論 文

CONTRIBUTED PAPERS

極超音速輸送機の空力特性に関する実験的研究^{*1} Experimental Study on Aerodynamic Characteristics of Hypersonic Transport Configuration

須 谷 記 和^{*2}・野 村 茂 昭^{*2}
Norikazu SUDANI, Shigeaki NOMURA
穂 積 弘 一^{*2}・村 上 哲^{*3}
Koichi HOZUMI, Akira MURAKAMI
相 原 康 彦^{*4}
and Yasuhiko AIHARA

Key Words: Aerodynamic Characteristics, Hypersonic Transport, Double-Delta Wing, Aerothermodynamic Control

Abstract

An experimental study has been made on aerodynamics of a cruising type hypersonic transport configuration, assuming to cruise at a height of 30 km at Mach number 7. The hypersonic flow over the double-delta wing which is a basic wing shape of HST has been investigated. The results of the flow visualization (oilflow, vapor screen, etc.) and the quantitative measurements (static pressure and heat transfer) show that the vortices of the leeward side of the double-delta wing influence on aerodynamic forces, and that they are associated with the intense local heating along the centerline. From the wind tunnel test of the HST model at Mach number 7, it is confirmed that the geometry of the model almost satisfies the requirements of aerodynamic characteristics under hypersonic cruising. In parallel with the experiments, a basic study on aerothermodynamic control of the performance has been made. The results show that the static pressure rises with heat addition to the stream beneath the afterbody of the HST, and suggest possibility of improving lift-to-drag ratio.

1. は じ め に

次世代の航空機として極超音速輸送機 (Hypersonic

Transport) が各国で注目を集めている。地球半周程度の二地点間を短時間で結ぶ HST は、世界の各地域間の文化交流などの面から、その開発に大きな期待がかけられている。HST の検討は 1960 年代にも欧米を中心として行われたが、現在その実現のためにその後の新しい技術を取り入れた計画が提案されている。

HST は、その飛行経路によって滑空型と巡航型に大別される。両者とも現用旅客機同様、水平に離着陸をし地球半周を約 2 時間で飛行することも可能である。

地球半周を目標とする場合には滑空型は 1 段または 2 段式である。2 段式では第 1 段のブースターがターボジェットエンジンで水平離陸後、高速に達したところでラムジェット、さらにスクラムジェット、ロケットエンジンへと切り替える。途中切り離された滑空機は高度約 100 km から目的地上空まで滑空し水平着陸する。一方、巡航型は高度約 30 km をマッハ数 6~7 で目的地まで水平巡航飛行するタイプである。

これまでに我々は、経済性さらには滑空型への応用などの面から後者の巡航型をとり上げその空気力学的問題を実験を中心に調べてきた^{1,2)}。その結果、巡航型 HST の基本的形状や空気力学的問題点が明らかになってきた。本研究ではさらにこれらの改良を目的として重要ないくつかの問題点をとり上げている。

まず、HST の翼形状としてダブルデルタ翼まわりの流れ、とくに風下側 (上面) に形成される渦が空気力に及ぼす影響やその渦によって生じる局所的な空力

^{*1} 昭和 63 年 5 月 26 日原稿受理

^{*2} 航空宇宙技術研究所

^{*3} 東京大学大学院

^{*4} 東京大学工学部

加熱について調べた。さらに、この基礎研究を基に得られた HST 全機模型について空力特性の測定および機体形状の検討を行った。また、HST 下面後部の気流を加熱することにより特性の改善を図る熱空気力学的制御の基礎研究も並行して進めたので、これらの実験結果についても述べる。とくに、極超音速機形状の空力特性に及ぼす亜音速前縁からの渦、および、熱空気力学的制御の効果の実験的研究は新しい知見を加えるものと考えられる。

2. 実験方法

本研究の実験概要を第1表に示す。実験は、東京大学工学部航空学科に設置されたブロードダウン式 $\phi 12$ cm 極超音速熱風洞を用いて行った。マッハ数は7、貯気槽圧 30 kg/cm^2 、貯気槽温度 150°C 、1 m あたりのレイノルズ数は 3×10^7 である。風洞に一樣な流れが成立してから、模型を測定部に挿入し約 10 秒間にわたり測定を行っている。ただし、HST 模型の三分力測定のみ航空宇宙技術研究所の $\phi 50$ cm 極超音速風洞 ($M=7.1$, $P_0=40 \text{ kg/cm}^2$, $T_0=500^\circ\text{C}$, $Re=1 \times 10^7/\text{m}$) を使用した。

以下、それぞれの測定方法について述べる。

1) オイルフロー（油点法）：オイルはシリコンオイル、顔料は二酸化チタン（白色）を用いた³⁾。実験後写真撮影を行い、油点から流出したオイルの筋から流れの様子を解析した。

2) 液晶塗料による熱伝達パターンの可視化：本実験では、熱伝達パターンの可視化として液晶塗料を用いた³⁾。コレステリック型液晶の光学的性質が温度に依存することを利用して模型表面の温度分布を調べることができる。模型表面は液晶を通過した照明光が反射するのを防ぐため黒色に塗装し、その上に液晶塗料をスプレガンにより一様に塗布した。模型が気流中に挿入されてからの表面の変色の推移を外部から連続撮影して空力加熱の分布を測定している。

ただし、この液晶塗料による方法は、模型の厚みの薄いところなどでは熱の流出入による誤差があるため

定量的な解析には注意しなければならない。

3) 圧力測定：模型表面の静圧孔（直径 1 mm）から気流外に置かれた圧力センサまでビニルチューブで接続し、数点の静圧を同数の圧力センサ（TEAC(株)製、TP-FR 3 K）により同時測定した。

4) 熱伝達量測定：熱電対カロリメータにより熱伝達量の測定を行った。熱電対は、熱起電力が大きい等の理由から E 熱電対（CRC）を用いた。感温部は直径 2 mm、厚さ 0.5 mm の銅円板を使用し、熱電対の接点の影響が無視できる十分な熱容量を有するように考慮した。また、感温部のまわりを断熱材で囲っている。風洞起動数秒後、淀点温度が安定してから模型の投入を行い、その直後のデータにより単位時間、単位面積あたりの熱伝達量 $\dot{q}$ を算出した。

3. 実験結果および考察

3.1 デルタ翼およびダブルデルタ翼まわりの流れ
極超音速流におけるデルタ翼、ダブルデルタ翼の風下側の流れを迎角が 0° , 4° , 8° , 12° の場合について調べた⁴⁾。模型の概略を第1図に示す。両者ともシャープな前縁（角度約 31° 、翼厚 3 mm）を有し、デルタ翼およびダブルデルタ翼の後翼の後退角は 70° 、ダブルデルタ翼の前翼（ストレーク翼）の後退角 (Λ) は 83° である。マッハ数7で前者 ($\Lambda=70^\circ$) は超音速前縁、後者 ($\Lambda=83^\circ$) は亜音速前縁となるよう設計されている。また、図中には静圧孔およびカロリメータの位置も示した。

第2図、第3図に迎角が 8° の風下側の可視化結果を示す。デルタ翼のオイルフローパターン（第2図(a)）から前縁付近で inflow、中心線上では再付着領域であることを示す“feather” pattern が観察される。亜音速流におけるデルタ翼では前縁剝離を起こすが、極超音速流中では前縁付近で流れが付着する⁵⁻⁷⁾。さらに、文献5, 7~10のペーパースクリーンによる可視化から中心線上では急激に境界層が薄くなっていることが予想される。以上より、デルタ翼の風下側には第2図(b)に示したように境界層内に渦 (embedded vortex) が形成されているものと思われる^{5,7)}。この渦は、壁面上の圧力勾配により生じた運動量の大きな主

第1表 実験概要

模 型	定量測定	流れの可視化
デルタ翼	静圧測定	オイルフロー
ダブルデルタ翼	熱伝達量測定	シュリーレン写真
HST 全機模型	三分力測定	熱伝達パターン
加熱実験用 平板模型	静圧測定	シュリーレン写真
HST 模型

第1図 ダブルデルタ翼模型およびデルタ翼模型

流側の流れと運動量の小さな壁面側の流れとの間の不連続面に形成される。したがって、前縁剝離渦の場合のように二次渦の形成はみられない。また、この渦に

より中心線上では吹き下ろしが生じ、境界層は薄くなる。

一方、ダブルデルタ翼の場合にも、前縁付近の

Cross section of vapor screen

(a) オイルフローパターン

第2図 デルタ翼の風下側の流れ ($\alpha=8^\circ$)

(a) オイルフローパターン

第3図 ダブルデルタ翼の風下側の流れ ($\alpha=8^\circ$)

第4図 デルタ翼およびダブルデルタ翼の風下側の流れ

inflow (attached flow), 中心線上での“feather” patternが観察される (第3図(a)). しかし, デルタ翼にはみられなかった2本の明らかな剥離線が観察され, 亜音速前縁であるストレーク翼からの大規模な剥離渦とそれに伴う二次渦が形成されているものと推測される (第3図(b))¹⁰⁾.

以上の可視化結果より推察されるデルタ翼およびダブルデルタ翼の風下側の流れの模様を第4図に示す. デルタ翼では境界層内に渦が形成される (embedded vortex) のに対し, ダブルデルタ翼では剥離渦および二次渦がみられ, 亜音速流でのデルタ翼に近い形態を示している.

次に, 両者のスパン方向の静圧測定結果について述べる. 静圧孔は第1図に示したように後縁から等距離

第5図 スパン方向静圧分布 (風下側)

第6図 感温液晶塗料による熱伝達パターンの可視化

に位置している (デルタ翼: $x/L=0.82$, ダブルデルタ翼: $x/L=0.87$, L は全長, x は先端からの距離を表す). 第5図にその測定結果を示す. $\alpha=8^\circ$ の場合 (○印, ■印) に注目すると, デルタ翼では前縁付近の attached flow の領域で低い圧力, その内側で高い圧力を示すが亜音速流のような suction peak は認められない⁵⁾. しかし, ダブルデルタ翼では二次渦のあたりで suction がみられ, 揚力の増加が見込まれることが予想される. ただし, 中心線上では渦による吹き下ろしのために圧力は急激に上昇している.

次に, デルタ翼およびダブルデルタ翼の風下側の熱伝達について述べる. 第6図に液晶塗料による熱伝達パターンの可視化結果 ($\alpha=8^\circ$) を示す. 熱伝達 q の分布が定性的に捉えられている. ここで, q_{ref} はデルタ翼の $\alpha=0^\circ$ での先端付近 ($x/L=0.1$) における熱伝達量を表している. デルタ翼およびダブルデルタ翼の両者とも中心線上で強い加熱を受けているのがわかる. これは, 前述したように風下側に形成される渦の働きで中心線上で吹き下ろしが生じるため, 境界層が薄くなり境界層の温度勾配が大きくなったことによる¹¹⁾. また, オイルフローパターンで見られる shear の弱いところでは加熱量も小さく両者の観察結果はほぼ良好な一致を示す.

風下側の加熱の様子 (とくに中心線上) をさらに詳しく調べるため, 熱電対カロリメータにより定量測定を行った. 中心線上の測定結果を第7図に示す. St_w はスタントン数, Re_x は先端からの距離を基準としたレイノルズ数を表す. 両者とも一様流条件で算出した. また, 図中の計算値はそれぞれ層流境界層理論, White の理論¹²⁾に基づいている. デルタ翼の $\alpha=0^\circ$ ではほぼ層流理論と一致しているが, 迎角を有する場合にはピーク値をもった分布になる. これは, 形成された一対の渦の間隔が広がり始める位置において境界層が薄くなるためである (第8図(a))^{5,7)}. 一方, ダブ

第7図 風下側の中心線上のスタントン数分布

第8図 デルタ翼およびダブルデルタ翼の風下側の様子

(unit: mm)

第9図 HST 模型 (可視化用)

ルデルタ翼の場合には $\alpha=0^\circ$ の後縁付近でやや強い加熱を受けている。これは可視化実験を参照して境界層遷移によるものと推察される。また、迎角を有する場合にはかなり大きな加熱を受け、渦の吹き下ろしが強いことを表している。ダブルデルタ翼では前翼（ストレーク翼）と後翼の不連続部分の影響も加わり二つのピーク値をもった分布となる（第8図(b)）。両者とも、熱伝達量のピーク値は $\alpha=8^\circ$ のときに最大となり翼面上に及ぼす渦の効果が最も大きいことがわかる。中心線上での再付着領域での空力加熱は両者ともかなり大きく、実際の HST に適用する場合には重要な課題となるであろう。

3.2 HST 模型まわりの流れ 第9図に HST 模型の概略を示す。文献1の研究に基づいて改良が加えられている。翼は3.1節のダブルデルタ翼と同じ後退

第10図 オイルフローパターン (上面側, $\alpha=0^\circ$)

第11図 HST 模型の上面側の流れの様子

角を有し、胴体上部を基準線と考えると取付角は 8° である。翼上面には半円錐状の胴体を有する。ウェーブライダーよりも体積係数、安定性等に優れているものと考えられる。また、下面後部 (after body) で 5° の角度がついているのは気流を加熱することにより（実際には推進装置からの排気を流すことになるが）特性の改善を図るためである。

まず、この形状まわりの流れの様子を可視化により調べた。オイルフローの観察結果 ($\alpha=0^\circ$) から下面では前翼と後翼の結合部で inflow が形成されるほかはほぼ二次元的な流れを保っているのがわかった⁴⁾。上面では（第10図）、翼面上で1本の剥離線、胴体横部で再付着線（上下に分かれる流れ）がみられる。また、前縁付近では attached flow, 剥離線の内側で弱い outflow が観察される。以下の結果から、翼面上より剥離した流れは文献13, 14でも述べられているように、胴体横部に再付着し渦が形成されていることが推測される（第11図）。しかし、本形状では翼面上の粘性領域はそれほど大きくはなく、さらに二次渦の形成も明確でないことから渦の形成は非常に弱いものと思われる¹⁵⁾。一方、液晶塗料による熱伝達パターンの可

視化から胴体横部の再付着領域で局所的に大きな加熱を受けているのがわかり、設計上注意しなければならない。

この機体形状の空力特性について、第9図に示した寸法の3倍の大きさ(全長 $L=300$ mm)の模型を使用し、航空宇宙技術研究所の極超音速風洞を用いてマッハ数7.1において測定した²⁾。模型全長を基準としたレイノルズ数は 3.2×10^6 である。第12図にその測定結果を示す。揚抗比 L/D は迎角が約 2° で最大値約4.2を示し、これは極超音速機の巡航時を考えればほぼ満足できる結果であるといえる^{1,16)}。図中の計算値は粘性抵抗を考慮にいたしたニュートン流近似によるものである。粘性抵抗の算出には、遷移レイノルズ数を 2×10^6 とし、層流の場合には圧縮性層流境界層の結果を、乱流の場合には White と Christoph の実験式¹¹⁾

第12図 三分力測定結果

を用いた。文献1の形状では実験値と計算値はほぼ良好な一致を示したが、本形状で揚力係数 (C_L) 等の実験値が高いのは計算に含まれない渦の効果等の影響ではないかと思われる。なお、 C_M は先端まわりのモーメントを表す。

第9図に示した機体形状はほぼ要求される特性を満たすことが確かめられたが、HST を実現させるうえではさらに翼胴形状等の細部にわたる検討が必要である。

3.3 特性の熱空力学的制御について HST の下面の気流を加熱することにより特性の改善を図る基礎研究も並行して進めた。下面後部の気流の静圧上昇により揚力および推力の増加をもたらす L/D を向上させようという試みである。1次元流の基礎方程式を解くと次式が得られ、超音速流に熱が加わると静圧 p が上昇することがわかる¹⁷⁾。

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{M_1^2}{\gamma + 1} \left\{ \gamma + \frac{1}{M_1^2} \right. \\ \left. - \gamma \sqrt{\left(\gamma + \frac{1}{M_1^2} \right)^2 - 2(\gamma + 1) \left(\frac{1}{M_1^2} + \frac{\gamma - 1}{2} \right) \left(1 + \frac{q}{h_0} \right)} \right\} \quad (1)$$

添字1は加熱部の上流を、添字2は下流を表す。また、 M はマッハ数、 q は単位質量あたりの加熱量、 h_0 は全エンタルピー、 γ は比熱比である。(1)式からは少量の加熱で静圧は急激に上昇することが推察されるが、実験的に確かめるため第13図に示す模型を使用し静圧の測定を行った。横軸は加熱部の壁温 (T_w) を総温 (T_0) で無次元化した値、また縦軸は加熱された気流の静圧 $p_3 \sim p_5$ を加熱部より上流の p_1 で無次元化した値である。また、圧力と同時に熱電対によ

第13図 加熱による静圧の変化(平板模型)

第 14 図 加熱による静圧の変化 (HST 模型)

り実験中の壁温分布を測定したが、局所的な加熱が行われていることがわかった。

加熱部の壁温が総温の約 1.6 倍のときに各静圧はピーク値を示し、その値は加熱をしない場合の 1.4~1.6 倍に上昇している。この実験では境界層を通しての加熱となるため熱が十分主流に伝わらず、(1)式のポテンシャル流の計算値よりかなり低い値を示す。また、 $T_w/T_0 > 1.6$ で圧力が再び下がるのは加熱による圧力上昇で境界層が変化したためと思われる。この方式による加熱は境界層の振舞いとの関連が重要である。

次に、第 14 図に示したような HST 模型で同様の実験を行った。図中の実線は斜め衝撃波関係式、プラントルマイヤー関係式および(1)式により得られた値である。第 13 図と同様に壁面から加熱した場合 (○印) と、主流を積極的に加熱することを目的に主流側にダクト状の加熱部を置いた場合 (□印) の 2 種類の実験を行ったが、両者とも平板模型同様の傾向を示した。いずれの場合も静圧は最大で約 1.5 倍に上昇することが確かめられ、HST 下面後部の形状にも依存するが L/D にして数%~十数%の向上が見込まれる。本研究においては下面後部の気流の加熱を空力特性の熱空力学的制御の一方法と考えているが、極超音速輸送機の空力特性にとってさらに重要視したとらえ方もある。

4. 結 論

HST の空力特性に関する基礎研究としてダブルデルタ翼まわりの流れ、HST 模型まわりの流れおよびその空力特性、さらに気流への加熱による静圧の変化

等について調べた結果、次の結論を得た。

1) ダブルデルタ翼の風下側に形成される渦はストレーク翼での前縁剝離によるものであり、デルタ翼の場合 (embedded vortex) と比較して大規模なものとなっている。

2) ダブルデルタ翼のスパン方向の静圧分布にはデルタ翼にはみられなかった渦による suction が観察され、揚力の増加をもたらすことが推察される。

3) デルタ翼、ダブルデルタ翼の中心線上では渦による吹き下ろしのため局所的に大きな空力加熱を生じる。

4) HST 形状では翼面上で剝離した流れが胴体横部に再付着をし渦が形成される。ただし、その強さは胴体の影響でかなり弱められている。また、再付着領域で生じる空力加熱は設計上重要な問題となる。

5) HST 模型による三分力の測定では、その機体形状が極超音速機の巡航時での要求をほぼ満足することがわかった。

6) HST 下面後部の気流を加熱することにより静圧の上昇が認められ、実際の HST にどのように適用するかという問題は残るが、空力特性が改善されることが期待される。

本研究をすすめるにあたり、McDonnell Douglass 社の Czysz 氏に懇切な助言をいただいた。厚く御礼申し上げる次第である。実験の御手伝い等をしていただいた東京大学工学部航空学科の小山久夫助手、奥抜竹雄技官、および航空宇宙技術研究所の小山忠勇技官に感謝する。また、実験に御協力いただいた相原研究室の方々に感謝する。

参考文献

- 1) Aihara, Y., Nomura, S., Minakuchi, H., Murakami, A. and Sudani, N.: Configuration and Trajectory of Hypersonic Transport with Aerothermodynamic Control, ICAS-86-2.10.3 (1986).
- 2) 相原康彦, 野村茂昭, 穂積弘一, 奥抜竹雄, 水口博敏, 村上 哲, 須谷記和: 極超音速輸送機に関する空気力学的研究, 第24回飛行機シンポジウム講演会講演集 (1986).
- 3) 浅沼 強編: 流れの可視化ハンドブック, 朝倉書店, 東京, 1977.
- 4) 須谷記和: 極超音速輸送機の空力特性及びそのまわりの流れに関する研究, 東京大学大学院工学系研究科修士論文, 1988.
- 5) Rao, D. M. and Whitehead, A. H., Jr.: Lee-Side Vortices on Delta Wing at Hypersonic Speeds, AIAA J., 10 (1972), pp. 1458-1465.
- 6) Cross, E. J. and Hankey, W. L.: Investigation of the Leeward Side of a Delta Wing at Hypersonic Speeds, J. Spacecraft, 6 (1969), pp. 185-189.
- 7) Whitehead, A. H., Jr., Hefner, J. N. and Rao, D. M.: Lee-Surface Vortex Effects over Configurations in Hypersonic Flow, AIAA Paper, No. 72-77 (1972).
- 8) Whitehead, A. H., Jr. and Keyes, J. W.: Flow Phenomena and Separation over Delta Wings with Trailing-Edge Flaps at Mach 6, AIAA J., 6 (1968), pp. 2380-2387.
- 9) Whitehead, A. H., Jr. and Beatram, M. H.: Alleviation of Vortex-Induced Heating to the Lee Side of Slender Wings in Hypersonic Flow, AIAA J., 9 (1971), pp. 1870-1872.
- 10) 村上 哲, 須谷記和, 相原康彦: 極超音速流中のデルタ翼まわりの流れ, 第19回流体力学講演会講演集 (1987).
- 11) Whitehead, A. H., Jr.: Effect of Vortices on Delta Wing Lee-Side Heating at Mach 6, AIAA J., 8 (1970), pp. 599-600.
- 12) White, F. M.: Viscous Fluid Flow, McGraw-Hill, Inc., New York, 1974.
- 13) Bushnell, D. M.: Hypersonic Airplane Aerodynamic Technology, NASA SP-292 (1971), pp. 63-84.
- 14) Reding, J. P. and Ericsson, L. E.: Effects of Delta Wing Separation on Shuttle Dynamics, J. Spacecraft, 10 (1973), pp. 421-428.
- 15) 須谷記和, 野村茂昭, 穂積弘一, 村上 哲, 奥抜竹雄, 相原康彦: 極超音速輸送機の空力特性について, 第25回飛行機シンポジウム講演集 (1987).
- 16) Hankey, W. L.: Some Design Aspects of Hypersonic Vehicles, AGARD-LS-42, 8 (1972).
- 17) Zierep, J.: Theory of Flows in Compressible Media with Heat Addition, AGARD-AG-191 (1974).