

DISEÑO Y ANÁLISIS DEL CONTROL TÉRMICO EN MISIÓN USAT-I

A. Guilera^{a*} y S. Botta^a

^aCTA – Centro Tecnológico Aeroespacial, Universidad Nacional de La Plata
Calle 116 e/47 y 48, La Plata (1900), Buenos Aires, Argentina.

*Email: guilera.aldana@alu.ing.unlp.edu.ar

RESUMEN

En este informe se describe la segunda versión del control térmico del USAT-I, el cual contempla un cambio en el ambiente térmico donde el satélite desarrollará sus misiones, se determina un nuevo rango de temperaturas críticas mediante un modelo matemático y se estiman en forma teórica los valores de temperaturas aceptables para la prolongación de la vida útil del satélite. Se pretende simular el ambiente y cargas térmicas, analizar los resultados y definir las AFT.

Palabras clave: control térmico, Cubesat, satélite universitario

1.- INTRODUCCIÓN

De acuerdo con de la primera versión del análisis térmico del USAT-I [1], se concluyó que era necesaria la implementación de Heaters para elevar la temperatura interna del satélite durante ciertos casos, también se determinó que la falta de detalles y distribución de propiedades no eran apropiadas para obtener resultados viables. Es por esto que, en una segunda versión, se abarcan cambios importantes tanto en las condiciones de contorno como en el modelo. Se definen parámetros más exactos sobre el ambiente térmico y se ajusta el modelo matemático térmico tal que su simulación se asemeje aún más al modelo de ingeniería y por lo tanto, al modelo de vuelo.

2.- METODOLOGÍA

Para iniciar el diseño térmico del satélite, es necesario saber las condiciones a las cuales va a estar expuesto, es decir, la órbita y su inclinación. Estimando una órbita LEO de 600 km e inclinación aproximada de 98°, se pueden obtener por bibliografía [2] los valores de IR, Albedo y Radiación solar Directa. Por otro lado, al estudiar las condiciones críticas a las cuales es probable que sea sometido el satélite, para el modelo térmico se establecen las posiciones de ángulo beta de 82° como estado más caliente y el ángulo beta de 52° como el estado más frío.

Una vez redefinido el ambiente térmico, se procede a analizar los casos de operación, tanto funcionales como científicos. Se dividen según requerimientos de potencia de cada uno, en función de los componentes electrónicos que deben responder en cada caso. Se simplifican aquellos casos que se ven contemplados en otros y solo se dejan los esenciales. Al distinguir los casos calientes de los fríos, es necesario especificar las temperaturas admisibles de vuelo (AFT) de cada subsistema. Para ello, se analiza componente a componente y se establece un margen de seguridad.

Definidos los casos, se inicia con el segundo diseño del modelo matemático térmico (TMM). Se corren los casos de acuerdo con la categoría asignada y se concluye sobre los resultados, comparando los valores de AFT de los subsistemas con los obtenidos por simulación.

2.1.- CONDICIONES DE CONTORNO

2.1.1.- AMBIENTE TÉRMICO

Las principales fuentes de calor en el ambiente espacial, en específico en órbitas LEO, son la radiación directa del sol, la radiación reflejada por La Tierra (Albedo) y el infrarrojo emitido por la Tierra. Durante el lanzamiento del satélite, se manifiesta un efecto a causa de la fricción, el cual genera calor

debido a la liberación molecular, aunque no se tendrá en cuenta para el análisis dado a la protección que le proporciona el dispensador.

Se define como Ángulo Beta al ángulo entre el plano orbital del satélite y el vector hacia el Sol. No define un plano orbital único; todos los satélites en órbita con un ángulo beta dado a una altitud dada tienen la misma exposición al Sol, a pesar de que puedan estar orbitando en planos completamente diferente alrededor de la Tierra. Representa el porcentaje de tiempo que un satélite en órbita terrestre baja (LEO) pasa bajo la luz solar directa, absorbiendo energía solar.

Se tiene entonces:

$$\beta = \text{sen}^{-1}(\cos(\delta_s) \cdot \text{sen}(IR) \cdot \text{sen}(\Omega - \Omega_s) + \text{sen}(\delta_s) * \cos(IR)) \tag{1}$$

Donde δ_s es la declinación del Sol, IR inclinación de la órbita, Ω la Ascensión Recta del Nodo ascendente (RAAN) y Ω_s la Ascensión Recta del Sol.

Dado que se estudiarán las condiciones críticas a las cuales es probable que sea sometido el satélite, para el modelo térmico se establecen las posiciones de ángulo beta de 82° como estado más caliente y el ángulo beta de 52° como el estado más frío. Mas adelante se desarrollará el análisis por el cual se determinaron dichos ángulos.

Antes de definir el ambiente térmico cuantitativamente, se deben definir los parámetros que lo conforman, lo cuales serán Albedo, Radiación solar Directa e Infrarrojo Terrestre.

- Albedo: es la fracción de radiación solar incidente sobre un cuerpo (en este caso será la tierra) que se refleja hacia el espacio. La carga térmica sobre el satélite depende tanto de la reflectividad como de la posición del sol en el momento en que el satélite pasa por encima de la zona en la que se está calculando.

- Radiación solar directa: es la energía emitida por el sol que incide directamente sobre el satélite.

- Infrarrojo terrestre: es la porción de radiación que no es reflejada por la tierra (albedo), sino que es absorbida y reemitida hacia el espacio.

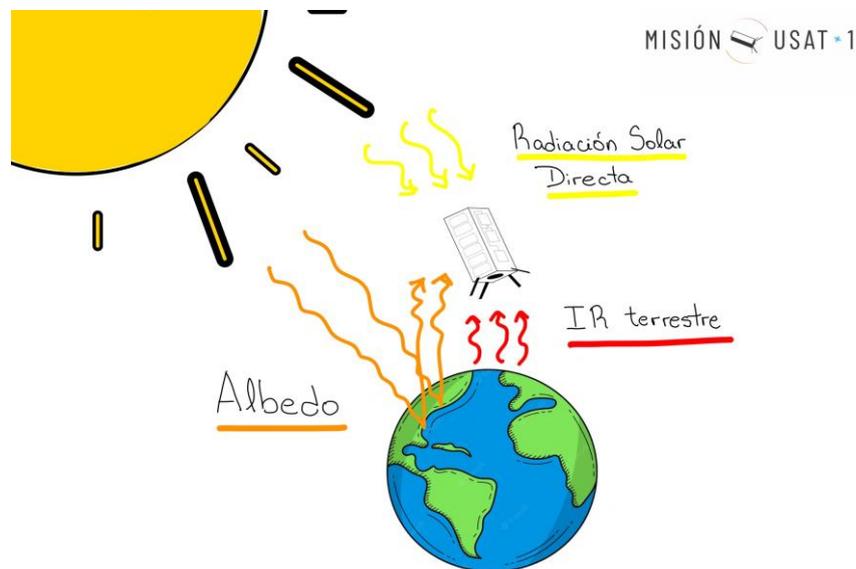


Figura 1. Ambiente térmico

Dada la bibliografía [2], se establece una tabla cuantificando los parámetros mencionados anteriormente según el caso de estudio:

Tabla 1. Valores de parámetros de ambiente térmico.

	Ángulo Beta =52° (caso frío)	Ángulo Beta =82° (caso caliente)
Albedo	0.34	0.42

Radiación solar Directa	1367 W/m ²	1414 W/m ²
IR Terrestre	191 W/m ²	233 W/m ²

2.1.2.- TEMPERATURAS ADMISIBLES DE VUELO

Para la asignación de las temperaturas admisibles de vuelo, se tienen en cuenta todos los componentes electrónicos y mecánicos que conforman el satélite en cada subsistema y se los diferencia de acuerdo con los submodelos empleados para la simulación. Como hipótesis para el cálculo de las AFT (por sus siglas en inglés), se utilizó el método implementado por NASA [3].

Tabla 2. Valores de las AFT de cada submodelo.

AFT				
Componente	Op		No Op	
	Tmin	Tmax	Tmin	Tmax
ADCS_AC	-10	40	-10	40
ADCS_EL	-30	30	-30	30
ALUMINIO	N/A	N/A	N/A	N/A
BLOQUE BATERIAS	-40	40	N/A	N/A
CAJA_GNSS	N/A	N/A	N/A	N/A
CELDA BATERIA	5	35	-10	40
CHAPA_X_MAS	-50	290	N/A	N/A
CHAPA_X_MENOS	-50	290	N/A	N/A
CHAPA_Y_MAS	-30	30	N/A	N/A
CHAPA_Y_MENOS	-30	30	N/A	N/A
CHAPA_Z_MAS	-30	75	N/A	N/A
CHAPA_Z_MENOS	-50	290	N/A	N/A
COMMS	-30	30	-30	30
COMMS_ANTENA	-30	30	-30	30
DTS	-30	75	-30	115
EPS	-30	30	-30	30
ESTRUC_PRINC	N/A	N/A	N/A	N/A
GNSS	-10	50	-10	50
OBC	-30	30	-30	30

2.1.3.- CASOS DE ANÁLISIS TÉRMICO

Los casos de estudio se dividen en Caso Frío y Caso Caliente, según su función a cumplir y el tiempo de operación. Para el análisis térmico, se consideran de acuerdo con los Conceptos de Operaciones la siguiente clasificación:

- Caso Frío: (casos de operación funcional) Carga de Baterías, Comunicaciones, Stand By, Modo Seguro.
- Caso Caliente: (casos de operación científica) Comunicaciones, GNSS-R, GNSS-RO, DTS.

Se aclara que, dado al uso frecuente del Sistema de Comunicaciones, se tiene en cuenta en ambos casos.

2.1.4.- ANALISIS DE CASOS VIABLES SEGÚN ANGULO BETA

La elección de los ángulos beta tanto para caso frío como para caso calientes no son aleatorios. Se toma el caso Stand By como prueba y se simuló en las mismas condiciones, pero con ángulos beta diferentes, para encontrar una relación mínima entre requerimiento de temperatura y oportunidad de lanzamiento. Sabiendo que el ángulo mínimo al que se podía alcanzar como un caso frío era de 40° por las condiciones de lanzamiento que otorga el lanzador, se tomó el caso mencionado como referencia y se simuló para los ángulos 40°, 52°, 60°, 70°, 80° y 84°.

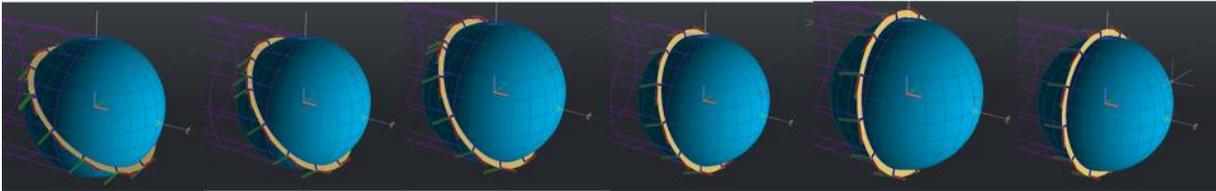


Figura 2. Variación del ángulo beta en órbita baja, desde 40° hasta 84° respectivamente.

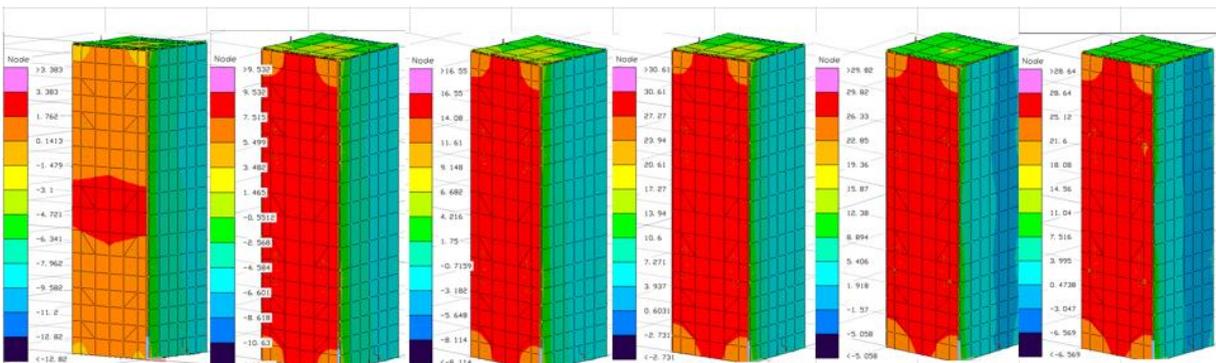


Figura 3. Variación de la temperatura en función del ángulo beta.

Se halló la siguiente relación:

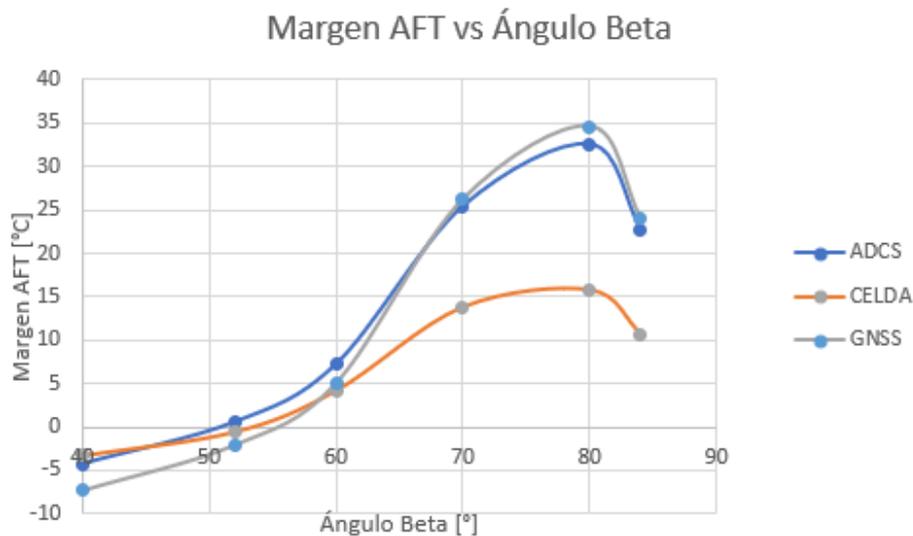


Figura 4. Variación de margen de AFT de 3 componentes respecto al ángulo Beta.

Se observa que el ángulo mínimo para el cual se cumplen las AFT de estos componentes críticos es de 60°, aunque un ángulo de 52° es suficiente para continuar con el estudio. Este ángulo de menor valor requiere de un ajuste del control térmico, el cual se discutirá más adelante. A partir de 80° las temperaturas vuelven a descender, por lo tanto, ya no tiene sentido abarcar ángulos mayores, además siendo poco realista la condición de lanzamiento para dichos ángulos. Es entonces que la viabilidad de los casos queda enmarcada entre 52° y 60°, por lo que el posterior análisis se toma el peor caso a modo conservativo, siendo este el de 52°.

2.2.- EVALUACIÓN DE HADWARE

2.2.1.-DESCRIPCIÓN GENERAL

En esta segunda versión del TMM, se agregaron detalles al modelo que anteriormente se asumían irrelevantes, por ejemplo, el modelado de la estructura principal, que se había realizado mediante conectores, y hoy está diseñado con elementos finitos superficiales y volumétricos. Además, se realizó una distribución mas precisa de las propiedades ópticas y la definición de materiales que antes se consideraban similares a otros. La primera versión presentaba 1712 nodos, 1605 elementos y 137 conectores, mientras que la actual incluye 3271 nodos, 2774 elementos y 133 conectores. A continuación, se muestran las diferentes versiones y sus grandes diferencias.

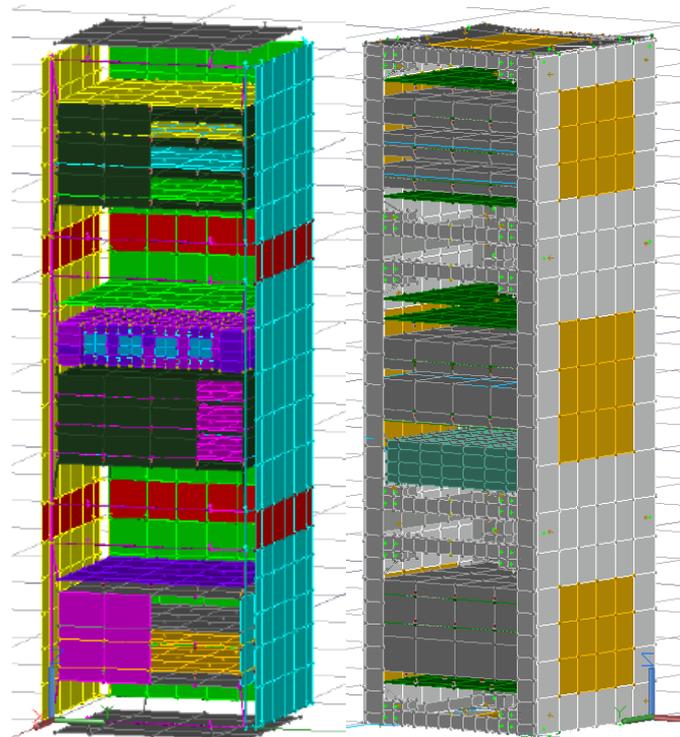


Figura 5. De izquierda a derecha, primera versión del modelo y modelo actual.

A cada elemento se le asignan propiedades ópticas y térmicas de acuerdo con la distribución de materiales, esta vez con más detalle y precisión.

Tabla 3. Descripción y distribución de propiedades ópticas

Componente	Material óptico	Componente	Material óptico
Chapa x+	Antena GNSS Pintura blanca	Chapa z-	Antena GNSS Pintura blanca
Chapa x-	Antena GNSS Pintura blanca	Estructura principal	Anodize
Chapa y+	Kapton Panel solar	PCBs	FR4
Chapa y-	Kapton Panel solar	Bloque baterías	G10
Chapa z+	Anodize Antena GNSS		

2.2.2.- DESCRIPCIÓN DE INTERFAZ ESTRUCTURAL

La interfaz de la estructura principal se modeló con más detalle, reemplazando los conectores lineales con elementos finitos superficiales y volumétricos intercomunicados entre si con conectores superficiales. Este cambio resulta de gran importancia al momento de ver como se transfiere el calor de un lado del satélite al otro, algo que resultaba difícil y no acertado en el modelado con conectores lineales.

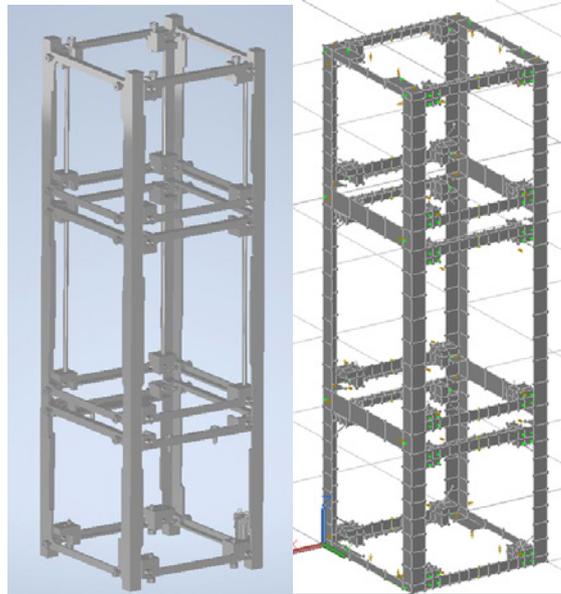


Figura 6. De izquierda a derecha, diseño en CAD de la estructura principal y el modelado en Thermal Desktop.

Por otro lado, la interfaz estructural interna que mantiene las placas de electrónica y sus respectivos blindajes dentro de cada módulo se ha modelado mediante conectores lineales simulando separadores de Al 6061 T-6. El resto de los componentes, tanto placas de electrónica como blindajes, chapas y antenas, se han modelado con elementos finitos superficiales a excepción del bloque de baterías que se modeló con elementos finitos volumétricos dado a las dimensiones y propiedades de los materiales involucrados.

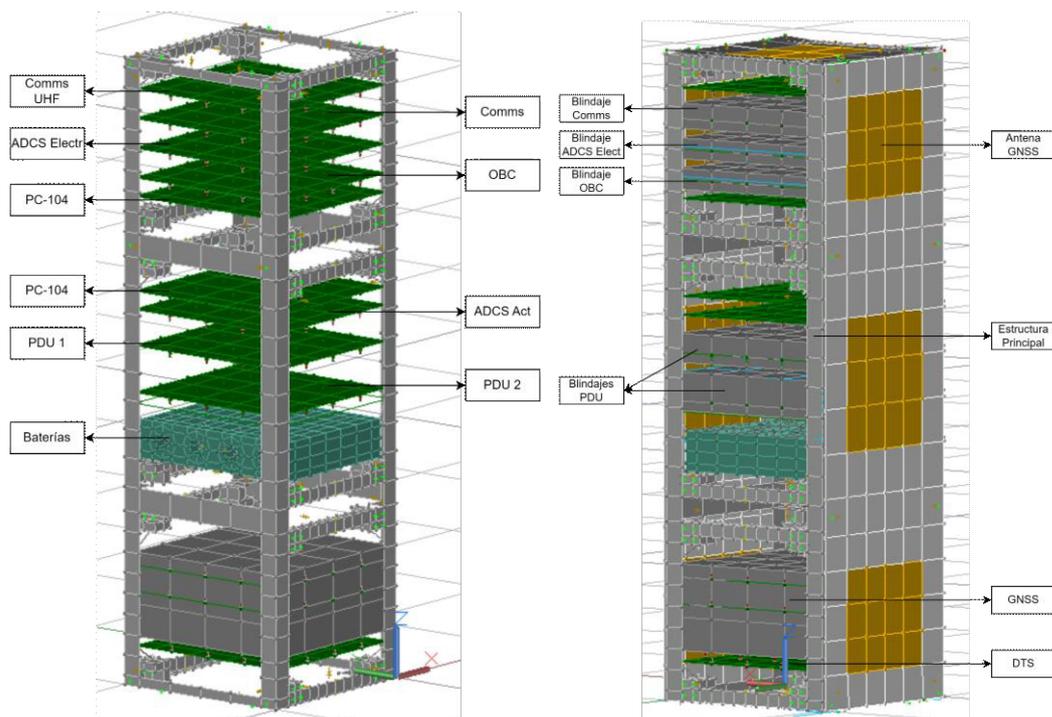


Figura 7. Descripción de los componentes y submodelos del TMM.

2.2.3.- CONTROL TÉRMICO PROPUESTO

Siendo necesaria la implementación de un control térmico activo, se implementaron Heaters distribuidos en zonas críticas de acuerdo con simulaciones anteriores. Se determinó la necesidad de al menos 4 Heaters, uno en la Chapa X+ para mantener en temperaturas aceptables las Antenas GNSS, otros 2 en la Chapa X- y Chapa Z- con el mismo objetivo y el último en el bloque de baterías, dado que las celdas de baterías son muy sensibles al cambio de temperatura y su rango de temperatura de operación es muy acotado.

3.- RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Se simularon los 8 casos mencionados en la sección 2.1.3 considerando como calores aplicados las potencias máximas de cada placa de electrónica y el tiempo activo. Para los casos Fríos, se realizó una corrida estacionaria y luego una transitoria, la cual inició con los resultados finales de la etapa transitoria. Este análisis permitió observar el comportamiento de la temperatura en cada componente del satélite a lo largo de 5 orbitas con eclipse. Los casos Calientes solo se corrieron en estado estacionario, siendo este el mejor criterio hallado de acuerdo con el tiempo de exposición al sol. Para el posterior análisis, se diseñó una escala de colores a modo de criterio de riesgos.

Tabla 4. Criterio de escala

Criterio de escala	
Temp <-10	
-10 < Temp < -5	
-5 < Temp < 0	
Temp >0	

A continuación, se muestra una tabla comparativa de los casos más críticos, haciendo énfasis en los márgenes de las Temperaturas Admisibles de Vuelo (AFT) de cada componente.

Tabla 5. Comparación de resultados.

Componente	Margen AFT [°C]			Componente	Margen AFT [°C]		
	Caso Frío	Caso Caliente	Caso Intermedio		Caso Frío	Caso Caliente	Caso Intermedio
Actuadores ADCS	-3.52	27.93	0.55	Chapa Z+	7.38	43.23	11.06
Electrónica ADCS	10.05	43.65	14.41	Chapa Z-	15.14	44.57	19.83
Aluminio	N/A	N/A	N/A	COMMS	12.29	48.67	16.46
Caja baterías	N/A	N/A	N/A	Antena COMMS	10.65	45.36	14.84
Caja GNSS	N/A	N/A	N/A	DTS	8.45	47.67	16.51
Celdas batería	-3.28	15.33	-0.57	EPS	19.97	50.61	23.83
Chapa X+	19.84	53.61	24.04	Estructura	N/A	N/A	N/A
Chapa X-	20.33	54.47	24.60	GNSS	-10.70	29.35	-2.06
Chapa Y+	5.39	38.20	11.27	OBC	N/A	49.38	N/A
Chapa Y-	5.74	56.70	11.54				

4.- CONCLUSIONES

Dados los resultados encontrados, se deberá mejorar el modelo en cuanto a los lugares donde se colocaron los Heaters y la potencia que requieren, ya que algunos componentes no cumplen con las AFT en la totalidad de los casos. Se hace observación también en la elección del ángulo beta y la viabilidad de las condiciones de lanzamiento. Por un lado se tiene que con un ajuste de los heaters y 52° de ángulo beta pueden cumplirse las AFT en su totalidad, o imponer como condición al lanzador que el ángulo beta mínimo debe estar cerca de los 60° y posiblemente la intervención del modelo sea mucho menor.

En cuanto a los cambios realizados en esta segunda versión, se interpreta que han sido implementados apropiadamente y queda para el futuro una revisión completa con el equipo de trabajo para enlazar información y posibles cambios en el modelo de ingeniería.

También es importante destacar que este modelo aún no ha sido validado ni verificado, siendo la planificación y realización de ensayos fundamental para concretar el análisis térmico del USAT-I.

5.- REFERENCIAS

1. **Diseño y Análisis del Sistema de Control Térmico en el Satélite Universitario USAT-I**, Guilera Aldana, Botta Sonia, 12° CATE, Mendoza 2023.
2. **Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume I: Fundamental Technologies**, David G. Gilmore, Second Edition.
3. **Space Flight System Design and Environmental**, ARC-STD-8070.1, December 18, 2018.