en vuelo. En el laboratorio, las comprobaciones iniciales pueden realizarse utilizando técnicas de inyección de señales y monitoreando las respuestas del sistema. El siguiente nivel, se realiza ensayando en cámaras anecoicas; la aeronave y su tripulación se ubican en ambientes con señales de "amenazas" conocidas y se evalúa la respuesta del sistema.

La etapa final de los ensayos de sistemas defensivos y el único método para probar completamente los sistemas, es en vuelo. Estas pruebas se realizan con misiles cautivos o con misiles disparados desde el avión "amenaza" y fuera del rango de intercepción y mientras son rastreados por los múltiples radares. El misil puede ser encontrarse en un avión o en un cable de tierra. Para dichos ensayos, un misil instrumentado se acopla a una aeronave y volado a una posición para ser rastreado activamente. Para los ensayos de advertencia de misil, puede ser disparado un misil conectado a un cable suspendido; el sistema de alerta de la aeronave debe detectarlo en diversas posiciones.

### *Integración de Sistemas*

La quinta categoría, constituye los ensayos de integración de todos los sistemas de aviónica y consta de verificaciones de interoperabilidad entre los mismos. Se deja la explicación de dichos ensayos a consultarse en la documentación de referencia recomendada



---

Documentación de referencia

[10-231] NLR Technical Publication TP 94011 U, "*A Flight Test Avionics Data Acquisition System for Future Fokker Aircraft*", Bogers, C.J.M. and Manders, P.J.H.M., National Aerospace Laboratory/NLR, Amsterdam, 1994.

[10-232] 18th Annual Symposium Proceedings of the Society of Flight Test Engineers , "*Technology Considerations for Avionics Flight Test Support Facilities*", Underwood, J.M. Jr., 28 September-2 October 1987.

[10-233] "*Introduction to Airborne Radar*", Stimson, G.W., 1983.

[10-234] AGARDograph 300, Flight Test Techniques Series, Volume 7, "*Air-to-Air Radar Testing*", Scott, R.E., 1986.

[10-235] AGARDograph 300, Flight Test Techniques Series, Volume 4, "*Determination of Antenna Patterns and Radar Reflection Characteristics of Aircraft*", Bothe, H. and McDonald, D., 1986.



## 10.24 CONFIABILIDAD Y MANTENIBILIDAD

C

El propósito de esta sección es proveer una visión general sobre las evaluaciones de Confiabilidad y Mantenibilidad o en inglés, *Reliability and Maintainability (R&M)*

Se define a la Confiabilidad como la probabilidad de que un elemento pueda cumplir con su función correctamente durante un cierto intervalo de tiempo, bajo las condiciones de trabajo para las que fue diseñado.

Se define a la Mantenibilidad como la característica de diseño e instalación, la cuál expresa la probabilidad de un elemento de ser restaurado a su condición operativa, dentro de un cierto período de tiempo (durante el mantenimiento), de acuerdo a los procedimientos y recursos recomendados.

Esta sección se enfoca en la parte de R&M correspondiente al plan de ensayos. Sin embargo hay muchas tareas de laboratorio, ensayos en banco, estudios, demostraciones, etc. que constituyen partes importantes de este proceso de evaluación. Estas tareas no deben ser ignoradas y deben tenerse en cuenta al momento de establecer el plan de ensayos de la aeronave.

La confiabilidad inicial de un nuevo diseño de equipamiento, obtenida mediante ensayo, se ubica entre un 10% y un 20% del valor predicho. Se necesita de gran cantidad de ensayos y pruebas, para aproximarse a la predicción de confiabilidad inicial.

El ingeniero abocado a estudios de R&M, enfrenta presión por justificar sus evaluaciones y ensayos. Claramente, las evaluaciones consumen tiempo y dinero durante la campaña de ensayos, y los beneficios de la evaluación no se observan hasta la entrada en servicio de la aeronave y la necesidad de realizarle mantenimiento.

El procesamiento estadístico de los datos de R&M resulta de vital importancia durante la campaña de ensayos de una aeronave, así como también durante la vida de servicio.

Si se desea profundizar en procedimientos de ensayo y evaluación de Confiabilidad y Mantenibilidad con mayor profundidad puede revisarse el siguiente documento:

- AGARD-AG-300 Vol. 13, "*Reliability and Maintainability Test Techniques*"

### Objetivo

Los objetivos de este capítulo deben cumplir con lo siguiente:

- Desarrollo de Confiabilidad

El objetivo más importante de los ensayos es incrementar la confiabilidad del sistema. Este proceso identifica el origen de las fallas que ocurren en vuelo y



busca eliminar las causas que las generan. La experiencia muestra que la mayoría de las fallas no requieren un cambio de diseño para eliminarlas, sino una mejora en el proceso de manufactura de los elementos que fallan. De esta forma a, reducir los defectos latentes, se resuelven alrededor del 80% de las fallas.

- Desarrollo de Mantenibilidad

La mantenibilidad puede mejorarse si se emplean los recursos correctos hacia objetivo. Si bien no puede mejorarse la Mantenibilidad en el mismo orden de magnitud que en el caso de la Confiabilidad, los recursos asignados a este fin valdrán la pena. Los dos componentes de una tarea de reparación más susceptibles de ser mejorados son aislamiento de fallas (Fault Isolation) y corrección de fallas. (Fault Correction). Los tiempos de mantenimiento pueden disminuirse mejorando los procedimientos de *Trouble-shooting*, equipamiento de ensayos y capacidades *Built-In-Test*. El entrenamiento de los especialistas que realizan tareas de mantenimiento permitirá mejorar la performance y reducir los tiempos de trabajo.

Table 2  
 Selected Equipment Operating Versus Flight  
 Time Ratio For the A-7D Fighter Aircraft  
 (AFFTC-TR-70-27 A-7D  
 Category II R&M Evaluation)

EQUIPMENT	OPERATING HOUR/ FLIGHT HOUR
Flight Controls	1.3
Propulsion	1.3
Air Conditioning	1.3
Electrical Power	2.7
Lighting	2.7
Hydraulics	1.4
Automatic Direction Finder	0.4
Forward Looking Radar	1.3
Air Data Systems	2.0

Tabla 13: Utilización de subsistemas por hora de vuelo.

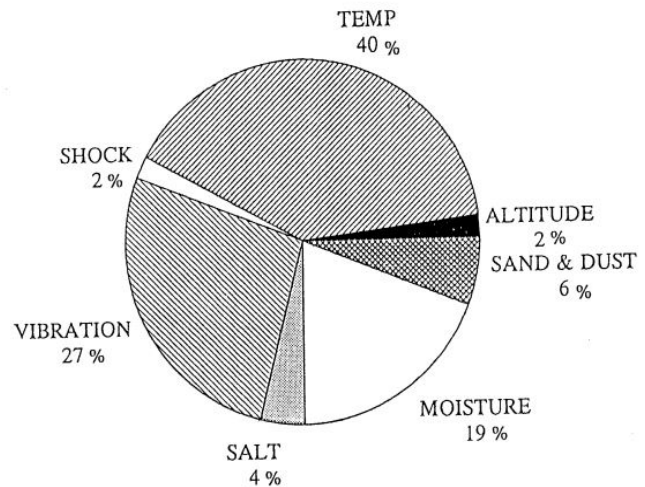


Figura 101: Causas de Fallas Ambientales.

- Optimización de ciclaje

Un objetivo importante es asegurar que el equipamiento tiene el menor ciclaje posible. Esto implica, asegurarse que ciertos subsistemas de la aeronave, son operados y exigidos solo cuando sea necesario. Aunque resulta algo obvio, casi todas las aeronaves cuentan con sistemas que operan más de lo necesario.



- Performance del Fabricante

Los contratos con el fabricante deberían especificar que al finalizar la etapa de ensayos, deben poseerse niveles de R&M aceptables. Esto implica que antes que embarcarse en contratos de serie con gran volumen de producción, deben estar implementadas las correcciones y modificaciones de manera que se cuente con alta probabilidad de cumplir con los requerimientos de R&M del proyecto.

Debido a que la performance de R&M se va optimizando durante la fase de desarrollo, no es posible demostrar características adecuadas de R&M durante la etapas de ensayo.

- Identificación de Deficiencias

Resulta importante identificar áreas problemáticas donde deben tomarse acciones correctivas previamente a la producción en serie. Se debe recolectar evidencia de en forma de video, fotografías e información subjetiva del piloto y con ello debe generarse un reporte de falla, el cual cuanto más detallado sea, facilitará la tarea del fabricante /proveedor quien deberá corregir el problema.

- Capacidades de Operación del Sistema

La predicción de las limitaciones en las capacidades, que surgen de factores de R&M, resulta un recurso valioso del plan de ensayos en vuelo. Bajo esta sección debe determinarse la máxima cantidad de misiones por unidad de tiempo, y el *turn around time* entre misiones.

### Planeamiento de R&M

Al planificar evaluaciones de Confiabilidad y Mantenibilidad, se deben tener en cuenta ciertas características y criterios pertenecientes a los elementos de la *Tabla [89]*. Para ampliar sobre estos elementos, consulte la documentación de referencia [*Ref. 10-241*], en las secciones indicadas:

R&M Test Planning	
Elemento	Sección
Personal	4.2
Elementos de ensayo	4.3
Datos de R&M	4.4
Datos de Vuelo	4.5
Datos de Mantenimiento	4.6
Reducción de Datos	4.7
Análisis de fallas	4.8

Figura 102: Elementos de planeamiento de R&M.



## Evaluaciones de R&M

- Mantenimiento Programado

Las tareas frecuentes tales como inspecciones de pre y post vuelo, suelen consumir alrededor del 50% de las horas de mantenimiento en aviones militares y aún más en el caso de aviones civiles. La más mínima mejora puede generar un ahorro de tiempo y extender la vida de servicio de la aeronave.

Durante el plan de ensayos, técnicos e ingenieros deberían prestar atención a las tareas rutinarias y repetitivas durante la operación y el mantenimiento. El flujo de tareas puede registrarse en grabaciones de video, que permitirán identificar mejoras para luego optimizar el proceso mediante software de mantenimiento. Los tiempos de mantenimiento pueden reducirse mediante el mejoramiento de las herramientas y entrenamiento en las tareas.

- Mantenimiento No Programado

El análisis de la información del mantenimiento no programado comienza con el primer vuelo. Periódicamente el Ingeniero de R&M debe buscar y seguir tendencias de problemas que surjan en la aeronave. Un objetivo del seguimiento de fallas debe ser analizar y solucionar cada modo de falla que se encuentre, pero las limitaciones de tiempo y presupuesto no siempre lo permiten. Por este motivo, deben resolverse prioritariamente los problemas relacionados con la seguridad en vuelo, luego aquellos que no permiten completar la misión y por último aquellas fallas no críticas.

El equipo de R&M debe valorar cada falla y determinar qué camino seguir basados en conceptos de seguridad y capacidad de continuar la misión.

Durante el desarrollo de las evaluaciones de R&M, cada falla debería poder clasificarse de acuerdo a su severidad en las siguientes clases:

- Críticas de Seguridad
- Críticas de Misión
- No Crítica / No Postergable
- No Crítica / Postergable

Además, cada falla debería clasificarse de acuerdo a su causa, como:

- Defecto inherente
- Defecto inducido
- Defecto no determinado



---

A medida que las evaluaciones de R&M progresan, el ingeniero debe buscar las causas de falla, clasificarlas y realizar cualquier acción necesaria para prevenir la recurrencia de las mismas.

#### Documentación de referencia

[10-241] AGARDograph 300, AGARD Flight Test Techniques Series, Volume 13, "*Reliability and Maintainability Flight Test Techniques*", Howell, J., May 1995.

[10-242] MIL-HDBK-189, "Reliability Growth Management", Department of Defense, Washington, D.C., US, 1988.



## 10.25 ARMAMENTO Y SEPARACIÓN DE CARGAS

C

Se requieren ensayos de compatibilidad y funcionalidad para asegurar que el armamento y otras cargas (bombas, misiles, cañones, y tanques de combustible) sean operadas con éxito y de manera segura en una aeronave en particular.

### Objetivo

El objetivo de estos ensayos es demostrar que el avión puede disparar su armamento y portar sus cargas de propósito de manera segura y satisfactoria y alcanzar los niveles requeridos de maniobrabilidad y rendimiento para cada configuración de cargas. Además, las cargas deben ser capaz de soportar el entorno de vuelo, liberarse limpiamente, y seguir una trayectoria predecible a su objetivo. Se debe tener en cuenta que los límites de la aeronave y la envolvente de vuelo se pueden reducir de manera significativa cuando se portan cargas tanto internas como externas.

### Descripción de los ensayos

#### *Paper Fit Check*

Antes de comenzar los ensayos se debe comprobar que la configuración de cargas es compatible con la aeronave. Este ensayo de ajuste inicial, se refiere a la verificación de interferencia utilizando dibujos en planos o electrónicos.

#### *All-Up Fit Check*

Si la configuración cumple con el ajuste inicial, se continúa con la realización de un ensayo de ajuste e interferencia utilizando el hardware real según los procedimientos de ensayos, especificados en la *Ref. [10-251]*

#### *Análisis Funcional*

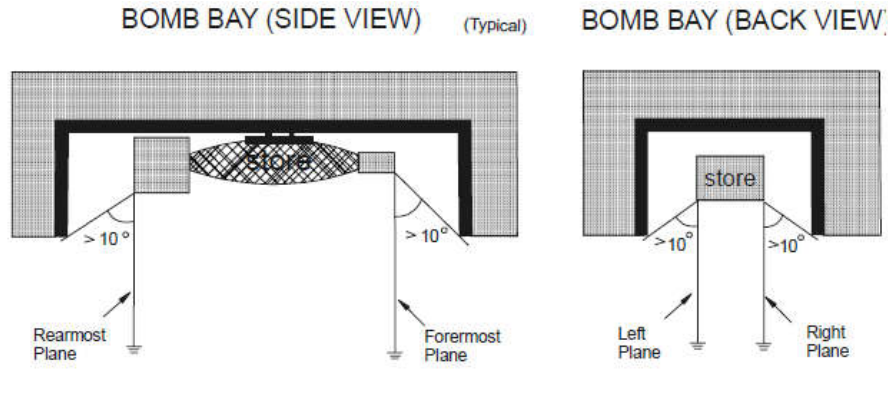
El análisis funcional de las cargas también debe llevarse a cabo tan pronto como sea posible para aquellas que requieran una interface eléctrica con la aeronave. Estos ensayos son para asegurar que los requisitos de señal de la carga son compatibles con las características de la señal de salida del avión.

#### *Eyección*

Se incluyen ensayos de eyección estática en tierra, para verificar la compatibilidad entre la carga y la bahía o bastidor (pylon), aceptabilidad de la fuerza de eyección y definición de longitudes óptimas para cargas de retardo como la bomba MK-82 Snakeye, etc.

Las técnicas de predicción de desprendimiento de carga deben realizarse y ser analizados con anterioridad al primer vuelo. Estos incluyen métodos teóricos computacionales, métodos empíricos y semi-empíricos utilizando túneles de viento y métodos analógicos y se describen con detalle en *Ref. [10-253]* y *Ref. [10-254]*.

Información adicional detallada sobre ensayos de desprendimiento de cargas y análisis de liberación de armamento y ensayos de balística pueden encontrarse en Ref. [10-253] y Ref. [10-254].



Note: Four planes tangent to the foremost, rearmost, right, and left extremities and parallel to the pitch axis of the store at an angle 10 degrees away from the vertical, expanding in the direction of the ground.

Figura 103: Transporte interno y holgura de cargas eyectadas.

### Consideraciones

La influencia de la portación de armamento sobre la capacidad de la aeronave, ahora constituyendo lo que se denomina, un Sistema de Armas, requiere analizar y ensayar la totalidad de las combinaciones de aeronave-armamento considerando los siguientes sistemas y áreas de influencia:

#### *Sistema de Control de Armamento de la Aeronave*

Verificación de la computadora de gestión de armamento.

#### *Flutter*

La sensibilidad a este fenómeno se ve afectada por la presencia de armamento.

#### *Aircraft and Store Loads*

Cargas estructurales provocadas por el armamento sobre la estructura de la aeronave.

#### *Estabilidad y Control*

Las grandes masas alteran el centro de gravedad del avión y el flujo de aire por lo cual afectan la estabilidad y el control.



### *Performance y Cualidades de vuelo*

Se alteran aspectos como la vibración, buffet y aparición de la pérdida, resistencia de viraje; y se degradan las maniobras de despegue, crucero, ascenso, etc.

### *Aeroacústica*

Durante las maniobras, la presión dinámica y el Nivel de Presión del Sonido (SPL) resultan alteradas y deben analizarse.

### *Espectro Térmico*

El armamento debe soportar la variación térmica durante el vuelo a alta velocidad, vuelo a gran altura, etc.

### *Separación Segura*

Determinar si el campo de flujo aerodinámico permite una separación segura del armamento, de la aeronave de transporte.

### *Disparo de Arma de Fuego*

Evaluar el rendimiento, seguridad y fiabilidad del sistema de arma de fuego en vuelo y determinar el efecto del sistema sobre el avión.

### Documentación de referencia

[10-251] MIL-STD-1289A, Military Standard "Ground Fit and Compatibility Tests of Airborne Stores", 1 November 1976.

[10-252] MIL-HDBK-1763, "Aircraft/Stores Compatibility: Systems Engineering Data Requirements And Test Procedures", 15 June 1998.

[10-253] AGARDograph 300 AGARD Flight Test Techniques Series, Volume 10, "Weapons Delivery and Ballistic Flight Testing", Arnold, R.J. and Knight, J.B., July 1992.

[10-254] AGARDograph 300 AGARD Flight Test Techniques Series, Volume 5, "Store Separation Flight Testing", Arnold, R.J. and Epstein, C.S., April 1986.



## PARTE 4: APLICACIÓN A LA AERONAVE NO TRIPULADA VIGÍA 2A

---





---

## CAPÍTULO 11: APLICACIÓN Y MÉTODOS DE CUMPLIMIENTO

---

### 11.1 PROCEDIMIENTO

De los ensayos descritos en el *CAPÍTULO 10* de este trabajo, se seleccionan algunos considerados de interés por los autores, y se procede a realizar los *Medios de Verificación* para cumplimentar con dichos ensayos y satisfacer lo requerido por la norma. Se ejemplificar como debería procederse con el resto de ellos –según criterio de los autores- durante el desarrollo de un Plan de Ensayos en Vuelo.

Para poner en práctica lo anterior, se procede de la siguiente manera:

#### 1. SELECCIÓN DE ENSAYOS

Se realizarán los medios de verificación para algunos ensayos en las áreas de conocimiento de un especialista aeronáutico: estructurales, performance y cualidades de vuelo; a diferencia de las áreas concernientes a los especialistas electrónicos, sistemas y telecomunicaciones, que se evitan por obvias razones.

Los Medios de Verificación se realizan para los siguientes:

- 1.1 Mediciones de Peso y Centraje
- 1.2 Ensayos de Tren de Aterrizaje
- 1.3 Ensayos de Taxi
- 1.4 Ensayos de Túnel de Viento
- 1.5 Ensayos de Ascenso en Diente de Sierra
- 1.6 Ensayos de Controlabilidad y Maniobrabilidad

#### 2. UTILIZACIÓN DE LA LISTA DE CUMPLIMIENTO

Se estudia la Lista de Cumplimiento provista por el personal del equipo de ensayos del proyecto de la aeronave UAV Vigía 2A.

Los **métodos de cumplimiento** de cada artículo, fueron seleccionados y aprobados por el equipo del programa de la aeronave, debido a que en esta etapa del proyecto no interviene el ente certificador por no ser una aeronave sujeta a un proceso de certificación. Estas acciones generalmente son producto de negociaciones entre el fabricante y el ente certificador.

Se categoriza mediante el siguiente código, según el tipo de procedimiento empleado para cumplimiento a cada artículo:

**DE: Diseño** = Se dará cumplimiento desde el diseño inherente.

**GT: Ground Test** = Se dará cumplimiento mediante ensayos en tierra.

**FT: Flight Test** = Se dará cumplimiento mediante ensayos en vuelo.

**AN: Analisis** = Se dará cumplimiento mediante análisis teórico o cálculos analíticos.

**SI: Similitud** = Se dará cumplimiento por ser parecido a otro ensayo u otro proyecto.



**PX: Pedido Excepción** = Se realizará un pedido de excepción de ensayo al ente certificador, fundamentando por qué no se debe cumplir con el artículo.

**NA: No aplicable** = El artículo no aplica dadas las características de la aeronave, no contar con determinado sistema o no aplicarse en esta etapa de prototipo.

En columnas siguientes de la Lista, se expone el documento técnico donde se desarrolla el medio de cumplimiento del artículo, y otras columnas con notas aclaratorias o citando informes técnicos de referencia.

Un extracto de dicha lista se encuentra en *ANEXO 1: LISTA DE CUMPLIMIENTO DEL PROYECTO UAV VIGÍA 2A*.

Entonces, tomando el análisis anterior realizado por el equipo de ensayos, procedemos a verificar cuáles de los artículos efectivamente aplican a los ensayos seleccionados en el punto 1. *SELECCIÓN DE ENSAYOS*. Desarrollamos los Medios de Verificación, basándonos en la bibliografía referenciada, en experiencia transmitida y en criterio de los autores. Se explican en la siguiente sección y con el formato que se muestra a continuación:

X-X Medios de verificación: Ensayos de...

#### Artículos aplicables

<b>Norma de referencia</b>	STANAG 4671
<b>Subparte</b>	Subpart X
<b>Artículos</b>	USAR XX
	USAR XX
	USAR XX

#### Parámetros a demostrar

#### Valores de cumplimiento y tolerancias

#### Requerimientos de ensayo

#### Método

#### Criterios de aceptación

#### Presentación de resultados

#### Criterios de seguridad

#### Documentación de referencia



## MEDIOS DE VERIFICACIÓN: MEDICIONES DE PESO Y CENTRAJE

### Artículos aplicables

<b>Norma de referencia</b>	STANAG 4671
<b>Subparte</b>	Subpart B – UAV Flight
<b>Artículos</b>	<b>General</b>
	USAR 21 Proof of Compliance
	USAR 23 Load Distribution Limits
	USAR 25 Weight Limits
	USAR 29 Basic Weights and Corresponding Centre of Gravity

→ Se da cumplimiento mediante **AN** y **GT**

### Parámetros a demostrar

Límites de operación segura, dependiente de las cargas y el comportamiento del CG (desplazamiento) en función de dichas cargas; longitudinales y laterales para cada configuración de la aeronave. Presentación mediante el diagrama envolvente de Masa y Centraje.

### Valores de cumplimiento y tolerancias

Dependiente de la configuración, los límites del diagrama envolvente de Masa y Centraje.

### Requerimientos de ensayo

- Lugar cerrado, adecuado para la realización del ensayo.
- Tres (3) balanzas de alta precisión, de uso aeronáutico, certificadas.
- Elementos de seguridad
- Personal autorizado para la tarea

### Método

1. El primer paso a realizar consiste en adecuar el peso de la aeronave según la condición a evaluarse, estas son:
  - Peso vacío
  - Peso con combustible para autonomía de media hora, a potencia máxima continua
  - Peso máximo



La definición de cada condición de peso se especifica en los artículos aplicables de la norma.

2. Asegurar aeronave nivelada
3. Colocación de la aeronave sobre las balanzas, apoyadas en rueda izquierda, derecha y rueda de nariz respectivamente. Los frenos no deben estar accionados al momento de tomar la lectura ya que puede causar errores. En caso de contar con un número de puntos de apoyo diferentes se debe modificar la cantidad de elementos de medición.
4. Debe conocerse con exactitud la posición del *Datum*, y medir las coordenadas de los puntos de apoyo en forma longitudinal y lateral. Se debe tomar nota de los valores medidos por las balanzas en cada punto.
5. Se debe completar las Tabla A2-1 y Tabla A2-2 (Ver ANEXO 2: DOCUMENTOS PARTE 4)
6. El procedimiento debe repetirse en cada condición de peso y para cada configuración de la aeronave.

Para mayor detalle en el procedimiento, se puede consultar el documento:

- “*Pilot’s Weight and Balance*”, Weighing Procedure pág. 11.

#### Criterios de aceptación

Los resultados de toda medición de peso y centraje deben estar dentro de la envolvente de masa y centraje, cualquier valor que salga de ésta puede provocar cambios inaceptables en la estabilidad, por lo que no serán aceptables.

#### Criterios de seguridad

- Reducir al mínimo la presencia de operarios en la zona de ensayo
- Manipular de la aeronave de forma adecuada para evitar daños a la estructura
- No debe utilizarse en ensayos posteriores ninguna otra configuración no considerada en ensayos de peso y centraje

#### Documentación de referencia para Peso y Centraje

1. STANAG 4671 (Edition 1). “*Unmanned Aerial Vehicles Systems Airworthiness Requirements (USAR)*”, 2009.
2. AC 90-89A, “*Amateur-built aircraft and ultralight*”, May 1995.
3. AC91-23A, “*Pilot’s weight and balance handbook*”, 1977.



4. AMC 959 del documento STANAG 4671 "*Unmanned Aerial Vehicles Systems Airworthiness Requirements (USAR)*", 2009.
5. PA-28 SERIES SM [Rev. 31-01-09], Página 1D10.
6. AC 23-8C, "*Flight Test Guide for Certification of Part 23 Airplanes*", November 2011.
7. T.O. 1-1B-50, "*Basic Technical Order for USAF Aircraft, Weight and Balance*", USAF, March 2005.
8. "*Distribución de Masas y Determinación Momentos Inercia*", Prototipo Vigía 2A UX-01. Configuración 15-12-2015. INFORME TECNICO N° SN2912-15 – Rev. 0. Ing. Carlos Montiel, Depto. Sistemas Especiales, C.I.A. 29 de Diciembre de 2015.



## MEDIOS DE VERIFICACIÓN: ENSAYOS DE TREN DE ATERRIZAJE

### Artículos aplicables

<b>Norma de referencia</b>	STANAG 4671
<b>Subparte</b>	Subpart C – UAV Structure
	Subpart D - UAV Design and Construction
<b>Artículos</b>	<b>Ground Loads</b>
	USAR 471 a USAR 499
	<b>Landing Gear</b>
	USAR 721 General
	USAR 722 Landing Gear - General
	USAR 723 Shock Absortion Tests
	USAR 725 Limit Drop Test
	USAR 726 Ground Load Dynamic Test
USAR 727 Reserve Energy Absortion Drop Test	

→ Se da cumplimiento a estos artículos mediante procedimientos de **DE, AN y GT**

A continuación solo se explicarán los métodos de *Limit Drop Test*, *Reserve Energy Absortion Drop Test* y *Ground Load Dynamic Test*.

### Parámetros a demostrar

Mediante los ensayos de caída libre anteriormente nombrados, se obtendrán mediciones de factores de carga inercial límite y deflexiones del conjunto tren de aterrizaje, para el caso de carga de aterrizaje con peso máximo (crítico). Deben realizarse para cada configuración externa o de equipamiento de la aeronave.

Ausencia de rotura, pero es permisible deformación permanente.

[USAR 725, 726 Y 727]

### Valores de cumplimiento y tolerancias

El factor de carga inercial límite (n) obtenido mediante el procedimiento que se explica no debe superar al seleccionado en el diseño o determinado según USAR 473.

El tren de aterrizaje puede deformarse plásticamente pero no fallar al ser soltado desde la altura preestablecida.

Altura de ensayo, el cálculo debe estar comprendido entre 0,234 mts y 0,475 mts [USAR.725 (a)]

### Requerimientos de ensayo

- Utilaje de toma e izaje para la unidad de ensayos



- Mecanismo adecuado de liberación de aeronave/ celda
- *Jacks* o tomas regulables para nivelación
- Unidad de ensayos representativa de la configuración. Lastrada con el peso equivalente, en concordancia a la geometría, masa y momentos de la aeronave real
- Acelerómetro en óptimas condiciones de calibración, prever su instalación en la aeronave
- Elementos para medir deformación en tren de aterrizaje
- Personal habilitado para el ensayo
- Elementos de seguridad

### Método

Partiendo del factor inercial de carga límite de la aeronave ( $n$ ), obtenido por cálculo en la etapa de diseño o según el procedimiento de USAR 473 (d); se procede a realizar los siguientes ensayos según los artículos, cuyos resultados se comparan con el ( $n$ ) obtenido por cálculo.

Artículo	Denominación	Objetivo
USAR 725	Limit Drop Test	Calculo de $n$
USAR 726	Ground Load Dynamic Test	Deformación plástica / Ausencia de falla
USAR 727	Reserve Energy absorption Test	Deformación plástica / Ausencia de falla

Tabla 14: USAR relacionadas a Tren de Aterrizaje.

### Limit Drop Test

- Calcular  $h(m)$  según USAR 725 (a)
- Calcular peso efectivo  $W_e$  para el caso de Limit Drop Test, según USAR 725 (b)
- A continuación se realiza el ensayo de caída libre, mediante el procedimiento descrito más adelante. A partir del ensayo se obtiene el factor de carga  $n_i$ , el cual surge de la medición del acelerómetro.
- Una vez realizado el ensayo, calcular el Factor de Carga Límite Inercial ( $n$ ) según USAR 725 (e)
- Comparación del ( $n$ ) obtenido con el proveniente de USAR 473 (d)

### Reserve Energy Absorption Drop Test

- Multiplicar velocidad límite de descenso  $V_D$  por un factor de 1.20, según USAR 723 (b)
- Se calcula igualando la Energía Potencial y Cinética una altura  $h$ , correspondiente a  $1.2 V_D$



- La altura calculada en el paso anterior debe ser mayor a 1.44 veces la altura de Limit Drop Test
- A continuación se calcula el peso efectivo  $M_e$ , asumiendo sustentación igual al peso, según USAR 727 (d).
- Se realiza el ensayo mediante el procedimiento detallado más abajo.

#### Ground Load Dynamic Test

- Debe multiplicarse la altura de caída  $h$  del ensayo de Limit Drop Test por un factor de 2.25, según USAR 726 (a) (1)
- Calcular peso efectivo  $M_e$  para el caso de Ground Load Dynamic Test, según USAR 725 (b)
- Se realiza el ensayo mediante el procedimiento a continuación.

#### Procedimiento de Ensayo

- Definir la configuración de la aeronave (equipamiento, cargas, etc.) a evaluar, esto determina las condiciones de lastrado.
- Lastrar de acuerdo a la configuración elegida y el  $M_e$  requerido para el ensayo
- Ubicar acelerómetro en posición apropiada, cercana a la zona de toma entre el fuselaje de la unidad y la ballesta del tren; de tal forma de obtener la mejor aproximación del factor de carga introducido en la misma.
- Se eleva la unidad de ensayos de un puente grúa por medio del utilaje de izado hasta la altura correspondiente. Cabe señalar que el utilaje representa un peso sobre el mismo en el momento del impacto, por lo que es incluido en los cálculos de lastrado y centraje.
- Por medio de un sistema de desprendimiento, se suelta el conjunto dejándolo caer libremente.
- Registrar factor de carga  $n_i$  para cada ensayo y máxima deformación de tren y cubiertas.
- Medición dimensional de separación entre ruedas del tren, con el fin de determinar la existencia o no de deformaciones plásticas.
- Se inspecciona visualmente posterior a cada ensayo, para determinar si se produjeron rotura, grietas o deformaciones plásticas significativas.

#### Criterios de aceptación

- En caso de presentarse deformación plástica, ésta deberá ser evaluada por un especialista y consultar al fabricante del tren.
- En caso de observarse grietas o rotura, el ensayo resulta no satisfactorio.
- Los puntos de anclaje del tren a la unidad de ensayos no deben desalinearse significativamente respecto a su posición inicial
- Las cargas transmitidas por el tren hacia la unidad de ensayos, no deben provocar deformaciones significativas en esta última.





### Presentación de resultados

Los datos deben presentarse en forma de tabla, especificando masa, configuración, altura de ensayo, factor de carga y deformación, así como observaciones de cada ensayo.

### Criterios de seguridad

No aplica ningún criterio de seguridad especial más allá de los criterios lógicos aplicables a material aeronáutico, en cuanto a daños a las estructuras por manipulación defectuosa; o peligro de aplastamiento a operarios por falla de elementos de izado o fijación.

### Documentación de referencia para Peso y Centraje

1. NATO Standardization Agency. NSA 0976 (2009) STANAG 4671 (Edition 1). *Unmanned Aerial Vehicles Systems Airworthiness Requirements (USAR)*.
2. AZOR-C-10-94, "Propuesta de Ensayos Estructurales Para Certificación, Conjunto V: Tren de Aterrizaje", DEDALUS S.A., 1994.
3. INFORME de ENSAYO N° 00X / 14, "Ensayos de Carga Estática con el Tren Principal del IUAV", Ing. Mario Medici, Marzo 2014.
4. IT\_DMA-010-09, "IUAVe - Cargas en el Tren de Aterrizaje", Ing. Gustavo Scarpin, Abril 2009.
1. AC 23-15A, "Small Airplane Certification Compliance Program", F.A.A., December 2003.
5. AC 23-19A, "Airframe Guide for Certification of Part 23 Airplanes", F.A.A., April 2007.
6. AC 23-17C, "Systems and Equipment Guide for Certification of Part 23 Airplanes and Airships", F.A.A., November 2011.



## MEDIOS DE VERIFICACIÓN: ENSAYOS DE TAXI

### Artículos aplicables

<b>Norma de referencia</b>	STANAG 4671
<b>Subparte</b>	Subpart B – UAV Flight
	Subpart C – UAV Structure
	Subpart D - UAV Design and Construction
<b>Artículos</b>	<b><i>Ground Handling Characteristics</i></b>
	USAR 231 Longitudinal Stability and Control
	USAR 233 Directional Stability and Control
	USAR 235 Operation On Unpaved Surfaces
	<b><i>Control Surface and System Loads</i></b>
	USAR 415 Ground Gust Conditions
	<b><i>Landing Gear</i></b>
	USAR 735 Brakes
	USAR 745 745 Nose/tail-wheel steering

→ Se da cumplimiento a estos artículos mediante procedimientos **AN** y **GT**

Se realizarán los de medios de verificación para los artículos 231, 233, 735 y 745. No se realizarán los medios de verificación para los artículos 235, 415 y 745.

### Parámetros a demostrar

Estabilidad y control direccional durante maniobras de taxi normales y taxi con viento cruzado.

Funcionamiento adecuado del sistema de frenos. Características de *nose over*.

Controlabilidad de trayectoria a velocidad de aterrizaje sin potencia y sin uso de frenos

Efectividad de frenos en pista pavimentada a potencia máxima de despegue.

Las características anteriores en todas las configuraciones correspondientes.

### Valores de cumplimiento y tolerancias

No debe permitirse tendencia a *nose over*.

Rodaje seguro, con velocidad de viento a 90° de al menos  $0.2 V_{S0}$ .

Rodaje satisfactorio tal que permita mantener una trayectoria recta desde velocidad  $V_{TD}$  (velocidad de touchdown) hasta 50% de  $V_{TD}$ .

Los frenos deben mantener al avión estático con potencia de despegue aplicada.

Presión del sistema hidráulico de frenos, dentro de límites del fabricante.

Funcionamiento adecuado del sistema direccional durante maniobras de despegue, aterrizaje y viento cruzado.



### Requerimientos de ensayo

- Pista de rodaje pavimentada suave, libre de agua y de superficie dura
- Estación terrena ubicada en cercanías de la pista de pruebas
- Buena recepción de telemetría, transmisión y grabación de datos
- Avión en configuración de máximo peso de aterrizaje de diseño, y posición de CG más adelantada
- Cámara de video de campo, que filme el carreteo del avión
- Termómetro infrarrojo
- Marcadores de pista para inicio y finalización de carrera
- Odómetro
- Manómetro para neumáticos
- Elementos de seguridad, principalmente extinguidores y protección auditiva
- Técnicos aptos para operar el conjunto motor

### Método

Antes de los ensayos de taxi como se describen a continuación, deben realizarse una serie de pruebas de taxi lentas (no más rápido que una caminata rápida) para que el piloto pueda familiarizarse con el manejo y la eficacia del frenado, saber cuánto ancho de pista o calle de rodaje se necesita para girar el avión, y alcanzar la competencia en el manejo de la aeronave en tierra.

#### ➤ *Sistema de Frenos y Sistema Direccional*

Para valorar los parámetros descritos, se propone una técnica que permite evaluar el sistema de frenos, distancias de frenado y comportamiento del sistema direccional en una misma maniobra. Ésta es la técnica de "*Mojón en pista y Medición con Odometro*" y consiste en realizar rodajes y frenadas entre marcas delimitadas a medida que se incrementa la velocidad de manera progresiva. La técnica permite obtener mediciones de distancias precisas y no requiere etapas extensas de post-procesamiento de datos, vinculación con tiempos GPS, y errores relativamente grandes por precisión del equipo.

### *Preparación*

1. Instalación de estación terrena en cercanías de la pista
2. Colocar 2 (dos) marcaciones en pista separadas por 200 mts
3. Ubicación de avión en pista y cercano en alcance visual de estación
4. Verificación de sistemas propios de estación, telemetría, transmisión y grabación de datos
5. Instalación de sistema de filmación externo en cercanías de la pista, para el registro de las carreras de taxi
6. Tomar mediciones de presión de inflado de cubiertas
7. Tomar mediciones la temperatura de las pastillas de frenos
8. Verificación de funcionamiento de cámaras
9. Despeje de material y personal alrededor del avión
10. Alimentación eléctrica de avión



11. Verificación funcional de sistemas del avión desde Cabina de Control (superficies de control, recepción GPS, recepción de radio modem)
12. Puesta en marcha motor desde Cabina de Control. Mantener rpm de ralentí.
13. Verificación de parámetros motor
14. Avión en condiciones de rodaje y realización de ensayo

#### *Procedimiento de Ensayo*

15. Ubicar el avión en cabecera alineado con el eje de pista
16. Hasta la marca "A" se realizará comprobación del sistema direccional mediante zigzag
17. Verificar estabilidad y control del sistema direccional
18. A partir de allí se carretea con el avión alineado al eje de pista, estabilizando la velocidad hasta la velocidad objetivo de ensayo.
19. Alcanzada la marca "B", debe reducirse la potencia hasta las r.p.m. de ralentí y se aplicarán frenos de forma progresiva pero firme hasta la detención total de la aeronave.
20. Verificar si existe tendencia a nose over
21. Detención del motor

#### *Mediciones*

22. Medir con el odómetro y registrar en la planilla de ensayo, la distancia desde el marcador "B" hasta el punto de detención de la aeronave
23. Verificar integridad de tren de aterrizaje, sistema de frenos y cubiertas
24. Medir con el termómetro y registrar, la temperatura de las pastillas de frenos
25. Medir presión de inflado de neumáticos
26. Durante el rodaje, observar por presencia del fenómeno de shimming, bloqueo o cualquier otro comportamiento que provoque inestabilidad
27. Deben anotarse las percepciones del piloto en cuanto a cualidades de manejo, percepción de efectividad en comandos

#### *Repetición del ensayo*

28. Puesta en marcha motor, llevar a rpm de ralentí
29. Verificación de parámetros motor
30. Rodar hacia cabecera para alejarse de la marca "B"
31. Repetir el ensayo en sentido inverso, incrementando la velocidad objetivo de ensayo. La velocidad objetivo de ensayo se incrementará progresivamente en 5 nudos en cada rodaje, desde 50%  $V_{TD}$  hasta alcanzar en el rodaje final,  $V_{TD}$ .

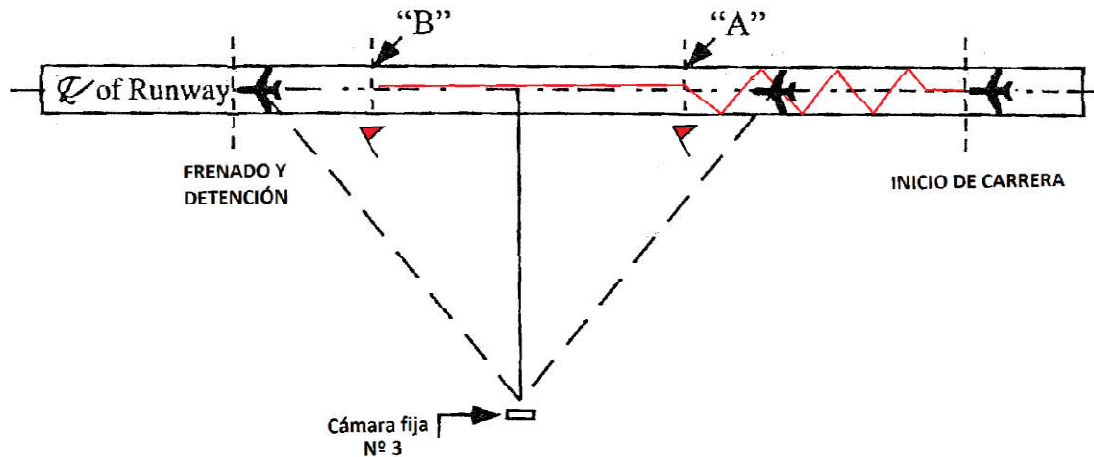


Figura 104: Esquema de ensayo de taxi.

Un procedimiento similar, excluyendo las maniobras de frenado, debe implementarse, para evaluar la estabilidad y control, en condiciones de viento cruzado a  $90^\circ$  del eje de pista, de velocidad al menos  $0.2 V_{S0}$ .

➤ *Frenos a potencia de despegue*

*Procedimiento de ensayo*

1. Ubicación de avión en pista y cercano a estación
2. Tomar mediciones de presión de inflado de cubiertas
3. Tomar mediciones la temperatura de las pastillas de frenos
4. Despeje de material y personal alrededor del avión
5. Alimentación eléctrica de avión y verificación de sistemas
6. Puesta en marcha motor desde computadora de cabina de control. Mantener rpm de ralentí
7. Verificación de parámetros motor
8. Aplicación de máxima potencia de frenado
9. Aplicación progresiva de potencia de motor hasta llegar a la potencia de despegue (normalmente potencia máxima)
10. Mantener por unos segundos y verificar que no se produzca rodadura y que las vibraciones de la aeronave sean razonables
11. Vuelta a rpm de ralentí y detención de motor

Criterios de seguridad

Restringir el área de circulación de personal mientras la aeronave se encuentra con motor encendido. Las mediciones e inspecciones se realizarán con motor detenido.

Verificar las inmediaciones por presencia de aves y /o animales por riesgo de colisión.

Notificar a bomberos de la realización del ensayo.

En caso de observarse shimming, bloqueo o tendencia a nose over durante las maniobras, disminuir la velocidad y detener motor. Registrar la condición observada y la



situación en la cual se presentó. Se debe realizar un análisis de la causa de la novedad, y una vez resuelta se reanudarán los ensayos de taxi.

En caso de inestabilidad de la aeronave durante un giro en el rodaje de zigzag, dicha velocidad será la límite para la maniobra y deberá analizarse si es aceptable o no. De presentarse pérdidas de fluido en la aeronave, o anomalías en los parámetros de motor, detener el ensayo.

En caso de pérdida de transmisión de cámara de piloto, se deberá guiar la aeronave en forma visual, dentro de lo posible, hasta su detención.

#### Documentación de referencia para Peso y Centraje

1. AC 90-89A, "Amateur-Built Aircraft and Ultralight", Federal Aviation Administration, (1995)
2. "Generic Flight Test Report Guide for Certification Compliance Assessment of Simple Light Fixed Wing Aircraft", Australian Government, Civil Aviation Safety Authority, May 2005.
3. NSA 0976 STANAG 4671 (Edition 1), "Unmanned Aerial Vehicles Systems Airworthiness Requirements", NATO Standardization Agency, 2009.
4. Taxiing - General, *FAATest.com* - Aviation Library  
<http://www.faatest.com/books/FLT/Chapter5/TaxiingGeneral.htm>
5. AC 23-8C, "Flight Test Guide for Certification of Part 23 Airplanes". U.S. Department of Transportation, F.A.A. November 2011.
6. <http://exp-aircraft.com/library/heintz/testing.html>
7. [http://www.velocityaircraft.com/manuals/16\\_GGG.pdf](http://www.velocityaircraft.com/manuals/16_GGG.pdf)
8. <http://www.eaa.org/en/aaa/aviation-communities-and-interests/homebuilt-aircraft-and-homebuilt-aircraft-kits/next-steps-after-plane-is-built/testing-articles/stage-one-making-preparations-for-flight-testing>



## MEDIOS DE VERIFICACIÓN: ENSAYOS EN TÚNEL DE VIENTO

### Artículos aplicables

No existen referencias explícitas en la norma STANAG 4671 ni en la circular AC 23-8C, sobre requerimientos de ensayos o verificaciones mediante túnel de viento.

La realización de ensayos en túnel de viento surge de la necesidad de corroborar de manera experimental, los parámetros aerodinámicos calculados en forma teórica durante el diseño, así como la variación de dichos parámetros con el de número de Re durante el vuelo de la aeronave.

Podemos diferenciar tres tipos distintos de ensayos, que dependiendo las instalaciones, pueden realizarse mediante una secuencia similar, estos son:

Obtención de curvas  $C_L$ - $C_D$ - $C_M$

Variación de  $C_{D0}$  (Re)

Variación de  $C_L$ - $C_D$ - $C_M$  con  $i_t$  e  $i_w$

### ➤ *Obtención de curvas $C_L$ - $C_D$ - $C_M$*

### Parámetros a demostrar

Coefficientes de Fuerza y Momento, para el rango de ángulos de ataque de interés.

### Valores de cumplimiento y tolerancias

Determinación de las curvas de  $C_D(C_L)$ ,  $C_{M_{cg}}(C_L)$ ,  $C_{Mac}(\alpha)$  y  $C_{Mac}(C_L)$  para cada una de las siguientes configuraciones de aeronave:

- I. Modelo completo (EH y tren de aterrizaje)
- II. Modelo sin  $E_H$
- III. Modelo sin Tren de aterrizaje de nariz
- IV. Modelo sin  $E_H$  ni Tren de aterrizaje de nariz

La interpolación a partir de los datos de ensayo, se realiza por medio de polinomios y se presentan gráficamente los resultados.

En el caso de la aeronave UAV Vigía 2A, la velocidad de ensayo corresponde a  $V=52$  m/s, aproximadamente la velocidad de crucero de la aeronave. \*

Durante el ensayo se barren ángulos de  $-10^\circ$  a  $16^\circ$  incrementando de a  $2^\circ$ . \*

\* valores de la aeronave Vigía 2A , extraídos de Ref. [3]



### Requerimientos de ensayo

No se cuenta con requerimientos de ensayo extraordinarios, más allá de lo respectivo a instalaciones, instrumentación y modelos de la aeronave.

#### ➤ *Variación de $C_{D0}$ (Re)*

### Parámetros a demostrar

Variación de  $C_{D0}$  con el número de Reynolds. El número de Reynolds varía en función de la velocidad de ensayo.

### Valores de cumplimiento y tolerancias

Se debe observar claramente la tendencia de  $C_{D0}$  al incrementar la velocidad de ensayo.  $C_{D0}$  debe disminuir al aumentar el Re del túnel de viento.

El valor de  $C_{D0}$  para cada velocidad de ensayo, se obtiene como al ordenada al origen de la curva  $C_D(C_L)$ .

Se debe obtener una función interpolando los valores de  $C_{D0}$  para cada velocidad de ensayo y su asociado número de Re, la cual permite calcular el valor de  $C_{D0}$  al valor de Re de crucero de la aeronave.

Los valores de velocidad a ensayar serán de 17 m/s, 35 m/s, 45 m/s y 55 m/s para nuestro caso de interés. \*

\* Valores de la aeronave Vigía 2A, extraídos de [Ref 3]

### Requerimientos de ensayo

No se cuenta con requerimientos de ensayo extraordinarios, más allá de lo respectivo a instalaciones, instrumentación y modelos de la aeronave.

#### ➤ *Variación de CL-CD-CM con $i_t$ e $i_w$*

### Parámetros a demostrar

Variación de los parámetros aerodinámicos  $C_L$ ,  $C_D$  y  $C_M$  respecto a la modificación del calaje de ala  $i_w$  y calaje del empenaje  $i_t$ .

### Valores de cumplimiento y tolerancias

El procedimiento para determinar los ángulos óptimos de calaje de ala y empenaje, consiste en efectuar como mínimo tres ensayos para el abanico de  $\alpha$ , variando en cada uno el ángulo de ataque para un calaje fijo. Luego se cambia el ángulo de calaje sea de ala o estabilizador, y se repite el procedimiento. Con esa información se obtienen curvas de  $C_D$  vs.  $C_L$ , y simultáneamente las correspondientes curvas  $C_M$  vs.  $\alpha$ .



---

El ángulo de calaje del ala  $i_w$ , se fija en los valores de  $-3.6^\circ$ ,  $-1.8^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $1.8^\circ$  y  $3.6^\circ$ . \*

El ángulo de calaje del empenaje  $i_t$  se fija en los valores de  $-1.8^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $1.8^\circ$ , para dos condiciones de  $i_w$  de  $4.5^\circ$ ,  $0^\circ$  y  $2.5^\circ$ .\*

\* Valores de la aeronave Vigía 2A, extraídos de Ref. [3]

### Requerimientos de ensayo

No se cuenta con requerimientos de ensayo extraordinarios, más allá de lo respectivo a instalaciones, instrumentación y modelos de la aeronave.

### Método (común para los tres ensayos):

Para el procedimiento de ensayo, se toman en cuenta las recomendaciones obtenidas durante visitas al túnel mayor del Centro de Investigaciones Aplicadas. El método de ensayo se encuentra automatizado en gran parte, ya que tanto la adquisición de datos, como el ajuste del ángulo de ensayo se realizan con mínima intervención del personal. Por este motivo en esta sección se profundizará sobre aspectos prácticos respecto a la preparación del ensayo, corridas de calibración, recomendaciones durante el ensayo y el registro de datos del mismo.

### *Preparación del Ensayo*

- Realizar una calibración de la balanza de acuerdo a las cargas esperadas, mediante un ajuste electrónico de la ganancia del amplificador de señal.
- Preparar el modelo: sujeción, enmasillado, chequeo de bandas de transición, dimensiones, ángulos, etc.
- Verificar movilidad del mecanismo de balanza y del modelo, en búsqueda de interferencias u obstrucciones.
- Verificación de conexiones eléctricas y del sistema de adquisición de datos.
- Inspección de la cámara de ensayo: búsqueda de objetos extraños como herramientas, piezas sueltas, elementos pertenecientes al modelo, etc.

### *Corridas previas de calibración*

- Realizar una corrida de ensayo sin viento, variando el ángulo de ataque, para determinar de antemano la influencia del peso del modelo sobre las mediciones.
- Realizar una corrida preliminar con viento, con la finalidad de comparar los resultados obtenidos durante ensayos de otras aeronaves, realizados anteriormente en la instalación. Debe chequearse que el orden de magnitud de los siguientes parámetros sea coherente;  $\alpha_{lo}$ ,  $C_{L\alpha}$ ,  $C_{Lm\acute{a}x}$ ,  $C_{D0\ min}$  y  $C_{Mo}$ .
- Determinar la precisión de los ensayos, mediante la secuencia siguiente:
  - I. Realizar dos corridas sin ninguna modificación. Esto permite evaluar la precisión de la balanza y del control de velocidad
  - II. Realizar una corrida de referencia, y luego de continuar con la campaña volver a repetir las condiciones de la corrida inicial. Esto permite evaluar cualquier desajuste del seteo de flaps, tabs y demás comandos móviles por medio de los resultados de ensayo.



#### *Recomendaciones durante el Ensayo:*

- Imprimir o representar en forma gráfica los datos de ensayo, a medida que se va realizando el mismo. Esto permite repetir rápidamente los datos de ensayo considerados defectuosos o erróneos.
- Durante el ensayo, la entrada en pérdida del modelo, se observa como vibraciones en la balanza, lo que genera oscilaciones marcadas en las mediciones.
- Repita ocasionalmente una corrida en configuración básica. Esto permitirá verificar cambios en el modelo o su condición superficial
- Siempre repita la corrida inicial al terminar un conjunto de ensayos.

#### *Registro de datos*

- Llevar un registro de parámetros preciso y adecuado. Las planillas de datos deben contener designación de modelo, configuración, velocidad de ensayo, temperatura y presión del flujo de aire e información adicional, como número de Reynolds y dimensiones del modelo.
- Llevar un registro de todas las situaciones anormales que se presenten, ya que ayudará durante el análisis de datos.
- Nombrar siempre los ensayos en orden cronológico para evitar confusiones o malinterpretación de datos.

#### Criterios de Seguridad

No se cuenta con consideraciones de seguridad especiales respecto a este tipo de ensayos según la FTSDB. En forma puntual debe mencionarse el cuidado necesario para manipular los modelos de la aeronave, ya que por lo general resultan muy costosos.

Deben seguirse los procedimientos de seguridad y operación propios de cada instalación de ensayos.

#### Documentación de referencia:

1. Reuniones con el Ingeniero Raúl Cabido, encargado de túnel de viento del Centro de Investigaciones Aplicadas.
2. “*Low Speed-Wind Tunnel Testing*”, 3 ed., Barlow, Rae, Pope, 1999.
3. Trabajo Final de Grado “*Diagramación, organización y puesta en práctica de una campaña de ensayos en túnel de viento para un vehículo aéreo no tripulado Clase 2.*”, Santiago Fermani, 2014.



## MEDIOS DE VERIFICACIÓN: ENSAYOS DE ASCENSO EN DIENTE DE SIERRA

<b>Norma de referencia</b>	STANAG 4671
<b>Subparte</b>	Subpart B – UAV Flight
	Subpart G –Operating Limitations and Information
<b>Artículos</b>	<b>General</b>
	USAR 63 Climb General
	USAR 65 Climb. All engines Operating
	<b>General</b>
	USAR 1587 Performance Information

→ Se da cumplimiento a estos artículos mediante procedimientos **GT** y **FT**

### Parámetros a Demostrar

Performance de ascenso para altitudes entre nivel del mar y no menos de 10000 ft.

Velocidades de ascenso y R / C para las alturas a evaluar.

### Valores de Cumplimiento/Tolerancias

- Altímetro fijado en QNE (29.92 in. Hg)
- Ensayo se realiza en régimen de potencia máxima
- Las velocidades de ensayo, deben elegirse alrededor de la velocidad de vuelo que se espera de R / C máximo. El paso entre velocidades de vuelo debe ser de 5 kt. en el rango de velocidades bajas e incrementándose a 15 kt. en el extremo superior del rango de velocidades de vuelo
- Evitar variaciones bruscas de velocidad, mantener aceleraciones suaves.
- Realizar el ascenso en aire calmo o en forma perpendicular al viento predominante para minimizar su influencia
- Ensayos deben limitarse por altura (1000 ft.) o por tiempo de ensayo (menor a 2 minutos)
- Intervalo entre lecturas de no más de 20 seg.
- R / C de ensayos deben ser mayores a 100 ft./min
- Si aparece un pequeño error de V mientras se establece el ascenso, es preferible mantenerlo a tratar de corregirlo
- Resultados de ensayo deben reducirse a atmosfera estándar

### Requerimientos de Ensayo

- Buena recepción de telemetría, transmisión y grabación de datos
- Instrumental de ensayo, termómetro (OAT), medidor de combustible, RPM y Torque.



- Altímetro altamente calibrado
- Sistema de cronometraje, manual o automático.
- Confinar los vuelos a una zona específica delimitada previamente

### Método

Según la referencia *Ref. [1]*, para la evaluación de la performance en ascenso, se sugiere realizar la técnica de Ascenso en Diente de Sierra. Debe conducirse dicha técnica a distintas velocidades utilizando generalmente potencia máxima continua. Para cada configuración, deben realizarse un mínimo de 3 (tres) ascensos a las siguientes altitudes:

- (i) Lo más cercano a nivel del mar posible
- (ii) Altitud cercana al techo de servicio (donde  $R / C = 100 \text{ ft./min}$ )
- (iii) Altitud intermedia

### *Previo al Ensayo*

- Preparar tarjeta de datos (*data card*) y gráfico de evaluación rápida de lecturas, a medida que se van obteniendo.

### *Ensayo*

- Estabilizar parámetros de motor a la velocidad de ensayo, en forma previa al registro de datos en la banda de ensayo considerada
- Trimado previo de la aeronave antes de ingresar a la banda de ensayo.
- Registro en tarjeta de datos de  $V_o$  objetivo y  $V_o$  lograda, altura de presión  $H_{PO}$  y  $H_{PF}$ , peso de combustible  $W_{fuel}$ , y temperatura externa OAT
- Opcionalmente pueden registrarse parámetros como ángulo de ataque, RPM y Torque del motor, a modo de referencia o para realizar verificaciones cruzadas.
- Ajuste de Potencia de ensayo, generalmente potencia máxima
- Registrar tiempos de inicio y fin de ensayo

En caso de registro de datos en forma manual, para cada altitud ensayada, el mismo debe llevarse a cabo en una tarjeta de datos similar a la siguiente:

$V_o$ <i>Objetivo</i>	$V_o$	$H_p$ <i>Inicial</i>	$H_p$ <i>Final</i>	$\Delta t$	$W_{fuel}$	OAT	Misc.

Tabla 15: Tabla de datos para ensayos de ascenso.

- Una vez completada la banda de ensayo, ajustar régimen de potencia a nivel pre ensayo.
- Debe completarse, partiendo de la tarjeta de datos de cada altitud ensayada, un gráfico de evaluación rápida de lecturas. Éste gráfico muestra  $V_0$  vs. tiempo de ascenso, para la altitud  $H_{p0}$  de ensayo considerada. De observarse datos fuera de tendencia se debe repetir el ensayo para esa velocidad objetivo y altura. Esto permite ahorrar tiempo y recursos, al no tener que esperar el análisis de datos para encontrar puntos de ensayo fuera de tendencia.

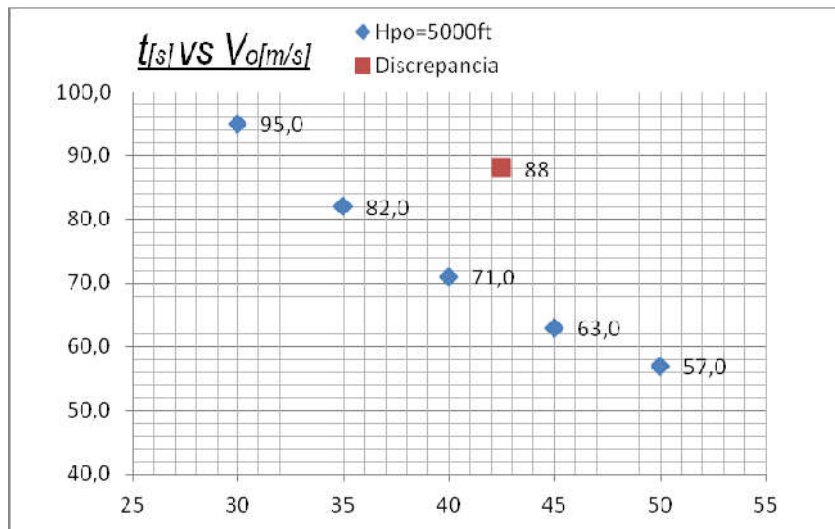


Figura 105: Ejemplo de gráfico de evaluación rápida de lecturas.

- En caso de que la toma y procesamiento de datos se realice a través de sistemas de adquisición automáticos, el procedimiento anterior puede ser realizado mediante el uso de algún software.

#### Criterios de Aceptación

- Banda de altitud de +/- 1000 ft. respecto a altura objetivo
- Aceleración normal durante ensayo +/- 0,1 g
- $V_0 = +/- 1$  kt (nudos)

#### Criterios de Seguridad

Considerar las limitaciones del motor en toda la envolvente.

Considerar el potencial de pérdida en ascensos a baja velocidad y baja altura.

#### Documentación de referencia

1. AC 23-8C, "Flight Test Guide for Certification of Part 23 Airplanes". U.S. Department of Transportation, F.A.A. November 2011.



2. USNTPS-FTM-108, *"Fixed Wing Performance"*, US Naval Test Pilot School, September 1992.
3. *"Apunte teórico de clases, Mecánica del Vuelo 1"*, Scarpin Gustavo, Febrero 2012.
9. NSA 0976 STANAG 4671 (Edition 1), *"Unmanned Aerial Vehicles Systems Airworthiness Requirements"*, NATO Standardization Agency, 2009.



## MEDIOS DE VERIFICACIÓN: ENSAYOS DE CONTROLABILIDAD Y MANIOBRABILIDAD

<b>Norma de referencia</b>	STANAG 4671
<b>Subparte</b>	Subpart B – UAV Flight
<b>Artículos</b>	<b><i>Controlability and Manoeuvrability</i></b>
	USAR 143 General

→ Se da cumplimiento a estos artículos mediante procedimientos **GT** y **FT**

### Conceptos previos

**Controlabilidad:** Es la habilidad del piloto para establecer y mantener, o alterar la actitud del avión con respecto a su trayectoria de vuelo a través de la manipulación de los controles. En el diseño del avión se pretende que sea posible "controlar" la actitud de cada uno de los tres ejes, longitudinal, lateral y vertical. Los desplazamientos angulares alrededor del eje longitudinal se denominan "rolido". Aquellos sobre el eje lateral se llaman "cabeceo" y aquellos alrededor del eje direccional se llaman "guiñada".

Existiría controlabilidad insatisfactoria si el piloto de ensayos encuentra que la controlabilidad es tan inadecuada que una condición peligrosa podría ocurrir con facilidad, y es inaceptable para cumplimiento con las regulaciones.

**Maniobrabilidad:** Es la habilidad del piloto, de alterar la dirección de la trayectoria de vuelo del avión, a través de la manipulación de los controles. Para lograr esto, el avión debe ser controlable. Cualquier cambio en la dirección de vuelo, implica una aceleración normal a la trayectoria de vuelo. La maniobrabilidad está íntimamente relacionada con la controlabilidad, son inseparables en cualquier movimiento real del avión. También es, en gran parte, cualitativa por naturaleza y debe tratarse de la misma manera que se ha sugerido para la controlabilidad.

### Parámetros a Demostrar

Características cualitativas de controlabilidad y maniobrabilidad: Control satisfactorio del mando (remoto).

Lo anterior, debe evaluarse durante las siguientes fases:

- a. Despegue a potencia máxima
- b. Ascenso
- c. Vuelo Nivelado
- d. Descenso
- e. *Go-Around*
- f. Aterrizaje, con y sin potencia
- g. Taxi



### Valores de cumplimiento y tolerancias

- Atmósfera calma, realizar ensayos preferentemente durante las primeras horas del día
- Transición suave entre maniobras, alejado de límites estructurales
- Parámetros de motor dentro de los límites
- Fuerzas en actuadores dentro de los límites

### Requerimientos de ensayo

- Excelente recepción de telemetría, transmisión y grabación de datos
- Transmisión y monitoreo en tiempo real de fuerzas en actuadores
- Monitoreo constante de los parámetros de motor
- Medición de los desplazamientos del mando de control
- Monitoreo de la carga de trabajo, grado de alerta o dificultad evidenciado en el piloto en cada maniobra.
- Los resultados de ensayo deben corregirse a condiciones ISA y nivel del mar

### Método

#### *Previo al Ensayo*

- Establecer la configuración del avión, normalmente peso máximo de despegue y posición de CG de acuerdo a la fase a evaluar
- Verificaciones de sistemas y enlace de datos
- Verificaciones de transmisión de la instrumentación de ensayo y sensores

#### *Ensayo*

Consiste simplemente en la realización de uno o varios vuelos, en los cuales se deben establecer distintos ajustes durante cada fase evaluada. El piloto debe poder realizar transiciones suaves entre las fases.

Evaluar la Controlabilidad y Maniobrabilidad de cada fase, bajo los siguientes ajustes:

#### *Despegue*

- Configuración a combinación crítica de peso / CG dentro de lo permisible para despegue.
- Régimen de potencia máxima continua
- Evaluar con y sin flaps
- Rotación a  $V_R$ , que debe ser mayor a  $V_{S1}$  para UAVs monomotores
- Establecer  $V_{TOSS}$ : (Vel. de seguridad de despegue), no menor a  $1.2 V_{S1}$  o  $V_{S1}$  más 10 kt. Definida para cada configuración de flaps.

(Criterio, extraído de USAR 51; y véase *Ref. [1]*)





### Ascenso

- Peso máximo de despegue y posición más adelantada de CG
- Régimen no mayor al de potencia máxima continua
- Establecer velocidad no menor a  $1.3 V_{S1}$ .

(Criterio, extraído de USAR 63 y 65; y véase *Ref. [1]*)

### Vuelo Nivelado

- Régimen de potencia máxima continua
- Trimado para vuelo nivelado
- Verificar características entre  $1.3 V_{S1}$  y  $V_{NE}$

### Descenso

- Régimen de potencia mínima (idle)
- Establecer velocidad no menor a  $V_{REF}$

### Go-Around

- Flaps en posición de despegue
- Potencia máxima de despegue en  $t = 2$  a  $5$  seg.
- Establecer gradiente de ascenso de al menos  $2.5\%$
- Establecer velocidad de ascenso igual a  $V_{REF}$

(Criterio, extraído de USAR 77 y 73; y véase *Ref [1]*)

### Aterrizaje

- A realizarse con potencia, y sin potencia o régimen de potencia mínima (idle)
- A realizarse con flaps en condición de aterrizaje y con flaps retraídos
- Establecer  $V_{REF}$ , no menor a  $1.3 V_{S0}$ , o  $V_{S0} + 10$  kt., la que sea mayor. Excepto si se demostró previamente que la performance del UAV permite una velocidad segura más baja.
- Velocidad no mayor a  $V_{FE}$

(Criterio, extraído de USAR 73; y véase *Ref [1]*)

### Taxi

- Rodaje en superficie áspera o desigual, similar a la que se espera en operación
- Operación de frenos
- Desde velocidad de Touchdown  $V_{TD} = 1.10 V_{S0}$  hasta velocidad  $0.5 V_{TD}$

(Criterio, extraído de USAR 231, 233 y 235; y véase *Ref. [1]*) *Ref. [4]*)



El piloto debe comunicar su percepción durante cada fase, siempre que le sea posible, utilizando palabras cortas y resumidas mientras realiza el vuelo.

Registro de parámetros generales: tiempo, ajuste de potencia o empuje, velocidad  $V_0$ , altura de presión  $H_{p0}$ , temperatura externa OAT, peso de aeronave  $W$  (o combustible consumido) y configuración de flaps.

### Criterios de Aceptación

Opinión (cualitativa) del piloto sobre el comportamiento de la aeronave en las distintas fases.

Puede utilizarse para la evaluación de la controlabilidad y maniobrabilidad, la interpretación de la opinión del piloto mediante la implementación de los *Niveles de Aceptación* de las fases y/o la *Escala de Cooper-Harper*, establecidos en el siguiente documento:

- NASA TN D-5153, "*The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities*"

Existen otros métodos y herramientas subjetivas de clasificación de la carga de trabajo para su uso en ensayos en vuelo:

- NASA Task Load Index (TLX)
- Subjective Workload Assessment Technique (SWAT)
- USAF School of Aerospace Medicine Rating Scale
- Subjective Workload Dominance Technique (SWORD)

### Criterios de Seguridad

Si se evidencia exceso en la carga de trabajo del piloto; o aeronave de controlabilidad deficiente se debería suspender el ensayo inmediatamente.

### Documentación de referencia para Controlabilidad y Maniobrabilidad

1. AC23-8C, "*Flight Test Guide for Certification of Part 23 Airplanes*", F.A.A., November 2011.
2. NSA 0976 STANAG 4671 (Edition 1), "*Unmanned Aerial Vehicles Systems Airworthiness Requirements*", NATO Standardization Agency, 2009.
3. "*Generic Flight Test Report Guide for Certification Compliance Assessment of Simple Light Fixed Wing Aircraft*", Australian Government, Civil Aviation Safety Authority, May 2005.
4. AC 23-15A, "*Small Airplane Certification Compliance Program*", F.A.A., December 2003.
5. MIL-C-005011B (USAF), "*Standard Aircraft Characteristics and Performance, Piloted Aircraft*", 21 June 1977.
6. NASA TN D-5153, "*The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities*", Cooper, G., and Harper, R., April, 1969.



7. Proceedings of the Human Factors Society, 26th Annual Meeting, "*An Individual Differences Approach to SWAT Scale Development*", Reid, Gary B., Eggemeirer, F. T., and Nygren, T.E., 1982.
8. "*The Subjective Workload Assessment Technique: A Scaling Procedure for Measuring Mental Workload*", in "*Human Mental Workload*" (pp. 185-218), Reid, G.B. and Nygren, 1988.
9. Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society, 33rd Annual Meeting, "*The Use of Judgement Matrices in Subjective Workload Assessment: The Subjective Workload Dominance (SWORD) Technique*" (pp 1406-1410), Vidulich, M.A. Santa Monica, 1989.
10. AGARD Conference Proceedings No.373, "*Assessing Pilot Workload in Flight*", Roscoe, Alan H., 1984.
11. Human Mental Workload (Chapter 2), "*Measuring Mental Workload: Problems, Progress, and Promises*", Jex, H.R., 1989.



## PARTE 5: OPERACIONES POST- ENSAYOS

---



---

## CAPÍTULO 12: REPORTES Y REUNIONES POSTERIORES A ENSAYOS

---

### 12.1 OPERACIONES POST-VUELO

Luego de cada vuelo de ensayos, el equipo debe llevar a cabo ciertas acciones para asegurarse que se cumplieron los objetivos del mismo, que no hubieron resultados inesperados (o si los hubo, deberán considerarse previamente al siguiente vuelo), y determinar cuándo se realizará el próximo vuelo. Los resultados inmediatos del vuelo de ensayos no son fáciles de expresar debido a la multitud de datos recogidos durante cada vuelo, y al gran número de especialistas interesados en esos datos. Sin embargo, el costo del vuelo requiere que los ensayos progresen lo más rápido posible, y esto a su vez dicta que la información se verifique y publique de la manera más oportuna y eficiente. Como ya se ha dicho, los comentarios de la tripulación forman parte de la base de datos y son invaluable incluso si se refieren únicamente a una condición de ensayo específica de un vuelo. Sus comentarios a menudo pueden servir para identificar condiciones que no son evidentes en los datos registrados, pero que merecen una evaluación adicional. El paso final, suponiendo que no hay motivos serios para no continuar, es lanzar los preparativos para el próximo vuelo de prueba.

Las acciones a realizar por el equipo, posteriormente a los vuelos incluyen:

- Recopilar y suministrar información para continuar con el Plan
- Comparación con información de ensayos similares
- Identificar y corregir cualquier malfuncionamiento o falla del vehículo de ensayos u equipos auxiliares
- Preparar los elementos necesarios para realizar el ensayo siguiente en forma segura y eficiente

Esta sección, cubrirá acciones tales como Reuniones de Post-Vuelo (*Post-Flight Debriefing*), análisis y evaluación de información, Reportes de Ensayos, y un breve planeamiento para el siguiente vuelo.

### 12.2 REUNIONES O DE-BRIEFING POST-VUELO

El *Post Flight Debrief (PFD)* es una reunión breve, de duración no mayor a una hora, que se realiza para asegurar buena coordinación e interacción entre los especialistas involucrados. Los puntos a tratar en la reunión deben incluir los aspectos más importantes del ensayo, tomar las decisiones requeridas inmediatamente e informar a las diferentes partes sobre las acciones necesarias en el corto plazo.

#### *Personal Participante*

El personal que debe estar presente en la reunión PFD, es el siguiente:

- Tripulación

- Ingenieros de Ensayos, de Instrumentación y especialistas en telemetría
- Mecánicos de Línea de Vuelo
- Equipo de adquisición y análisis de datos
- Representantes de mayor jerarquía de los grupos anteriores

En general es la tripulación, preferentemente el piloto, quien lidera la reunión mientras que los demás especialistas realizan comentarios o interrogantes para clarificar determinadas cada punto evaluado.

### *Temario de reunión*

Los temas a tratar durante el PFD, deberían cubrir al menos los siguientes aspectos.

- Informe de fallas y malfuncionamientos observados en vuelo
- Comentario de eventos y fenómenos experimentados, preferentemente en orden cronológico y apoyados con datos de telemetría
- Comentarios de Piloto sobre *flight points* realizados
- Informe de Instrumentación de vuelo, destacando cualquier anomalía



Figura 106: Tripulación de Apollo 13, durante una reunión de PFD.

### *Fuentes de Información*

Las fuentes de información que dan soporte al PFD, son

- Tarjetas de ensayo, que resumen todos los requerimientos para los puntos de ensayo y las condiciones asociadas. La orden de ensayo es la mejor guía para listar las fases del vuelo.
- Informes del Piloto, datos de telemetría y toda información relevada durante el vuelo.
- Requerimientos específicos a cumplimentarse



### 12.3 REPORTE DE ENSAYO

El reporte de ensayo es la respuesta documentada dirigida a la organización del programa, a autoridades de certificación, o a un cliente; debiendo adaptarse la información y profundidad de acuerdo al destinatario y siguiendo los requerimientos de los mismos. Adicionalmente el equipo debe redactar informes diarios para su propio uso, para llevar un seguimiento del progreso del plan de ensayos.

El proceso de presentación de informes, debería emprender los tipos de reporte, el cronograma, la frecuencia, el contenido y la prioridad. Los informes deben ser claros, concisos, organizados lógicamente y contener información de valor para el destinatario. Debe prestarse especial atención en responder las siguientes preguntas, ya que permiten ordenar el procedimiento y abarcar lo requerido para cada caso en particular.

- ¿Qué información debe recolectarse?
- ¿Quién necesita esta información?
- ¿Qué nivel de profundidad se necesita?
- ¿Con qué celeridad se necesitan los resultados?

La información básica a incluir en los reportes de ensayo, está compuesta por:

- Objetivos de ensayo
- Actividades requeridas para el ensayo
- Principales hechos y resultados observados

Por su parte, el cliente tiene interés en obtener respuesta a las siguientes preguntas, entre otras:

- ¿Fueron satisfactorios los ensayos?
- ¿Se desempeña la aeronave de acuerdo a lo especificado en la norma/regulación?
- ¿El piloto o tripulación, pueden operar la aeronave?
- ¿Resulta la aeronave una mejora respecto a los sistemas en uso actualmente?

Estas preguntas / requerimientos son pre-negociados al comienzo del proyecto y constituyen la base, junto a los requerimientos de las normas aplicables, para la determinación de los objetivos de ensayo y requerimientos de información.

#### *Tipos de Reportes*

Se nombran y describen brevemente los distintos tipos de reportes y sus características generales; que se presentan a lo largo de un Plan de Ensayos. Algunos de ellos se realizan luego de cada vuelo, otros al finalizar el ensayo y otros son reportes al momento de finalizar el Plan.



○ Reporte Rutinario:

Se realizan luego de cada vuelo y deben incluir la siguiente información:

- Informe del piloto, está basado en sus observaciones e interpretación de los puntos evaluados. Debe incluir datos de tales como composición de la tripulación, aeronave utilizada, zona de ensayos y clima presente, tipo de ensayos, y cualquier fenómeno inusual acontecido. Incluir también recomendaciones o procedimientos para la siguiente serie de ensayos.
- Informes de otros tripulantes.
- Informe del equipo de telemetría, sobre la coherencia de la información recibida.
- Informe del piloto describiendo cualquier evento o incidente que afecten la seguridad de vuelo.
- Informe de mecánicos, en caso de incidentes.
- Informe de resumen, realizado por el FTE para la gerencia, que contenga duración de vuelo, condiciones evaluadas, incidentes, etc.

○ Reporte Diario:

Se trata de reportes informales que documentan el día a día del proyecto. Deben escribirse con la mayor cantidad de detalles técnicos posibles para facilitar su transcripción en un reporte final. El reporte diario, que puede incluir un informe del vuelo, debe incluir comentarios cualitativos y editoriales para permitir un recordatorio más preciso al momento de formalizar el reporte técnico final.

○ Reporte de Vuelo:

La tripulación deberá documentar los resultados de cada vuelo en un reporte. El contenido debe ser lo suficientemente detallado para permitirles a los ingenieros de ensayos (FTE) redactar el reporte final sin la asistencia directa de la tripulación. Este reporte debe focalizar en comentarios que se relacionen a la información obtenida, comentarios sobre la adecuación de los procedimientos del manual de vuelo (o cambios recomendados), y comentarios sobre deficiencias o características mejoradas. Este reporte debe proveerse a los FTE y ser leído por ellos en forma previa al próximo vuelo.

○ Reporte de Respuesta Rápida:

Es un reporte conciso que esta designado para proveer una respuesta rápida al cliente y/o la organización. Debe ser breve y normalmente no contiene información técnica detallada, pero provee resultados con conclusiones específicas y recomendaciones. El cliente utilizara estos reportes como una herramienta de toma de decisiones.





○ Reportes Orales:

El equipo de ensayos puede necesitar comunicar resultados en forma rápida para permitirle al cliente y/o organización tomar ciertas decisiones. El reporte oral es un medio efectivo para presentar resultados de ensayo. Debe conocerse la audiencia a la cual se destinara (cliente, audiencia técnica, gobierno, etc.) al momento de preparar un reporte de este tipo. Pueden utilizarse ayudas visuales para guiar a la audiencia durante la presentación, y proveer una copia impresa de la presentación cuando sea posible.

○ Memorias Técnicas:

Las memorias técnicas se utilizan para publicar los resultados de investigaciones científicas, técnicas e ingenieriles. Entre los resultados a publicar se incluyen conceptos de instrumentación, procedimientos, nuevos métodos de ensayo, técnicas de análisis y evaluación de datos, y lecciones aprendidas durante el proyecto, entre otras.

○ Reportes Técnicos:

Un reporte técnico abarca los hechos relevantes obtenidos de la investigación técnica y queda definido como un documento formal de registro oficial. El principal propósito del reporte técnico es divulgar los resultados de la investigación técnica de una manera ordenada, que sirva como base para tomar decisiones respecto del proyecto. El cuerpo principal del reporte técnico contiene información técnica detallada. Además contiene secciones de background, propósito, descripción de la aeronave, equipamiento, métodos de ensayo e información de los ensayos; las cuales deben provenir directamente del plan de ensayos. El resto del informe técnico, debería incluir resultados y discusiones, conclusiones, y recomendaciones.

Las secciones recomendadas a incluir en un reporte técnico son las siguientes:

- Resumen
- Background
- Propósito / Objetivos
- Avión y equipamiento de ensayos
- Alcance del ensayo
- Metodología de ensayo
- Cronograma
- Resultados
- Conclusiones
- Recomendaciones / Correcciones propuestas



○ Reporte Especial

Un evento inesperado puede requerir que se elabore un reporte especial. El reporte debería incluir las circunstancias del mismo, de qué manera afecto al personal y equipamiento, y la posibilidad de reparaciones.

Dependiendo de la naturaleza, severidad del incidente y personal involucrado en el mismo, los reportes pueden ser:

- El registro de la aeronave
- Reporte de incidente

#### 12.4 PREPARACIÓN DE REPORTES

Los reportes de ensayos deben ser bien pensados, y el equipo debe tener en mente los requerimientos de los reportes al momento de generar el plan de ensayos. Incluso, la generación de reportes puede comenzar en forma previa a los ensayos. Se presentan a continuación aspectos importantes a la hora de recolectar, preparar y evaluar los datos necesarios para preparar el informe de la campaña de ensayos.

○ Recolección y Análisis de datos

Debe crearse una base de datos para monitorear la recolección de datos y su análisis, en forma previa al comienzo de los ensayos. El formato de la misma puede ser en papel o computarizada. Un ejemplo de organización de este estilo se presenta en la *Figura [94]*. Cada punto de ensayo cuenta con una descripción que incluye nombre del ensayo, configuración de la aeronave (flaps, tren de aterrizaje, nombre del ensayo, peso neto, posición de CG, etc.) y condiciones del ensayo (altitud, velocidad, etc.). Las primeras cuatro columnas pueden completarse en forma previa al comienzo de los ensayos.

Test Point Number	Test Point Description			Data Milestones				Applicable Specification or Standard
	Test Name	Test Configuration	Test Condition	Raw Data Collected	Raw Data Reviewed and Acceptable for Analysis	Raw Data Reviewed and Retest Required	Data Analysis Complete	

Figura 107: Tabla de datos de ensayo.



○ Calibración de señales de Instrumentación

Los FTE deben asegurarse que las señales de la instrumentación estén calibradas en forma previa a la realización de los ensayos. Para periodos de ensayo de larga duración (más de 2 o 3 meses) es necesario calibrar periódicamente las señales. Una vez completados los ensayos sin importar la duración de los mismos es necesario volver a realizar el procedimiento de calibración. Para mayor información sobre el procedimiento de calibración de señales puede consultarse la siguiente referencia

- AGARDograph 160 "AGARD Flight Test Instrumentation Series"

○ Comparación de datos respecto a Requerimientos

La comparación de los datos obtenidos respecto a las especificaciones determinara si la aeronave cumple con los mismos.

○ Identificación de características mejoradas o deficiencias

Permite a la organización incorporar aquellas características de diseño mejoradas para ser tenidas en cuenta en futuros diseños. La identificación de deficiencias en una etapa temprana del programa de ensayos puede llevar a corregir un problema significativo cuando la corrección sea menos costosa.

## 12.5 PLANIFICANDO EL PRÓXIMO VUELO

Normalmente no se cuenta con suficiente tiempo para esperar a finalizar un ensayo, antes de comenzar a preparar la documentación y secuencia del próximo; especialmente si la aeronave se encuentra realizando varios ensayos en simultáneo (estructurales, aeroelásticos, performance, handling qualities, etc). Las tarjetas y secuencias de ensayo pueden y deben definirse tan pronto se apruebe el plan de ensayos.

Luego de un vuelo, el PFD y el análisis de datos del ensayo dictarán como se realizará el próximo vuelo. Una vez determinado que resulta seguro proceder al próximo ensayo, los FTE deben llevar a cabo las siguientes acciones:

- Seleccionar los puntos de ensayo siguientes que provean información adicional sobre las anomalías ya determinadas y/o puntos que permitan continuar con la investigación del vuelo.
- Contactar a la organización de Mantenimiento y determinar cuándo estará lista la aeronave para el próximo ensayo.
- Notificar a todos los involucrados en actividades de apoyo, de la fecha y hora del próximo vuelo, su objetivo, instrumentación necesaria y todo detalle relevante.
- Seleccionar/Modificar los procedimientos y tarjetas de ensayo.



## 12.6 CONSIDERACIONES

Se requiere una relación de trabajo cercana entre los especialistas de todas las disciplinas para poder realizar un reporte técnico coherente.

El líder de proyecto debe asegurarse que todos los miembros del equipo sean conscientes de sus responsabilidades al ensayar y crear los reportes, de tal manera que el riesgo de pasar por alto aspectos técnicos se minimice.

Deben conocerse exactamente cuáles son los criterios y requerimientos de reporte e información por parte del cliente y estructurar el plan de ensayos, las tareas y reportes alrededor de estos requerimientos

Un programa de ensayos puede encontrar eventos inesperados que resulten en el daño o pérdida de la aeronave. El responsable del equipo de ensayo debe tener presente que esto puede ocurrir y debe preparar procedimientos que permitan tomar las acciones apropiadas si ocurre un incidente/accidente.

En ningún caso, la información concerniente a un incidente/accidente debe ser divulgada sin el conocimiento y consentimiento de las autoridades en el lugar del ensayo.

## REFERENCIAS DE LA PARTE 5

[12-1] USNTPS INST 5213.3B, "*Report Writing Instruction*", US Navy Test Pilot School, 1 December 1987.

[12-2] AFFTC-TIH-88-002 "*The Author's Guide to Writing AFFTC Technical Reports*", Rev 3, AF Flight Test Center, January 1993.

[12-3] ANSI Z39.18-1987 "*Scientific and Technical Reports - Organization, Preparation, and Production*", American National Standard for Information Sciences, 1987.

[12-4] AGARDograph 160 "*AGARD Flight Test Instrumentation Series*"

[12-5] NAVAIRTESTCEN INST 5213.3F, "*Naval Air Test Center Technical Reports; Preparation of*", 16 August 1984.

[12-6] USNTPS INST 5213.3B, "*Report Writing Instruction*", US Naval Test Pilot School, 1 December 1987.



# ANEXOS

---



## ANEXO 1: LISTA DE CUMPLIMIENTO DEL PROYECTO UAV VIGÍA 2A

Se presentan en este Anexo un extracto de la *Subpart C* de la mencionada Lista; a modo de ejemplo, y con el objetivo de brindar entendimiento sobre el procedimiento desarrollado.

REF Metodos de Cumplimiento					
DE: Diseño - GT: Ground Test - FT: Flight Test - AN: Analisis - SI: Similaridad - PX: Pedido Excepcion - NA: No aplicable					
REGULACION: STANAG 4671 (EDITION 1) - UNMANNED AERIAL VEHICLES SYSTEMS AIRWORTHINESS REQUIREMENTS (USAR)	C	N/C	Metodo Cumplimiento	Referencia	DOC/DWG/PLANO/REMARK
<b>Subpart C - UAV Structure</b>					
<b>GENERAL</b>					
U301	Loads			AMC 301	
a		X	DE		Considerado en IT de cargas 08-011/09
b		X	DE		Considerado en IT de cargas 08-011/09
c		X	DE		Considerado en IT de cargas 08-011/09
d		X	DE		Considerado en IT de cargas 08-011/09
e		X	DE		Considerado en IT de cargas 08-011/09
U302	Canard or Tandem Wing Config.				
a		X	NA		diseño no canard ni tandem
b		X	NA		diseño no canard ni tandem
U303	Factor of Safety	X	DE		Considerado en IT de cargas 08-011/09
U305	Strenght & Deformation				
a		X	DE		incluido en IT de Prop ensayos estructurales (A Presentar)
b		X	DE		incluido en IT de Prop ensayos estructurales (A Presentar)
U307	Proof of Structure			AMC 307	
a		X	AN, GT		Inc. en doc de comp analiz /a ensayar
b		X	AN, GT		Inc. en doc de comp analiz /a ensayar
c		X	AN, GT		Inc. en doc de comp analiz /a ensayar
d		X	AN, GT		Inc. en doc de comp analiz /a ensayar
<b>FLIGHT LOADS</b>					
U321	General			AMC 321	
a		X	AN		Considerado en IT de cargas 08-011/09
b		X	AN		Considerado en IT de cargas 08-011/09
c		X	NA		No hay efectos de compresibilidad
d		X	AN		Considerado en IT de cargas 08-011/09
e		X	AN		Considerado en IT de cargas 08-011/09
f		X	DE		en Manual de vuelo
U331	Symmetrical Flight Condition				IT DMA 08/09 App 2.3
a		X	AN		Considerado en IT de cargas 08-011/09
b		X	AN		Considerado en IT de cargas 08-011/09
c		X	AN		Considerado en IT de cargas 08-011/09
U333	Flight Envelope			AMC 333	hay doc
a		X	AN		Incluido en IT de diag V-n IT DMA 07-09
b		X	AN		Incluido en IT de diag V-n IT DMA 07-09
c		X	AN		Incluido en IT de diag V-n IT DMA 07-09
d		X	AN		Incluido en IT de diag V-n IT DMA 07-09
U334	Flight Envelope Protection	X	TBD		TBD



U335	Design Airspeed				
a		X	DE, AN		IT DMA 07-09 app 2.2.1.1 y 2.2.1.2
b		X	AN		IT DMA 07-09 app 2.2.1.2
c		X	DE, AN		IT DMA 07-09 app 2.2.1.3
d		X	NA		
U337	Limiting Manoeuvring Load Factor				
a		X	AN		IT DMA 07-09 app 2.2.2
b		X	AN		IT DMA 07-09 app 2.2.2
c		X	NA		para info
U341	Gust Load Factor				
a		X	AN	AMC 341 (b)	IT DMA 07-09 app 2.2.3
b			X		
c			X		
U343	Design Fuel Load				
a		X	AN		IT-DMA 11-09
b			X	NA	
c			X	NA	
U345	High Lift Devices				
a					
	1	X	DE, AN		IT DMA 07-09 app 2.2.4.1
	2	X	DE, AN		IT DMA 07-09 app 2.2.1.4 y 2.2.5
b		X	DE	AMC 345b	IT DMA 08-09 app 2.3
c		X	DE		
d					
	1	X	DE, AN		
	2	X	DE, AN		
U347	Unsymmetrical Flight Condition	X	DE, AN		
U349	Rolling Condition				
a		X	DE, AN, GT		IT DMA 08-09 App 2.3
b		X	DE, AN		IT DMA 08-09 App 2.3
U351	Yawing Condition	X	DE		
U361	Engine Torque				Incluido en IT 2011-14-SE
a					
	1	X	DE		
	2	X	DE, GT		
	3		X	NA	
b					
	1		X	NA	
	2		X	NA	
c					
	1		X	NA	
	2		X	NA	
	3	X	DE, AN		
U363	Sideload on Engine Mount				
a					
	1	X	AN, DE		TBD
	2	X	AN, DE		TBD
b		X	DE		
U365	Pressurized Comp'nt Load	X	NA		
U367	Unsymmetrical Load due Eng Failure	X	NA		No multiengine
U369	Rear Lift Truss Loads				
a		X	DE		TBD
b		X	DE		TBD
U371	Gyroscopic & Aerodynamics Loads				
	1	X	DE, AN	AMC 371	IT a presentar
	2	X	DE, AN		IT a presentar
U373	Speed Control Devices	X	NA		No hay SPC



CONTROL SURFACE AND SYSTEM LOADS					
U391	Control Surface Loads	X	DE, AN		
U393	Loads parallel to hinge line	X	AN	AMC 393(a)y(b)	
a					
b					
U395	Control system loads				
a		X	DE, AN, GT		
b		X	DE, AN, GT		
c		X	DE, AN, GT		
U397	Limit Control Forces & Torque				
a		X	DE, GT		
b		X	DE, GT		
U405	Secondary Flight Control	X	NA		No hay sistema secundario
U407	Trim Tab effect	X	NA		No hay tab system
U409	Tabs	X	NA		No hay tab system
U415	Ground Gust Condition				
a		X	AN, GT		
b		X	AN, GT		
c		X	AN		
HORIZONTAL TAIL SURFACES					
U421	Balancing loads				
a		X	AN, FT		IT DMA 09-09 App 2.3 & 11-09 Ap 2.2
b		X	AN, FT		IT DMA 09-09 App 2.3
U423	Manoeuvring Loads			AMC 441	
a		X	AN, GT		IT DMA 09-09 App 2.3 & 11-09 Ap 2.2
b		X	AN, GT		IT-DMA-09-09 App 2.3
c		X	AN, GT		
U425	Gust Loads			AMC 443	IT-DMA-09-09 App 2.3
a		X	AN,		
b			X NA		
c		X	AN		
d		X	AN		
U427	Unsymmetrical Loads				IT-DMA-09-09 App 2.3
a		X	AN		
b		X	AN		
c		X	AN		
VERTICAL TAIL SURFACES					
U441	Manoeuvring Loads	X	PX		IT-DMA-09-09 App 2.3 & 11-09 Ap 2.2
U443	Gust Loads	X	PX		IT-DMA-09-09 App 2.3
U445	Outboard fins or winglets	X	NA		No hay
AILERONS AND SPECIAL DEVICES					
U455	Ailerons				
	1	X	AN, GT		
	2	X	AN, GT		
U459	Special devices	X	NA		No hay
GROUND LOADS					
U471	General				
a		X	DE	AMC 471	
b		X	DE	AMC 472	
U473	Ground Load conditions & assumptions				
a		X	DE		
b		X			
c			X NA		no multiengine
d		X	DE, AN		v descenso no mayor a 1 m/s
e		X	AN		
f		X	AN, GT		
g		X	AN		
U477	Landing gear arrangement	X	DE	USAR 479-483	IT-DMA 16-08
U479	Level landing conditions				IT-DMA 10-09





## ANEXO 2: DOCUMENTOS PARTE 4

### PESO Y CENTRAJE

Tabla A2-1: Distancias de puntos de apoyo al datum

Apoyo	Distancia al Datum
Rueda Nariz	
Tren, rueda derecha	
Tren, rueda izquierda	

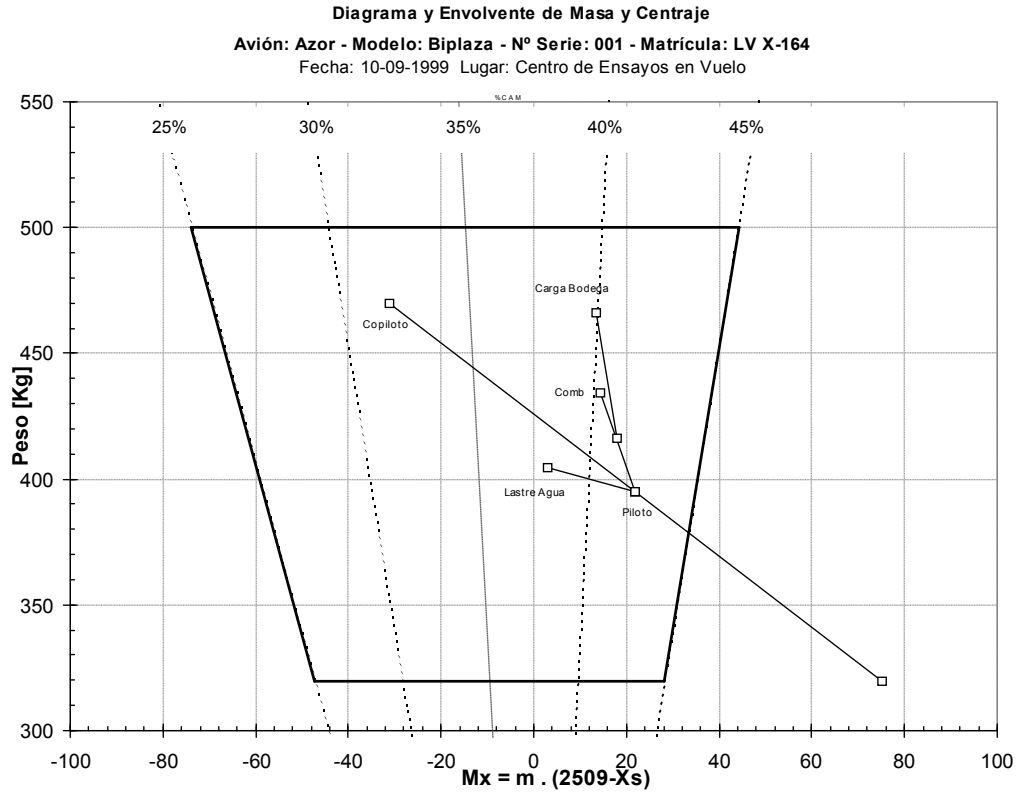
Ecuación para el cálculo de posición de CG

$$X_{CG} = \frac{\sum \text{Momentos}}{\sum \text{Pesos}} - \text{Datum} \cdot 100$$

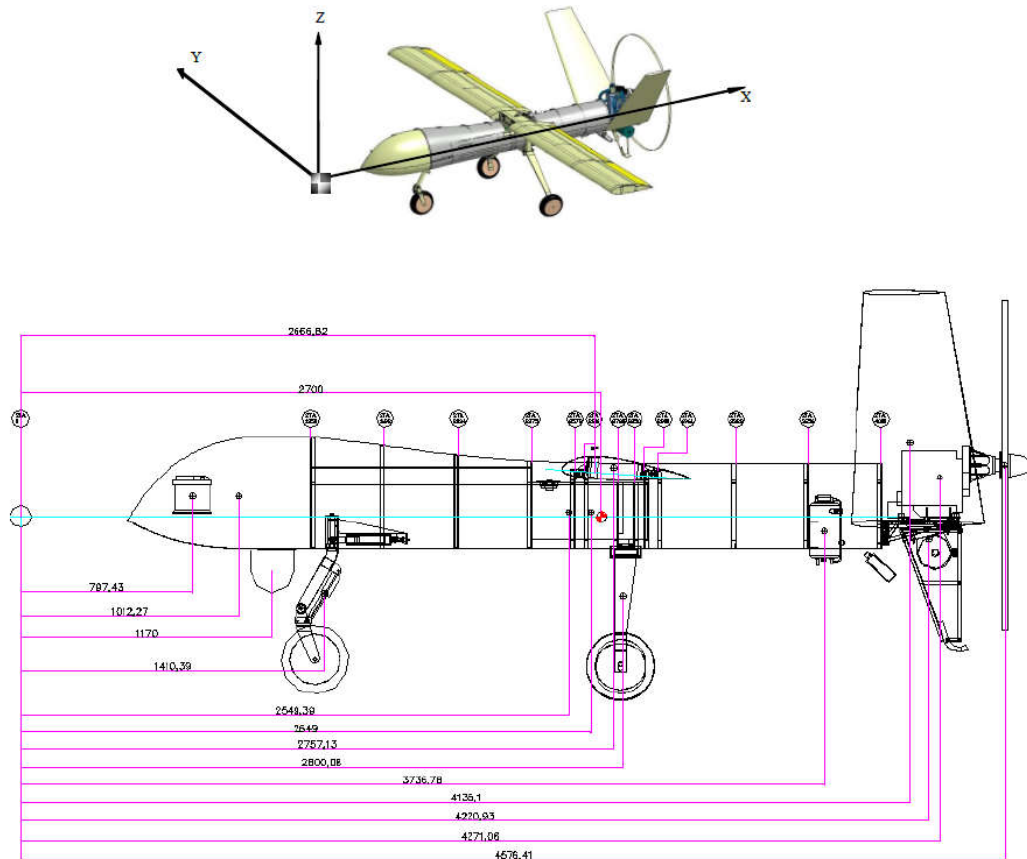
Tabla A2-2: Tabla a completar durante las mediciones

PESO VACIO				
ITEM	PESO(kg)	X(mm)	Y(mm)	MOMENTO(kg.mm)
RUEDA IZQ				
RUEDA DER				
RUEDA NARIZ				
PESO TOTAL				
POSICION LONG CG				
POSICION LAT CG				
PESO MÁXIMO				
ITEM	PESO(kg)	X(mm)	Y(mm)	MOMENTO(kg.mm)
RUEDA IZQ				
RUEDA DER				
RUEDA NARIZ				
PESO TOTAL				
POSICION LONG CG				
POSICION LAT CG				
AUTONOMÍA 1/2 HORA				
ITEM	PESO(kg)	X(mm)	Y(mm)	MOMENTO(kg.mm)
RUEDA IZQ				
RUEDA DER				
RUEDA NARIZ				
PESO TOTAL(kg)				
POSICION LONG CG(mm)				
POSICION LAT CG (mm)				

Ejemplo de diagrama y envolvente de Masa y Centraje



*Esquema representativo para datum en UAV Vigía 2A, y distancias de componentes al datum*





## FÓRMULAS Y ESQUEMA PARA ENSAYOS DE TREN DE ATERRIZAJE

### LIMIT DROP TEST

Velocidad de descenso para aterrizaje,  
según USAR 473 (d)

$$V_d = 4.4 \cdot \sqrt[4]{\frac{W}{S}} \left[ \frac{ft}{s} \right]$$

con  $V_d$  en [ft/s],  $W$  en [lbs] y  $S$  en [ft<sup>2</sup>].

Cálculo de  $h$ (m) y  $M_e$ ,  
según USAR 725 (a) y (b)

$$h \text{ (m)} = 0.0132 (Mg/S)^{1/2}$$

$$M_e = M (h + [1-L]d) / (h + d)$$

Cálculo del Factor de Carga Inercial Límite, según USAR 725 (e)

$$n = n_j (M_e / M) + L$$

where

$n_j$  = the load factor developed in the drop test (that is, the acceleration (dv/dt) in g's recorded in the drop test) plus 1.0; and  $M_e$ ,  $M$  and  $L$  are the same as in the drop test computation.

### RESERVE ENERGY ABSORTION TEST

Ecuaciones utilizadas para  
el procedimiento, según USAR 723 (b),  
y 727 (a) y (b).

$$1.2 V_D$$

Obtención de la altura  $h_2$  equivalente  
a la velocidad mediante conservación  
de la energía.  $h_1$  es la altura del Limit Drop Test.

$$h_2 = V_D^2 / 2g > 1.44 * h_1$$

Obtención de  $M_e$ , según USAR 725 (b).

$$W_\epsilon = W * \frac{h_2}{h_2 + d_2}$$

### GROUND LOAD DYNAMIC TESTS

Ecuaciones a utilizar,  
según USAR 726 (a) (1).

$$h_3 = 2.25 * h_1$$

Obtención de  $h_3$  mediante multiplicación  
por factor a  $h_1$  de Limit Drop Test.

Obtención de  $M_e$ , según USAR 725 (b).

$$W_\epsilon = W * \frac{h_3 + (1-L) * d_3}{h_3 + d_3}$$



*Unidad de ensayos en Ensayo de Caída Libre:*





## ANEXO 3: ENSAYOS NO APLICABLES A AERONAVES UAV

### ENSAYOS DE SISTEMAS

#### Sistema de Control Ambiental

Los Sistemas de Control Ambiental o *Environmental Control Systems* (ECS) tienen como finalidad acondicionar la presión, temperatura y humedad del aire en la cabina que la tripulación y el pasaje reciben. Adicionalmente, los compartimentos de equipamiento eléctrico y aviónica deben mantenerse a una temperatura adecuada, utilizando el flujo de aire una vez que sale de la cabina

Puede proveerse aire acondicionado de diversas fuentes, pero la más común es el *Air Cycle System*. El aire caliente, sangrado del compresor se enfría mediante un intercambiador de calor y luego ingresa a una unidad de acondicionamiento. Esta unidad consiste de un intercambiador, una válvula de control de temperatura (TCV), unidad de aire frío (CAU), turbina, protección contra congelamiento y extractor de agua. La presurización de aire se obtiene regulando la descarga hacia la atmósfera del aire que ingresa a la cabina desde la unidad de acondicionamiento. Se instalan varios dispositivos para limitar la presión o tomar el control en caso de falla del equipamiento. En particular, deben instalarse dispositivos de seguridad para salvaguardar la estructura de la aeronave en caso de aumento de la presión en cabina y para limitar hacia un valor seguro los diferenciales negativos de presión. El aire acondicionado puede utilizarse para proveer presión a sellos, sistema de dispersión de lluvia de cabina, de humidificación del parabrisas, sistema de generación de oxígeno en vuelo (OBOS) y sistema de deshielo en bordes de ataque.

Los parámetros necesarios para evaluar el desempeño del sistema de acondicionamiento de aire incluyen los siguientes:

- Temperatura de aire frío
- Temperatura y humedad de aire de cabina
- Temperatura en manos, torso y pies del piloto
- Temperatura en componentes eléctricos y electrónicos ubicados en bahías de equipamiento.
- Flujo de aire en intercambiadores de calor, cabina y bahías de aviónica.
- Temperatura en asientos y pasillos.

#### ❖ Ensayos en Tierra

Los ensayos iniciales de ECS se llevan a cabo por el fabricante de la aeronave en bancos de ensayo que representan las condiciones de instalación. Estos ensayos buscan verificar que el flujo de aire y la temperatura se mantienen dentro de los valores de diseño.



A continuación se realizan ensayos en la aeronave para determinar las condiciones de entrega de aire en cabina y áreas de equipamiento. Se realizan ensayos con el motor en ralentí para determinar las características de calentamiento y enfriamiento de la cabina.

#### ❖ Ensayos en Vuelo

Los ensayos de performance de ECS deben llevarse a cabo en forma progresiva a lo largo de toda la envolvente de vuelo de la aeronave para demostrar que bajo las condiciones de temperatura, humedad y potencia de motor reinantes, el sistema opera satisfactoriamente en lo que respecta a:

- Temperatura, presión y distribución de flujo
- Performance del sistema acondicionador luego de falla de un motor
- Adecuada ventilación de sistemas y equipamientos
- Funcionamiento adecuado del sistema de presurización durante ascensos / descensos.
- Tasa de pérdida de aire luego de una falla de presurización a máxima altitud
- Adecuación del sistema anti-condensación durante descensos y operación nocturna
- Adecuado flujo de aire hacia el Sistema de Generación de Oxígeno de a Bordo (OBOGS)

Para profundizar sobre los procedimientos de ensayo de ECS, se recomienda consultar la siguiente referencia:

- AFFTC-TIH-82-1, "Environmental Control Subsystems Flight Test Handbook", Lush, K.J, 1982.

#### Sistemas de Escape de Emergencia

Muchas facetas del vuelo militar poseen un alto riesgo debido a la acción del enemigo o vuelo a baja altitud. Por esta razón es normal en aviones militares y entrenadores contar con algún tipo de sistema para asistir al escape de la tripulación.

En un sistema de eyección de asiento, los mismos están equipados con un sistema que está diseñado para remover al ocupante de la aeronave tan rápido como sea posible. La trayectoria de escape se asegura al liberar el *canopy* hacia afuera, o mediante una carga pirotécnica que la destruye.



Figura 108: Secuencia de ensayo de asiento eyectable.

De contarse con más de un tripulante, los mismos se eyectan en forma secuencial, de manera de evitar colisiones entre ellos, o entre un tripulante y el canopy.

El sistema de escape debe tener en cuenta las características físicas de la tripulación (por ejemplo, rango de peso entre 65 y 135 kg) y contar con equipamiento personal para mejorar las chances de supervivencia del tripulante. El asiento eyectable posee un sistema de oxígeno de emergencia y un kit de supervivencia que incluye flotadores, raciones de comida y elementos de supervivencia.

Un elemento fundamental de la instrumentación para ensayos de escape es el *Dummy Alderson*, maniquí de ensayos disponible en tres tamaños, correlacionados con la talla de la tripulación. El dummy transmite mediante telemetría ciertos parámetros de interés a la estación terrena, los cuales son:

- Aceleración lineal en torso, cabeza y glúteos
- Velocidad angular en torso, cabeza y glúteos
- Presión estática y dinámica
- Fuerzas en el arnés de paracaídas



Figura 109: Dummy de Ensayos.

El comportamiento del asiento eyectable y él se monitorea utilizando videos o fotografías de alta precisión. Los ensayos se realizan en una instalación que cuenta con *kinetheodolites* para permitir obtener datos de la trayectoria del asiento eyectable.





Los ensayos constan de tres etapas: Calificación del asiento realizado por el fabricante, trayectoria de escape, donde se verifica que asiento y canopy posean trayectorias compatibles, y calificación del sistema de escape donde se evalúa intensivamente el sistema de escape

Una parte importante del análisis de resultados es el examen físico de los elementos luego de cada ensayo, para identificar anomalías e investigarlas. Debe reconocerse que los sistemas de escape son elementos de uso único por lo que durante la evaluación de ensayo, daños menores suelen juzgarse aceptables.

Las fuerzas censadas por el dummy se comparan mediante criterios publicados en las siguientes referencias:

- *"Human Tolerance to Parachute Opening Shock"*, ASCC Advisory Publication 61/42A, 20 September 1990.
- *"Ejection Acceleration Limits"*, ASCC Air Standard 61/1A.
- *"Escape System Test Methods"*, Draft ASCC Air Standard 61/3B.

## MEDICIÓN Y CALIBRACIÓN DE DATOS ANEMOMÉTRICOS

### *Trailing Cone o Trailing Source*

Una comparación directa para la calibración del sistema estático, es el método de cono remolcado. Este método consiste en remolcar un largo tubo detrás del avión, a una distancia suficiente tal que le permite medir una presión estática de corriente cuasi-libre. Un cono perforado en el extremo del tubo actúa como dispositivo de arrastre para mantener el tubo estable. La diferencia de presión entre la medición del tubo de arrastre y el sistema de la aeronave permite obtener el error de posición. Algunos conos cuentan con transductores de presión dentro de ellos para evitar errores por atenuación o retraso neumático.

El tubo de arrastre puede tener algunas regiones de inestabilidad dinámica, por lo cual, este método está limitado en velocidad. Se prefiere un sistema para extender y retraer el tubo para prevenir el daño del aparato durante el despegue y el aterrizaje y para ajustar la longitud, de modo de asegurar la estabilidad del mismo. La longitud óptima de extensión varía con la aeronave y la velocidad, pero puede ser típicamente dos envergaduras.

### *Pacer Aircraft*

Otro método de calibración por comparación directa, implica un segundo avión conocido como avión *pacer* o "avión de acompañamiento". Éste avión, cuenta a bordo con un sistema de datos de aire exhaustivamente calibrado y de alta precisión. Ambos aviones deben volar casi a la misma altura, por lo que la presión estática o altitud de presión, del avión *pacer* es la presión de referencia (de gran precisión), y a la vez, la altitud de presión para el avión de ensayos. De esta manera, se realiza una calibración por comparación directa. Si existe alguna diferencia de altitud entre los dos aviones, una calibración altimétrica puede realizarse utilizando las mediciones ópticas de la diferencia

de altitud. Es deseable que el avión *pacer* tenga un rendimiento similar al avión de ensayos.

Este método toma menos tiempo de vuelo de calibración y puede cubrir todo el rango de velocidad y altura en el que los dos aviones sean compatibles. Como desventaja, resulta ser más costoso que otros métodos, debido al equipamiento de alta precisión del avión *pacer* y la necesidad de mantener en vuelo un avión extra.

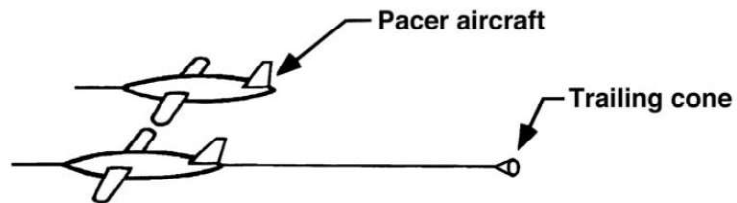


Figura 110: Métodos de calibración Trailing Cone y Pacer Aircraft.