

3次元 CFD ソルバ／節点法熱解析コードによる連成解析システムの開発

小原 豪^{*1}、嶋 英志^{*2}

New Compact Coupling Analyses System with 3-D CFD Solver & Thermal Analyzer with Nodal Method

by

Tsuyoshi OHARA^{*1}, Eiji SHIMA^{*2}

ABSTRACT

We had developed the CFD and thermal coupling analyses system which software configuration was very compact to need less computational resource named CCAS (Compact Coupling Analyses System). We applied a nodal method for our thermal analyzer in the system because it essentially needed less memory resources and computation time, while a finite element method is generally used in other coupling analyses system. We also made a set of assistance software that semi-automatically produced a thermal mathematical model from a CFD model to make a series of analyses work more efficient.

We did a test analysis around H-IIA 4S fairing during a flight. We compared heat flux at the stagnation point with the value derived from theoretical equations, and analysis value was about 20% higher than from theoretical equations. We also compared temperatures in the fairing body with values of actual measurement at the first flight, and these from analysis were a little higher than actual. Although these calculation results of heat flux and temperatures from analysis indicated higher values, its differences were not so significant and were thought to be in the range of error by modeling uncertainty so the results from analysis were relatively correct and the system was confirmed to be valid.

1. はじめに

ロケットなどの飛しょう体において空力加熱等の熱負荷は設計上考慮すべき重要な要素である。実際の熱環境は刻々と変化するが、解析においてはいくつかの条件をピックアップし、各条件での CFD 定常解析およびそれから得られる機体表面熱流束を入力条件とした内部構造伝熱解析を実施するのが一般的である。

機体表面温度は熱流束と内部伝熱により決定され、表面温度が流れ場に影響を与える。それら相互干渉および変化する環境条件を逐次取り込みつつ解析することが、精度確保上重要である。

よって、3次元非構造格子 NS CFD ソルバと節点法熱解析コードの連成解析およびその支援ツールを統合したシステム CCAS (Compact Coupling Analyses System) を研究・開発した。CFD コードは KHI 保有の ug3 を使用し、既存

コードとの I/F 柔軟性確保および省計算リソースを考慮し、節点法熱解析コードを新規に開発した。

2. CCAS 全体構成

CCAS データフロー・ツール I/F 構成を図 2-1 に示す。

CFD モデルから情報を抽出し熱数学モデルの一部を作成する「熱数学モデル作成」と、CFD 解析と熱解析とを連動させ自動的に計算する「流体／熱連成解析」とで構成される。データファイルを I/F として各機能をモジュール化した。

3. モジュール構成とツール開発

3. 1 CFD モジュール

連続流の非構造格子 NS ソルバーにより CFD 解析を行い、機体表面空力加熱を出力する。KHI 保有の 3次元非構造格子 NS ソルバ「ug3」を使用した。

3. 2 熱解析モジュール

CFD モジュールから機体表面空力加熱を受け取り、機体内部の熱解析を行う。解析により得られた機体表面温度を CFD 側に出力する。既存 CFD コードおよび他ツールとの I/F を確保するため、連成解析システム CCAS 用熱解析ツール TANC(Thermal Analyzer with Nodal method for CCAS)を新規開発した。

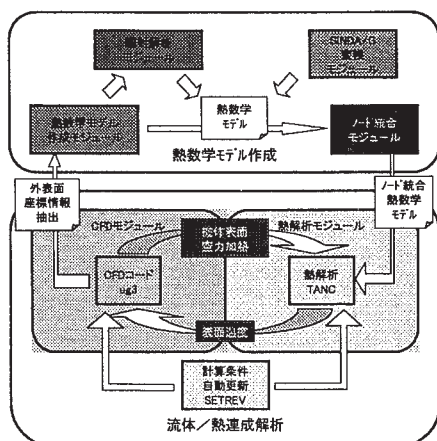


図 2-1 連成解析システム CCAS 構成

(1) 支配方程式

支配方程式は熱伝導項、熱輻射項およびソース項を含む熱交換を表す。離散化された支配方程式を以下に示す。

$$\left. \begin{aligned} C_i \frac{T_i^{n+1} - T_i^n}{\Delta t} \\ = (1-\alpha) \sum_{j=1}^N [G_{ji}(T_j^n - T_i^n)] + \alpha \sum_{j=1}^N [G_{ji}(T_j^{n+1} - T_i^{n+1})] + S \\ G_{ji} = Gc_{ji} + Gr_{ji} \left\{ \left[(T_j^n)^2 + (T_i^n)^2 \right] \cdot \left[(T_j^n) + (T_i^n) \right] \right\} \end{aligned} \right\} (3.1)$$

C_i : 熱容量 Gc : 伝導項係数

n : 時刻 T : 温度

Gr : 輻射項係数 S : ソース項

Δt : 時間刻み α : 混合パラメタ

混合パラメタ α により、陰解法、陽解法の選択が可能である ($\alpha=0$: 前進 Euler 法、 $\alpha=1/2$: Crank - Nicolson 法、 $\alpha=1$: 後退 Euler 法)。通常は熱伝導の等方性を考慮し $\alpha=1/2$ を使用する。

(2) 緩和法、逐次過緩和法 (SOR 法)

緩和法は Gauss-Seidel 法を採用した。線形部分の温度勾配項だけでなく、係数項に含めた温度に関する項 (G_{ji}) に対しても適用し、その時点の最新温度で解いている。

また、過緩和係数 ω ($1 \leq \omega \leq 2$) を導入し、収束時間を短縮することが可能である。(3.1)式の緩和計算において、 $m+1$ 回反復計算後の過緩和温度 (T^{m+1}) は、 ω および通常の反復計算温度 T^{m+1} 、 T^m を用いて次式で表される。

$$(T^{m+1})' = T^{m+1} \times \omega + T^m \times (1-\omega) \quad (3.2)$$

ω の値は経験上決定されるものであるが、通常は 1.2~1.3 程度を用い、解の様子を見て適宜変更する。収束性が良い場合は 1.0 (過緩和なし) に設定する。

(3) IS 法の導入

さらに収束時間を短縮する試みとして、IS 法 (Iteration Skip 法) を導入した。ある時刻ステップ内での緩和計算中において、収束条件に達したノードはそのままとして未収束ノードのみを計算し、また未収束ノードの変化の影響をとりこむため一定回数毎に全体の再計算を実施する。

(4) 熱数学モデル

熱数学モデルは、ノード、伝導結合、輻射結合、発熱、配列および計算設定の各ファイルから構成される。

伝導結合値は一定値のほか、温度により変化する値を線形内挿により設定可能である。発熱ファイルは、ON/OFF 温度による入切設定、線形内挿の温度変化設定、線形内挿の時間変化設定が可能である。

CFD 用セル定義情報から熱数学モデルデータを作成するツールとして UCDTRA を新規作成した。主な機能を以下に示す。

(1) CFD 機体表面セル座標抽出

ug3 の計算格子定義情報から、機体表面セルのみの座標情報を抽出する。

(2) 熱数学モデルノードファイル作成

機体表面セルを熱数学モデルのノードとして出力する。セルの座標から面積を計算し、あらかじめ与えた面積あたり熱容量からノードの熱容量を計算し、TANC 用ノードファイルとして出力する。

(3) 輻射計算用 TRASYS 入力ファイル作成

TRASYS フォーマットに合わせ、セル座標定義を変換し、TRASYS 入力用ファイルを作成する。

3. 4 輻射解析モジュール

3. 3 で得られた座標データを用いて輻射解析を実施し、輻射結合データを得て熱数学モデルの一部とする。輻射解析には市販ソフト TRASYS を使用する。

3. 5 SINDA/G 変換モジュール

市販熱解析ソフト SINDA/G インプットファイルから熱数学モデル情報を抽出し、TANC モデルに変換するツールとして、RDSIN を新規作成した。

SINDA/G では、ノード、伝導結合等の熱数学モデル各要素を生成するための多くの設定オプションがあり、それを利用することでモデル作成効率が向上する。使用頻度が高いと思われる代表的なオプションを中心に、変換に対応させてある。また、作成済の熱数学モデルがあればインポートして利用できる。

3. 6 ノード統合モジュール

熱数学モデルのノードを統合し、伝導・輻射・発熱に定義されるノード番号を付け替え、ノード数を減少させるノード統合ツール INTEG を新規作成した。

一般に CFD で必要とされる格子間隔に比べ、熱数学モデルでは粗くても十分である。CFD から抽出した機体表面セルを統合して減少させ、計算リソースを節約することが目的である。統合されたノード情報を CFD に戻す時は、複製し CFD 側のセル要素数に戻す。

3. 3 熱数学モデル作成モジュール

4. H-IIA4S フェアリング形状による連成解析試行

4. 1 概要

H-II A4S フェアリング形状を模擬した解析モデルを作成し、CCAS による連成解析を実施した。CCAS が妥当な連成解析結果を導けるかどうかを確認するため、淀み点熱流束の理論式・実験式との比較、および H-IIA 初号機フライト温度データとの比較を実施した。

4. 2 モデル

(1) 流体解析モデル

H-IIA4S フェアリング形状を用い、周方向の 24 分の 1 を切り出したカットオレンジ形領域とし、軸対称条件で解いた。淀み点から軸方向に、球頭部 8、円錐部 12、円筒部 12 の計 32 分割とし、流れ場は機体表面から半径方向に 100 分割領域とした (よって要素数は $32 \times 100 = 3200$)。計算格子を図 4-1 に、機体表面形状を図 4-2 に示す。

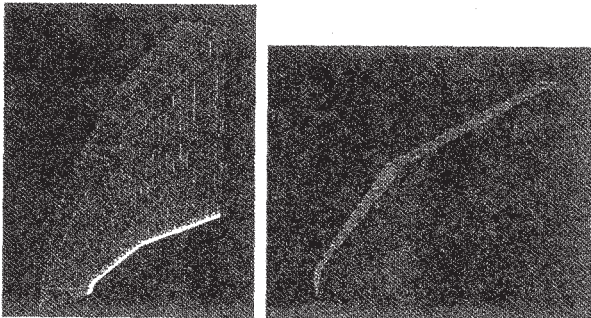


図 4-1 計算格子 図 4-2 機体表面形状

(2) 熱解析モデル

流体解析モデルを周方向に一周展開した形状とした。機体表面セル分割数は流体解析モデルと同様である。熱数学モデル形状を図 4-3 に示す。

フェアリングは分離部等を省略し、全体がアルミハニカムパネルで構成されているものと仮定した。円筒部後端は -50°C の等温面 (境界ノード) とした。

ハニカムパネル構造のモデル化を図 4-4 に示す。外面側 (流体側) は断熱コーティング、アルミスキンおよび

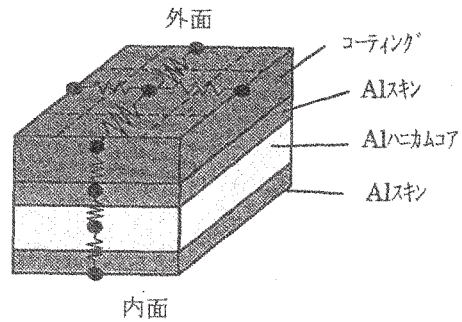


図 4-4 ハニカムパネルのモデル化

接着剤を合わせて 1 ノードとし、中間のアルミハニカムコアを 1 ノード、内面側はアルミスキンと接着剤をあわせて 1 ノードとした。

隣接する全てのセルとの伝導結合は、セル中心間距離を基準に算出してある。但し、面に垂直な方向に関しては、外面および内面の表皮までの距離を考慮してある (図 4-4 参照)。これによりノード温度は内外面の表面温度 (表面にセンサを貼り付けた場合の指示温度) となる。

輻射熱交換は、外面側は 3K の深宇宙暴露とし ($\epsilon = 0.9$)、内面同士の輻射熱交換も定義した ($\epsilon = 0.15$)。

太陽光、地球アルベド、地球赤外は省略した。また全ての物性値は温度によらず一定とした。

4. 3 CFD 計算条件および計算格子の扱い

(1) 計算条件

淀み点熱流束比較用の解析では、相関式の条件にあわせるよう粘性あり層流条件とした。

フライト温度データ比較用の解析では、フライト状態にあわせるよう粘性あり乱流条件とした。

乱流遷移位置については、まだ解明されていない部分が多く予測は困難であるため、今回は Bowcutt and Anderson⁴⁾ による乱流遷移レイノルズ数 Re_T に関する式、

$$\log_{10}(Re_T) = 6.421 \exp[1.209 \times 10^{-4} M_e^{2.461}]$$

を参考に、例えば $Me=3 \sim 6$ で $Re_T=2.72 \times 10^6 \sim 3.06 \times 10^6$ となることなどから、 Re_T を

$$Re_T = 3.0 \times 10^6$$

と一律に規定し、淀み点からの機軸方向機体表面距離基準のレイノルズ数が Re_T を超える位置を乱流遷移位置とした。各時刻における乱流遷移位置を図 4-5 に示す。

流体条件は淀み点熱流束用解析、フライト温度データ比較用解析とも、ノミナルフライト条件に従い 1 秒毎のマッハ数、基準温度 (一様流温度)、レイノルズ数の各条件で順次解析した。解析条件を図 4-6 に示す。なお 143 秒で高度 80km を突破し、それ以上の領域では分子の平均自由行程が大きくなり $ug3$ の連続流解析では対応できないため、142 秒まで解析している。

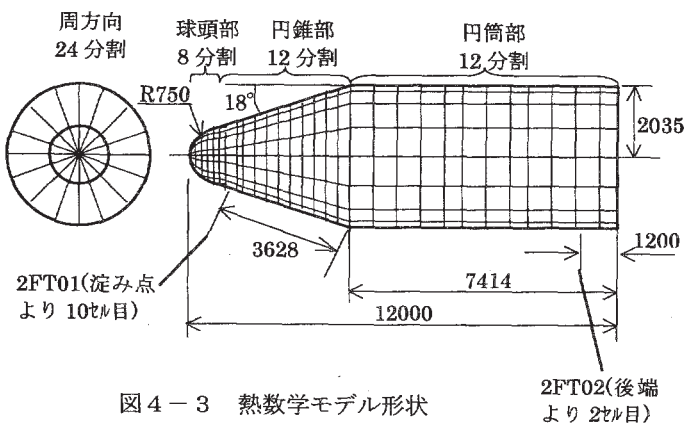


図 4-3 熱数学モデル形状

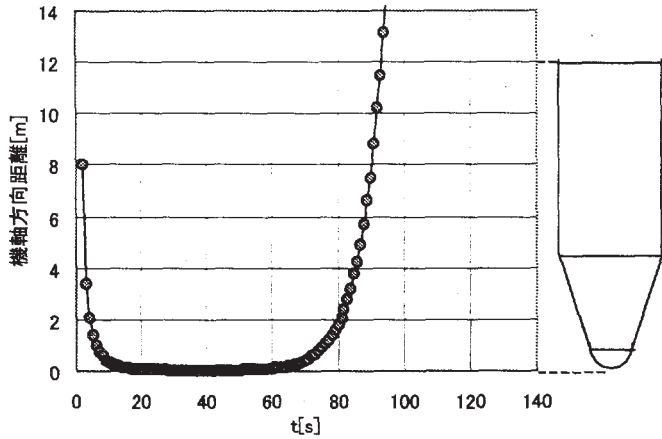


図4-5 乱流遷移位置(Re=3.0×10⁶)

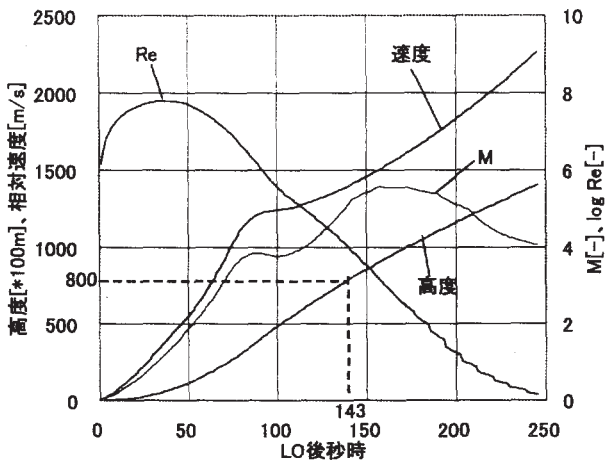


図4-6 H-IIA 解析条件

(2) 計算格子の扱い

境界層厚さ δ とレイノルズ数 Re とは一般に $\delta \propto 1/Re^{0.5}$ の関係があるが、図4-6より Re は打上げから142秒後まで大きく変動するため、境界層厚さも同様に変動することになる。空力加熱を精度良く算出するには境界層をうまく捉えることが必要であるが、計算格子が粗すぎれば解は鈍り、細かすぎれば収束が悪くなる。よって、全計算時間をいくつかの区間に分け、その区間での最小格子間隔 Δ

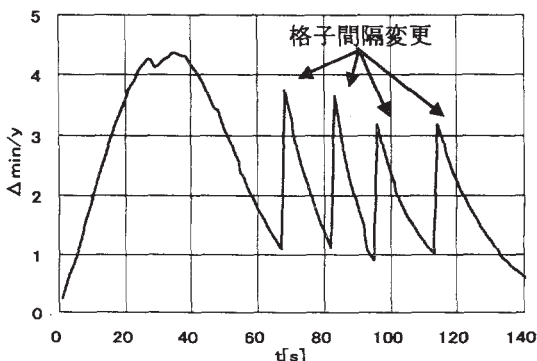


図4-7 最小格子間隔と粘性低層厚さの比

Δ が粘性低層厚さ y^+ の1~4倍程度となるよう適当な格子間隔を与えた。各計算時刻における Δ と y^+ の比を図4-7に示す。不連続部でモデル粗さを変更している。

4.4 淀み点熱流束比較相関式

層流仮定での軸対称物体の数値解析あるいは実験データに基づき、実設計にも用いられる実績のある相関式との比較を行うことにより、連成解析結果を評価する。

(1) Detra, Kemp & Riddell の実験式²⁾

Detra, Kemp & Riddell の式 (以下DKRと呼ぶ) は次式で与えられる。

$$\dot{q} = 110,000 \sqrt{\frac{\rho_\infty / \rho_{SL}}{R_n} \left(\frac{V_\infty}{V_C} \right)^{3.15} \left(\frac{h_0 - h_w}{h_0 - h_{w300}} \right)} \dots (4.1)$$

ここで、

\dot{q} = 淀み点空力加熱率[kW/m²]

ρ_∞ = 一様流密度

ρ_{SL} = 海面上大気密度=1.225[kg/m³] (標準大気表より)

V_∞ = 速度[km/s]

V_C = 7.925[km/s]

h_0 = 淀み点のエンタルピ

h_w = 壁面のエンタルピ

h_{w300} = 300Kでの空気のエンタルピ

R_n = 淀み点曲率半径[m]

(2) Fay-Riddell の空力加熱推算式³⁾

Fay-Riddell の式(以下FRと呼ぶ)は次式で与えられる。

$$\dot{q} = \frac{0.763}{Pr^{0.6}} (\rho_w \mu_w)^{0.1} (\rho_e \mu_e)^{0.4} (h_s - h_w) \left(\frac{dU_e}{dS} \right)^{0.6} K \dots (4.2)$$

ここで、

$$\begin{cases} K = 1 + (Le^{0.52} - 1)^{0.1} \left(\frac{h_0}{h_s} \right) & \text{(平衡流)} \\ K = 1 + (Le^{0.63} - 1)^{0.1} \left(\frac{h_0}{h_s} \right) & \text{(凍結流)} \end{cases}$$

\dot{q} = 淀み点空力加熱率[kW/m²]

Pr = プラントル数

ρ = 気体密度[kg/m³]

μ = 粘性係数[Pa·s]

$$= 1.458 \times 10^{-6} \times T^{1.5} / (T + 110.4) \quad \text{(Sutherland の式)}$$

h = エンタルピ[J/kg]

h_0 = 解離エンタルピ[J/kg]

dU_e/dS = 淀み点における局所速度勾配

$$= (1/R_n) \{ 2(P_e - P_\infty) / \rho_s \}^{0.5} \quad \text{: 修正ニュートン流}$$

$$= (U_\infty / 2R_n) (8 \rho_\infty / \rho_e)^{0.5} \quad \text{: ニュートン流近似}$$

R_n = 淀み点曲率半径[m]

添字 w : 壁面での状態量

添字 e : 境界層外縁での状態量

(= 淀み点の状態量 (淀み点の計算のため))

添字 s : 淀み点の状態量

連成解析との比較においては解離なしの領域を扱うので、完全ガス仮定として

Le=1.0 (解離なし)

Cp=const=1.005×10³[J/kg・K]

とすると次式を得る。

$$\dot{q} = \frac{0.763}{Pr^{0.6}} (\rho_w \mu_w)^{0.1} (\rho_e \mu_e)^{0.4} Cp (T_s - T_w) \left(\frac{dU_e}{ds} \right)^{0.6} \dots (4.3)$$

ここで、Pr=0.71 とし、dUe/dS は修正ニュートン流として計算した。

4. 5 淀み点空力加熱比較

連成解析結果および DKR、FR より得られる淀み点熱流束の打上げから 140 秒までの比較を図 4-8 に示す。

全体的に連成解析が高めであり、ピークで 20% 程度高めを示している。なお淀み点では t=77[s] 付近から振動励起温度になるが、CFD では考慮していないため、それ以降では連成解析の熱流束が高めになる傾向があると考えられる。また、一般に相関式は 10% 程度の誤差を持つ。これらのことを考え合わせつつ、解析の際にはその傾向に留意しながら評価する必要がある。

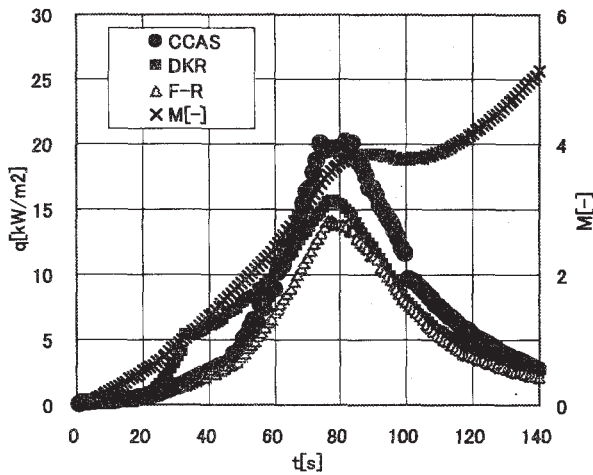


図 4-8 淀み点熱流束比較

4. 6 解析温度比較

連成解析による機体内部の解析温度および H-IIA 初号機のフライドデータを図 4-9 に示す。比較する温度測定位置は図 4-3 に示してある位置の機体内面である。

なお、連成解析は標準大気を使用しているため、温度初期値が実測に比べ 15K 程度低いが、標準大気に対する補正による誤差を排除するため、あえて初期値を実測値と合わせていない。

(1) 円錐部 2FT01

温度の立ち上がりは解析の方が早く、上昇温度幅も解析の方が大きい。到達温度は解析の方が 10~20[K] 程度高めになる見込みとなった。原因としては、熱流束大、熱容量見積もり過小、機体外表面/内面間伝導結合値大、などが考えられる。4. 5 項より、淀み点の加熱率が高めの傾向となるが、円錐部でも同様の傾向がある可能性もある。

温度変化率等は多少異なるものの、乱流の扱いの変更あるいは熱数学モデル熱容量・伝導結合のチューニング等、各種パラメタの調整によって補正される程度のレベルであり、解析結果としては実測値に比較的近いと考えられる。

(2) 円筒部 2FT02

温度の立ち上がりは解析の方が早い、到達温度はほぼ同様となる見込みであり、解析結果は実測値に良くあっていると言える。

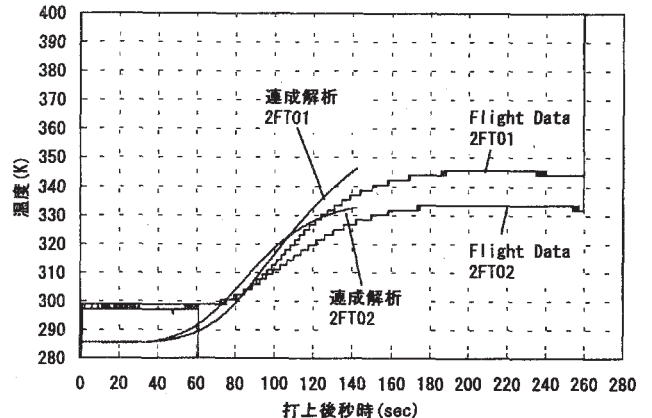


図 4-9 H-IIA 温度 (連成解析、フライト)

4. 7 総合評価

連成解析は理論式に比べ淀み点での熱流束が高めとなっている。これは円錐部における温度比較結果の傾向とも一致し、連成解析では空力加熱が全体的にやや高めとなる傾向があると思われる。解析温度レベルとしては大きくずれてはならず、全体としては連成解析が比較的妥当な結果を導き出していると言える。

熱流束をさらに精度良く計算するには、さらに以下の点につき考慮する必要がある。

(1) 熱数学モデルチューニング

連成解析で温度の立ち上がり早いなどの傾向から、熱容量または熱伝導率に修正余地があると思われる。今回は分離部を省略するなど、モデルに高精度なチューニングは施していないため、その影響が出ている可能性がある。

(2) 乱流条件チューニング

H-IIA フェアリングモデル (断熱材なし) を、層流、乱

流、および円錐部層流・円筒部乱流条件での、2FT01 位置における温度解析結果を図4-10に示す。

層流/乱流条件を変化させることで解析結果が大きく変わることが図からわかる。よって、毎秒時解析条件において乱流をどの程度考慮するかが重要である。

今回は乱流遷移を4.3(1)項に示す扱いとして解析し、良好な結果を得ているが、精度向上のためには乱流遷移に関しさらに注意深くチューニングする必要がある。

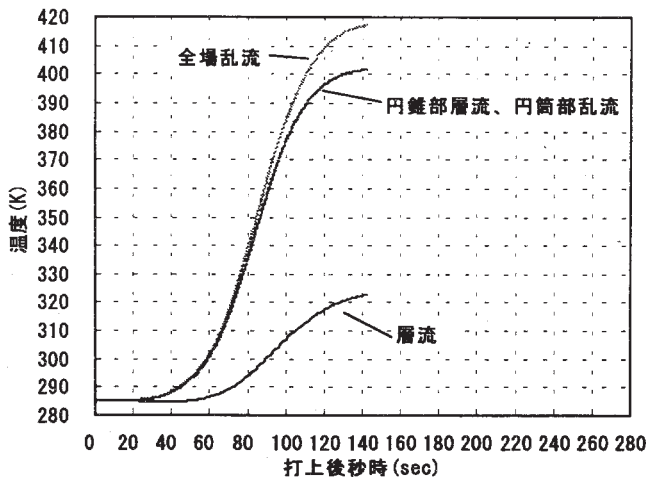


図4-10 層流/乱流差異 (2FT01)

5. まとめ

(1) 流体/構造伝熱連成解析、およびモデル作成機能を含んだ連成解析システム CCAS を開発した。CCAS 用に熱解析ツール TANC を新規開発した。また熱数学モデル作成を効率化する各種ツールを作成した。

(2) H-IIA4S フェアリング解析モデルを作成し、連成解析テストを実施した。淀み点空力加熱率の比較は、解析結果は相関式比べ 20%程度高め値となり、その傾向に留意しながら評価する必要がある。

フェアリング円錐部および円筒部の温度を実測値と比較した。円錐部では連成解析結果は高めに出ているものの、温度レベルとしては比較的同等であり、流体解析または熱解析の各種パラメタの調整により補正されるレベルである。円筒部は傾向がよく一致し良好な結果を得た。

(3) H-IIA4S フェアリング連成解析試行結果より、連成解析ツールは全体としては基本的に妥当な結果を導き出せることが分かった。

連成解析は熱流束が高めに出る傾向があること、熱数学モデルのチューニング、層流/乱流の扱い、および振動励起に対する扱い等について検討し、精度を向上させることが今後の課題である。

6. 参考文献

- 1) N. H. Kemp, F. R. Riddell; Heat Transfer to Satellite Vehicles Re-entering the Atmosphere, Jet Propulsion, Vol. 27, Feb. 1957.
- 2) R. W. Detra, N. H. Kemp, F. R. Riddell; Addendum to 'Heat Transfer to Satellite Vehicles Re-entering the Atmosphere', Jet Propulsion, Vol. 27, Dec. 1957.
- 3) 野村茂昭, カプセル型回収飛しょう体の熱・空力概念設計法, 航空宇宙技術研究所報告 TR-779, 1983年8月
- 4) John D. Anderson, JR., 'Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics', McGraw-Hill