

HYFLEX 3次元全機熱解析

甲斐高志^{*1}、山本行光^{*1}、紙田 徹^{*2}、平林俊之^{*3}

Thermal Analysis of the HYFLEX Vehicle Using a Complete Three-dimensional FEM Model

by

Takashi Kai,^{*1} Yukimitsu Yamamoto,^{*1} Toru Kamita,^{*2} Toshiyuki Hirabayashi^{*3}

ABSTRACT

A precise three-dimensional HYFLEX thermal model has been developed. It is intended to be a standard model used in the evaluation of candidate methods making simple re-entry vehicles' FEM models suitable for early design phases. The model consists of about 30,000 elements and includes various types of TPS ranging from carbon/carbon hot structures to ceramic tiles and aluminum structural parts in rather realistic shapes fundamentally using hexahedral elements. On-board equipments such as actuators, propulsion system, parachute, and floating bag are modeled as simple shapes having equivalent thermal capacities. Electronic equipments are neglected because they were placed on instrument panels which were thermally isolated from fuselage by means of insulating rubbers. Aerodynamic heat load for the analysis was obtained fundamentally through CFD calculations not taking account of turbulence transition.

Results of an analysis using the model do not show good agreements with flight data of HYFLEX. There are some reasons: the inner radiation heat change within elevon is not included because of our workstation's ability; tentative heat rates are set for areas where CFD did not give; bolts are neglected in the models of metal fittings of nose cap. These items must be included to improve the model.

1. はじめに

再突入機体の初期設計において熱防護系の厚さを決めるには、現在の所、代表的な部位に関する1次元熱解析を用いるのが普通である。これは空力的外形形状しか存在しないような初期段階においては仕方のないものであるが、加熱率分布が急激に変化する部位や曲率の大きな部位に関しては1次元モデルでは正確な解析ができず、余裕を持った設計にするために熱防護材を厚めに設定することになりがちである。そこで、できれば早い段階から3次元モデルを用いた熱解析ができることが望ましいが、一方で、まだ詳細な構造設計は存在しないので詳細な解析は当然不可能であるため、それは大域的な様子を表現できるような簡易な3次元全機モデルということになる。熱解析にとって荷重条件であるところの加熱率分布はCFDで詳細に与えられ

るように環境が整ってきているので、それに応えるべく構造側も努力する必要があると考えられる。

現在、上記のような簡易全機モデルを作る技術を開発する前段として、簡易化手法評価のために必要となる基準モデルの作成を行っている。その対象として1996年2月にJ-Iロケットで打ち上げられ再突入飛行した極超音速飛行実験機HYFLEXを取り上げた。これはフライトデータとの比較が可能だからである。詳細な3次元全機モデルを作成し、CFDで求めた加熱率分布に対する温度履歴を計算し、フライトデータと比較した。本報告はその概要を述べるものであるが、このモデルはまだ完成しておらず、あくまでも中間的な報告である。

2. 詳細全機熱解析モデル

基準モデルとするため、できる限り詳細なFEMモデルを作成した。すなわち、まず、空力的外形形状および構造外形形状はHYFLEXの最終形状CATIAデータで定

^{*1}航空宇宙技術研究所(NAL)、^{*2}宇宙開発事業団(NASDA)、^{*3}三菱スペースソフトウェア(MSS)

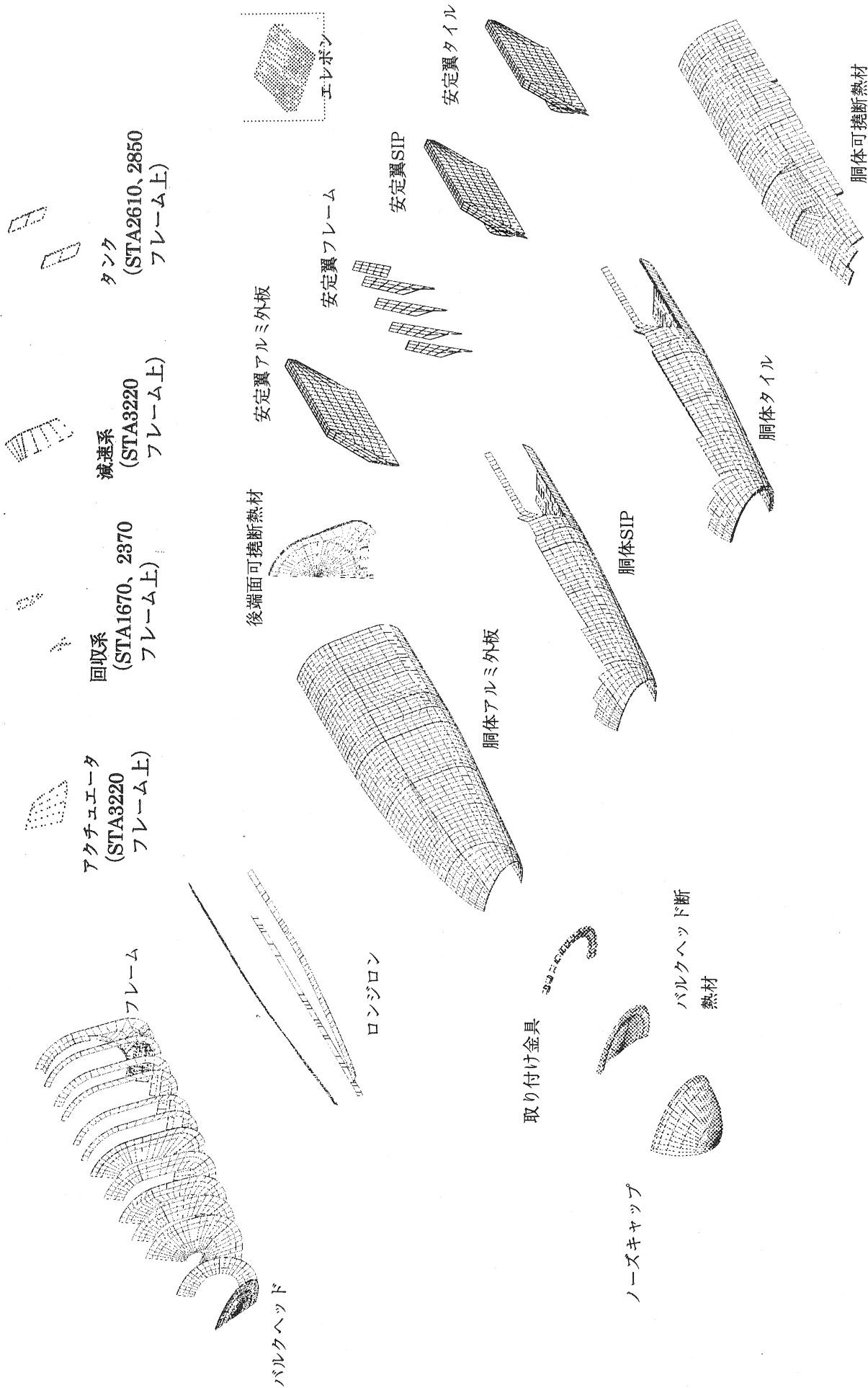


図1 HYFL EX 3 次元全機詳細モデル構成

義し、CATIAデータの無い内部構造に関しては各種図面から寸法を読みとってソリッドモデルを作成し、次いで、それらをメッシュ分割し、FEMモデルを作成した。図1に構成を示す。材料の熱物性値は設計時のものを用いた。

このモデルはC/C材のノーズキャップ及びエレボン、セラミックタイル及び可撓断熱材の熱防護系、アルミ合金の構造(胴体、安定翼)、各種取り付け金具等からなっており、半截形態で、要素数は30000弱である。

(a)ノーズキャップ

C/C材はタイル等に比べ熱伝導がよいので、厚さ方向には2および3層でモデル化した。取り付け金具を介して流入する熱が無視できないため、この部位も3次元的にモデル化した(図2)。ノーズキャップ裏面からバルクヘッドへの輻射を防ぐための断熱材は2層に分割した。

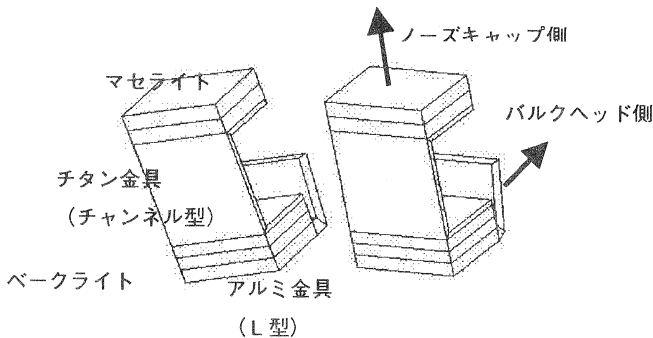


図2 ノーズキャップ取付金具

(b)エレボン

C/C材の外板およびフレーム、エレボン内部の金属フレーム類および胴体への取付金具を詳細にモデル化した(図3, 4)。理論上線接触となっている部位では熱伝達はないものとしたが、それ以外の部位に関しては、例えばフレームと金具をつなぐ金属ボルトはモデル化して熱の流れを表現する等、熱伝達を考慮できるようにした。

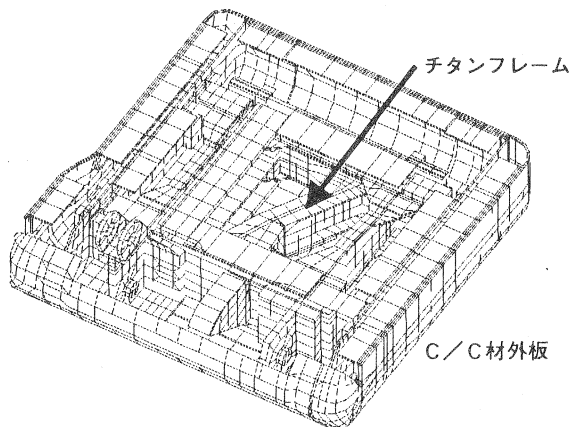


図3 エレボン(上板をはずした状態)

(c)セラミックタイル・可撓断熱材

セラミックタイル部は、タイル本体を厚さ方向5層に分割し、タイルと機体外板との間にある歪み緩衝パッド(Strain Isolation Pad, SIP)は1層でモデル化した。可撓断熱材部にはSIPが無いが、隣接するタイル部に合わせ厚さ

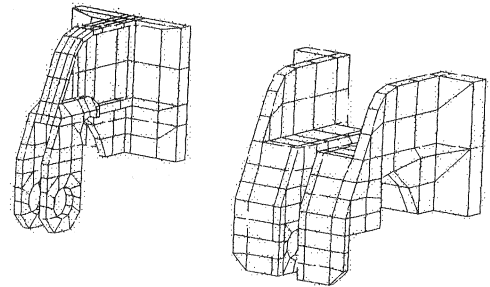


図4 エレボン取付金具(胴体側)

方向に6層に分割した。

(d)主構造

主構造の材料は熱伝導の良いアルミニウム合金であるため、機体外板は厚さ方向1層とした。胴体のロンジロンとフレーム(胴体後端面は除く)に関しては矩形断面で簡略化し、モデル化の都合上厚さを事前に固定する必要があったため高さを調整することで断面積が正しくなるようにしたが、胴体後端面フレームに関してはエレボンとの関係を正確に把握できるように詳細にモデル化した(図5, 6)。安定翼に関しては内部のフレームを厚さ方向1層の板でモデル化した。

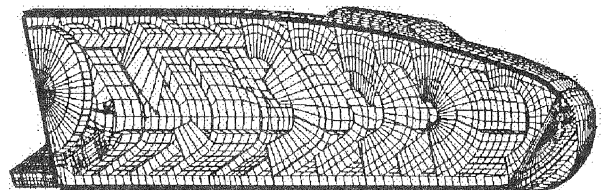


図5 主構造概要

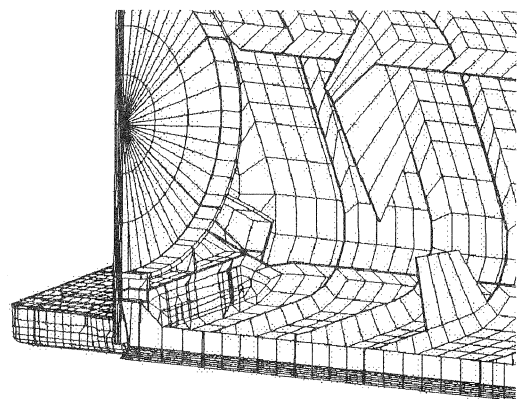


図6 胴体後端面近傍

(e)その他

内部搭載機器に関しては、構造に直接取り付けられているもの(アクチュエータ、減速系、回収系、タンク)は取り付け部分に熱容量を付加することでモデル化し、ゴムの緩衝材で浮かしてあるもの(電子機器類の搭載パネル)に関しては熱の流入は小さいとして省略した。また、全部胴体内面には多層断熱材が貼られていることもあり、胴体内部は断熱条件とし、輻射は考慮していない。

3. 加熱率分布

HYFLEXノミナル飛行経路に沿ったCFD解析の結果を用いた。実在気体効果（7化学種24反応）を取り込んだ3次元ナビエ・ストークス方程式を解いているが、乱流遷移や触媒性は考慮していない。加熱率計算時刻はHYFLEX分離後50秒時点から10秒または20秒おきで320秒時点までである。図7にメッシュ分割を示す。CFDでの計算点とFEMモデルの表面節点とは一致していないので、FEMモデル表面節点近傍のCFD計算点での値を調和平均的に変換して用いた。また、胴体および安定翼の後端面ならびにエレボン上面の加熱率はCFDでは計算しなかったため、ノーズ流み点の値の3%を一律に与えた。エレボン下面（一様）の加熱率は設計時に用いた、迎角やエレボン舵角を考慮した算出式に従って計算した。

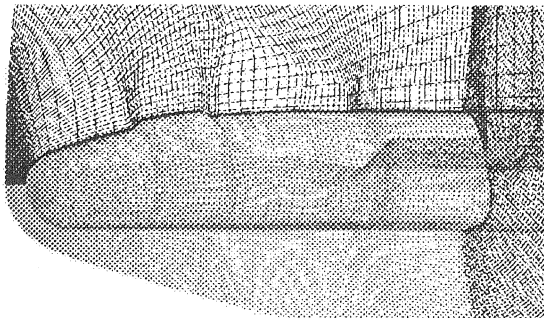
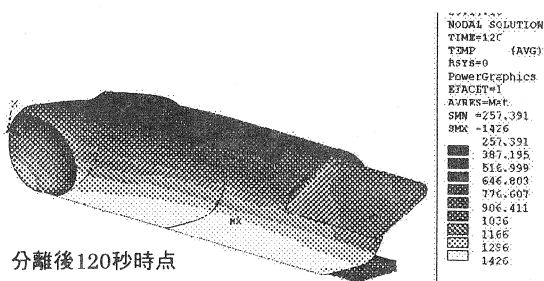


図7 CFDメッシュ

4. 解析結果

上記で作成したFEMモデルに対して加熱率を負荷し、応答をANSYSにより計算した。表面温度分布の例を図8に示す。計算結果とフライトデータの比較の例として、胴体下面の代表的な2点について温度履歴を図9に、また、胴体後端面フレーム内側の代表点について図10に示す。結果を概観すると、フライトデータに比べて、温度の立ち上がり早い、高温部材取付金具の温度上昇が小さい、胴体後端面フレームの温度上昇が大きい、主構造一般部では温度上昇が小さい等々の傾向がみられる。これらはノーズキャップ取付金具のボルトがモデル化されていない、CFDで計算できなかった部位に関しては設計用加熱率をそのまま与えている、タイルギャップからの入熱を考慮していない等が原因であると考えられる。

なお、内部放射を考慮するためには半載モデルではなく、鏡像対称で展開した閉じたフルスパンモデルを用いなければ



分離後120秒時点

図8 計算結果（表面温度分布）

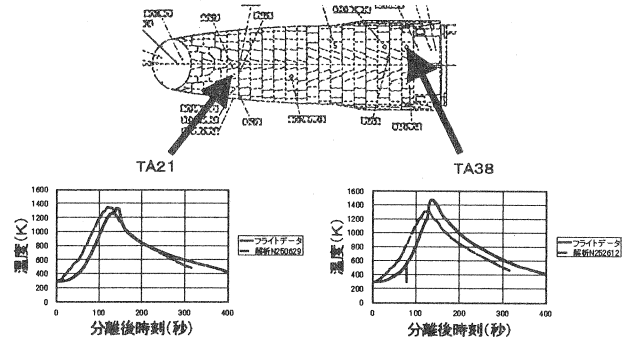


図9 計算結果とフライトデータとの比較（胴体下面）

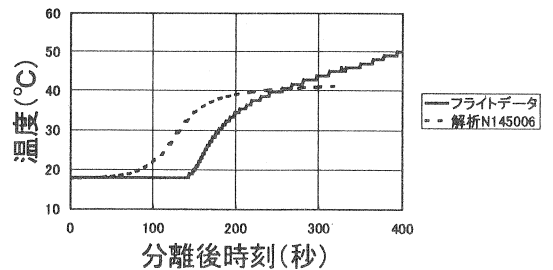
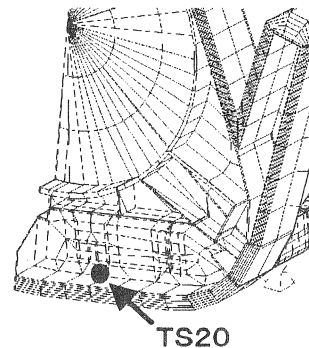


図10 計算結果とフライトデータとの比較（後端面フレーム）

ばならないが、WindowsNTとANSYSの組み合わせで管理できるメモリーの上限が1.4GB程度なため、内部放射を考慮した計算は全機モデルから切り出した状態のノーズキャップ部でしか行えなかった。

5. まとめ

簡易モデル評価の基準とすべく、詳細モデルをHYFLEXを対象にして作成し、CFDで得られた加熱率に対する温度応答を計算し、フライトデータと比較した。このモデルには、CFD計算の対象からはずれた部位に関しては設計用加熱率を用いている、計算機能力の都合でエレボン内部放射を考慮できていない等々、不十分な点があり、完成に向けて修正を行うとともに、計算環境の改善をはかる予定である。

参考文献

・「HYFLEX/HOPEシンポジウム講演論文集」航空宇宙技術研究所特別資料SP-32、1996年9月