極超音速飛翔体の熱空力的研究^{*1}

—極超音速飛翔体の熱空力設計技術の研究として—

野村 茂昭^{*2}・山本 行光^{*2}

Key Words: Aerodynamics, Heat Transfer, Spacecraft, Design

1. はじめに

我が国ではH-IIロケットに続いてH-IIAロケットの開発が進められようとしており、宇宙輸送系においては米・欧・露・中の動向とあわせて、いよいよ世界的な低コスト化競争の時代の到来となろう。近い将来には、再使用輸送実験機X-33の検討を進めている米国を中心に、再使用による低コスト化が中心課題になると予想される。再使用輸送系においては、大気圏再突入飛行の問題に対処しなければならないため、極超音速熱空力設計技術が重要課題となって来る。我が国においては、昭和50年代から回収技術の研究が、

昭和60年代に入ってHOPE(H-IIロケット打ち上げ型有翼宇宙往還機)及びスペースプレーンの研究が開始され、極超音速飛翔体の設計に重要な極超音速空気力学の研究が本格的に始められた。平成4年2月にはHOPE研究の一環として、我が国最初の軌道再突入実験(OREX)によって極超音速飛翔試験が成功裡に実施された。これに引き続いて平成8年にはHYFLEX(極超音速飛行実験)が、平成12年にはHOPE-X(HOPE実験機)の極超音速飛行が実施される。いよいよ我が国においても、極超音速飛翔体の熱空力設計技術が実用段階に入ることになる。

流体力学研究の長い歴史の中で、極超音速空気力学の研究が占める期間は短く、未だに発展途上にあるといえる。その研究は、1940年代後半から1960年代における米国でのロケット航空機(X-1からX-15)からカプセル型宇宙船の開発、1970年代のスペースシャトルの開発等が強力な推進力となって、急速に発展した。これらの飛翔体の熱空力設計では、広範囲の飛翔条件・機体形状についての膨大な解析・風洞試験・飛行試験実証が莫大な経費をかけて実施された。

他方、1970年代から急速に発達し始めたCFD(数値流体力学計算)はその後驚異的な発展を示し、FEM(有限要素構造解析)とあいまって極超音速飛翔体のシミュレーションでの強力なツールとなった。然し、数値シミュレーションの実機設計への応用に関しては、計算機能力の不足もさることながら、これを用いた設計手法としての方法論が世界的に見ても確立していないため、機体設計全体としてみると従来の設計手法(以後、従来法と呼ぶ)と数値シミュレーション利用が混在し、シミュレーション技術は局部的に利用されているのが現状である。

我が国においては、極超音速飛翔体の熱空力設計は未だに始まったばかりである。従って、従来法から新しい手法への移行・模索段階にある現在、従来法の十分な習得と実績の蓄積を図ると共に、従来法にCFD技術を最大限に取り入れた新しい手法の開発を行い、

著者紹介

野村 茂昭(正会員)

昭和11年1月6日生。東京都出身。昭和34年東京理科大学理学部物理学科卒業。昭和36年科学技術庁航空宇宙技術研究所入所。昭和46年ニューヨーク大学航空専攻修士課程修了。平成6年4月同所科学研究官就任。現在(2月)に至る。工学博士。専門分野は、極超音速熱空気力学、熱防衛技術、高速風洞設備、宇宙輸送システム等。日本航空宇宙学会第27期(平成7年度)副会長、日本機学会、AIAA会員。

山本 行光(正会員)

昭和27年1月17日生。東京都出身。昭和54年東京大学大学院工学系研究科航空学専攻修士課程修了。工学博士。同年科学技術庁航空宇宙技術研究所入所。昭和60年米国NASAラングレー研究所留学。現在同所空気力学部超高速空気力学研究室長。専門分野は、極超音速熱空気力学、宇宙往還実験機の数値シミュレーションによる空力設計解析等。AIAA会員。

^{*1} 平成7年9月26日、日本航空宇宙学会第27回流体力学講演会にて特別講演。平成8年2月1日原稿受理 Aerothermodynamic Studies on Hypersonic Vehicle

^{*2} 航空宇宙技術研究所 Shigeaki NOMURA and Yukimitsu YAMAMOTO

最も有効な設計手法の確率を目指さなければならない

このような状況に鑑み本稿では、前半部で従来法の基となっている極超音速熱空気力学の概要について述べ、後半部でCFDを中心とした新しい設計法の試みについて OREX, HYFLEX, HOPE 等に関する実例を上げて述べる。

2. 設計法の比較

極超音速飛翔体（極超音速航空機を除く）の設計は通常の航空機と同様に、ミッション要求条件を満足する機体形状と飛行特性を決定することにあるが、航空機との最大の相違点は、極めて広い速度領域を巡航速度を持たずにひたすら加速/減速する機体について、実在気体の効果が激しく生ずる極超音速飛行での空力・構造・制御の設計を行う点にある。更に、通常の航空機開発での実機による飛行速度・高度の拡大、いわゆる飛行エンベロープ拡大手法が困難であるため、地上で開発された機体がいきなり極超音速で飛翔する状況となる。

このため従来は、多くの飛翔条件・候補形状についての膨大な解析・風洞試験・構造試験・飛行実証によるデータと経験の蓄積が必要とされた。他方、近年発達した著しい計算機シミュレーションは、機体形状・構造・飛行条件が与えられれば、機体周りの流体解析では実在気体の効果を含む三次元数値シミュレーションが、熱・構造解析では有限要素法による複雑な構造体の数値シミュレーションが、非定常解析も含んで可能な段階に至っているが、いずれも研究として急速に発展中の段階にある。

極超音速飛翔体の設計を複雑にしているのは、機体形状に対して極超音速特性と低速特性が往々にして相反する形状を要求することに起因している。一例として、極超音速では頭部や主翼前縁はできるだけ鈍く、主翼後退角は大きく取りたいが、低速では全く反対である。このため、極超音速飛翔体の設計には、機体形状、飛行速度・高度を広範囲に変えたパラメトリックなトレードオフが必要となる。この様な作業は本来コンピュータが最も得意とする分野のものであるが、与えられた形状・構造・飛行条件から特性を得る順問題のシミュレーション手法を、種々の拘束条件の下で形状・構造・制御の望ましい解答を与える逆問題/最適設計に応用するには、デザイナーの設計技法をシミュレーションに取り入れた新しい技法が必要である。

第1表にはこの様な状況を整理して、従来法、新しい手法への移行及び将来の新しい手法の特徴を比較して示した。本格的な機体設計では、空力、構造、制御

第1表 新しい設計手法の模索（設計手法の比較）

①現象の把握と説明 ②支配パラメータの 説明	①機体形状と特性の 把握 ②実証方法	設計上の課題
<従来法> ①風洞試験・熱構造 試験 ②解析手法+数値計 算	①特性推算式・経験 則 ②大型試験検証/飛 翔実証	・膨大な試験・経費 ・設計マージン大 ・不明確な現象把握
<新しい手法への移 行> ①CFD/FEMの 数値シミュレーシ ョン+風洞試験・ 熱構造試験 ②解析手法+数値計 算	①CFD/FEM統 合シミュレーショ ン解析+特性推算 式・経験則 ②CFD/FEM/試 験/飛翔による検 証・実証	・物理モデル不明確 ・設計手法未確立 ・統合シミュレー ションと計算機能力 ・実証の限界
<将来の新しい手法> ①CFD/FEMの 数値シミュレーシ ョン・パラメトリ ック解析 ②非定常数値解析を 加え空力・構造・ 制御の統合シミュ レーション	①個別シミュレー ションと空力・構 造・制御の統合シ ミュレーション ②大型試験検証/飛 翔実証	・統合設計手法確立 ・物理モデル明確化 ・実証手段の確立 ・計算機能力

の個々の問題のみならず、これらの相互干渉を考慮した統合シミュレーションが重要課題である。将来手法を目指すには、従来法にできるだけ多くの数値シミュレーション手法を取り込み、多くの経験・実績と実証を蓄積する必要がある。我が国においては HOPE やスペースプレーンの研究・開発を通じてこれを進める好機に恵まれていると言える。

3. 再突入飛翔体の熱空力環境

極超音速飛翔体の形状の特徴は鈍頭形状であるため、飛翔軌道（高度 H 、速度 V ）に沿って頭部澱み点での熱・空力的状態を知っておくことが、全体を把握するために重要である。再突入時に機体頭部に発生した強い衝撃波によって圧縮・加熱/電・解離された空気は、その化学反応時間に比して十分長い時間頭部澱み点領域（非粘性層）に滞在する場合には、その時のエネルギー状態で決まる平衡状態（温度 T_0 、圧力 P_0 、電・解離度等）に達する。この平衡状態を一つの目安として統計力学的計算から求め、澱み点温度 T_0 、酸素及び窒素の電・解離度について H ~ V 図中に描くと第1図~第3図¹⁾の通りとなる。然し、高高度では気体の圧力が低いため化学反応に長時間かかり平衡状態に達せず（非平衡状態）、極端に滞在時間が短いと反

第1図 再突入軌道に沿った激み点気体温度 T (K)

第2図 再突入軌道に沿った酸素分子の電・解離度

応は状態変化に全く追従できず、それ以前の化学状態に凍結（凍結状態）されたままで粘性の強い境界層領域に流れ込んでしまう。境界層領域に入ってから事情はまったく同様で、気流は平衡・非平衡・凍結の各状態で機体壁面に達する。第4図には軌道上にある飛翔体の頭部衝撃波後の流れがどのような状態にあるかを $H \sim V$ 図上に示している²⁾。機体表面に到達した解離原子は壁面の触媒性 (k_w) によって分子に再結合し、その発熱反応によって再結合加熱を与える。第5図は壁面の材質と k_w の関係を、また凍結境界層中の機体壁面への空力加熱率 q_w と k_w の関係を示している³⁾。

4. 従来法において有用な熱・空力解析

機体設計で考慮すべき空力的諸量は空気力（モーメント）と空力加熱であるが、周知の通り極超音速で機体に作用する空気力は簡単なニュートン流近似によりかなり精度良く与えられる。バランスの良い設計法を考えると、ニュートン流近似と同程度の精度と使い易さで空力加熱を与える推算式が必要であり、このような目的で1960年代に近似的な空力加熱推算式が求められた。解離気体での複雑な空力条件・諸仮定を基としたこの従来法を機体設計に正しく用いるためには、

第3図 再突入軌道に沿った窒素分子の電・解離度

第4図 機体の頭部衝撃波後の気流の熱化学状態

推算式の適用可能範囲・諸仮定を明確にしておくことが重要である。

4.1 激み点での空力加熱率 激み点での空力加熱解析は、激み点領域での解離境界層方程式の扱いを基としている。機体の壁面上で発達する境界層の速度・温度の分布形状の相似性から、壁に沿う座標に適当な変換を施すと境界層方程式は相似方程式に、更に幾つかの仮定を設けると1変数のみの微分方程式となり、当時の計算機でも可能な簡単な数値計算で速度、温度

及び空力加熱率が得られる。種々の飛翔条件について数値計算を行い、係数の相関関係を求めることによって空力加熱を解析的な表現で与えられる。相似境界層方程式を得るための条件及び推算式を求めるための数値計算の条件としては、次の諸量の扱いが重要である：①衝撃波後の非粘性層の熱化学的状态，②境界層の熱化学的状态，境界層内での次の諸量：③ C =密度×粘性の比，④ Pr (プラントル数)， Le (ルイス数)，⑤壁面方向の圧力勾配，⑥壁面上のエンタルピー，

第5図 凍結境界層での有限触媒性 k_w の壁面への空力加熱率

⑦壁面の触媒性。これらの条件を変えた多くの結果が発表されているが、以下に重要な推算式について、その基になる仮定と特徴を記す (詳細は文献1), 4)を参照)。

境界層解析の歴史は古いが、Lees⁵⁾は極超音速の物理現象を巧みに近似的に表すことにより、飛翔体の空力加熱に関する基本的性質と推算式を与えた。その以後の解析は多かれ少なかれこの方法に基づいている。Leesは諸条件として①平衡非粘性層、②平衡境界層、③ $C=1$ 、④ $Pr=Le=1$ 、⑤機体壁温度が気流温度に比して十分低いとすれば圧力勾配項が無視可能、⑥ x 方向に一定、⑦平衡境界層条件では低温壁面上に解離分子が無いと無視可能、とした上で、境界層端での諸量は x 方向に急変しないこと (局所的相似性)を仮定して、鈍頭軸対称または二次元物体上の空力加熱率分布を簡単な相関式で与え、その極限值として澱み点加熱率を与えた。Leesと時を同じくしてFayら⁶⁾は、①平衡状態、②平衡及び凍結状態、③ $C=C(\eta)$ 、④ $Pr=0.71$ 、 $Le=1\sim 2$ 、⑤圧力勾配一定、⑥壁温300~1,300 K、⑦無限大触媒性 (金属壁面)、としてLeesより詳細な数値計算を行い相関式を与えた。この式は今日においても未だに信頼性のある推算式として多用されている。Goulard³⁾は、凍結境界層流、有限な表面触媒性 k_w 及び $Pr=0.715$ としてLeesと同じ条件下で推算式を与えた。これらの推算式は、問題の複雑さから見て極めて簡単な式であるにもかかわらず、多くの風洞試験データと比較してかなりの精度 (およそ10~20%程度以内)を与える。この比較データを用いてDetraら⁷⁾は、概念検討により適した形として、大気密度と飛翔速度のみから空力加熱率を与え

る相関式を与えた。

4.2 二・三次元的飛翔体への空力加熱解析 第1~4図に示される通り空力加熱が特に重要な領域では、高高度飛行のため、境界層は層流の範囲であり、乱流境界層の扱いは詳細な検討で行うのが妥当である。

二次元・軸対称機体形状への空力加熱は、4.1節で述べたLeesの相似境界層解析によって相関式を与えられている⁵⁾。ここでLeesは圧力勾配を無視したのに対してKempら⁸⁾は局所相似近似の中でかなりの圧力勾配を考慮して数値解を求め、Leesの式を補正する形 (最大10%の補正量)で推算式を与えた。

比較的滑らかな三次元物体への空力加熱としては、微小横断流近似の手法が適用できる。三次元物体の曲面上の大きく湾曲した流れでは、遠心力と横方向の圧力勾配とが釣り合うから、境界層内に外側の流れに対する横方向の速度成分が生ずる。この横断流成分が主流に比して小さい場合には、境界層外側の流線の広がりを用いて三次元流を軸対称境界層方程式の解から与えることができる。従って、壁上の非粘性流線を求めれば、Leesの軸対称空力加熱相関式から三次元形状への空力加熱分布が得られる。壁上の非粘性流線はニュートン流近似から与えるか、さらに精度良く加熱を得るためには三次元非粘性方程式の数値解から求める。

4.3 従来法の利用例 概念設計段階で先ず検討するのは、大気圏再突入軌道要素、飛翔体の弾道係数及び揚力係数を基とした軌道計算であるが、飛翔可能な軌道は材料の耐熱温度と密接に関連している。この関係を簡単に検討するには、気流条件が全て化学平衡状態にあると仮定 (第4図と矛盾しているが、第4図、

第6図 再突入軌道に沿った輻射平衡温度 T_r (K)

第5図で触媒性 k_w が無限大の表面と置くのと同程度の仮定で、設計では安全側の値を与える) し、完全断熱性の表面を持つ機体の頭部浸み点での材料温度を指標とする。4.1節で述べた空力加熱率相関式は第1図の気体温度 T_0 (平衡モリア図から得られる) と壁温 T_w の差に比例しているの、表面温度の上昇に伴って減少する空力加熱率と増加する表面輻射放熱がバランスする温度 (輻射平衡温度) が第6図に示す通りに得られる。同図に検討する飛行軌道を描けば、採用すべき候補機体材料が評価できる。精度を上げるには、第4図に示す気流条件と候補材料表面の触媒性 k_w を正しく用い、凍結・平衡状態に応じた Goulard の空力加熱相関式を適用することになる。

上記の方法で材料温度が不十分な場合には、再突入条件、機体重量及び抵抗・揚力係数 (機体の空力形状・姿勢制御) を変更して表面温度を緩和するが、これらでは全く対応できないような加熱条件となる場合には、次の方法で空力加熱の低減を図る必要がある: ① 輻射冷却法, ② 吹き出し法, ③ アブレーション法, ④ 強制冷却法。ここで①は上記の完全断熱材料の使用に対応しており, ④はシステムの問題となるので, 以下に②, ③について簡単に触れる。

アブレーション法による空力加熱の低減のメカニズムは、樹脂複合材からなる表面が加熱を受けて反応 (吸熱/発熱反応) し、その際に発生する気体が (材料内部を通して) 表面から吹き出して空力加熱を低減する。表面の損耗及び材料内部での熱交換については若干異なるが、本質的には吹き出し法による空力加熱低減と同一である。

表面吹き出しによる空力加熱の低減効果 Ψ は、吹き出し流量を表すパラメータを用いて極めて簡単な表示で得られ、実験的にも良い近似となる⁴⁾。吹き出し法による加熱低減効果が得られると、アブレーション法による空力加熱の低減は、材料の熱反応のモデル化と反応定数を得て、若干の数値計算によって求められる。著者はアーク加熱風洞を用いて、従来法の加熱推算式の評価⁹⁾ ならびにグラフィイト¹⁰⁾ 及びセラミックタイル¹¹⁾ への空力加熱、テフロン^{12,13)} 及びアポロ用炭化材¹⁴⁾ のアブレーションについての実験・計算比較を行っている。

三次元空力加熱に関し4.2節で述べた微小横断流近似解析の有効性を、迎角を持った鈍頭円錐空力加熱の実験と解析結果との比較¹⁵⁾ によって、第7図に示す迎角を持った円錐背面には大きな三次元的剝離領域が生ずるが、側面を越えて大きな三次元剝離のある背面側に近づくとき流線の湾曲が激しくなって微小横断流近似が成り立たなくなる。第7図から分かる通り、ここでは計算値と実験値が大きく外れてくる。然し、設計に重要な加熱の強い腹側から側面までは計算値は実験値と良く一致する。またスペースシャトルへの適用例は参考文献16)を参照されたい。三次元機体形状設計には十分利用可能な手法である。

米国での一連のカプセル型宇宙船及びスペースシャトルまでの熱空力設計は、概ね以上に記した方法を基にした概念設計に、膨大な風洞試験と飛行実証試験を加えて実施されている。

第7図 迎角のある鈍頭円錐の空力加熱分布

5. 新しい設計法への移行

第1表に示した通り、現在の「新しい設計法への移行」のフェーズでは、「設計上の課題」の対策を進める一方で、新しい機体形状での現象の把握と支配パラメータの解明に数値シミュレーションを最大限に利用することになる。これにより従来法での問題点①大型試験による膨大な開発時間・経費、②試験設備能力の不足による設計上の不確かさ、③空力・構造・制御統合シミュレーションの困難さ、を少しでも緩和できることが期待される。

5.1 CFDシミュレーションの設計手法としての有用性 再使用宇宙輸送系では、帰還フェーズにおいて必ず飛行制御を行うために複雑な三次元空力の扱いが必要となる。HOPEの大迎角飛行時のCFD(ナビエ・ストークス解析)数値シミュレーションの例を第8図に示す。頭部濡み点領域以外に、主翼の前縁、エレボン舵面等に極めて強い空力加熱が生じている。また、実在気体の効果は空力加熱への影響のみならず、衝撃波後の解離吸熱反応・温度低下・密度増加・衝撃波接近・圧力上昇といった一連の効果で機体の圧力中心・姿勢制御への影響が生ずる。これらの三次元性が圧倒的な領域の空力特性の取得は従来法の解析手段では全く対応ができず、CFDシミュレーション及び風洞試験による以外にない。空力・構造・制御の統合シミュレーションは、第1表に示した通り、数値シミュレーション設計における究極的な目標である。最近な

例では、空力加熱率は気流温度と機体表面温度の差に比例し、機体表面からの輻射熱放出は表面温度の4乗に比例するので、構造体内部の熱伝導が直接的に関連し、CFDとFEMの連成が必須となる。将来、空力舵面制御、翼のフラッター等における空力・構造・制御の連成を検討するには、数値シミュレーション以外では困難であろう。

然しCFDにおいては、その定量的な結果の解析格子への依存、反応性気体の物理モデルの検証等の問題を抱えており、風洞試験との併用による確認が欠かせない段階である。他方、高温気流の風洞試験においても、実在気体の効果を含む三次元的な空力特性の測定技術は未だに完成しておらず、研究開発段階にあると言える。

このような状況において極超音速飛翔体設計を行うためには、従来法、CFD/FEM、風洞試験・構造試験及び飛翔実証の有効な組み合わせが重要である。具体的には、従来法で概略の機体形状を求め、完全気体のCFDで形状・姿勢変化と特性のパラメトリックな関係を把握し、これらを大型極超音速風洞試験で確認する。他方、実在気体CFD(物理モデル検証を含む)の高温風洞試験による確認を行い、完全気体設計に実在気体効果の補正を加える。構造設計においても数値シミュレーションを有効に使い、CFD/FEMの連成解析を行う。これらの結果を飛行実証により総合的に検証する。このような段階を経ることによって、機体設計の主たる手段を数値シミュレーションに依存するこ

とが可能となり、これにより開発期間と経費の大幅な低減が期待される。

数値シミュレーション法の応用は計算機の数・容量に大きく依存するが、航空宇宙技術研究所の数値風洞(NWT)の導入によってこれが飛躍的に増大し、実機への適用が可能な状況になってきた。このような数値シミュレーション手法は、航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団の共同で進めている HOPE 研究開発プログラムの中で実際に応用されつつあるので、その概要を OREX, HYFLEX 及び HOPE について以下に述べる。

5.2 OREX への実施例 OREX (Orbital Re-entry Experiment) は 1994 年 2 月に H-II ロケット初号機による打上げが行われ、再突入飛行実験に成功し、電子密度、圧力、耐熱材温度履歴等、数々の有意義な測定データが得られた¹⁷⁾

このうち本項では熱空力設計に関わる、耐熱材温度履歴データとの比較から温度平衡を仮定した一温度モデル CFD による空力加熱解析の妥当性の検証を中心に述べる。もちろん、より正確な電子密度計測データとの比較のため、並進・回転と振動温度を区別し、温度非平衡性を考慮した、二温度モデル CFD コードによる検証も行われており、有意義な検証結果を得ている¹⁸⁾ 詳細は参考文献を参照されたい。ここでは紙面の都合上、熱空力設計への応用という観点から、二温度モデルと大差がないとされる一温度モデルによる結果について紹介したい¹⁹⁾

第 2 表は高度 105 km から高度 48 km までの OREX の飛行軌道を示す。この飛行領域がいわゆる

実在気体効果の顕著に現れる領域で、マッハ数はその間に 27 から 9 まで変化する。

この飛行軌道に沿って、耐熱材の内部温度場解析では有限要素法(FEM)を使用し、外側の流れの解析には 7 化学種の 24 の化学反応式を含むナビエ・ストークス方程式による一温度モデル CFD コードを用いて、互いにカップリングさせ、OREX 耐熱材の内部熱応答評価を行った²⁰⁾。FEM 解析では、熱伝導係数等、物性値の温度依存性や方向依存性、さらに材料の表面・裏面からの輻射放熱の影響を考慮した。再突入から一定インターバル毎に CFD/FEM の準定常計算を交互に行い、高度 56 km に至った時点での温度分布を第 9 図に示す。同図は OREX を 2 分割し、左側には耐熱材の内部温度分布を、右側には流れの衝撃波層内の温度場を表している。この高度では流れはほとんど平衡流となっており、衝撃波層内の温度は 6000 K 前後に落ち着くが、中心の C/C ノーズキャップ耐熱材は 1600 K 程度まで上昇している。第 10 図には飛行時刻に沿った C/C ノーズキャップ中心点での温度履歴の比較結果を示す。実線が飛行データ、黒丸が数値解析結果である。横軸左端の飛行時刻 7362 秒、高度 105 km 地点から、右端 7512 秒、高度 48 km 地点に至るまでの、実在気体効果が顕著に現れる飛行領域で良好な一致が得られた。C/C TPS やセラミックタイル上の他の計測箇所においても同様な比較結果が得られ、実飛行実験解析における数値シミュレーションの役割及び信頼性の一端を示すことができた。なお、本解析では耐熱材内側の輻射率を無しと仮定した結果を示している。今後、さらに耐熱材表面の触媒性の影

第 2 表 OREX 飛行軌道

Time	Flight Time	Altitude	Velocity	Temperature	Pressure	C/C Stag Temp (Flight Data)	M_∞
t	t (s)	H (km)	U_∞ (m/s)	T_∞ (K)	P_∞ (N/m ²)	T_s (K)	
0	7361.0	105.0	7451.0	217.5	0.0196	332	25.11
10	7370.6	101.1	7454.65	195.1	0.032	365	26.53
20	7381.0	96.77	7456.3	192.3	0.0726	422	26.72
30	7396.0	92.816	7454.1	188.7	0.163	492	26.97
40	7401.0	88.45	7444.3	186.87	0.231	587	27.07
50	7411.5	84.01	7415.9	188.9	0.594	690	26.82
60	7421.5	79.90	7360.2	198.64	1.0524	808	25.96
70	7431.5	75.81	7245.7	206.82	2.1717	928	25.04
80	7441.5	71.73	7049.2	214.98	4.023	1078	23.89
90	7451.5	67.66	6720.3	225.99	7.892	1251	22.22
100	7461.5	63.60	6223.4	237.14	14.02	1413	20.09
110	7471.5	59.60	5561.6	248.12	23.60	1519	17.55
120	7481.5	55.74	4759.1	258.74	39.48	1571	14.71
130	7491.5	51.99	3873.4	268.2	63.48	1557	11.8
140	7501.5	48.40	3000.0	270.65	98.5	1501	9.06

第8図 HOPE まわりの超高速飛行に伴う空力加熱課題

第9図 OREX 飛行軌道に沿うCFD-FEM カップリング熱空力解析による耐熱材内部及び外部流れの温度分布

第10図 OREX・C/C ノーズキャップ中心での温度履歴の比較

第11図 OREX 高高度マッハ数分布のDSMC 法との比較

Heat Transfer

OREX $U_{\infty} = 7.45 \text{ km/s}$ $T_w = 1200 \text{ K}$ Alt = 91.86 km Problem XII - 1 OREX
Heat Transfer Distribution第12図 OREX 高高度空力加熱分布の
DSMC 法との比較

Mach=13.0 Altitude=67km Alpha=49deg

第13図 HYFLEX まわりの酸素
分子質量分率分布

Oil Flow Patterns on the Leeward Surface of HYFLEX with Antenna Covers

$V_{\infty} = 1206 \text{ m/sec}$
 $P_{\infty} = 560.4 \text{ Pa}$
 $M_{\infty} = 3.91$

$T_{\infty} = 237.0 \text{ K}$
 $T_w = 900 \text{ K}$
 $\alpha = 30 \text{ deg}$

$V_{\infty} = 3921 \text{ m/sec}$
 $P_{\infty} = 7.23 \text{ Pa}$
 $M_{\infty} = 13.0$

$T_{\infty} = 225.5 \text{ K}$
 $T_w = 1500 \text{ K}$
 $\alpha = 49 \text{ deg}$

第14図 HYFLEX アンテナカバー付き形状オイル・フロー

第15図 HOPE63モデルまわりの相変化塗料法によるNAL極超音速風洞試験空力加熱分布とCFD計算結果との比較

第16図 HOPE 空力設計のためのCFDシミュレーション解析形状群

響と内面輻射率の関係を考慮することにより、より実際の現象をシミュレートした検証を行う予定でいる。

これと並行して、実在気体の現象のより正確な把握、及びCFDの熱空力設計適用上の限界を知ることを目的として、OREXの課題を中心にした高速領域のCFDワークショップが、航空宇宙技術研究所主催の航空機計算空気力学シンポジウムの中で開催されている^{21,22)}。このワークショップでは、高温実在気体モデルの妥当性からCFDスキームの構築法に至るまで、CFD全般の信頼性の検証のために、平衡流、非平衡流解析を含む様々な方法による計算が実施され、それぞれの手法の特徴を調べ、実験結果との比較検証も行っている。現在のところ実在気体非平衡現象の研究に関しては、理論的、実験的にもなお多くの課題があり、実在気体CFDの熱空力設計への応用は始まったばかりの段階であるといえよう。このため、このようなワークショップは国際的にも活発に開催されている。ここでは一例として、1995年11月の第1回米国とヨーロッパの高速流のデータ・ベース・ワークショップで得られた、OREXの課題に関するCFD計算結果とDSMC (Direct Simulation Monte Carlo) 法²³⁾による計算結果の比較を第11, 12図に示す。DSMC法は5種の非平衡化学反応を含むモデルで、空力加熱分布、物体表面近くの衝撃波層内のマッハ数分布とも極めて良好な一致を示している。

5.3 HYFLEX への実施例 HYFLEX (Hypersonic Flight Experiment) についても、これまでに超音速から極超音速に至るまでの一連の数値シミュレーションが行われ、迎角、横滑り角、舵面効果、実在気体効果等についてパラメトリック解析が実施され^{24,25)}、熱空力設計への支援が行われた。第13図は実在気体解析によるHYFLEXまわりの酸素分子の分布を示したものである。頭部付近で高温によって酸素分子が原子に解離し、酸素分子が減少している様子が表されている。第14図は詳細設計フェーズで実施された上部アンテナカバー付近での流れの解析結果である。HYFLEXでは形状が初期設計段階で、ほぼかたまっていたことから、数値シミュレーションは空力形状設計には多用されなかったものの、上述のような飛行特性解析には風洞試験と共に詳細な空力データを供することが出来た。HYFLEXについても引き続き、OREXと同様な実飛行軌道に沿った大規模三次元FEM-CFDカップリング熱空力解析、及び実在気体効果の比較検証解析を実施する予定である。またフランスのONERA F4アーク加熱型衝撃風洞での実験も予定されており、実験と実飛行試験データ両面からCFDによる解析を実施し、より効率的な熱空力設

計法の確立を模索中である。

5.4 HOPE への実施例 HOPEについては1988年から始まる初期概念設計の段階からCFDを空力設計に適用する可能性を探るため、航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団との間で共同研究を実施し、これまでに数冊の報告書にまとめられている^{26~28)}。この時期には、高速領域では当所の極超音速風洞、衝撃風洞、外国風試では米国カルスパン衝撃風洞を使用した検証に重点が置かれ^{29,30)}、また実在気体CFDコードの開発等^{19,31)}が行われた。この時期の空力加熱分布の比較を第15図に示す。実験は当所の50 cm 極超音速風洞(マッハ数7)によるもので、空力加熱測定法として相変化塗料法が使用された。計算は化学反応を含まない完全気体CFDコードによるものである。計算結果と実験とは、ほぼ全領域で良好な一致を示している。その後、本格的なHOPE共同研究チームがNAL-NASDA間で発足し、これ以後も化学反応を含まない完全気体レベルでの検証は、米国のカルスパン衝撃風洞、AEDC極超音速風洞、フランスのONERA S4 MA 極超音速風洞を使用して行われ、空力特性、空力加熱特性についての十分な検証解析を積み重ね、CFDコードの信頼性の向上をはかった。その結果、完全気体モデルでは、HOPE空力形状設計の基本的なツールとして、CFDが実用上も、適用可能な段階に到達している³²⁾。第16図にはこの一年間に実施された数値シミュレーションによる設計解析形状群を示す。本解析では初期のパワーデルタ形状、ダブルデルタ形状から、より洗練されたHOPE 07形状に至るまで、マッハ数、迎角、横すべり角をパラメータとして数百例にも及ぶ計算が実施され、超音速、極超音速領域において、優秀な縦トリム能力を有し、空力加熱の設計条件を満足する形状が得られるようになってきている。今後は舵面等を含むコントロール問題及びバルジ等の部分的な形状修正解析等にシミュレーションの重点が移行する。一方、実在気体効果の評価解析では、ドイツのDLRのHEG、米国のカルテックT5高エンタルピー衝撃風洞試験の対応計算を通して、より詳細な検証を現在、実施中である。

6. おわりに

極超音速飛翔体の熱空力的研究について、飛翔体の熱空力設計の立場から現状を概説した。

飛翔体設計において現在は、従来法から数値シミュレーションを取り入れた新しい手法への移行期にある。我が国においては極超音速飛翔体の開発に着手したばかりであり、従って、従来法の習得・経験蓄積を行うと共に、数値シミュレーション法を設計手法に積

極的に取り入れた効率の良い設計手法を開発する必要がある。

そこで先ず、再突入飛翔体の熱空力環境についてその特徴を示し、このような環境下での飛翔体の設計法として、従来法の根拠となる熱空力解析とその応用例について述べた。従来法によって飛翔体の熱空力設計・開発を行う上での問題点は、①大型試験による膨大な開発時間・経費、②試験設備能力の不足による設計上の不確かさ、③空力・構造・制御統合シミュレーションの困難さ、にある。これを緩和する可能性を持つ数値シミュレーション手法の有用性について触れ、その実用例として、航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団の共同で進めている HOPE プロジェクト研究開発の中で実施されている OREX, HYFLEX, HOPE の設計検討について、主に CFD シミュレーションを例に取って概説した。

参考文献

- 野村茂昭: カプセル型回収飛翔体の熱・空力的概念設計法, 航技研報告 TR-779 (1983).
- Goodwin, G. and Chung, P. M.: Effects of Nonequilibrium Flows on Aerodynamic Heating During Entry into the Earth's Atmosphere from Parabolic Orbits, *Advances in Aeronautical Sci.*, 4, Proc. 2nd Int. Cong. for Aero. Sci., Pergamon Press, 1961.
- Goulard, R.: On Catalytic Recombination Rates in Hypersonic Stagnation Heat Transfer, *Jet Propulsion*, 28, 11 (1958), pp. 737-745.
- 野村茂昭: 極超音速飛翔体の熱空力的研究, 日本航空宇宙学会第27回流体力学講演会前刷り集 (特別講演), 1995.
- Lees, L.: Laminar Heat Transfer over Blunt Nosed Bodies at Hypersonic Flight Speeds, *Jet Propulsion*, 26, 4 (1956), pp. 259-269.
- Fay, J. A. and Riddell, F. R.: Theory of Stagnation Point Heat Transfer in Dissociated Air, *J. Aero. Sci.*, 25, 2 (1963), pp. 73-85.
- Detra, R. W., Kemp, N. H. and Riddell, F. R.: Addendum to "Heat Transfer to Satellite Vehicles Re-entering the Atmosphere," *Jet Propulsion*, 27, 12 (1957), pp. 1256-1257.
- Kemp, N. H., Rose, P. H. and Detra, R. W.: Laminar Heat Transfer Around Blunt Bodies in Dissociated Air, *J. Aero. Sci.*, 26, 7 (1959), pp. 421-430.
- 野村茂昭: 解離した極超音速流中での Teflon への空力加熱, 航技研報告 TR-133 (1967).
- 野村茂昭: 表面燃焼を含む濃み点非定常空力加熱の測定, 日本航空宇宙学会誌, 16 (1968), pp. 253-261.
- 野村茂昭, 渡辺光則: 回収再使用型耐熱タイルの加熱実験, 日本航空宇宙学会誌, 31 (1983), pp. 543-548.
- 野村茂昭: アブレーションによる濃み点空力加熱の減少の測定, 航技研報告 TR-167 (1968).
- 野村茂昭: テフロン非定常アブレーションの測定, 航技研報告 TR-179 (1969).
- Nomura, S.: Studies on Thermal Protection System for Capsule Type Re-entry Vehicle, Proc. 14th ISTS, AGNE Publisher, 1984.
- Nomura, S.: Similar Boundary Layer Analysis for Lee-Surface Heating on Yawed Blunted Cone, *AIAA J.*, 14 (1976), pp. 1509-1510 & *AIAA Paper* 76-122 (1976).
- DeJarnette, F. R.: Calculation of Inviscid Surface Streamlines and Heat Transfer on Shuttle-Type Configurations, NASA CR-111921, North Carolina State Univ., Aug. 1971.
- NAL/NASDA 共同研究成果報告書 HOPE の研究 (その15) 軌道再突入実験 (OREX), 平成7年3月.
- Inoue, Y., Watanabe, Y., Wada, Y., Akimoto, T. and Yasui, H.: Thermochemical and Aerodynamic Probing and CFD Validation by a Re-entry Capsule Experiment, *AIAA Paper* 91-5045 (1991).
- Yamamoto, Y.: Numerical Simulation of Hypersonic Viscous Flow for the Design of H-II Orbiting Plane (HOPE): Part II, *AIAA Paper* 91-1390 (1991).
- Yamamoto, Y. and Yoshioka, M.: CFD and FEM Coupling Analysis of OREX Aerothermodynamic Flight Data, *AIAA Paper* 95-2087 (1995).
- 第12回航空機計算空力学シンポジウム論文集特別企画: 極超音速流のCFDワークショップ, 航技研特別資料 SP-26 (1994).
- 第13回航空機計算空力学シンポジウム論文集特別企画: 高エンタルピー流れ, 航技研特別資料 SP-29 (1996).
- Moss, J. N.: First US-Europe High Speed Flow Data Base Workshop, Houston, Texas, Nov., 1995 (私信).
- Yamamoto, Y. and Yoshioka, M.: HYFLEX Computational Fluid Dynamic Analysis, Proc. of 19th ISTS, May 1994, Paper No. ISTS 94-d-46p.
- Yamamoto, Y., Wada, Y. and Yoshioka, M.: HYFLEX Computational Fluid Dynamic Analysis: Part II, *AIAA Paper* 95-2274 (1995).
- NAL/NASDA 共同研究成果報告書 HOPE の研究 (その2) 空力特性の研究 (62HOPE 空力数値解析), 平成元年5月.
- NAL/NASDA 共同研究成果報告書 HOPE の研究 (その7) 空力特性の研究 (63HOPE 空力数値解析), 平成2年6月.
- NAL/NASDA 共同研究成果報告書 HOPE の研究 (その10) 空力特性の研究 (01HOPE 空力数値解析), 平成3年11月.
- Yamamoto, Y., Akimoto, T. and Suzuki, N.: Numerical Simulation of Hypersonic Viscous Flow for the Design of H-II Orbiting Plane (HOPE), *AIAA Paper* 90-0601 (1990).
- Yamamoto, Y., Akimoto, T. and Suzuki, N.: Numerical Simulation of Hypersonic Viscous Flow for the Design of H-II Orbiting Plane (HOPE) Investigation of Lateral and Directional Aerodynamic Characteristics, *AIAA Paper* 90-0416 (1990).
- Wada, Y., Ogawa, S., Kubota, H. and Akimoto, T.: On the Thermo-Chemical Models for Hypersonic Flows: Fourth International Symposium on Computational Fluid Dynamics, A Collection of Technical Papers, 1 (1991), pp. 1173-1178.
- Yamamoto, Y., Wada, Y. and Yoshioka, M.: Hypersonic CFD Analysis for the Aerothermodynamic Design of HOPE, *AIAA Paper* 95-1770 (1995).