



4^{to} Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



ANÁLISIS TÉRMICA DEL VEHÍCULO HIPERSÓNICO AEROESPACIAL BRASILEIRO 14-X EN NUMERO DE MACH 10

F. J. Costa^a, J. F. A. Martos^a, B. C. Lima^a, S. N. P. Laiton^a, I. S. Rêgo^b, M. A. S. Minucci^b, A. C. Oliveira^b, P. G. P. Toro^b

^aITA - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Praça Marechal Eduardo Gomes, nº 50 Vila das Acácias CEP. 12.228-900 São José dos Campos, SP - Brasil. <http://www.ita.br/>

^bIEAv - Instituto de Estudos Avançados, Trevo Coronel Aviador José Alberto Albano do Amarante, nº 1 Putim CEP. 12.228-001 São José dos Campos, SP – Brasil. <http://portal.ieav.cta.br/>

Palabras claves: scramjet, 14-X, Hipersónica, Análisis Térmica, Método de Elementos Finitos

Resumen

El Vehículo Hipersónico Aeroespacial Brasileiro 14-X, diseñado en el Laboratório de Aerodinâmica e Hipersônica Prof. Henry T. Nagamatsu, del Instituto de Estudos Avançados, es un demostrador tecnológico dotado de dos tecnologías innovadoras: tecnología waverider, para obtener sustentación a partir de una onda de choque cónica durante el vuelo hipersónico; y un sistema de propulsión hipersónica aspirada basada en la combustión supersónica (scramjet), para volar en la atmosfera terrestre a 30 km de altitud en números de mach 7 y 10. Básicamente, scramjet es un motor aeronáutico sin partes móviles que utiliza una onda de choque cónica/oblicua, generada en la entrada de aire del motor durante el vuelo hipersónico, para generar compresión y desaceleración del flujo de aire atmosférico. Para el análisis del calentamiento aerodinámico es importante considerar la transferencia de calor por conducción hacia la estructura interna del 14-X waverider. El software ANSYS Workbench proporciona análisis numérica térmica en términos de temperatura y flujo de calor, usando el método de elementos finitos, del 14-X waverider a 30 km de altitud en número de Mach 7 y 10. Finalmente, es posible verificar si la temperatura interna atiende a los requisitos, establecidos por los límites de temperatura de operación de los sistemas abordo, o si es necesario realizar modificaciones en la estructura en función del espesor de la pared y los materiales de construcción.

1. VEHÍCULO HIPERSONICO AEROESPACIAL BRASILEIRO 14-X

El Laboratório de Aerodinâmica e Hipersônica Prof. Henry T. Nagamatsu, del Instituto de Estudos Avançados, está desarrollando el Vehículo Hipersónico Aeroespacial 14-X, 14-X waverider (Figura 1). El 14-X waverider es un demostrador tecnológico diseñado para demostrar el vuelo hipersónico durante la velocidad correspondiente a número de Mach 10 a través de la atmósfera de la Tierra a 30 km de altitud, para esto es dotado de dos tecnologías innovadoras: la tecnología waverider, para obtener sustentación de la onda de choque cónica durante el vuelo supersónico o hipersónico; y el motor scramjet que consiste en un sistema de propulsión hipersónica aspirada basado en la combustión supersónica [1].

El motor scramjet utiliza las ondas de choque cónicas / oblicuas generadas durante el vuelo hipersónico, para promover la compresión y la desaceleración del aire atmosférico desde la corriente libre hasta la entrada del scramjet integrado al vehículo, con el propósito de obtener las condiciones del aire para quemar el combustible (generalmente hidrógeno) en la cámara de combustión en velocidad supersónica. Debido a que el motor scramjet no tiene partes móviles, es necesario otro sistema de propulsión para acelerar el vehículo accionado por scramjet hasta las condiciones de funcionamiento. Motores de cohetes son una solución de bajo costo para acelerar el vehículo propulsado a scramjet a las condiciones de prueba de vuelo. Los motores de cohete brasileños (S31 y S30) de dos etapas son capaces de acelerar el 14-X a las condiciones predeterminadas de la operación del scramjet a 30 km de altitud, pero a número de Mach 7 (la velocidad máxima correspondiente que S31 y S30 alcanza).

Un vuelo hipersónico introduce cargas térmicas extremas en los bordes delanteros del vehículo, que genera alta temperatura alrededor de las superficies del vehículo. En consecuencia, deben ser empleados materiales de alta temperatura y revestimientos de alta temperatura como carbono-carbono, Inconel 718 y tungsteno, que tienen funciones aerodinámicas y de protección térmica estructural [2]. Las cargas térmicas extremas en los bordes delanteros del vehículo tienen una magnitud significativa en términos de flujo de calor. El flujo de calor aumenta inversamente a la raíz cuadrada del radio del borde de ataque, según la teoría de transferencia de calor en reposo desarrollada por Fay y Riddell [3].

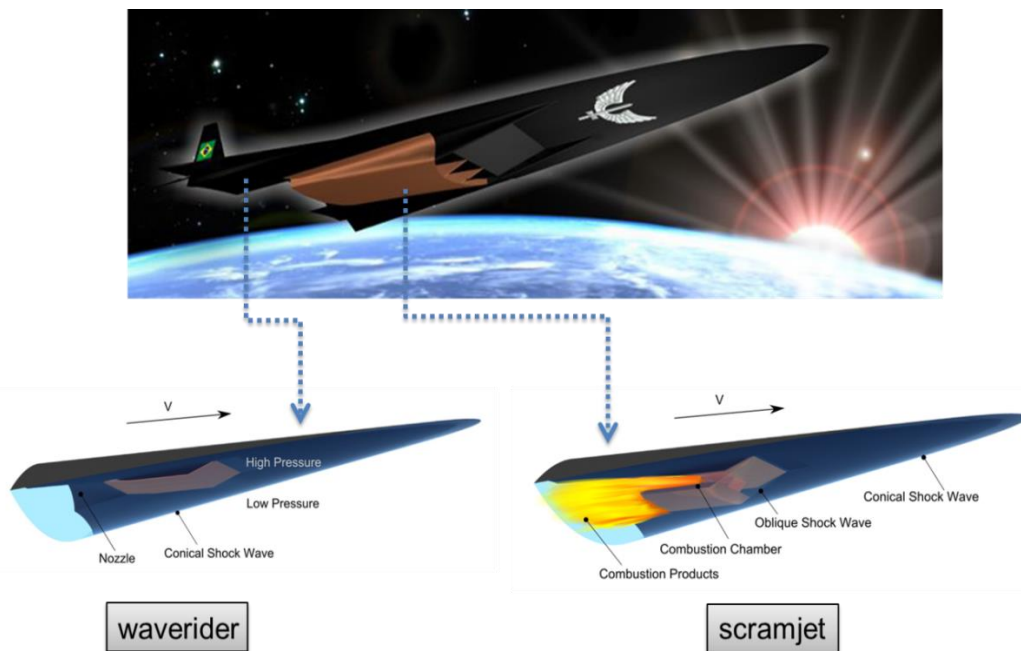


Figura 1: Vehículo Hipersónico Aeroespacial Brasileiro 14-X con los conceptos waverider y scramjet [1].

El vehículo hipersónico Aeroespacial 14-X de 2-m de largo (Figura 2) fue diseñado para vuelo a 30 km de altitud en número de Mach 10, por primera vez en Brasil, basado en waverider [4, 5, 6] y el motor scramjet [7]. Datos experimentales, así como análisis teórico de una sola dimensión en flujo compresible sobre la base de cónica y oblicua [8] y teoría del flujo en expansión Prandtl-Meyer [8], son aplicados a las superficies de compresión externas e internas y a las superficies de expansión interna y externa, respectivamente.

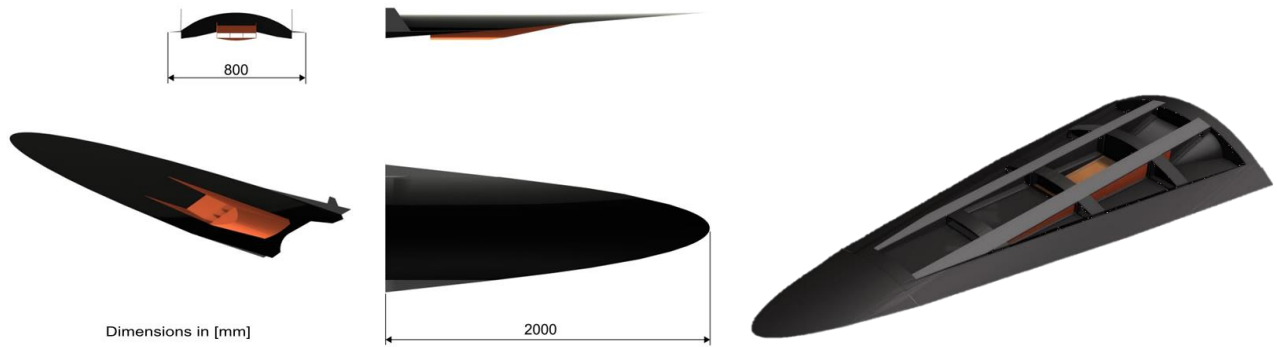


Figura 2: Dimensiones generales y configuración interna del Vehículo Hipersónico Aeroespacial Brasileiro 14-X, adaptado de [9].

La disposición interna del 14-X (Figura 2) se basa en una estructura típica aeronáutica como la presentada por el vehículo X-43. Adicionalmente, el análisis estructural será basado en las propiedades termodinámicas obtenidas de datos analíticos y experimentales del waverider, las configuraciones scramjet, la presión dinámica a 30 km de altitud, los subsistemas de a bordo del 14-X, los materiales disponibles en Brasil y la configuración interna (Figura 3), la cual fue desarrollada preliminarmente con estructura interna de tres costillas y tres largueros [9]. Es importante mencionar que los materiales estructurales especificados para el VHA 14-X están disponibles en Brasil y son usados en el VSB-30 brasileño [10]. En consecuencia, los materiales estructurales a ser utilizados en el VHA 14-X (Figura 3) son acero especial 4140 para los largueros, acero inoxidable 304 para las costillas, tungsteno en la nariz cónica, carbono-carbono (C-C) para los bordes de ataque y para el sistema de protección térmica pasiva (todos los revestimientos) e Inconel 718 para el motor scramjet [9].

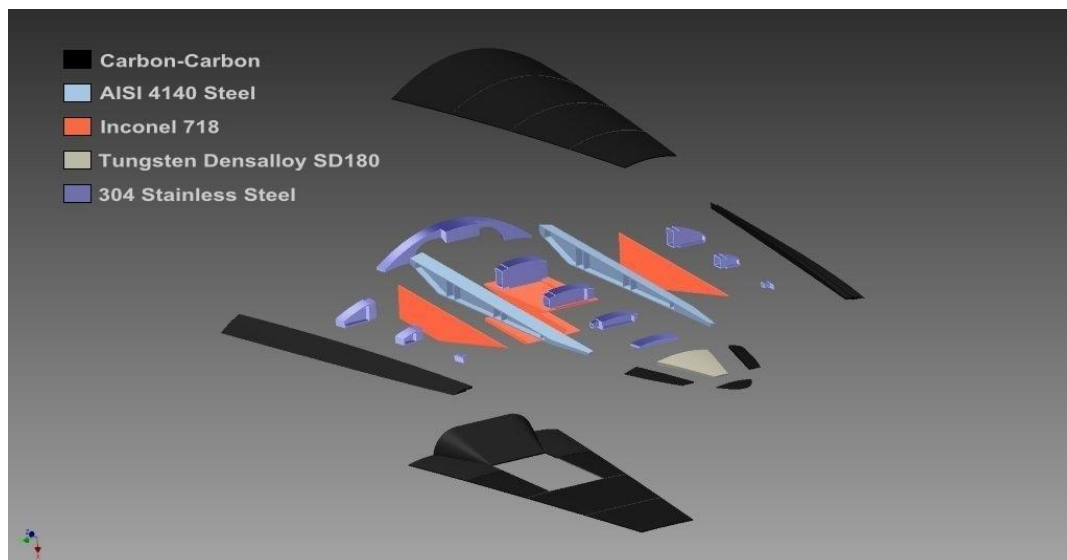


Figura 3: Especificación de materiales y layout del VHA 14-X, adaptado de [9].

2. ANÁLISIS TÉRMICA

2.1. Generación y convergencia de la malla

La malla generada por ANSYS Workbench (automáticamente) para el 14-X mostró la presencia de elementos degenerados, lo que es característico de la malla no estructurada, que puede generar resultados que no coinciden con la realidad. Herramientas apropiadas del software ANSYS Workbench se utilizaron para la estructura de la malla, tal como el dimensionamiento elemento, número de división, método, etc. La malla optimizada (Figura 4) que contiene 184632 nodos y 61619 elementos (hexaedros y tetraédricos) se obtuvo usando la geometría del 14-X waverider implementado en el software de ANSYS.

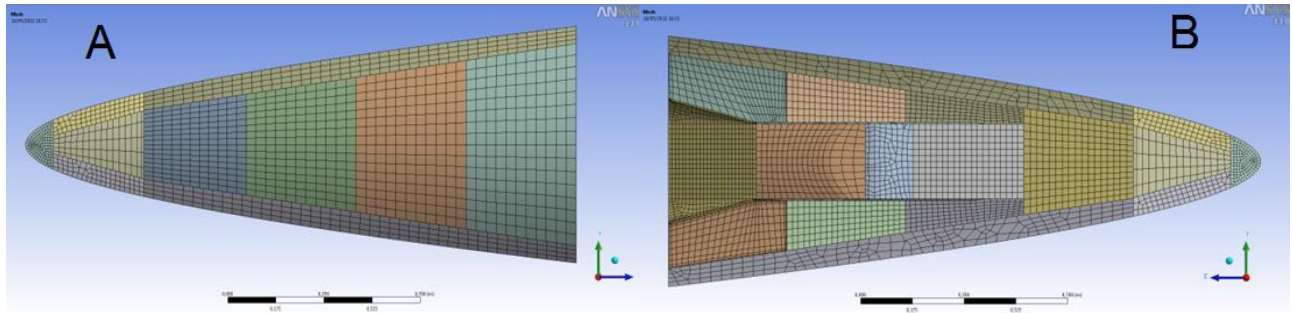


Figura 4: VHA 14-X especificación de materiales y layout, adaptado de [9].

En el análisis numérico, el tipo de elemento de malla es muy importante debido a la formulación y el tipo de aplicación física. En el presente caso se utiliza SOLID186 (Figura 4 a) y SOLID187 (Figura 4 b) de ANSYS Workbench 14.5. SOLID186 presenta un comportamiento de desplazamiento cuadrático y es una orden 3-D superior con 20-nodo por elemento sólido. El elemento se definido por 20 nodos con tres grados de libertad cada uno y los desplazamientos nodales en las direcciones x, y, z. El elemento SOLID187 admite plasticidad, estrés de refuerzo, endurecimiento por deformación, hiperelasticidad, grandes desviaciones y grandes capacidades de deformación. La formulación incluye capacidad mixta para la simulación de deformaciones del material elastoplástico prácticamente incompresibles, y materiales hiperelásticos totalmente incompresibles. Una alternativa con precisión de orden inferior de la versión es utilizar el SOLID185. La geometría del elemento está definida por 10 nodos, tres grados de libertad cada uno y desplazamientos en las direcciones x, y, z. Las capacidades de los elementos comprenden la plasticidad, hiperelasticidad, endurecimiento por deformación, rigidez estrés, grandes desviaciones y gran deformación. Para la simulación de las deformaciones de los materiales elastoplásticas casi incompresibles, y materiales hiperelásticos totalmente incompresibles, el elemento SOLID187 utiliza la formulación mixta.

2.2. Transferencia de calor

La transferencia de calor puede ocurrir en una o más de sus tres formas básicas: conducción, convección y radiación. La ley de Fourier de conducción de calor establece que el flujo de calor es proporcional al gradiente de temperatura [11]. La transferencia de calor por convección es el transporte de energía afectada por el movimiento de un fluido. La ley de enfriamiento de Newton rige la transferencia de calor por convección entre dos medios diferentes. Para la convección del flujo de calor es proporcional a la diferencia de las temperaturas de dos medios. El coeficiente de transferencia de calor por convección o conductancia de película es la constante de proporcionalidad [11]. La energía radiante o electromagnética emitida por un medio es exclusiva a la temperatura del medio; esto se define como radiación térmica. La ley de Stefan-Boltzmann describe el intercambio de radiación entre las superficies, y la energía radiante transmitida proporcional a la diferencia de la cuarta potencia de la temperatura de las superficies, este parámetro proporcional se llama constante de Stefan-Boltzmann [11]. La ecuación de Laplace [12] es la ecuación de gobierno del flujo tridimensional de calor en un sólido en estado de equilibrio. Esta puede ser usada para describir la respuesta térmica de la estructura. Para transferencia de calor por conducción 3-D es dada por:

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right) - \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} = 0 \quad (1)$$

donde, ρ es la densidad, c_p es el calor específico a presión constante del sólido, k es la conductividad térmica del sólido y T es el flujo de calor por conducción en las direcciones x, y y z, respectivamente.

2.3. Método de elementos finitos en transferencia de calor

Las ecuaciones de elementos finitos pueden ser derivadas usando los principios del trabajo efectivo o energía potencial mínima. Sin embargo, a pesar de que estos métodos son de gran alcance, se requieren más conocimientos en mecánica estructural de lo que necesitamos. El enfoque adoptado para derivar las ecuaciones para el método de elementos finitos se basa en el método de residuos ponderados que es capaz de solucionar problemas térmicos y estructurales. Por otra parte, hay una equivalencia matemática entre el método de los residuos ponderados y los principios del trabajo efectivo, ambos se derivan de las mismas ecuaciones, pero el primer método no requiere experiencia en métodos de energía [13]. Se asume condiciones de contorno generales así que una variedad de fuentes de calor y pérdidas se pueden simular, además las propiedades dependientes de la temperatura y el intercambio de radiación pueden ocurrir convirtiéndose en un problema no lineal. El objetivo principal es evaluar el campo de temperatura $T(x, y, z, t)$ a lo largo de la estructura del vehículo aeroespacial, seguido por un análisis estructural que puede proporcionar las deformaciones y las tensiones detalladas [13]. La Figura 5 muestra la transferencia de calor en tres dimensiones en una estructura anisótropa con una superficie como límite. Teniendo en cuenta la ecuación de conservación de la energía:

$$-\left(\frac{\partial q_x}{\partial x} + \frac{\partial q_y}{\partial y} + \frac{\partial q_z}{\partial z}\right) + Q = \rho c p \frac{\partial T}{\partial t} \quad (2)$$

donde, q_x, q_y, q_z son los flujos de calor de conducción, $Q(x, y, z, t)$ es la tasa de generación interna de calor por unidad de volumen, ρ es la densidad, y c es el calor específico. La adaptación de la ley de Fourier para el material anisótropo, podemos escribir:

$$\begin{aligned} q_x &= -\left(k_{11} \frac{\partial T}{\partial x} + k_{12} \frac{\partial T}{\partial y} + k_{13} \frac{\partial T}{\partial z}\right) \\ q_y &= -\left(k_{21} \frac{\partial T}{\partial x} + k_{22} \frac{\partial T}{\partial y} + k_{23} \frac{\partial T}{\partial z}\right) \\ q_z &= -\left(k_{31} \frac{\partial T}{\partial x} + k_{32} \frac{\partial T}{\partial y} + k_{33} \frac{\partial T}{\partial z}\right) \end{aligned} \quad (3)$$

donde, k_{ij} es la simétrica tensor conductividad térmica.

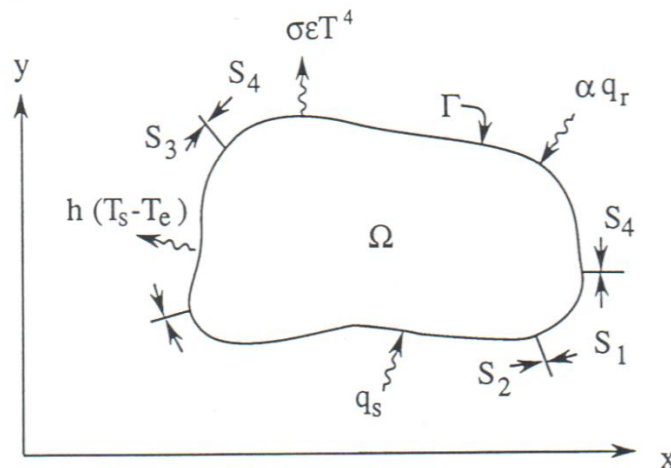


Figura 5: Transferencia de calor en una estructura anisotrópica [13].

Las ecuaciones de conducción de calor se pueden resolver aplicando condiciones de contorno en todas las partes de la superficie Γ y una condición inicial. Las condiciones de contorno para la conducción de calor toman varias formas, como la temperatura de superficie, flujo de calor de superficie, el intercambio de calor por convección y el intercambio de radiación. Abajo se describen las condiciones de contorno:

$$T_s = T_s(x, y, z, t) \quad \text{en } S_1 \quad (4)$$

$$q_n = -q_s \quad \text{en } S_2 \quad (5)$$

$$q_n = h(T_s - T_e) \quad \text{en } S_3 \quad (6)$$

$$q_n = \sigma \varepsilon T_s^4 - \alpha q_R \quad \text{en } S_4 \quad (7)$$

donde, T_s es la temperatura de la superficie específica, q_n representa el flujo de calor normal a la superficie, q_s es el flujo de calor específico de la superficie (positiva en la superficie), h es el coeficiente de transferencia de calor por convección, T_e es la temperatura de intercambio por convección, σ es la constante de Stefan-Boltzmann, ε es la emisividad de la superficie, α es la capacidad de absorción de superficie, y q_R es el flujo de calor por radiación incidente.

Para la solución de ecuaciones de elementos finitos, tenemos que dividir el dominio Ω (Figura 13) en M elementos de los r nodos cada uno. Los gradientes de temperatura y la temperatura se expresan por:

$$T(x, y, z, t) = [N(x, y, z)]\{T(t)\} \quad (8)$$

y

$$\begin{Bmatrix} \frac{\partial T}{\partial x}(x, y, z, t) \\ \frac{\partial T}{\partial y}(x, y, z, t) \\ \frac{\partial T}{\partial z}(x, y, z, t) \end{Bmatrix} = [B(x, y, z)]\{T(t)\} \quad (9)$$

donde, $[N]$ es la matriz de la interpolación de la temperatura, $[B]$ la matriz de interpolación del gradiente de temperatura, y $\{T\}$ el vector de las temperaturas nodales. La matriz de interpolación de la temperatura es una matriz fila de las funciones de interpolación,

$$[N] = [N_1 \quad N_2 \quad \dots \quad N_r] \quad (10)$$

La matriz de interpolación del gradiente de temperatura es una matriz rectangular de las derivadas de la función de interpolación.

$$[B] = \begin{bmatrix} \frac{\partial N_1}{\partial x} & \frac{\partial N_2}{\partial x} & \dots & \frac{\partial N_r}{\partial x} \\ \frac{\partial N_1}{\partial y} & \frac{\partial N_2}{\partial y} & \dots & \frac{\partial N_r}{\partial y} \\ \frac{\partial N_1}{\partial z} & \frac{\partial N_2}{\partial z} & \dots & \frac{\partial N_r}{\partial z} \end{bmatrix} \quad (11)$$

Usando el método de residuos ponderados (MRP) para derivar las ecuaciones de elementos, se satisfacen las ecuaciones de conservación de energía para cada elemento, lo que representa el balance de energía del elemento. inicialmente, es necesario cambiar la representación de temperatura sustituyendo la Ec. 8 en la ecuación. 2, para satisfacer exactamente la conservación de energía, resultando en una función residual. Teniendo en cuenta el MRP y multiplicando el residual mediante unas funciones de interpolación de la función de ponderación $N_i, i = 1, 2, \dots, r$, e integrar el residual ponderada a lo largo del dominio de soluciones Ω_e de la siguiente manera:

$$\int \Omega_e \left(\frac{\partial q_x}{\partial x} + \frac{\partial q_y}{\partial y} + \frac{\partial q_z}{\partial z} - Q + \rho c \frac{\partial T}{\partial t} \right) N_i d\Omega = 0 \quad i = 1, 2, \dots, r \quad (12)$$

La ecuación 12 representa, para cada elemento, las ecuaciones de las temperaturas nodales. El siguiente paso es integrar los flujos de calor derivados por partes usando el teorema de Gauss para introducir en el elemento de borde una integral de superficie, lo que suma las integrales sobre S_1, S_2, S_3 y S_4 de la superficie, y donde se aplican las condiciones de contorno. Escrito los resultados de la integración por partes, tenemos:

$$\int \Omega_e \rho c \frac{\partial T}{\partial t} N_i d\Omega - \int \Omega_e \left[\frac{\partial N_i}{\partial x} \quad \frac{\partial N_i}{\partial y} \quad \frac{\partial N_i}{\partial z} \right] \begin{Bmatrix} q_x \\ q_y \\ q_z \end{Bmatrix} d\Omega = \int \Omega_e Q N_i d\Omega - \int S_1 (\vec{q} \cdot \hat{n}) N_i dS + \int S_2 q_s N_i dS - \int S_3 h(T - T_e) N_i dS - \int S_4 (\sigma \epsilon T^4 - \alpha q_r) N_i dS \quad i = 1, 2, \dots, r \quad (13)$$

donde, $\vec{q} = q_x \hat{i} + q_y \hat{j} + q_z \hat{k}$ es el vector de flujo de calor, y es un vector normal unidad a la superficie. Introduciendo las interpolaciones para la temperatura del elemento y los componentes de flujo de calor es posible escribir los flujos de calor a partir de la ley de Fourier (Ec. 2) en forma matricial:

$$\begin{Bmatrix} q_x \\ q_y \\ q_z \end{Bmatrix} = -[k] \begin{Bmatrix} \frac{\partial T}{\partial x} \\ \frac{\partial T}{\partial y} \\ \frac{\partial T}{\partial z} \end{Bmatrix}$$

Usando Ec. 9 son eliminados los gradientes de temperatura, resultando:

$$\begin{Bmatrix} q_x \\ q_y \\ q_z \end{Bmatrix} = -[k][B]\{T\} \quad (14)$$

reemplazando las Ecs. 11 y 14 en la Ec. 13 podemos escribir:

$$[C]\{\dot{T}\} + [[k_c] + [k_h]]\{T\} = \{R_T\} + \{R_Q\} + \{R_q\} + \{R_h\} + \{R_\sigma\} + \{R_R\} \quad (15)$$

donde, $[C]$ es la matriz de capacitancia del elemento, $[k_c]$ y $[k_h]$ son las matrices de elementos de conductancia y se relacionan con la conducción y la convección de superficie, respectivamente. El vector $\{R_T\}$ corresponde al flujo de calor nodal, pero generalmente este vector no es calculado debido a que se especifica la temperatura nodal cuando se resuelve las ecuaciones globales. Los vectores $\{R_Q\}$, $\{R_q\}$, y $\{R_h\}$ representan los vectores de carga de calor del elemento en términos de la generación interna de calor, calentamiento de la superficie, y la convección superficial. Los últimos dos vectores $\{R_\sigma\}$ y $\{R_R\}$ se utilizan para la radiación emitida y absorbida, respectivamente.

Acoplando las matrices definidas en la Ec. 15 a la forma de ecuaciones globales, se obtiene:

$$[C(T, t)]\{\dot{T}\} + [k(T, t)]\{T\} = \{R(T, t)\} \quad (16)$$

donde, $[C(T, t)]$ es la matriz de capacitancia global, $[K(T, t)]$ la matriz de conductancia global, y $\{R(T, t)\}$ es el vector de carga global, que puede ser dependiente de la temperatura y del tiempo.

Ecuación 16 corresponde a un conjunto de ecuaciones diferenciales ordinarias, de primer orden, no lineales para el problema transitorio. Para los problemas de estado estacionario podemos reescribir la ecuación 16 como:

$$\{F(T)\} = [k(T)]\{T\} - \{R(T)\} \quad (17)$$

donde, el vector $\{F(T)\}$ es el residual, para un vector de solución aproximado $\{T\}$ en las ecuaciones.

2.4. Datos de los materiales

La distribución de temperatura sobre una estructura puede afectar de forma apreciable las propiedades del material como el módulo de elasticidad y el coeficiente de expansión térmica (CTE). En el análisis de elementos finitos las propiedades dependientes de la temperatura necesitan ser asociadas a una temperatura media la cual es considerada constante en cada elemento. Para identificar las propiedades dependientes de la temperatura es necesario una base de datos de la caracterización térmica-estructural de los materiales usados en el 14-X. Sin embargo, este tipo de información es de difícil acceso por el cual se optó en utilizar propiedades constantes de los materiales de acuerdo a las hojas de datos de los proveedores como se presentan en las tablas 1 y 2.

MATERIAL	CTE [$\mu\text{m}/\text{m}\cdot^\circ\text{C}$]	Capacidad Calorífica Específica [J/g $\cdot^\circ\text{C}$]	Conductividad Térmica [W/m-K]	Punto de Fusion [$^\circ\text{C}$]	Emisividad
Acero 4140	14,6	0,561	33,0	-	-
Acero inoxidable 304	18,7	0,500	21,5	1400 - 1455	-
Inconel 718	13,0	0,435	11,4	1260 - 1336	0,85
Tungsteno	4,40	0,134	117	3370	0,15

Tabla 1: Propiedades térmicas de los materiales isotrópicos [1].

MATERIAL	CTE [$\mu\text{m}/\text{m}\cdot^\circ\text{C}$]	Conductividad Térmica [W/m-K]	Emisividad
x-direction	$1,06 \times 10^{-6}$	11,5	0,95
y-direction	$1,06 \times 10^{-6}$	11,5	0,95
z-direction	$9,9 \times 10^{-7}$	11,6	0,95

Tabla 2: Propiedades térmicas de los materiales ortotrópicos [1].

2.5. Condiciones de Contorno

Las condiciones de contorno utilizadas para el análisis de estado estacionario son obtenidas de la teoría de calentamiento aerodinámico [1] aplicadas en la teoría de Fay y Riddell (Tabla 3) y de Eckert (Tablas 4-6), las cuales proporcionan el flujo de calor sobre las superficies del vehículo (Figura 6). Por lo tanto, fue aplicado el flujo de calor por el método de Fay y Riddell, en el punto de estancamiento y a lo largo del borde de ataque 14-X, y sobre las superficies externas del VHA 14-X fue aplicado el flujo de calor por el método de entalpía de referencia de Eckert. La Figura 7 presenta las condiciones de contorno aplicadas a las superficies inferior y superior de la 14-X, respectivamente. La condición de radiación considera la emisividad de acuerdo con la Tabla 2, y la temperatura local para cada altitud.

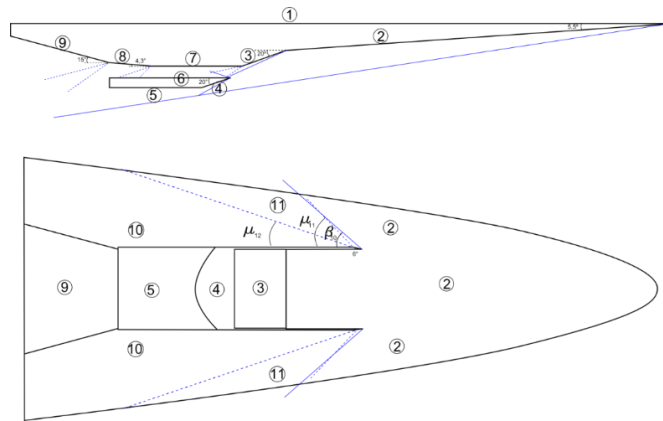


Figura 6: Regiones arbitrarias para el análisis teórico analítico del 14-X.

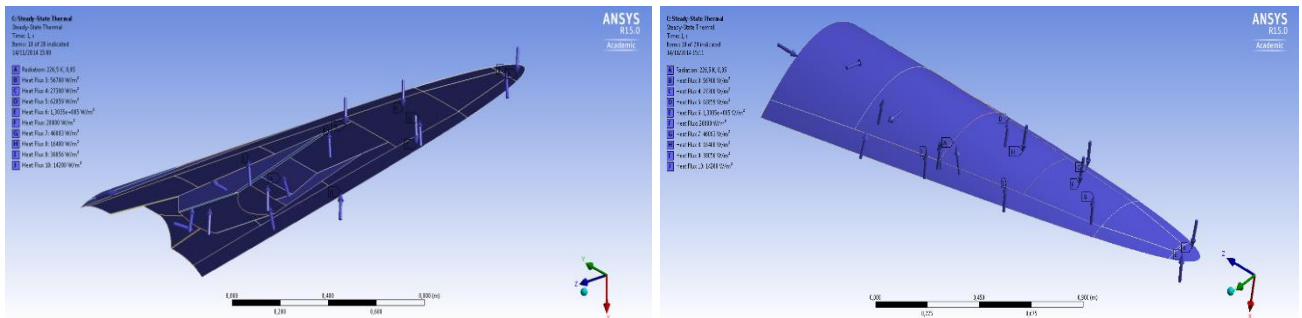


Figura 7: Flujo de calor y radiación aplicada a las superficies inferior y superior de lo 14-X.

Número de Mach	Flujo de calor [W/m ²]
10	2.140.013,9574

Tabla 3: Flujo de calor en el punto de estancamiento [1].

Mach 10						
Coordenadas	0,1	0,43	0,8	1,2	1,6	2
q_1 [W/m ²]	80.590,9	38.864,3	28.493,1	23.264,5	20.147,7	18.020,6

Tabla 4: Flujo de calor en el punto de estancamiento [1].

Mach 10				
Coordenadas	0,1	0,43	0,8	1,17295
q_1 [W/m ²]	130.352,1	62.859,4	46.083,0	38.056,0

Tabla 5: Flujo de calor por coordenadas en la región 2 del VHA 14-X [1].

Mach	$q_{3,4}$ [W/m ²]	q_5 [W/m ²]	$q_{6,7}$ [W/m ²]	q_8 [W/m ²]	q_9 [W/m ²]	q_{10} [W/m ²]	q_{11} [W/m ²]
10	38.849,2	47.898	12.324,6	473.745,9	221.441,6	382.168,8	77.732,1

Tabla 6: Flujo de calor en las regiones estudiadas del VHA 14-X [1].

3. RESULTADOS

3.1. Análisis térmico

El flujo de calor y la radiación son aplicas a las superficies externas, en las superficies internas se aplican las condiciones de contorno de pared adiabática para analizar la transferencia de calor de la estructura interna. La Figura 8 muestra el campo de temperatura en la superficie inferior, la estructura interna y la superficie superior del 14-X a número de Mach 10 con revestimiento de carbono-carbono. En este contexto, la temperatura máxima de 1922,2 K ocurre en el punto de estancamiento del borde de ataque (Fig. 8). El motor scramjet presenta un campo de temperatura cerca de la temperatura máxima. La temperatura mínima se produce en el borde de salida del VHA 14-X con un valor de 647,94 K.

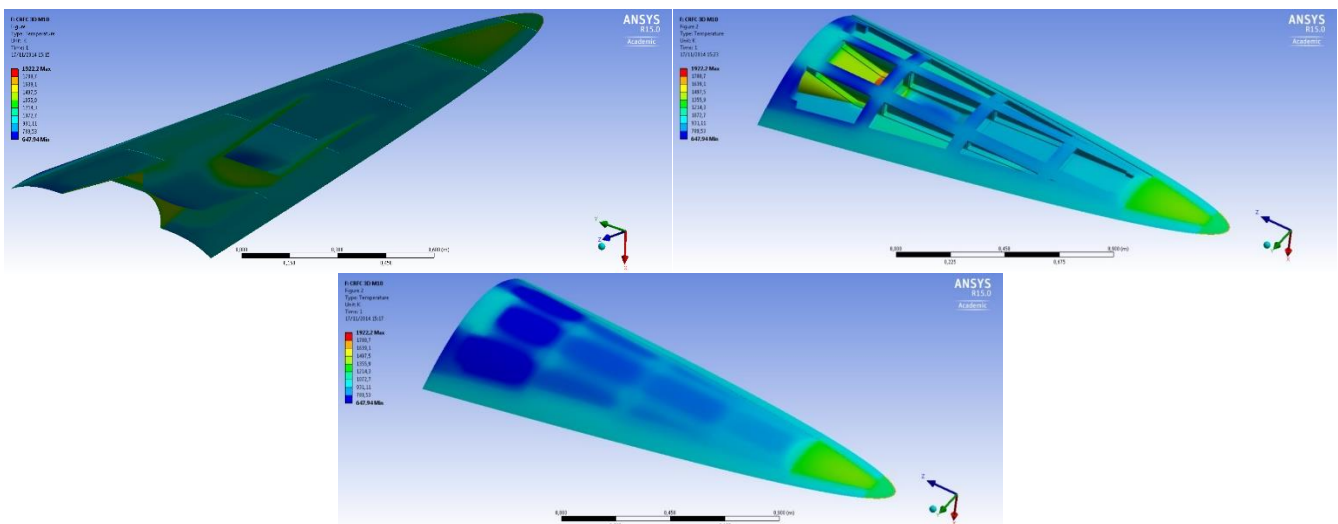


Figura 8: Campo de temperatura sobre la estructura interna y externa del VHA 14-X a Mach número 10 con revestimiento C-C 3D.

Se obtuvo el flujo de calor total sobre el 14-X a Mach número 10 con revestimiento carbono-carbono en 3D, como se muestra en la Figura 9, mostrando un valor máximo de $2,8765 \times 10^6$ W/m² en las regiones cerca del borde de ataque y un valor mínimo de 3,6554 W/m² a lo largo del vehículo.

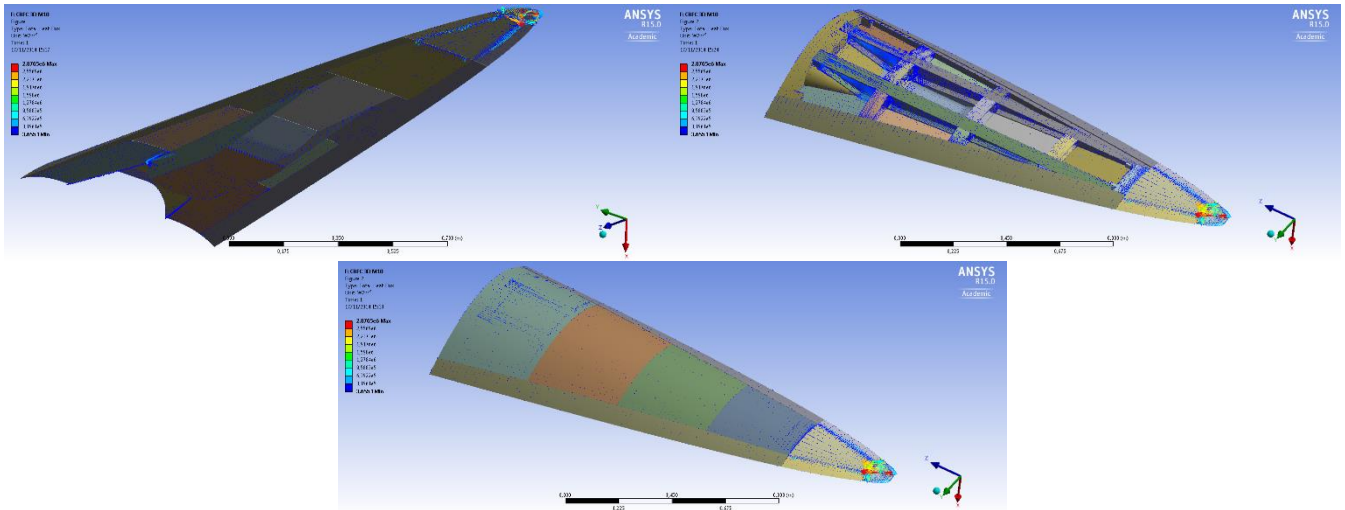


Figura 9: Flujo de calor total sobre la estructura interna y externa del 14-X a Mach número 10 con revestimiento C-C 3D.

3.2. El análisis térmico de Inconel 718

Ahora, es considerado el vuelo del 14-X en número de Mach 10 con Inconel 718 como material de revestimiento, el campo de temperatura obtenido se presenta en la figura 10 sobre la superficie inferior, la estructura interna y la superficie superior, respectivamente. En esta situación, la temperatura máxima de 1922,2 K ocurre en el punto de estancamiento del borde de ataque y en el motor scramjet presenta un campo de temperaturas cerca de la temperatura máxima. La temperatura mínima se produce a lo largo del vehículo con un valor de 764,69 K.

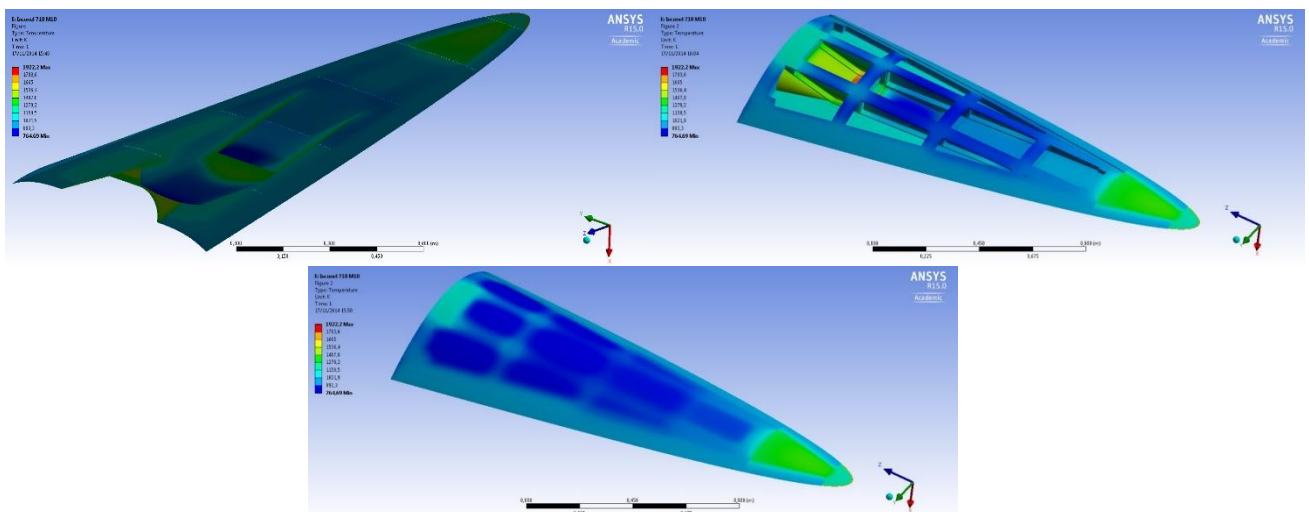


Figura 10: Campo de temperatura sobre la estructura interna y externa del 14-X a Mach número 10 con revestimiento de Inconel 718.

El flujo de calor total sobre el VHA 14-X a Mach número 10 con revestimiento Inconel 718, se muestra en la Figura 11, sobre la superficie inferior, la estructura interna y la superficie superior, respectivamente. Fue obtenido un valor máximo de $2,88 \times 10^6$ W/m² en las regiones cercanas al borde de ataque y un mínimo de 2,79 W/m² a lo largo del vehículo.

La Tabla 7 resume los valores máximos de temperatura y transferencia de calor de los materiales térmicos utilizados. El comportamiento térmico de la estructura del 14-X tiene una pequeña diferencia entre los dos materiales considerados en este análisis.

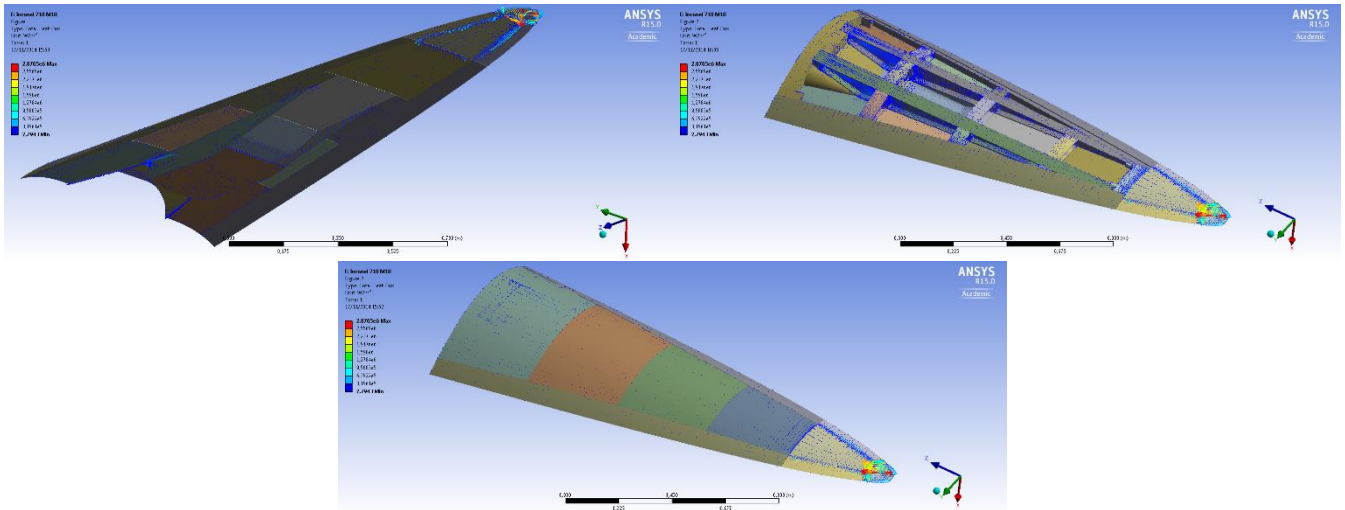


Figura 11: Campo de temperatura sobre la estructura interna y externa del VHA 14-X a Mach número 10 con revestimiento de Inconel 718.

Material de revestimiento	Carbono-Carbono 3D	Inconel 718	Comparación %
Temperatura [K]	1922,2	1922,2	0
Flujo de calor total [W/m ²]	2,88x10 ⁶	2,88x10 ⁶	0

Tabla 7: Comparación de respuesta térmica entre los revestimientos C-C y Inconel 718.

4. CONCLUSIÓN

Basado en los datos de calentamiento aerodinámico, en las propiedades térmicas de los materiales estructurales y del TPS, y en el diseño del vehículo 14-X waverider, presentamos en este trabajo el análisis térmico (flujo de calor y la temperatura) teniendo en cuenta dos alternativas para el material del revestimiento (C-C y Inconel 718) del 14-X waverider y las condiciones de vuelo a 30 km de altitud con velocidad correspondiente a número de Mach 7.

El software ANSYS Workbench proporciona el análisis térmico numérico utilizando el método de elementos finitos, fue mostrados que no hay diferencia en cuanto a la respuesta térmica considerando C-C y Inconel 718 como material del revestimiento del 14-X waverider. Además, en los trabajos futuros, es necesario enfocar el análisis para el motor scramjet, debido a los altos gradientes de temperatura, lo que requerirá la aplicación de sistemas de protección térmica adicional.

REFERENCIAS

[1] Costa, F. J., Thermo-Structural Analysis of the Brazilian 14-X Hypersonic Aerospace Vehicle. 2014. 195 p. Dissertation of Master in Science. Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, Brasil.

[2] Harsha, P. T., Keel, L. C., Castrogiovanni, E. A. e Sherrill, R. T. X-43A Vehicle Design and Manufacture. In: AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2005 (AIAA 2005-3334), Capua, Italia.

[3] Glass, D. E. Ceramic Matrix Composite (CMC) Thermal Protection Systems (TPS) and Hot Structures for Hypersonic Vehicles. In: 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 28 April - 1 May 2008 (AIAA 2008-2682), Dayton, Ohio – USA.

[4] Rolim, T. C. Experimental Analysis of a Hypersonic Waverider. 2009. 120 f. Tese (Mestrado em Ciência, Engenharia Mecânica e Aeronáutica) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2009.

- [5] Rolim, T. C., Minucci, M. A. S., Toro, P. G. P., and Soviero, P. A. O., 2009, Experimental Results of a Mach 10 Conical-Flow Derived Waverider. 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. AIAA 2009-7433.
- [6] Rolim, T.C., Toro, P.G.P., Minucci, M.A.S, Oliveira, A.C., Follador, R.C., 2011, Experimental results of a Mach 10 conical-flow derived waverider to 14-X hypersonic aerospace vehicle. Journal of Aerospace Technology and Management, São José dos Campos, Vol.3, No.2, pp. 127-136, May-Aug.
- [7] Moura, G. S. Desenvolvimento de um Estado-Reator a Combustão Supersônica. 25f. Proposta de Tese (Doutorado em Ciência, Engenharia Mecânica e Aeronáutica) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2009.
- [8] Anderson JR., J. D. Modern Compressible Flow, with Historical Perspective. 3^a ed. McGraw-Hill, 2003.
- [9] Costa, F.J., 2011, Projeto Dimensional para Manufatura do Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X (in Portuguese). Undergraduate Work, FATEC de São José dos Campos: Professor Jessen Vidal, Brazil.
- [10] Heitkoetter, R. F.; Almeida, S. F. M. ; Costa, L. E. V. L.. Simulação Computacional de Bobinagem Filamentar Não-Geodésica de Vaso de Pressão de Motor Foguete. Journal of Aerospace Technology and Management (Online), v. 01, p. 185-191, 2009.
- [11] Reddy, J. N. and Gartling, D. K. The Finite Element Method in Heat Transfer and Fluid Dynamics, Ed. 3, CRC Press, Taylor & Francis Group, Boca Raton, 2010.
- [12] Ho, S. Y. Structural Failure Analysis and Prediction Methods for Aerospace Vehicles and Structures, Bentham Science Publishers, 2010.
- [13] Thornton, E. A. Thermal Structures for Aerospace Applications. AIAA Education Series, J.S. Przemieniecki, Series Editor-in-Chief, 1996, AIAA, ISBN 1-56347-190-6.