

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

第69回 風洞研究会議論文集

2005年2月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

第69回 風洞研究会議論文集

Proceedings of the Wind Tunnel Technology Association 69th meeting

2005年3月

March 2005

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

2020年10月20日（水）

第10回 第10回 第10回

第10回 第10回 第10回

第10回 第10回 第10回

目 次

第69回風洞研究会議（平成14年11月13、14日）

1. 川崎重工低速風洞におけるラフネス効果試験の紹介・・・・・・・・・・・・・・・・ 1
山口洋一、柴田欣幸、高橋賢一、
生越博景、金子進一（川崎重工）
2. 計測局所マッハ数による非平面翼のフラッタ限界値補正・・・・・・・・・・・・ 8
神田 淳、甲斐高志、中村俊哉（航技研）
3. エアブリージング飛しょう体用超音速インテークの研究・・・・・・・・・・・・ 13
徳永英紀、高橋龍雄、櫻井弘文（川崎重工）
4. 航技研 1m×1m 超音速風洞における SST 模型感圧塗料試験・・・・・・・・ 17
中北和之、栗田 充、満尾 和徳、神田 宏、
渡辺重哉、浅井圭介（航技研）
5. 航技研 2m×2m 遷音速風洞第3カートのフラッタ停止装置の改修と風洞試・・・・ 22
半澤麻雄、鈴木正光、小國保男、唐澤敏夫、
小松行夫、安藤泰勝（航技研）
6. 航技研風洞技術開発センターにおける ISO9001 認証取得活動・・・・・・・・ 26
青木竹夫、浜本 滋、山崎 喬、永井伸治、
重見 仁（航技研）
河本 巖（JAST）、藤田明子（スペースサービス）
7. 航技研における可搬型 PIV システムの開発・整備状況について・・・・・・・・ 31
加藤裕之、渡辺重哉（航技研）
8. 航技研 6.5x5.5m 低速風洞 標準模型低速風洞試験について・・・・・・・・ 40
横川 譲、森田義郎、室田勝一、高橋 侔、
馬場滋夫、星野秀雄、野中 修（航技研）
東村恵理、真城 仁（HRI）、柳沢三憲（東京理科大）

2019年10月10日

2019年10月10日

2019年10月10日

2019年10月10日

2019年10月10日

2019年10月10日

2019年10月10日

2019年10月10日

2019年10月10日

2019年10月10日

2019年10月10日

2019年10月10日

2019年10月10日

2019年10月10日

2019年10月10日

2019年10月10日

2019年10月10日

2019年10月10日

2019年10月10日

2019年10月10日

2019年10月10日

2019年10月10日

2019年10月10日

2019年10月10日

川崎重工低速風洞におけるラフネス効果試験の紹介

山口 洋一、柴田 欣幸、高橋 賢一、生越 博景、金子 進一（川崎重工業株式会社）

A Study of Boundary-Layer-Transition Trips on KHI-LWT

Youichi Yamaguchi, Yoshiyuki Shibata, Kenichi Takahashi, Hirokage Ogoshi, Shinichi Kaneko (KHI)

概要

当社低速風洞において、「テープ」ラフネスの効果进行调查する風洞試験を実施した。貼付の容易さと境界層遷移の確実さを両立させるラフネスとして、適切な高さや幅の「テープ」に適切な間隔のスリットを設ける方法が有効であることが分かった。

1. 背景

航空機の実機飛行状態を風洞試験結果より予測するにあたっては、通常風洞試験結果は実機に比べ小さなレイノルズ数であることから、そのレイノルズ数効果をどのように見積もるかが重要な問題の一つとなる。その解決策の一つとして風洞試験においては、

- ・遷移位置を任意の位置に固定し、レイノルズ数変化に伴う抗力の変化量の推算を容易にする
- ・境界層の厚みや性質を一致させ、境界層の振る舞いを実機に近づける

等といった様々な目的から、その目的に応じた適切な位置にラフネスを配し、境界層を強制的に乱流へと遷移させることが行われる。

また、翼模型等の風洞試験を実施する場合、模型形状・形態によっては、Laminar Bucket 等、迎角によって遷移位置が大きく移動することによる6分力特性の変化が生じることがある。このような特性変化は風洞試験にのみ生じる現象であり、実機飛行特性の推算精度を低下させる要因となる。このような場合においてもラフネスにより遷移位置を固定することで、Laminar Bucket 等を抑える事が可能である。

しかしながら、ラフネス自身が、風洞試験にて評価される様々な空力デバイスと干渉し、空力特性に影響を与える可能性も否定できない。このためラフネスの機能としては、風洞試験に特有な現象だけを抑えるばかりでなく、再現性が高くかつ貼付／除去が容易であることも重要な要求となる。特に評価すべき項目が多岐にわたる低速風洞試験では、貼付／除去の容易さは重要である。

当社にて使用実績のあるラフネスのうちの主

なものについて、表 1 に示す。

「粒子」ラフネスは、1980 年代までは風洞試験で用いられる最も一般的なラフネスであった。これはガラスビーズなどの適切な大きさに揃った粒子を、適当な密度で必要な場所に貼付するもので、粒子によって作られる表面粗さを利用して境界層遷移を引き起こす。しかしながら、粒子の貼付密度の管理が難しいこと、位置によっては（模型下面等）貼付するのが難しいこと、などから現在ほとんど利用されていない。

「粒子」ラフネスに替わって現在多用されているラフネスは、「テープ」「ディスク」等のラフネスである。これらは、適切な高さや大きさ（径や幅）を持つ带状又はディスク形状のものを必要な場所に貼付するもので、これによって作られる段差により境界層遷移を引き起こす。これらには高さや大きさといった、管理の容易なパラメータにより設定が可能であるという利点がある。

また、小さなディスク状のテープ片を多数貼付するか、樹脂などを型紙に流し込んで硬化後に型紙を取り外すといった手間のかかる「ディスク」ラフネスに比べ、「テープ」ラフネスは必要な厚みを持つ粘着テープを適切な幅に加工した物を貼付するという簡便な方法によっても準備できるため、形態管理の複雑な低速風洞試験では利便性の高いラフネス形式の一つである。

本論文では、上記のような特質を持つ「テープ」ラフネスについて、大きさおよび形状が境界層へ与える影響および「ディスク」ラフネスとの違い等を調査する風洞試験を、川崎重工業（株）低速風洞において実施したので以下に報告する。

2. 試験内容

2.1 供試体、計測項目等

供試体には、Laminar Bucket を生じやすいと考えられる、比較的アスペクト比の大きなテーパつき後退翼を持つ翼胴形態の模型を使用した。この翼の前縁より 5% c の位置にラフネスを貼付し、翼上面の境界層遷移位置によりラフネスの効果を判定した。

風速は、当風洞では 40~60m/sec. の条件が多用されることから、低速側である 40m/sec. を選択した。このときのレイノルズ数は空力平均翼弦長基準で 6.5×10^5 である。また、迎角は 0 度を評定とした。

試験実施状況を図 1 に示す。

2.2 境界層遷移位置の判定方法

境界層遷移位置は、フィルムシート化された感温液晶を翼表面に貼付し、表面温度の変化を可視化した結果により判定した。境界層が乱流境界層であれば気流との熱伝達率が大きく、層流境界層であれば熱伝達率は小さい。この違いにより物体表面の温度は両者で異なる変化を見せるため、境界層遷移位置が判定可能となる（図 2）。

また補助手段として、50% c 位置にプレストン管を固定し、この位置での境界層の層流/乱流を判定した。プレストン管による境界層判定の原理を図 3 に示す。層流境界層と乱流境界層とでは、表面近傍での速度勾配が異なり、層流の場合は乱流に比べ小さいという特徴がある。このため物体表面近傍での総圧も層流では小さく乱流に遷移すると増大する。この現象を利用して、境界層の低層における総圧を計測することで境界層の判定を行うのがプレストン管である。

2.3 試験パラメータ

ラフネスの形状を定義するパラメータとして、以下のそれぞれに関する効果を調査することとした。

- ・サイズ効果 高さ、幅
- ・形状効果 「テープ」「ディスク」他

3. 試験結果

3.1 サイズ効果

「テープ」の高さが遷移に与える効果を調査した結果を図 4 および図 5 に示す。また、幅が遷移に与える効果を調査した結果を図 6 および図 7 に示す。

まず、高さ効果について調査した結果（図 4、図 5）について見てみる。図 4 の感温液晶による

可視化結果をみると、高さ 0.16mm の場合は変色する領域は非常に小さい。0.24mm の場合はラフネスの後方の領域は全てそれ以外の領域と異なる温度を示している。これより 0.24mm の場合、ラフネス後方の領域は全て乱流境界層へと遷移しているものと予測される。0.16mm の場合は遷移を引き起こすのに十分な高さではなく、ラフネスの後方はほとんど層流境界層のままとなっていると思われる。

ここで図 5 に示すプレストン管の結果を見ると、0.16mm の場合では迎角 0° 以下は総圧が低く、0° を超えたところで総圧が上昇する。0.24mm では 0° より低い迎角から総圧は高くなっている。これより迎角 0° の場合、0.24mm では乱流境界層に遷移しているが、0.16mm では層流境界層のままであると考えられる。これは、感温液晶の可視化結果から得られた結論を裏付けている。

以上より、この条件での確実な境界層遷移に必要なラフネス高さは 0.24mm 程度である、と言える。

次にラフネスの幅に関するサーベイ結果（図 6、図 7）について見てみる。感温液晶による可視化結果（図 6）をみると、ラフネス幅 3mm の場合にはラフネスから液晶の変色領域まで若干距離があり、またその距離にばらつきがある。1mm のケースでは 3mm のケースに比べ距離が縮み、且つ一定に近い。図 7 にプレストン管の出力のうち、最も小さい迎角で遷移した場所と最も大きな迎角で遷移した場所とでの境界層低層総圧を重ねて表示したが、こちらも 1mm の方が僅かにばらつきが小さくなる結果となった。このことから、ラフネスの幅は今回の条件では 1mm の方が良好である、と言える。

3.2 形状効果 (1) …「テープ」と「ディスク」

「テープ」と「ディスク」の 2 種類のラフネスについて、境界層に与える影響の違いについて、感温液晶により可視化した結果を図 8 に示す。これをみると、「テープ」ではラフネスの後方に層流域と同色の領域が存在し、遷移位置はラフネスのある程度後方となっているのに対し、「ディスク」では筋状の領域が残るもののほぼラフネス直後から変色が始まっている。

この遷移パターンの違いは、両者の境界層に与える擾乱の違いではないかと考えられる。「テープ」では境界層に与えられる擾乱が 2 次元的となり、遷移に至るまでに若干の助走領域が必要となっているためと考えられる。これに比較して「ディスク」では状況は全く異なっており、ラフネス

の隙間が擾乱源となって3次元的に遷移を誘発している可能性が考えられる。

この結果からは、遷移位置を確実に固定するという意味では「テープ」には若干の工夫すべき余地が残されている、と考えることが出来る。

3.3 形状効果 (2) …「テープ」のスリット効果

「テープ」ラフネスについて、貼付の容易さを損なわない範囲で「ディスク」の持つ3次元的な遷移誘発能力を付与するため、適切な間隔のスリットを加える方法について調査した。感温液晶による可視化結果を図 9、図 10 に示す。

図 9 では、「テープ」にスリットを設けることにより、スリットを設けた部分の直後の領域で変色が始まる様子が確認でき、スリットの直後で境界層遷移が始まっているものと考えられる。またこのスリットの幅については、ある程度の幅を必要とするが、広すぎるとスリットの直後の部分に液晶が変色しない領域が残ることが確認できた (図 10)。本条件では、間隔 5mm 程度が最も適切であろうと判断される。

3.4 特性への影響

以上の結果から得られた「スリット付きテープ」ラフネスを模型全面に貼付し、3 分力特性を取得した (図 11)。Laminar Bucket は充分抑えられており、また特性への不必要な影響はほとんど見られない。

4. まとめ

以上の結果より、以下の知見を得ることが出来た。

- ・ KHI 低速風洞における必要ラフネスサイズの指針を取得し、ラフネス形状と遷移状況との関係を把握した。
- ・ 境界層遷移を確実に引き起こすために、適切な厚みおよび幅とスリットを設けた「テープ」ラフネスが有効であることが分かった。
- ・ ラフネスの有無による空力的影響は充分で、かつ不必要な影響はほとんど見られなかった。

表 1 ラフネスの種類と得失

種類	粒子 適切な大きさの粒子を均一に貼付	テープ 適切な幅・厚みのテープを貼付	ディスク 適切な大きさ・厚みのディスクを 形成／貼付
遷移の 確実性	○	○	○
再現性	粒子の密度の 再現が難しい	○	○
貼付の 容易さ	垂直面や裏面への 貼付が難しい	○	樹脂による型抜き等 硬化時間が必要

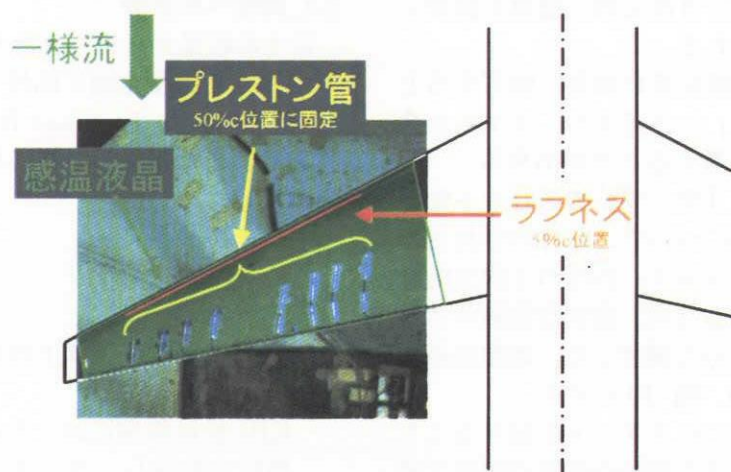


図 1 風試実施状況

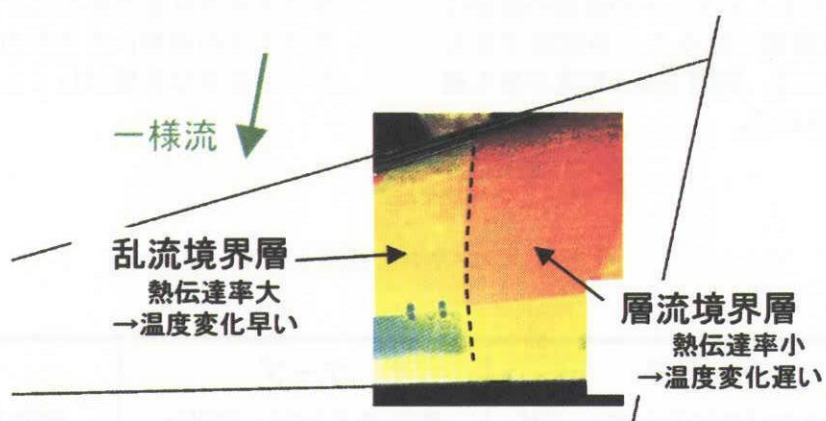


図 2 感温液晶による境界層遷移位置判定

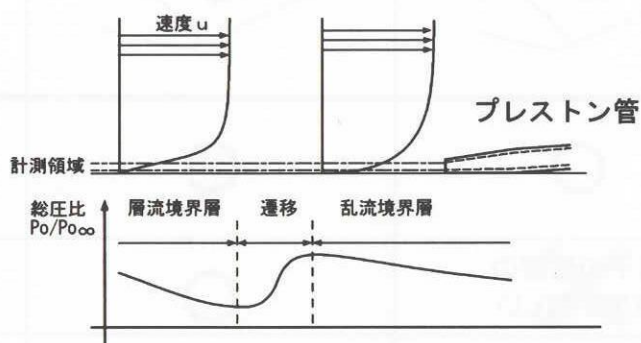


図 3 プレストン管の原理

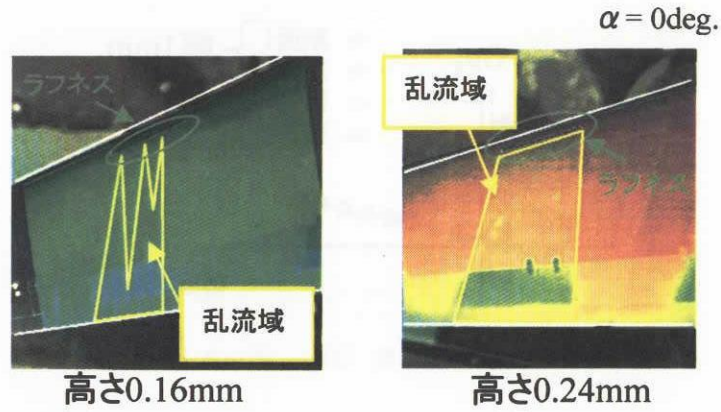


図 4 ラフネス高さ効果 (1) 感温液晶結果

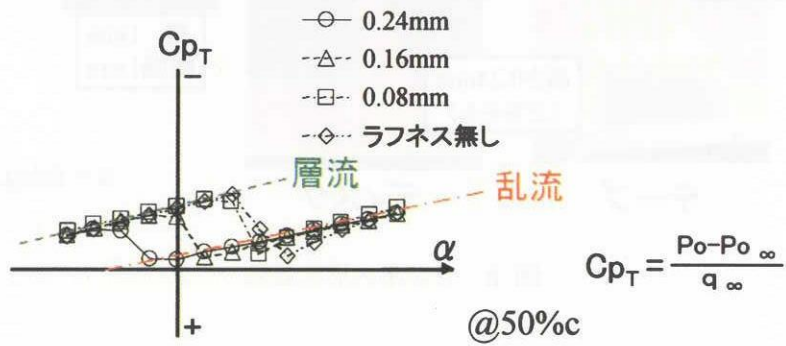


図 5 ラフネス高さ効果 (2) プレストン管結果

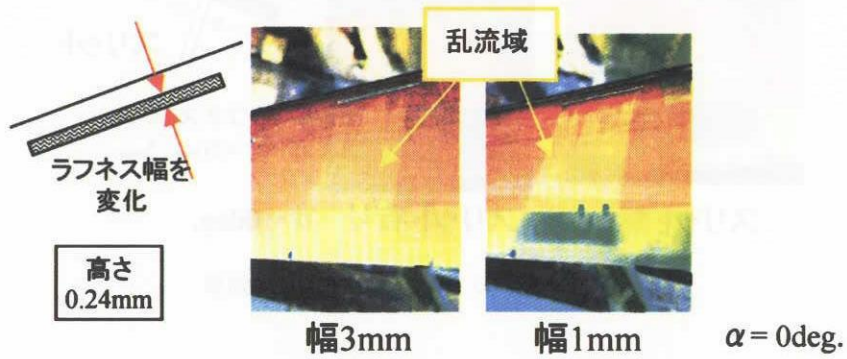


図 6 ラフネス幅効果 (1) 感温液晶結果

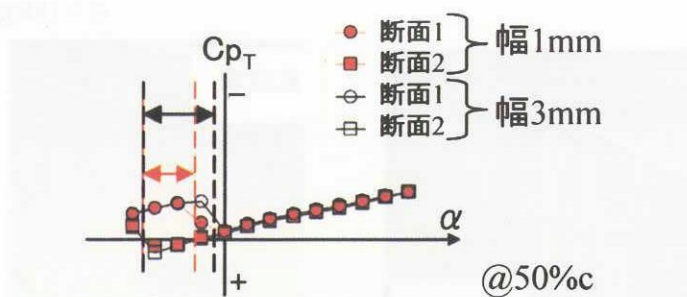


図7 ラフネス幅効果 (2) プレストン管結果

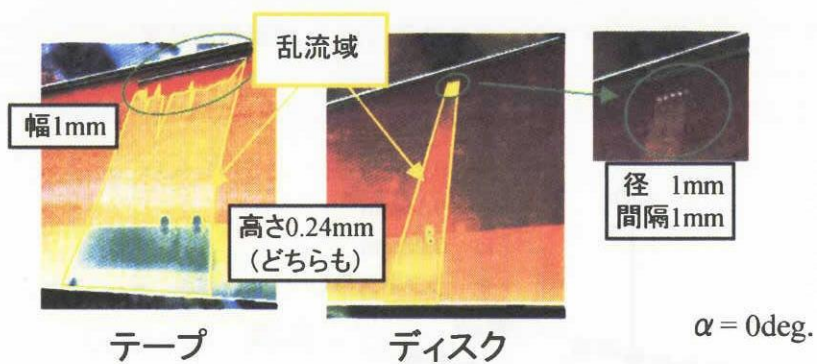


図8 ラフネス形状効果

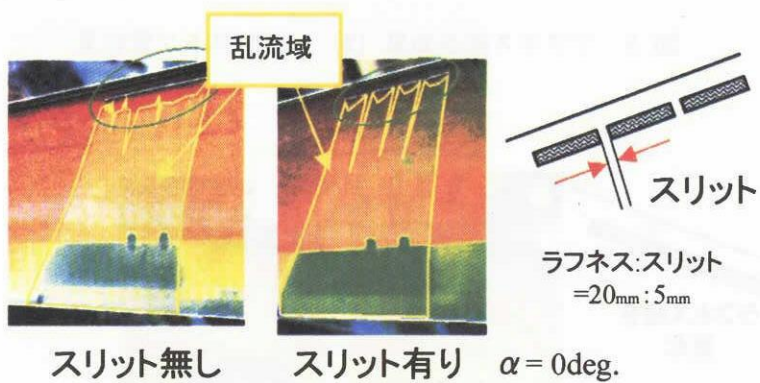


図9 テープラフネスのスリット効果

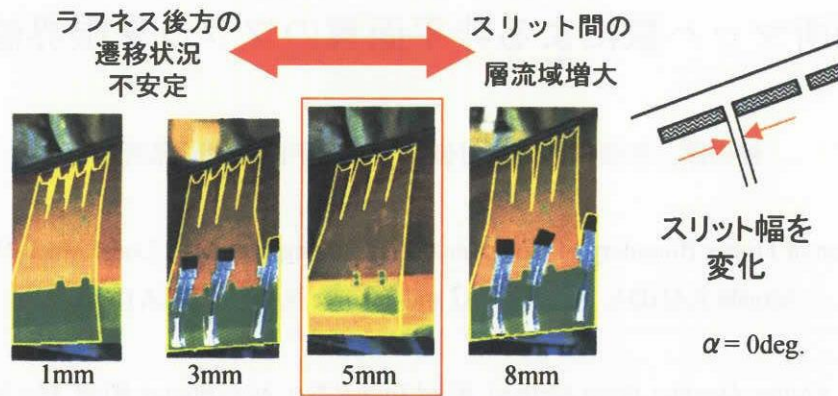


図 10 テープラフネスのスリット幅効果

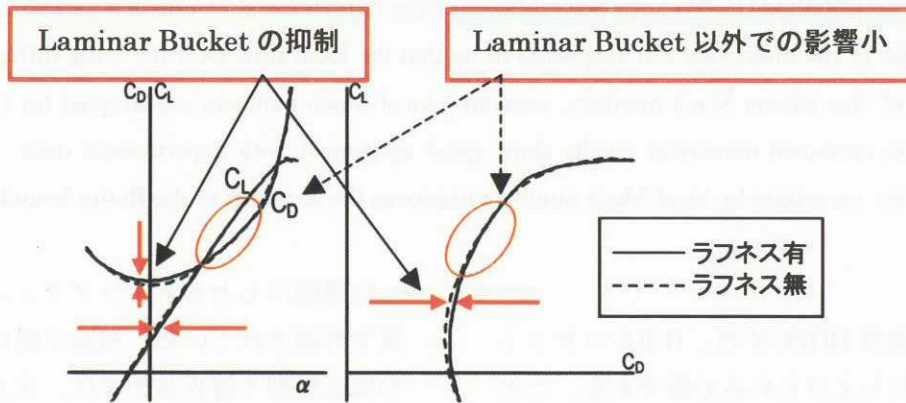


図 11 3 分力特性への影響

計測局所マッハ数による非平面翼のフラッタ限界値補正

神田 淳、甲斐 高志、中村 俊哉（航空宇宙技術研究所）

Correction of Flutter Boundary of Non-Planar Wing Using Measured Local Mach Number

Atsushi KANDA, Takashi KAI and Toshiya NAKAMURA (NAL)

Keywords: Flutter, Doublet-Point Method, Wind Tunnel Test, Non-Planar Wing, Mach Number

ABSTRACT

For the anti-symmetric flutter speeds of a tip-fin-shaped reentry space vehicle model, numerical predictions using Doublet-Point Method (DPM) have been different from experimental results in a part of lower supersonic region. The cause of the discrepancy is suspected to be that the local flow over the wing differs from the free stream. Instead of free stream Mach numbers, measured local Mach numbers are adopted for flutter boundary analyses, and the corrected numerical results show good agreement with experimental ones. Therefore, it is made clear that the correction by local Mach numbers improves the accuracy of the flutter boundary.

1. 序論

有翼宇宙往還機 HOPE-X は、H-IIA ロケットに搭載されて打ち上げられる計画である。この形態では、往還機とロケットとの結合部やロケット自体の弾性モード（以降まとめて、結合部の弾性モード）が、往還機の翼のフラッタに影響する可能性がある。著者らはこのような打ち上げ形態のフラッタ特性を、単独飛行形態におけるフラッタ特性と併せて研究^{1,2)}してきた。結果として、遷音速風洞でのフラッタ実験や、非定常空気力計算に Doublet-Point Method (DPM) を用いた数値解析により、これらのフラッタ特性を定量的にほぼ解明することができた。

しかし、一様流マッハ数 $M=1.1\sim 1.2$ 付近の低超音速領域で、フラッタ限界の実験値が解析値を大きく上まわる結果が一部に認められた。解析結果が安全側のため、これがそのまま問題となる可能性は小さいものの、ぎりぎりの安全率により行われる航空宇宙機の設計のためには、この相違の原因を究明することは重要であると考えられる。

往還機はもともとチップフィンという非平面翼で計画されていた。相違が認められたケースの風試模型や解析モデルは、まさにこのチップフィン形態であった。ここで、チップフィンと胴体で囲まれた空間の流れ（チャンネルフロー）が一樣流と大きく異なるのではないかと、という推測を行った。

局所マッハ数を求めるために、風洞実験を行った。実際には直接マッハ数を計測できないので、Pitot 管により総圧を計測し、同時に剛体模型の翼面に埋め込んだ圧力センサで静圧を計測した。得られた総圧と静圧とを用いて、計算により局所マッハ数を求めた。得られた局所マッハ数を基にフラッタ解析の補正を行ったので報告する。

2. 模型

模型の概要を図 1 に示す。翼は主翼部・チップフィン部から構成され、7075-T651 製の剛体翼である。形状は、風試^{1,2)}においてフラッタ限界値の相違があったものと同一である。翼型

は主翼部・チップフィン部ともに NACA0010 である。主翼部のスパン長は 200mm、コード長は翼根で 400mm、翼端で 120mm であり、前縁および後縁クランクがスパン方向 80mm 位置にある。チップフィン部はキャント角 14° 、スパン長は 120mm、翼端コード長は 60mm である。胴体部は長さ 677mm、高さ・幅とも 160mm である。

右翼には静圧計測用として、絶対圧型の圧力センサ (Kulite 製 XCS-062-15A) が 4 カ所に埋め込まれている。センサ位置は、内舷側の 2 個が翼根からスパン方向 45.5mm 位置であり、外舷側の 2 個が同 140.5mm 位置である。前縁側は、内舷・外舷ともにコード方向 31.1% 位置 (最大翼厚部) であり、後縁側は、内舷が同 90.7%、外舷が同 81.5% 位置である。

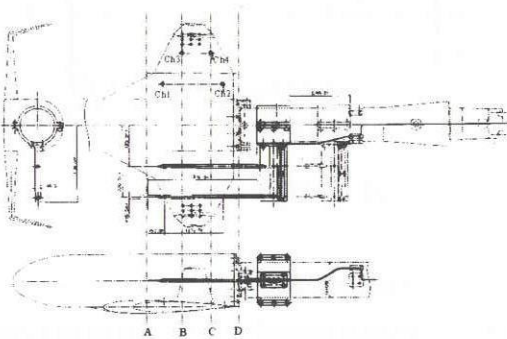


図1 模型概要

3. 局所マッハ数計測

局所マッハ数の計測方法と、航技研の遷音速風洞 (NAL TWT-1) での風洞実験結果について述べる。マッハ数は直接計測を行うことができないため、総圧および静圧を同時に計測し、そこから局所マッハ数を計算で求めることとした。



図2 風洞実験状況

3.1. 総圧計測

模型の翼付近に 2 本の Pitot 管を設置し、風洞設備のクォーツマノメータにより総圧 P_{02} を計測した。Pitot 管は、右翼の圧力センサと干渉が少なくなるように左翼側に設置した。2 本の位置は、内舷側が翼根からスパン方向 45.5mm 位置、外舷側が同 140.5mm 位置 (翼面の圧力センサとコード方向同位置) である。Pitot 管は機軸方向にマニュアルでトラバース可能であり、4 種類のコード方向位置 (A~D) で計測を行った。Pitot 管先端の位置は主翼根前縁部より下流方向に、A が 120mm 位置、B が 246mm 位置、C が 336mm 位置、D が 424mm 位置である。Pitot 管位置を図 1 中に示す。

計測は、気流 (一様流) が設定した条件に安定してから 30 秒経過した後の、安定した総圧 (Pitot 圧) データを取り込む方法で行った。気流条件は、一様流マッハ数 $M=0.6, 0.8, 1.0, 1.1, 1.2, 1.3, 1.4$ 、一様流総圧 (集合胴圧) $P_0=80\text{kPa}, 100\text{kPa}$ である。

3.2. 静圧計測

右翼の 4 カ所の圧力センサを用いて、上記の総圧計測と同じ気流条件で、同時に静圧 P_t を計測した。シグナルコンディショナに CDV-700A (共和電業製) を用い、内部の A/D コンバータによりデジタル表示された電圧値を静圧に換算した。

Pitot 管を設置しないケースの静圧も計測した。ただしこのケースは完全に別に行ったため、気流条件が Pitot 管を設置したケースと異なり、 $M=0.6, 0.8, 1.0, 1.2, 1.4$ である。

計測チャンネルは内舷前縁側が Ch1、内舷後縁側が Ch2、外舷前縁側が Ch3、外舷後縁側が Ch4 である。

3.3. 局所マッハ数の算出

総圧 (Pitot 圧) と静圧とから局所マッハ数を算定する方法について述べる。定常等エントロ

ピー流を考えると、総圧 P_0 と静圧 P 、マッハ数 M は次の関係式で表される。ただし γ は比熱比とする。

$$\frac{P}{P_0} = \left(\frac{1}{1 + (\gamma - 1)M^2/2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (1)$$

超音速流中では、Pitot 管によって管の先端部に垂直衝撃波が生じる (図 3)。つまり Pitot 管で得られる総圧は、Pitot 管自身によって発生する垂直衝撃波下流の総圧である。

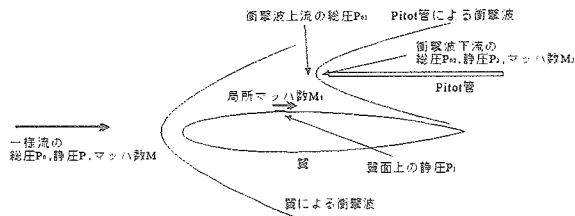


図3 総圧・静圧・マッハ数の関係

定常等エントロピー流に関する(1)式が垂直衝撃波の上流・下流のそれぞれで成立すること、かつ上下流を通じて流量・全運動量・全エンタルピーが保存されるという条件より次式が導かれる。

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{1 + \gamma M_1^2}{1 + \gamma M_2^2} \quad (2)$$

$$M_2^2 = \frac{(\gamma - 1)M_1^2/2 + 1}{\gamma M_1^2 - (\gamma - 1)/2} \quad (3)$$

ここで、 P_1 は衝撃波上流の静圧、 P_2 は衝撃波下流の静圧、 M_1 は衝撃波上流のマッハ数、 M_2 は衝撃波下流のマッハ数である。(2)および(3)式より、垂直衝撃波に関する Rankine-Hugoniot の関係式³⁾が導かれる。

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{2\gamma}{\gamma + 1} M_1^2 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \quad (4)$$

以上から、衝撃波上流の静圧 P_1 および衝撃波下流の総圧 P_{02} と M_1 の間に、次の関係が成り立つ。

$$\frac{P_1}{P_{02}} = \frac{P_1}{P_2} \frac{P_2}{P_{02}} = \frac{\left(\frac{2\gamma}{\gamma + 1} M_1^2 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}}{\left(\frac{\gamma + 1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \quad (5)$$

つまり実験によって計測された P_1 と P_{02} から、垂直衝撃波上流のマッハ数 M_1 を求めることができる。ただし M_1 は、 P_1 と P_{02} の関数として陽に表すことができないため、Regula-Falsi 法を用いて数値的に解を求める。なお亜音速流における局所マッハ数は、(1)式により次式で表される。

$$M = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left\{ \left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{1 - \gamma}{\gamma}} - 1 \right\}} \quad (6)$$

以上で求められた局所マッハ数を図4に示す。

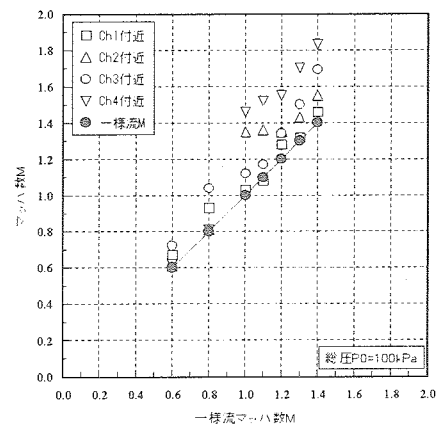


図4 局所マッハ数

4. フラッタ限界値補正

過去に、低超音速領域でフラッタ限界の実験値と解析値が大きく異なったケースは2種類ある。一つは、フリーロール状態の機体 (単独飛行形態) における逆対称モードフラッタ¹⁾である。もう一つは、ロール弾性支持された機体 (打ち上げ形態) における逆対称モードフラッタ²⁾である。両ケースとも翼構造こそ異なるが、非平面翼であり本研究に用いた翼と同一形状である。胴体および支持装置は本研究のものと同一である (支持装置にはもともとロール方向に自由度を有する機構があるが、本研究ではこれを固定して実験を行った)。本章ではフラッタ限界値の補正方法について述べ、実際に補正を行った結果について示す。

4.1. 補正方法

フラッタ解析の補正は、一様流マッハ数の代わりに計測で得られた局所マッハ数を、非定常空気力の算定に用いることで行う。DPM による非定常空気力解析法では、揚力面全域にわたってマッハ数が同一であることが必要である。しかし計測で得られた非平面翼の局所マッハ数は、翼面上の場所ごとに異なる。そこで2種類の方法で補正マッハ数を算出する。一つは外舷側2カ所（Ch3、Ch4）の局所マッハ数の算術平均値を補正マッハ数（以降 M' と表記）とする方法である。これは、曲げモード・振りモードの変形量が大きい外舷側が、非定常空気力に大きく影響することに基づく。もう一つは単純に翼面の4カ所（Ch1～Ch4）の局所マッハ数の算術平均値を補正マッハ数（以降 M'' と表記）とする方法である。補正マッハ数 M' 、 M'' を図5に示す。

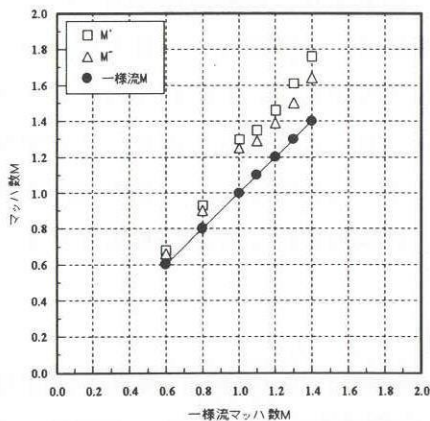


図5 補正マッハ数

4.2. 単独飛行形態の逆対称モードフラッタ

文献1では、有翼宇宙往還機模型（図6）の単独飛行形態において、翼の逆対称モードフラッタがクリティカルになることを示した（逆対称モードフラッタは、翼の逆対称曲げと逆対称ねじりモードが連成するフラッタである）。このとき、亜音速領域では逆対称モードフラッタ速度の解析値と実験値が定量的に良く一致したものの、マッハ数 $M=1.1, 1.2$ においてフラッタ限界の実験値が解析値を大きく上まわっていた。

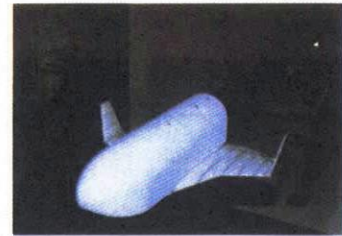


図6 風洞実験状況

そこで、補正マッハ数を用いてフラッタ補正解析を行った。補正マッハ数に応じた非定常空気力を算出し、構造との連成を $p-k$ 法によって解くことで、フラッタが発生する総圧を求めた。この結果を図7に示す。図中、補正を行わない無次元フラッタ速度を \overline{U}_F 、 M' 、 M'' を用いて補正した無次元フラッタ速度をそれぞれ \overline{U}_F' 、 \overline{U}_F'' とする。なお無次元フラッタ速度は次式⁴⁾で算出した。

$$\overline{U}_F = \frac{1}{2\pi f_a b} \sqrt{\frac{\pi b S_w}{2m}} \sqrt{\frac{\gamma P_0 M^2}{1 + (\gamma - 1)M^2/2}} \quad (7)$$

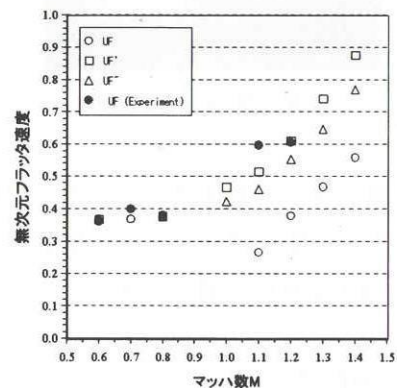


図7 フラッタ速度（単独飛行形態）

補正マッハ数 M' 、 M'' を用いることで、解析値がより実験値に近づいた。特に補正マッハ数 M' を用いた場合の無次元フラッタ速度は、実験結果と非常に良く一致する。補正しなかった場合でも解析値が安全側であるが、補正マッハ数 M' を用いることによって、より精度の高い解析がDPMで可能であることがわかる。また、亜音速領域ではマッハ数の変化によるフラッタ速度の変化は小さいが、超音速領域での変化は大きいことがわかる。つまり遷音速から超音速

領域では、揚力面での局所マッハ数の上昇は、フラッタ速度に対する影響が大きいと考えられる。よってチップフィン翼のように面に囲まれた空間を有する場合には、局所的なマッハ数の変化を考慮する必要があると考えられる。

4.3. 打ち上げ形態の逆対称モードフラッタ

文献2では、有翼宇宙往還機模型(図8)の打ち上げ形態において、ロケットと往還機の結合部によるロール弾性モードが、往還機の逆対称モードフラッタに影響することを示した。亜音速領域では逆対称モードフラッタ速度の解析値と実験値が定量的に良く一致したものの、マッハ数 $M=1.2$ においてフラッタ限界の実験値が解析値を大きく上まわっていた。

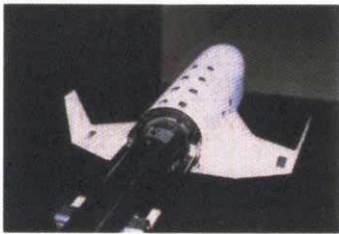


図8 風洞実験状況

そこで補正マッハ数を用いてフラッタ解析を行った。この結果を図9に示す。無次元フラッタ速度は(7)式を用いて算出した。

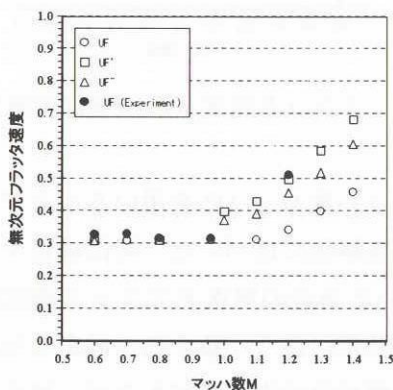


図9 フラッタ速度(打ち上げ形態)

計測した局所マッハ数を用いてフラッタ解析の補正を行ったところ、定量的に一致した。つまり実験値と解析値の相違の原因は、単独飛行

形態のときと同様に、一様流マッハ数と局所マッハ数の相違であることがわかった。

5. 結論

総圧(Pitot 圧)と静圧を計測して局所マッハ数を求め、フラッタ限界値の補正を行った。局所マッハ数は一様流マッハ数 M と大きく異なることがわかった。得られた局所マッハ数を基に補正マッハ数を算出し、単独飛行形態および打ち上げ形態における逆対称モードフラッタの補正を行った結果、無次元フラッタ速度の解析値がより実験値に近づいた。特に、変形が大きい位置の局所マッハ数から求めた補正マッハ数を用いた場合、実験結果と非常に良く一致した。補正しなかった場合でも解析値が安全側であるが、補正マッハ数を用いることによって、より精度の高い解析が DPM で可能であることがわかった。以上より、低超音速領域でのフラッタ速度の相違は、一様流マッハ数と局所マッハ数の相違が原因であることがわかった。つまりチップフィン翼のように面に囲まれた空間を有する場合には、局所的なマッハ数の変化を考慮したフラッタ解析を行う必要があると考えられる。

参考文献

- 1) 神田淳, 上田哲彦; 有翼宇宙往還機型全機模型の逆対称モードフラッタ, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1342 (1997)
- 2) 神田淳, 上田哲彦; 有翼宇宙往還機打ち上げ形態におけるロール弾性のフラッタ特性への影響, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1380 (1999)
- 3) 相原康彦; 流れの力学, (1990) pp.33-42, 培風館
- 4) Bisplinghoff, R.L. and Ashley, H.; Principle of Aeroelasticity (1962) pp.235-258, John Wiley&Sons, INC.

エアブリージング飛しょう体用超音速インテークの研究

徳永英紀, 高橋龍雄, 櫻井弘文 (川崎重工業株式会社)

Study of Supersonic Intake for Air-Breathing Vehicle

Hiddenori Tokunaga, Tatsuo Takahashi and Hirofumi Sakurai (Kawasaki Heavy Industries, LTD)

Abstract

We have designed a rectangular external supersonic compression fixed intake for use with supersonic vehicle and conducted wind tunnel tests and CFD(Computational Fluid Dynamics) analysis. In the wind tunnel tests, we simulated engine pressures at the intake exits using flow plugs. Then we measured total pressure and static pressure along the cross section of the intake exit and acquired the data on the intake performance, i.e., Pr(Pressure recovery), MFR(Mass Flow Ratio), and ID(Distortion Index). In addition, we acquired the characteristics of the off-design conditions at incidence.

1. はじめに

近年、飛しょう体の長射程化や高運動性に伴い、エアブリージングエンジンを搭載した飛しょう体が目立っており、諸外国においてもいくつか出現している。その飛しょう体の技術要素である超音速インテークについては、航空機の分野では約30年程前からコンコルドや戦闘機において実用化が行われている¹⁾。しかし飛しょう体用インテーク²⁾については、実例が少なく飛しょう体特有の飛しょう特性（飛しょう速度、高度等）、機体へのインテグレーション及び運用方法（再使用しない、空中発射等）の違いにより航空機用インテークとは異なった設計思想が必要である。飛しょう体用インテークを研究するに当たっては、航空機用インテークで積み上げられた技術を基に、軽量化や形状の簡素化等の取捨選択を行い、積極的に新規技術の適用を図っていくべきである。更に初期の航空機用インテーク設計時に比べて、設計技術及び風洞試験技術は格段に進歩しており、それらの発達した手法、例えばCFD(Computational Fluid Dynamics: 計算流体力学)等を活用して超音速インテーク設計を進めていくべきである。

本研究では飛しょう体用超音速インテークとして2次元外部圧縮型固定インテークを設計し、風洞試験及びCFD解析を実施し、超音速インテーク開発のための技術資料を得ることを目的とした。

2. 超音速インテーク

超音速インテークの機能はエンジンに必要な空気を大気中から取り込み、その際に超音速の流れを亜音速にまで減速し、ラム圧縮により圧力を上昇させることである。この超音速の流れを亜音速の流れに減速する過程では、衝撃波が発生し圧力損失が生じるが、この圧力損失を複数の斜め衝撃波と垂直衝撃波を組み合わせることにより最少に抑えることが重要である。この圧力損失では、入口総圧に対する出口総圧の比をとつ

た総圧回復率Pr(Pressure recovery)を指標としている。

上記に加えて超音速インテークはエンジンの必要空気流量を確保することが重要であり、またエンジン要求以上の空気を捕獲しインテーク出口でバイパス抽気を行わない場合は、インテーク入口から溢れ（スピレージ）を起こし外部抵抗の増加等の悪影響を与える。この流量確保では、入口流量に対する出口流量の比をとつた流量比MFR(Mass Flow Ratio)を指標としている。

更にインテークで捕獲・昇圧した空気は出口で圧縮機又は直接燃焼器に供給する時点で、空間的乱れが小さい必要がある。出口空気の空間的乱れでは、一般的に総圧の空間平均値に対する最大値と最小値の差の比をとつたディストーションインデックスID(Distortion Index)を指標としている。

上記の各指標は以下の式により定義される。

総圧回復率Pr

$$Pr = P_{texit} / P_{tin}$$

流量比MFR

$$MFR = M_{exit} / M_{in}$$

ディストーションインデックスID

$$ID = (P_{tmax} - P_{tmin}) / P_{tave}$$

但し P_{tin}, P_{texit} : インテーク入口総圧、出口総圧

M_{in}, M_{exit} : インテーク入口流量、出口流量

P_{tmax}, P_{tmin} : インテーク出口総圧の最大値、最小値

P_{tave} : インテーク出口総圧の平均値

以上より超音速インテークの評価においては下記の項目が重要となる。

- ① 総圧回復率が高いこと
- ② エンジン要求流量が確保できること
- ③ ディストーションが小さいこと

したがって、全飛しょう範囲において飛しょう速度、機体姿勢及びエンジン燃焼状況の変化等に対して上記の3項目を安定して達成する必要がある。

総圧回復率を高い値に保つためには、衝撃波パター

ンの安定が必要である。最終の垂直衝撃波をインテーク内部のどの位置に発生させるかによって外部圧縮、内部圧縮及びその中間の混合圧縮と形態が分かれる。混合圧縮及び内部圧縮は気流を取り込む際に一旦スロート部を開いて垂直衝撃波を呑み込む必要がある。そのため内部形状を変更できる可変機構の装着が必要になり、インテーク全体の構造の複雑化及び重量増大につながる。

飛しょう速度の変化に対しては、各マッハ数で適正な衝撃波パターンがあり、そのパターンを形成するには、インテークの超音速部にある数段の平面（ランプ部）の角度を変更する必要がある。このためランプ角度を変更できる可変機構の装着が必要となる。しかしながら簡素な構造を重視した飛しょう体用インテークとしては固定形状が望ましく、この時インテーク形状に対して適正な衝撃波パターンとなる設計マッハ数が1つ設定される。

インテークの超音速ランプ部及びスロート部は乱流境界層と衝撃波が干渉する流れ場であり、上記の衝撃波パターンの安定のためには、境界層を抽気して干渉を低減する必要がある。一般にはランプ部において多孔壁を設けて抽気を行っている例が多い。更に垂直衝撃波のインテーク出口圧に対する変動に対して、スロート部にスロット（細長い溝）を設け、キャビティ機構を利用した安定化を図っている例もある³⁾。

ランプの段数は圧力損失の大きい垂直衝撃波前のマッハ数をどの程度にするかにより決められ、発生させたい斜め衝撃波の個数による。飛しょうマッハ数M2～M3では構造の簡素化との兼ね合いから2～3段が一般的である。

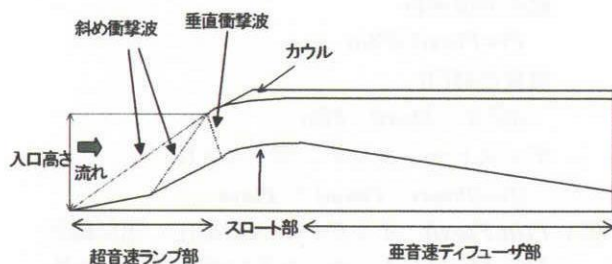


図1 供試体流路形状

入口形状については、古くは円形形状の中央部にマッハコーンと呼ばれる円錐部を配置していたが、設計の容易性、迎角特性の向上及び機体とのインテグレーション等を考慮して2次元形状が主流となってきている。

本研究では上記を基に、ランプ及びスロート抽気を有する2次元外部圧縮型の固定インテークを設計した。図1に供試体の流路形状を示す。スロート部以降は適正な拡大角をもつ亜音速ディフューザを設計した。

3 風洞試験

図2に風洞試験の装置概要を示す。試験はKHI遷音速風洞を用いて実施した。インテーク模型上流に加速平板を設置し、主流をM2.0まで加速してインテークへと流入させる。図3に加速平板の取付図及び計測結果を示す。加速平板中央の80mm四方において約M2.0の流れを得た。図4に風洞模型の概要を示す。風洞模型は縮尺約70%であり、第2ランプには多孔壁による抽気部、スロート部にはスロットによる抽気部を有している。抽気流量はインテーク外側にある排気プレートの排気孔形状を変更することで実施した。また、亜音速ディフューザ後方の流路断面には3本のピトーレーク（総圧管7本）を立て合計27点の空間総圧を計測した。ランプ部、カウル部及び亜音速ディフューザ部における流路中央静圧と抽気プレナム室の総圧、静圧を含め総計約60点の圧力計測を実施した。計測センサはZOC(32ch)を3台使用し、風洞スティングボッド内に取り付けた。ピトーレークの後方のインテーク出口にはエンジン背圧の変動を模擬するフロープラグを設けた。

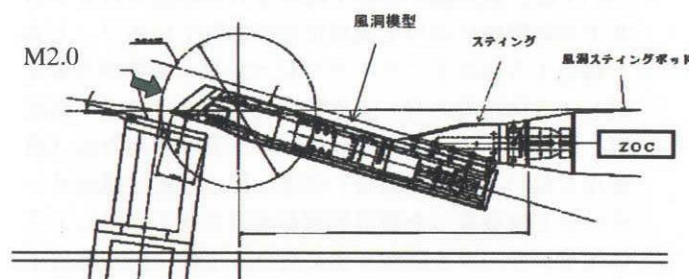


図2 風洞試験の概要

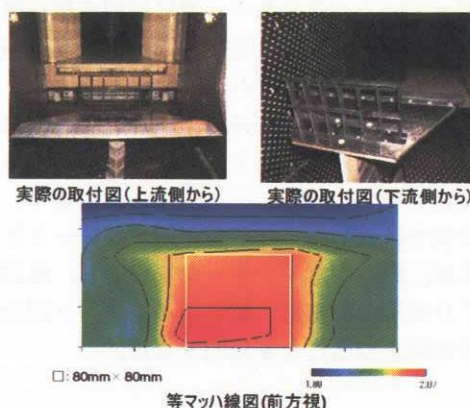


図3 加速平板の取付図及び計測結果

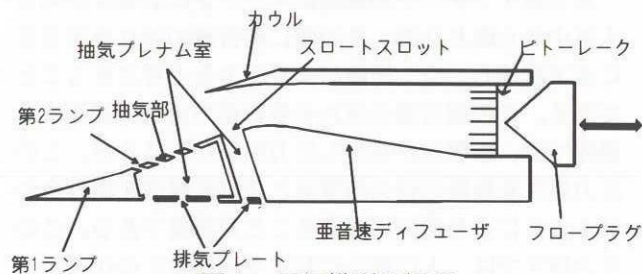


図4 風洞模型の概要

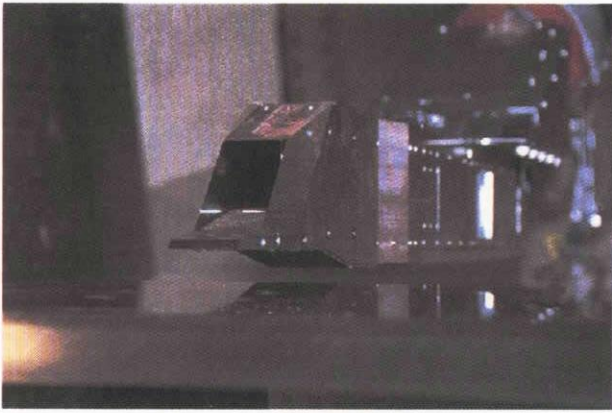


図5 風洞模型の設置状況

試験では通風時間内に模型後方にあるフロープラグを駆動してインテーク出口背圧を変動させ、インテーク内部の圧力を計測する。フロープラグの駆動パターン及びタイミングは事前に入力しておき、通風時はパターンに従ったフロープラグ制御と圧力計測をリアルタイムで実施する。サンプリング周期はインテークの挙動を詳細に評価するため10msで実施した。図5に風洞模型の設置状況を示す。

試験内容は、衝撃波焦点位置の変更、ランプ及びスロート抽気の変更による適正抽気配分の検討、スロートマッハ数の変更、スロート部・亜音速ディフューザ部・側壁等の形状変更、主流迎角及び横滑り角の変更、オフデザインマッハ数での検討等を実施したが、そのいくつかを以下に報告する。

4. 試験結果及び解析結果

図6に風洞試験結果（シュリーレン写真）を示す。主流は加速平板に沿って左上方から右下方へ流れている。インテークのランプ部から斜め衝撃波が発生し、カウルリップに向かっていくことがわかる。図7にオイルフロー写真を示す。衝撃波パターンはインテーク背圧の上昇に伴い、垂直衝撃波がスロート内部にある超臨界状態からカウルリップ上にある臨界状態、更に前方へと進み垂直衝撃波がインテーク前方へ吐き出されボウショックとなる亜臨界状態がある。図7はカウルリップ上にある臨界状態での様子を示す。

次に図8に側壁形状を変更したときのインテーク性能曲線及び側壁形状を示す。縦軸は総圧回復率、横軸は流量比である。インテーク背圧を上昇させると共にグラフ右下から左上へインテーク性能は変化する。A側壁（側壁が第1ランプ先端から開始）ではランプで形成される斜め衝撃波と側壁境界層とが干渉して大きな総圧損失が見られる。

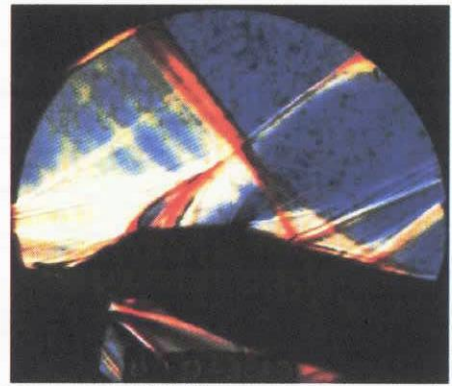
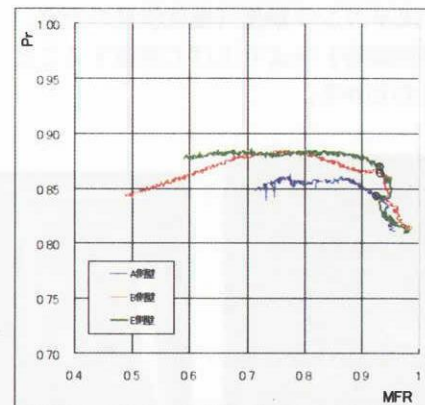


図6 風洞試験結果(シュリーレン写真)



図7 風洞試験結果(オイルフロー写真)



総圧回復率（○印は臨界点を示す）

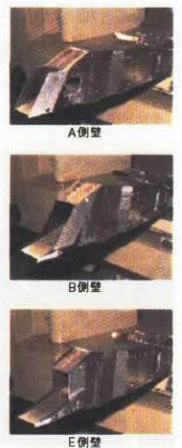


図8 インテーク性能曲線（側壁形状変更）

図9に主流迎角によるインテーク性能曲線を示す。図9の定義においては、正の迎角では主流に対するインテーク正面面積が増えるためスピレージはあるもののインテーク出口流量は増加する。またスロートマッハ数が小さくなるため総圧回復率は高くなる。なお、流量比は全て迎角0での入口流量を使用している。

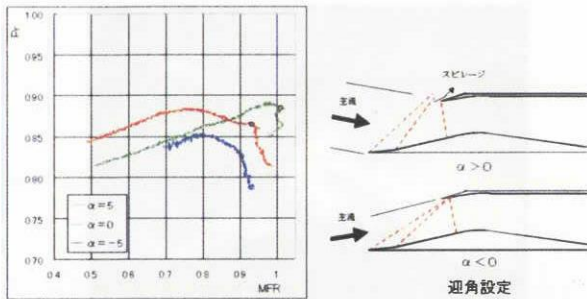


図9 インテーク性能曲線（主流迎角変更）

以下に風試模型形状にて実施した3次元ナビエ・ストークスのCFD解析結果について説明する。図10に計算格子を示す。格子点数は約80万点であり、Re数は 1.6×10^6 、乱流モデルにはBaldwin-Barthモデルを使用している。ランプ及びスロートの抽気設定には風試での適正抽気結果を用いて流量指定の吸い込み境界条件を与えている。インテーク出口背圧は出口面より十分後方にて圧力境界を与えて徐々に上昇させた。計算には当社で開発したCFD解析ソフトUG3を利用した。図11にCFD解析結果を示す。スロート抽気により、安定した垂直衝撃波がカウルリップ上にある臨界状態が実現できている。図12に風試結果とCFD解析結果の比較を示す。風試結果とCFD解析結果とで臨界点の背圧が若干異なる結果となった。CFD解析における臨界状態（背圧をこれ以上上昇させると垂直衝撃波がカウル前方へ吐き出される状態）を評価するには解析のモデリング精度（抽気流量の設定、細部形状及び格子間隔等）をより上げて実施することが必要であることがわかる。

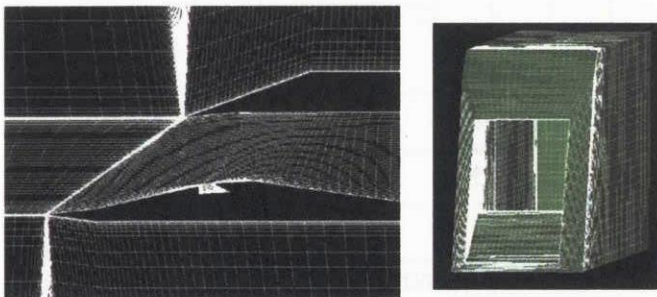


図10 計算格子

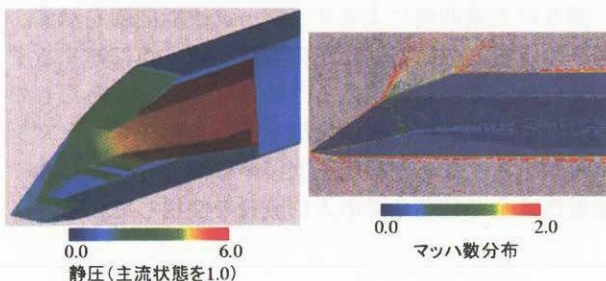


図11 CFD解析結果

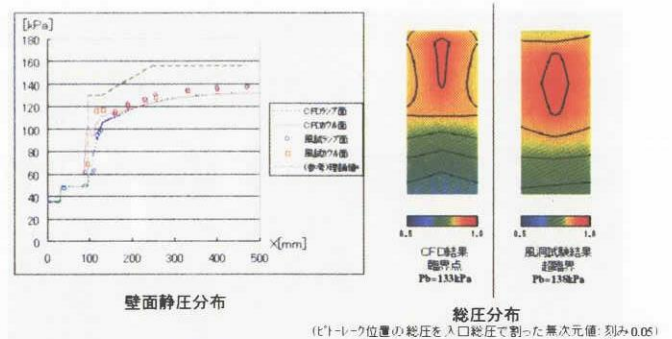


図12 風試結果とCFD解析結果の比較

5. あとがき

飛しょう体用超音速インテークとして2次元外部圧縮型固定インテークを設計し、風洞試験及びCFD解析を実施し、超音速インテーク開発の技術資料を得た。成果を以下に示す。

①超音速インテークの性能評価

超音速インテークの性能評価を行うための、迎角/横滑り角特性、側壁形状による特性等のデータを取得した。

②風洞試験技術の向上

模型設計、試験実施及びデータ解析を通して超音速インテーク風試に関わる計測、データ処理システム及びデータ解析技術を向上した。

③性能解析手法の確立

CFD解析において、抽気の設定手法及び背圧調整方法を確立し、インテークの3次元CFD(NS)解析手法を取得した。

今後のインテークの研究においては、風洞試験による実証を主軸にCFD解析により多角的な考察を加えて実施していく所存である。

最後に、本研究の実施にあたり、ご教示、ご支援頂いた空力関係者各位に深く感謝の意を表します。

参考文献

- 1) Goldsmith E.L and Seddon J. Editors "Practical Intake Aerodynamic Design," AIAA Educational Series
- 2) Mahoney J. John "Inlets for Supersonic Missiles" AIAA Educational Series
- 3) Jan Syberg and Joseph L. Koncsek "Bleed system Design Technology for Supersonic Inlets" J.of Aircraft, Vol.10, No.7 (July '73)

NAL 1m×1m 超音速風洞における SST 模型感圧塗料試験

中北和之、栗田充、満尾和徳、神田 宏、渡辺重哉 (JAXA)

浅井圭介 (元航技研 (現東北大学大学院工学研究科))

Pressure-Sensitive Paint Test Using a SST Configuration Model at the NAL 1m×1m Supersonic Wind Tunnel

Kazuyuki Nakakita, Mitsuru Kurita, Kazunori Mitsuo, Hiroshi Kanda, Shigeya Watanabe (JAXA)

Keisuke Asai (NAL)

Abstract

Pressure-sensitive paint techniques make the measurement of global surface pressure distributions possible, which are different from point measurements by conventional pressure transducers. The present study was conducted to make the pressure-sensitive paint measurement practicable at the NAL 1m×1m supersonic wind tunnel. Since the temperature of a model decreases with test time in the wind tunnel, the temperature dependence of luminescent intensity of the pressure-sensitive paint is a large source of error for pressure measurements. A temperature-correction method using a temperature-sensitive paint for the pressure-sensitive paint was applied. The temperature-corrected pressure-sensitive paint data were compared with pressure data using pressure transducers. As a result, good agreements were obtained between the pressure-sensitive paint data and pressure transducer data.

1. はじめに

航空・宇宙機の開発において機体に働く空気力分布に関する情報は必須であり、表面圧力計測は風洞実験における重要な計測項目のひとつである。感圧塗料 (Pressure-Sensitive Paint: PSP) は光化学反応を利用した圧力計測技術であり、従来の圧力変換器を使用した点計測とは異なり、面計測ができる特長を持つ。また、構造上、圧力孔設置が困難な薄翼部等の圧力分布も計測可能であり、さらに、得られる情報量が多いため CFD 検証¹⁾や構造設計にも有益なデータ提供が可能である。

航技研では1993年よりPSPを用いた圧力計測技術の研究を行ってきた。そこでは、PSPの性能を向上させるための基礎研究に加え、大型実用風洞を用いたH2フェアリング²⁾やSST模型³⁾における実用的な圧力計測も行ってきた。2002年度からは、これらの技術蓄積を活かし、大型実用風洞での基本計測手法のひとつとしてPSP計測技術を導入するための技術整備を開始した。そこでの主要な技術的課題としては、大型模型への塗装技術や大型風洞での光学計測系構築、効果的な解析ソフトの開発、計測精度の向上等がある。

本研究はNAL 1m×1m 超音速風洞へのPSP計測技術整備を行うことを目的とし、上述した技術的課題の解決を行う。さらに、従来のものより性能を向上させたPSPを本研究では使用しており、その計測精度の検証も行う。

2. 実験方法

2.1 実験装置

風洞は間欠吹出式のNAL 1m×1m 超音速風洞を使用し、試験条件は主流マッハ数 2.0、主流静圧 27.8kPa、動圧 78.4kPa である。模型は全長 0.79m の 8.5%スケールロケット実験機第4次形状単体圧力模型 (以下、SST

模型)¹⁾である。した。主流単位レイノルズ数は $2.6 \times 10^7 [1/m]$ である。通風時にはPSP計測と同時に、圧力変換器を使用した翼および胴体部の圧力孔による計測を行う。Fig.1 に模型の写真を示す。

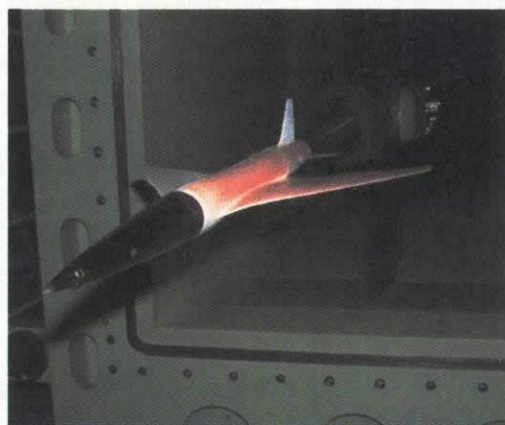


Fig.1 PSP/TSP 塗装された SST 模型
右舷半面(透明): TSP、左舷半面(赤色): PSP

カメラには35mmレンズ($f=4.0$)を設置した14bit冷却CCDカメラを使用した。励起光源には300W連続キセノンランプ2台を使用し、照射器までライトガイドで導いた。各々は風洞天井壁の補助観測窓上方に設置した光学架台に取り付けられ、カメラ側には $625 \pm 50 \text{nm}$ 、照射器側には $400 \pm 50 \text{nm}$ の光学フィルタとIRカットフィルタを設置した。なお、光学計測系を含む補助観測窓およびシュリーレン窓は迷光を避けるため、その外側を暗幕で覆っている。計測システムの概要をFig.2に示す。

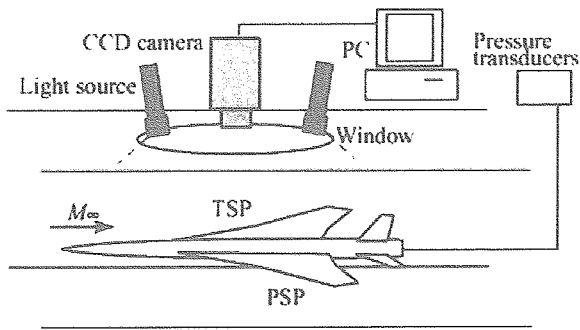


Fig.2 PSP 計測システム

2.2 感圧塗料と感温塗料

PSP 計測法は酸素分圧、つまり、圧力に応じて発光強度が変化する化学物質を利用した計測法である。しかし、この化学物質は一般に圧力のみならず、温度によっても発光強度を変化させる特性をもつ (PSP の温度依存性⁴⁾)。そのため、通風中に時々刻々と模型温度が変化する間欠吹出式超音速風洞では、温度依存性を考慮しないと大きな圧力計測誤差が生じる。本研究ではこれまで用いられてきた手法と同様^{2, 3)}、横すべり角は 0° で試験を行うため、模型圧力および温度場は左右対称と仮定し、感温塗料 (Temperature-Sensitive Paint: TSP) と PSP を模型左右で塗り分け、TSP を使用して模型表面温度を計測することにより、PSP の温度依存性を補正した。

本研究で使用した PSP は 650nm に発光ピークを持つ PtTFPP を発光物質とし Poly(IBM-co-TFEM) をバインダとしたものである⁵⁾。また、TSP は 612nm に発光ピークを持つ EuTTA を発光物質とし PMMA をバインダとした³⁾。なお、溶媒は PSP、TSP とともにトルエンである。

PSP および TSP 塗装の際には、まず、発光量を増加させるために、模型の上に白色アンダーコートを塗布し、次に、PSP、TSP を各々模型左右対称にエアブラシで塗りつけた。白色塗料を含めた塗装膜厚はおよそ 40~100 μm 程度である。

2.3 較正方法

理論的には、PSP 発光強度と圧力の関係は(1)式の Stern-Volmer 関係式に従う⁶⁾。

$$I_{\text{ref}}/I = C_1(p/p_{\text{ref}}) + C_2 \quad (1)$$

本研究では PSP の非線形性を考慮し、以下の 2 次式を使用した。

$$I_{\text{ref}}/I = C_{p1}(p/p_{\text{ref}})^2 + C_{p2}(p/p_{\text{ref}}) + C_{p3} \quad (2)$$

また、TSP の場合は(3)式を使用した。

$$I/I_{\text{ref}} = C_{T1}(T/T_{\text{ref}})^2 + C_{T2}(T/T_{\text{ref}}) + C_{T3} \quad (3)$$

ここで、 I は発光強度、 p と T は圧力と温度であり、係数 C は実験により求める。なお、添え字 ref は既知 (基準時) の状態であり、通風前の無風時に計測するため、圧力は大気圧、温度は室温で各々様である。添え字の無いものは通風中の状態を示す。

PSP の較正方法には *in-situ* 法と *a-priori* 法の 2 種類が一般に用いられる⁶⁾。

In-situ 法は模型に圧力孔を設け、圧力変換器を用い

て得た圧力データと圧力孔周辺の PSP データを比較して較正を行う方法である。ただし、この方法では温度による影響を含んだ状態での較正となるため、通風時の模型温度は均一である必要がある。

一方、*a-priori* 法は圧力/温度が可変のチャンバー内に設置した試験片を用いて、事前(後)に圧力特性や温度特性を調べる方法である。この方法では通風中の模型表面温度データが別途必要であるが、模型に圧力孔を必要としない。本研究では較正方法に *a-priori* 法を採用した。第 3 図に本研究で使用した PSP、TSP の圧力、温度特性を示す。今回使用した PSP は圧力感度の温度依存性が小さいという長所を持つ。また、今回使用した TSP は、温度感度は良いが、吸収帯ピークが 342nm にあり、今回のように BK7 を用いた風洞観測窓の場合には十分な強度の励起光が与えにくい。つまり、TSP の発光強度が弱くなるという難点を持つ。計測時には PSP と TSP でカメラに入る発光強度を同程度にする必要があるため、本研究ではカメラに入る PSP 発光強度を抑える波長の光学フィルタをカメラ側に設置した。

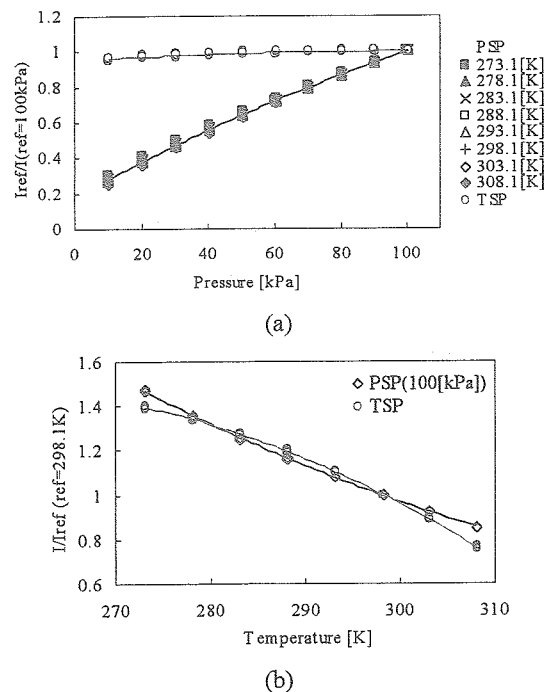


Fig.3 PSP・TSP の圧力温度特性
(a) 圧力特性 ($I_{\text{ref}} = 100[\text{kPa}]$ における発光強度)、(b) 温度特性 ($I_{\text{ref}} = 298.1[\text{K}]$ における発光強度)

2.4 データ処理

データ処理の概要を Fig.4 に示す。まず、平均化およびダーク減算を行った基準、通風発光強度画像に対し、位置(形状)補正を行う。次にフィルタを用いてノイズ除去を行う。最後に TSP データを用い温度補正を行った後、圧力値に変換する。

ここで、模型の位置(形状)補正について述べる。模型や模型支持系は、通風時に受ける空気力によってたわみを生じさせるため、通風時の形状や模型位置は基準時(無風時)のものとは異なる。したがって、計測誤差を軽減させるためには、通風時の模型形状や位置を基準時の状態に合わせるように補正する必要がある。本研

究では模型表面上に配置した片翼 15 点の円形マーキング(Fig.5(a)の黒点)を利用し、2 次の画像変換⁹⁾を用いて位置(形状)補正を行った。

また、PSP 温度依存性の補正については、模型左右に塗りわけた PSP と TSP の発光強度を同時計測し、TSP で得た模型表面温度分布データを PSP の温度特性にかえすことにより、PSP 発光強度の温度依存性の補正を行った。なお、今回のデータ処理では PSP 圧力感度の温度依存性と、TSP 発光強度の圧力依存性を無視している。

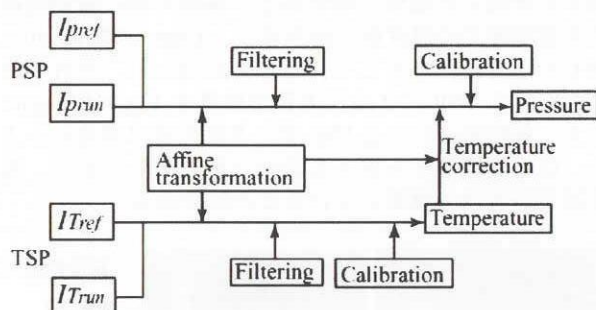


Fig. 4 データ処理方法の概要

3. 1m×1m 超音速風洞試験

3.1 PSP 試験結果

SST 模型のデザインポイントである $M=2.0$, $\alpha=+2^\circ$ での SST 模型上面の C_p 分布を Fig.5 に示す。Fig.5(a) では翼前縁部に発生した前縁剥離渦による負圧領域の詳細な分布が分かる。この負圧領域はダブルデルタ翼のキンク部分よりやや上流から発生し、キンク部分から下流側で大きくなっている。(b)~(e)の各断面での圧力分布からこの剥離渦による負圧領域の大きさや負圧の程度が分かる。定量的にも PSP による計測結果は圧力孔データと良く一致しており、十分な精度で計測できていると言える。再現性についても異なる run での同一ケースの PSP 計測結果は良い再現性を示している。

Fig.6 は $M=2.0$, $\alpha=-2^\circ$ での PSP 試験結果である。このケースでは計測面である模型上面が気流にさらされる状態となるため、翼前縁付近での高圧から徐々に圧力が低下する単調な圧力分布となっていることが Fig.6(a)より分かる。定量的な評価としても圧力孔データとの一致は良好であり、PSP の計測精度は定量計測として問題のないレベルである。

Fig.7 は $M=2.0$, $\alpha=+6^\circ$ のケースである。Fig.7(a)より、このケースでは迎角が非常に大きいため強くかつ大きな前縁剥離渦が発生していることが明瞭に把握できる。また、前縁剥離渦以外の部分でも翼全体にわたり比較的大きな圧力変化が発生している。定量的な圧力孔データとの比較では Fig.5, 6 と比べてややずれが存在するが、大きなものではない。このずれのこの原因の一つとして考えられるものに右翼と左翼に温度差があり、左右翼での温度対称性を仮定している PSP 温度補正に誤差が発生していることが考えられる。

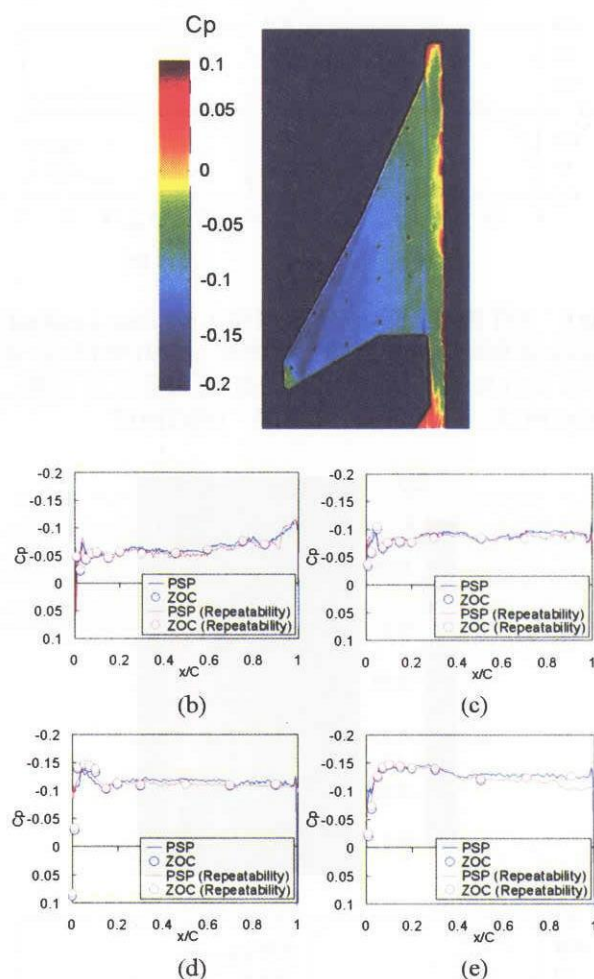
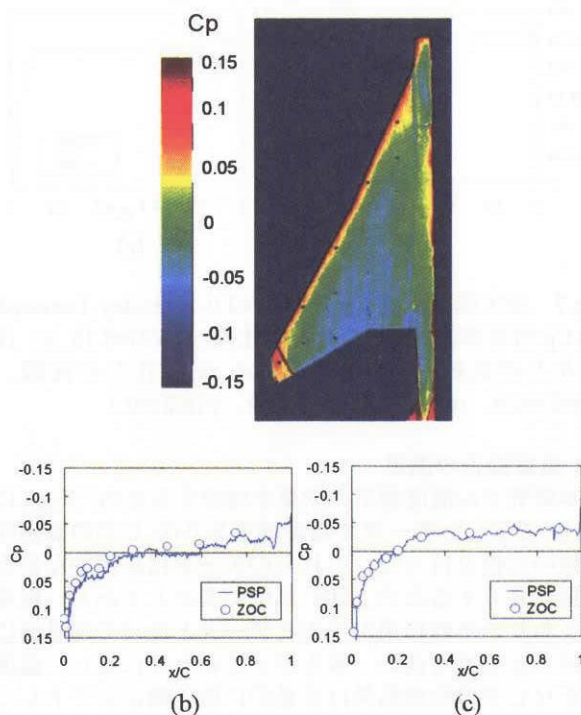


Fig.5 SST 模型上面 C_p 分布($M=2.0$, $\alpha=+2^\circ$, Leeward)
(a) C_p 分布画像、(b)圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.15$ 、(c) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.3$ 、(d) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.5$ 、(e) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.7$



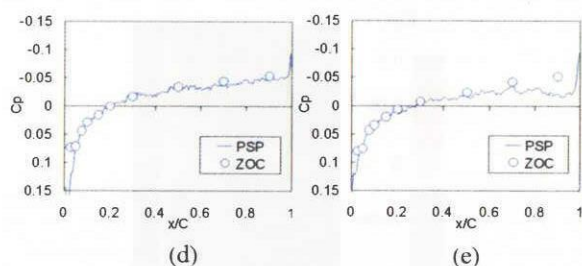


Fig.6 SST 模型上面 C_p 分布 ($M=2.0$, $\alpha=-2\text{deg}$, Leeward)
(a) C_p 分布画像、(b)圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.15$ 、(c) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.3$ 、(d) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.5$ 、(e) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.7$

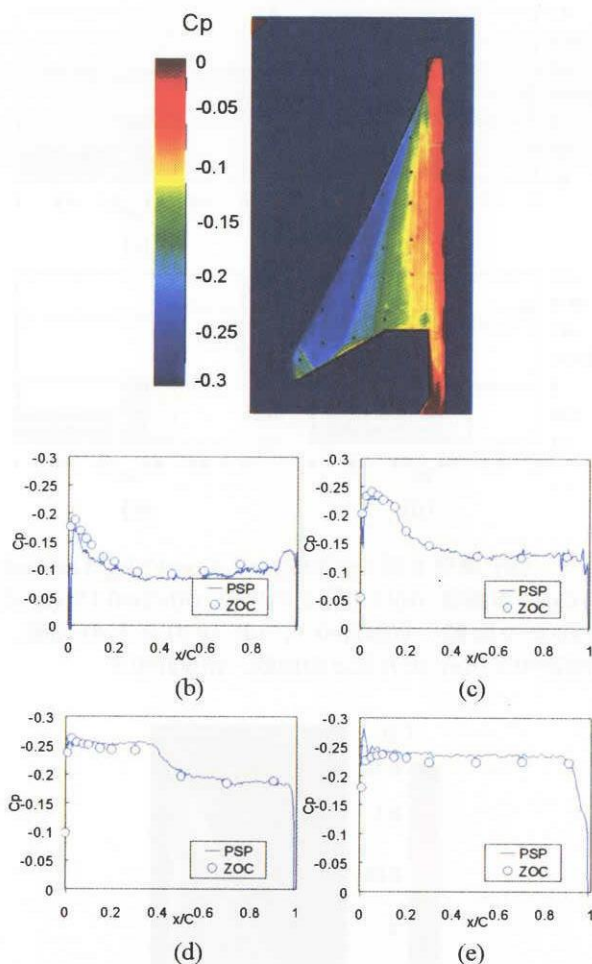


Fig.7 SST 模型上面 C_p 分布 ($M=2.0$, $\alpha=+6\text{deg}$, Leeward)
(a) C_p 分布画像、(b)圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.15$ 、(c) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.3$ 、(d) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.5$ 、(e) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.7$

3.2 温度補正の効果

本研究での温度補正の効果を確認するため、Fig.8 に Fig.5 で示したデータで温度補正あり/なしでの算出圧力値の比較を行った。これらのデータは定量的な差を把握し易くするため、kPa 単位で表示してある。温度補正ありの処理結果が圧力孔データと比べて定量的にも分布としても良い一致を示しているのに対し、温度補正なしでの処理結果は定量的に低圧側にシフトして

しまい、その差は 10kPa を越える部分もある。また、分布としても温度補正ありでのデータや圧力孔データと違った分布を示している。この比較より通風中の模型温度が基準画像 I_{ref} を取得した時点の温度と異なる通常の風洞試験では、積極的な温度補正を行わない限り定量 PSP 計測を行うことができないことは明らかである。

また本研究でもちいた $1\text{m}\times 1\text{m}$ 超音速風洞の場合、吹出式風洞であるため、模型温度は通風中に時時刻々と変化する。Fig.9(a)~(c)は 6.5sec 間隔で取得した TSP 画像から算出した温度分布である。翼厚の薄い翼前後縁部や翼端部での温度低下が大きく、13sec の間に $10\sim 15^\circ\text{C}$ の温度変化が生じていることが分かる。それぞれに対応する PSP による圧力算出結果を Fig.9(d)~(g)に示す。各時刻における PSP データ間の差は非常に小さく、圧力変換器データとも良い一致を示しており、温度補正が有効に機能していることが分かる。

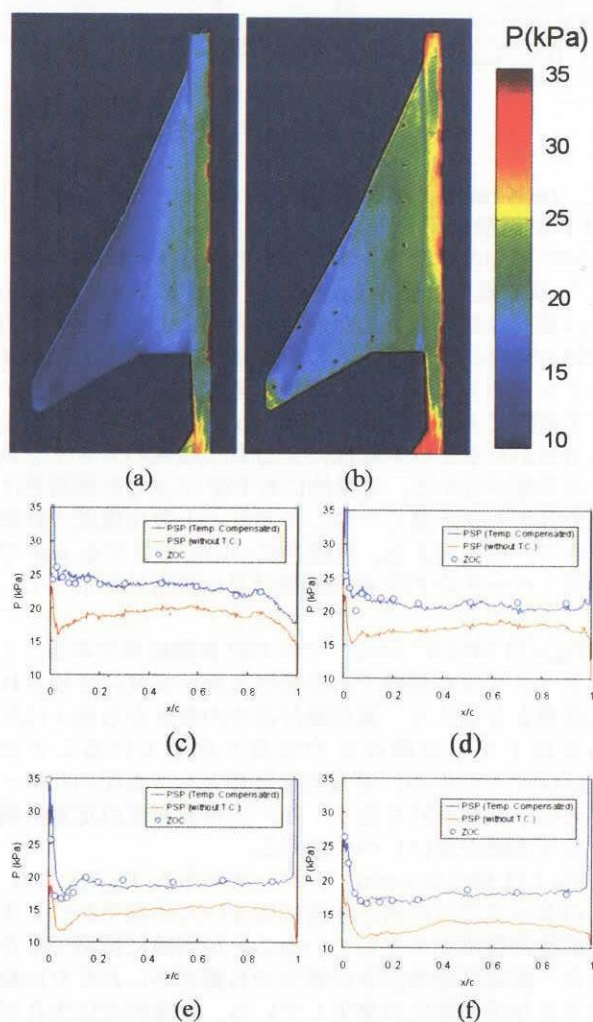


Fig.8 温度補正の効果 ($M=2.0$, $\alpha=+2\text{deg}$, Leeward)
(a)圧力分布、温度補正なし、(b)圧力分布、温度補正あり、(c)圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.15$ 、(d) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.3$ 、(e) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.5$ 、(f) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.7$

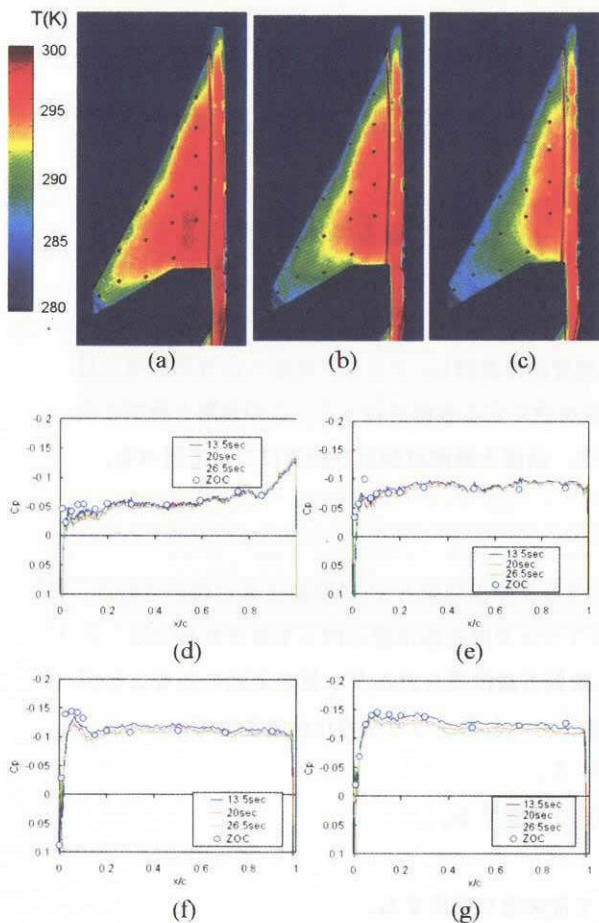


Fig.9 通風時間中の模型温度変化と PSP データ比較
($M=2.0$, $\alpha=+2\text{deg}$, Leeward)

(a) 温度分布, 13.5sec (b) 温度分布, 20sec, (c) 温度分布, 26.5sec (d) C_p 分布, $y/(b/2)=0.15$, (e) C_p 分布, $y/(b/2)=0.3$, (f) C_p 分布, $y/(b/2)=0.5$, (g) C_p 分布, $y/(b/2)=0.7$

4. まとめ

PSP 計測技術を大型実用風洞における基本計測手法のひとつに加えるための基礎試験として、NAL 1m×1m 超音速風洞において SST 模型形状の PSP 計測試験を行った。結果として、各種の補正方法が有効に機能し、圧力変換器データと定量的に良く一致する PSP データを得ることができた。

謝辞

本研究を行うにあたり多大なご協力をいただいた、航技研超音速風洞グループの皆様、野口正芳氏、吉田憲司氏に深く感謝いたします。

参考文献

- 1) 高木亮治、山本一臣、吉田憲司、"NEXST-1 周りの流れの CFD 解析結果の比較," NAL SP 掲載予定。
- 2) Shimbo, Y., Asai, K., Kanda, H., Iijima, Y., Komatsu, N., Kita, S., and Ishiguro, M. "Evaluation of Several Calibration Techniques for Pressure Sensitive Paint in Transonic Testing," AIAA paper 98-2502, 1998.
- 3) Shimbo, Y., Noguchi, M., and Makino, Y., "Blowdown Tunnel Application of Pressure Sensitive Paint," AIAA Paper 99-3169, 1999.
- 4) 浅井圭介、"力測定の最先端—光学的圧力分布測定

法について," ながれ **18**, pp. 215-221, 1999.

- 5) Egami, Y., Iijima, Y., Amao, Y., Asai, K., Fuji, A., Teduka, N., and Kameda, ., "Quantitative Visualization of the Leading-edge Vortices on a Delta Wing by Using Pressure-sensitive Paint," Journal of Visualization, **4**, pp.139-150, 2001.
- 6) "感圧塗料を用いた圧力計測技術," 可視化情報学会, 2002.

2 m × 2 m遷音速風洞第3カートのフラッタ停止装置の改修と風洞試験

○半澤麻雄、鈴木正光、小國保男、唐澤敏夫、小松行夫、安藤泰勝(航技研)

1. はじめに

航技研遷音速風洞第3カートのフラッタ停止装置の気流変動を改善し、フラッタ試験への有効活用を目的に、既設装置のフラッタ停止板を多孔板に変更し、開度を狭くする改修を行った。この装置と模型を用いた風洞試験を行い、装置の安全と機能が確認されたので、改修と風洞試験及び結果について述べる。

2. フラッタ停止装置の改修

第3カートのフラッタ停止装置¹⁾は第2カートのフラッタ停止装置^{2,3,4)}の経験を基に製作された。図1に両フラッタ停止板の比較を示す。第3カートのフラッタ停止板は壁と同じ平板であるため、フラッタ停止板を測定部内に出したとき設計したマッハ数低下量は得られるが、気流変動のあることが分かった。⁵⁾ そこで今回の改修は実用に供している第2カートのフラッタ停止装置を参考に、

- ・ フラッタ停止板を多孔板に変更して気流変動を改善する。
- ・ フラッタ停止板の開度を狭くし、測定部中央での増速を軽減する。
- ・ 片持翼模型及び全機模型も試験を可能にする。
- ・ フラッタ停止板の交換を容易にして、一般風洞として従来通り使用する。

以上を目標に既設装置の一部改修を行った。既設フラッタ停止板の平板溶接構造を除き、開口率0%、20%及び40%の3枚の板を新設し、使用目的毎に、溶接された開口率40%の多孔基本板にネジ止めで重ねる方式に改めた。図2に新製フラッタ停止板を示す。油圧シリンダーを交換し、フラッタ停止板の開度を90度から40度に狭くしたが、完成は41度となった。フラッタ停止板の取付け例を図3と図4に示す。

3. 風洞試験

風洞試験の条件は総圧 $P_0=80\text{kPa}$ 、マッハ数 $M=0.4\sim0.9$ (0.05刻み)とし、試験を安全に進めるため、

- ・ 模型無しの試験、
- ・ H-IIロケット・フェアリング模型(剛な全機模型)を用いた試験、
- ・ ピトー管付翼模型(空力弾性全機翼模型)を用いた試験、

の順にフラッタ停止板の開口率20%と40%について試験を行った。

計測は測定部床中央の既設静圧孔にスキャニバルブを用いてマッハ数分布、ピトー管による非定常総圧、歪ゲージによる左右翼の振動、フラッタ停止板の開度とトリガー信号及び風洞試験条件である。ペンレコーダとデータレコーダに主要な信号を記録した。その他、フラッタ停止板の開閉及び模型の過渡応答をビデオ・カメラでモニターした。

4. 試験結果

改修部分以外は既設の装置を使用しているため、無風時の開閉動作は特に問題は無かった。

- ・ 模型無しの試験 フラッタ停止板の開口率20%と40%について、測定部床中央のマッハ数分布、非定常総圧の記録、マッハ数と動圧の低下量をそれぞれ図5、図6、図7及び図8に示す。フラッタ停止

板は安全に作動し、後流渦による風洞壁の加振等、特に問題は無かった。

- ・ H-II ロケット・フェアリング模型(剛な全機模型)を用いた試験 この模型の写真を図 9 に示す。模型には計測用のセンサーは取付けず、ビデオ・カメラによる模型の振動の観察を主眼に試験を行った。試験範囲では安全で、模型無しと同等の試験結果が得られた。
- ・ ピトー管付翼模型(空力弾性全機翼模型)を用いた試験 試験用に小型弾性翼模型を所内で製作した。この模型の写真を図 10 に示す。試験条件はフラッタを発生させないこと。そのため、試験中、翼の 1 次と 2 次の振動モードを FFT アナライザーで監視し、試験を進めた。マッハ数 $M=0.75$ で、試験条件を配慮して試験を終了した。翼の振動特性を FFT アナライザーで解析したパワースペクトル密度(PSD)と歪ゲージの応答信号をそれぞれ図 11 と図 12 に示す。試験範囲では模型とフラッタ停止板の安全が確認された。

5. まとめ

フラッタ停止装置の改修を行い、フラッタ停止板を平板から多孔板に変更し、試験した結果、フラッタ停止板から発生する渦による不規則励振は薄翼模型でも検出できず、試験範囲に亘って安全に装置は作動し、図 13 に示す通りマッハ数低下量も設計通りに機能した。

開口率 20%と 40%のフラッタ停止板の特性の違いは顕著でない。改修前と後の気流方向のマッハ数分布を図 14 と図 15 に示す。図 15 のマッハ数分布はフラッタ停止板の後方で低下したマッハ数が徐々に回復する。模型及び翼が後方になる試験はこの点を考慮しなければならない。

フラッタ停止板の交換は専用工具を用い、3 名で大体 22 分である。今回の風試では、測定部壁面から中央までのマッハ数分布が計測できなかった。次回はこの断面マッハ数分布の計測とフラッタ停止板から発生する渦の検出を計画している。

フラッタ停止装置の改修に当たっては川崎重工業(株)と丸三機械建設(株)、模型と専用工具の製作は業務部施設課及び風洞の計測は遷音速風洞の各担当者の協力を得た。

6. 参考文献

- 1) 鈴木弘一, 細江信幸, 中村正剛, 小池陽, 飯島由美, 小國保男, 河本巖, 海老原正夫; 航技研遷音速風洞の測定部設備改修の概要について, 航空宇宙技術研究所資料, TM-674, Jan. 1995.
- 2) 鈴木弘一, 細江信幸, 飯島由美, 小松行夫, 国益徹也, 安藤泰勝, 半澤麻雄, 鈴木誠三; 遷音速風洞フラッタ緊急停止装置性能試験(その 1)半裁模型カート用装置の効果, 航空宇宙技術研究所資料, TM-668, No v. 1994.
- 3) 半澤麻雄, 鈴木誠三, 安藤泰勝, 菊池孝男, 藤井謙司, 松下洸; 遷音速風洞フラッタ緊急停止装置予備試験(その 1)フラッタ停止板基本性能試験, 航空宇宙技術研究所報告, TR-1197, Apr. 1993.
- 4) 安藤泰勝, 鈴木誠三, 半澤麻雄, 藤井謙司, 鈴木弘一, 外立政隆, 松下洸, 梅島竜男; 遷音速風洞フラッタ緊急停止装置予備試験(その 2)フラッタ緊急停止装置の開発, 航空宇宙技術研究所報告, TR-1200, May. 1993.
- 5) 鈴木弘一, 細江信幸, 飯島由美, 小松行夫, 唐澤敏夫, 小國保男, 中村正剛, 鈴木誠三; 遷音速風洞フラッタ緊急停止装置性能試験第 3 カート用装置の効果, 第 33 回飛行機シンポジウム講演集, pp. 333-336, No v. 1995.

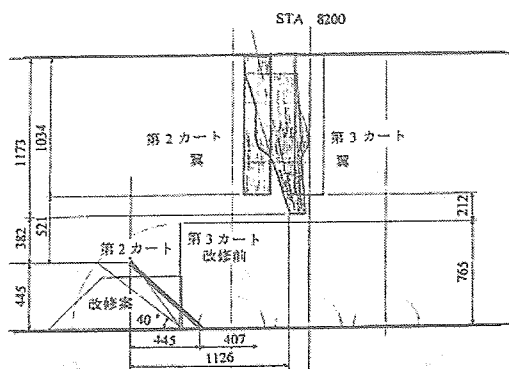


図1 第2、第3カートのフラッタ停止板と模型の取付状況

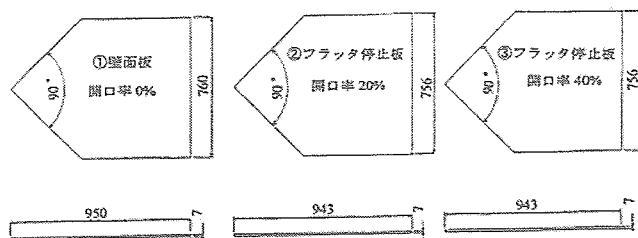


図2 新製フラッタ停止板

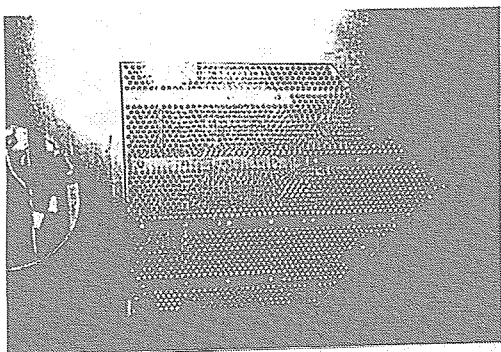


図3 開口率40%のフラッタ停止板

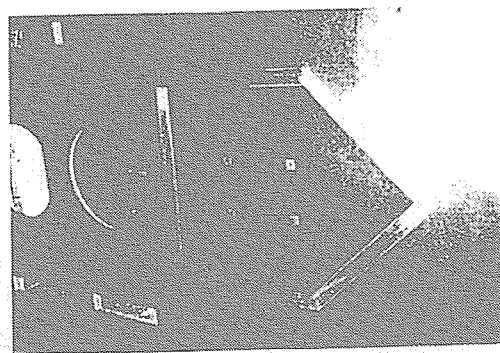


図4 開口率0%の壁面板

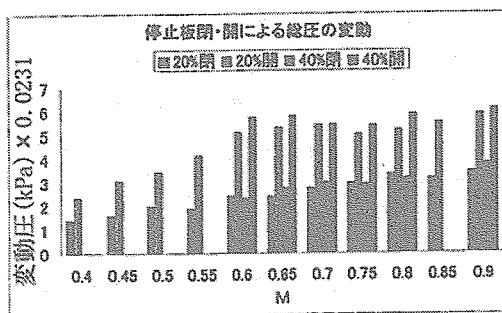


図6 非定常総圧の変動

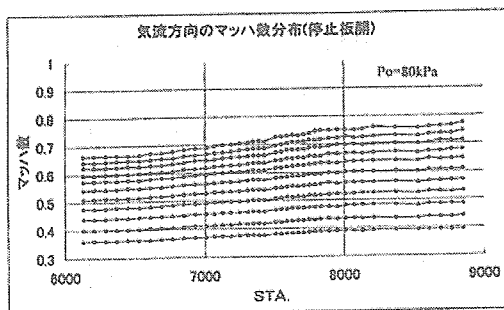
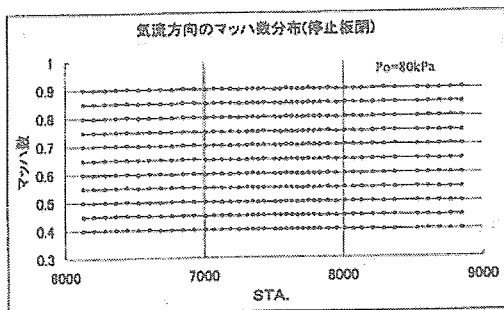


図5 気流方向のマッハ数分布

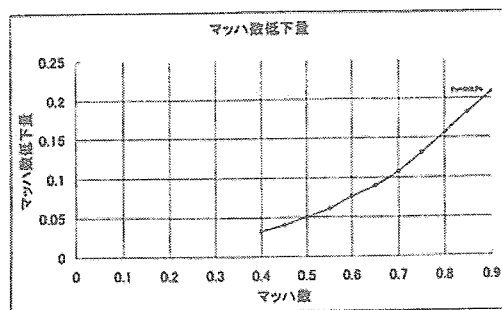


図7 マッハ数低下量

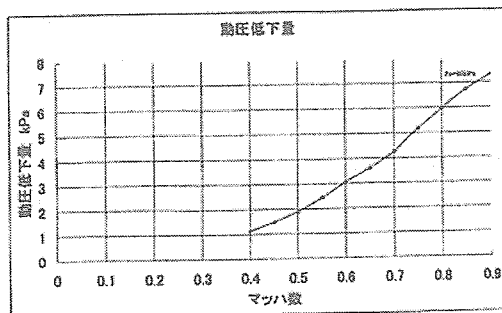


図8 動圧低下量

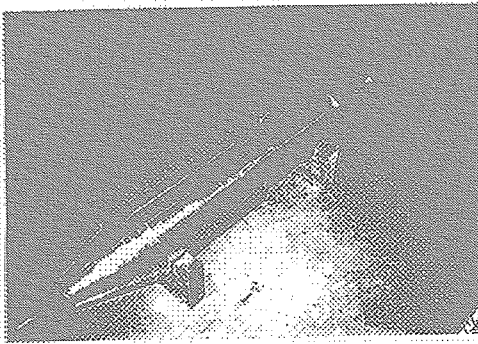


図9 H-II ロケット・フェアリング模型

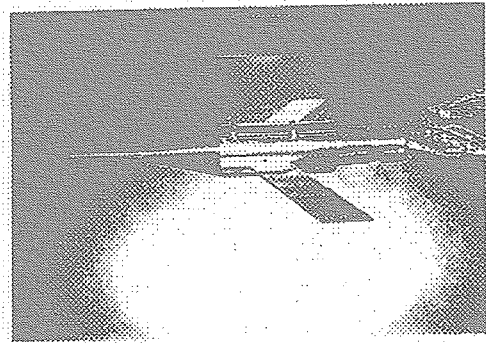


図10 ビトー管付翼模型

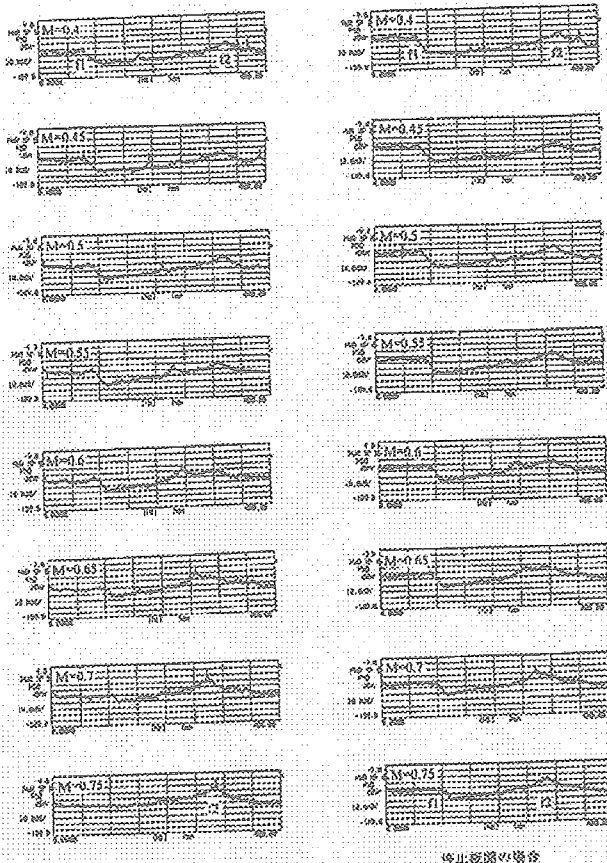


図11 左翼の応答のパワースペクトル密度
(停止板の開閉率20%)

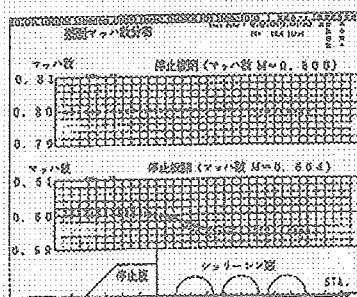


図14 改修前の気流方向のマッハ数分布

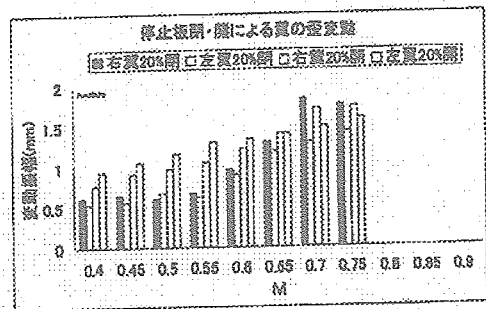


図12 歪ゲージの応答信号

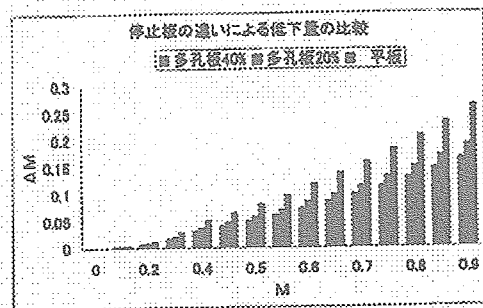


図13 設計マッハ数低下量

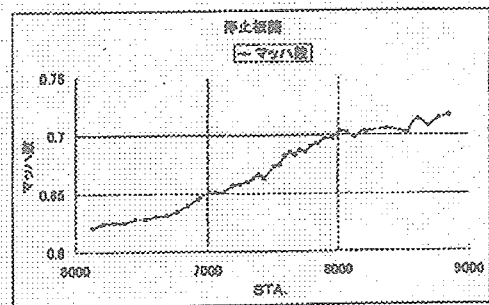


図15 改修後の気流方向のマッハ数分布

風洞技術開発センターにおける ISO9001 認証取得と QMS 活動

航空宇宙技術研究所 青木竹夫、浜本 滋、山崎 喬、
永井伸治、重見 仁

航空宇宙技術振興財団 河本 巖
(株)スペースサービス 藤田明子

Quality Management Activities and ISO9001 Certification at WINTEC

T. Aoki, S. Hamamoto, T. Yamazaki, S. Nagai, M. Shigemi (NAL)

I. Kawamoto (JAST)

A. Fujita (Space Service)

概 要

航技研風洞技術開発センター (WINTEC) は、2001 年 4 月の独立行政法人への移行に際し、「試験データの品質の管理」、「試験の計画通りの実施」、「ユーザに帰属する秘密の保持」、「センターの活動における透明性の確保」等を確実にを行うため、品質マネジメントシステムの国際規格である ISO9001 (2000 年版) の認証取得を目標に掲げ、システムの構築を行って来た。ISO9001 の規格要求である品質マニュアル、各種規程類を整備し、それらに従って品質活動を進めた結果、2002 年 8 月に登録審査機関による監査の後、認証を取得した。本報告では認証取得の準備から予備審査、初回審査、定期監査等を経て進められた、一連の活動について述べる。

1. はじめに

風洞技術開発センターは、2001 年 4 月 1 日に、それまでの国立研究所から独立行政法人に移行した航空宇宙技術研究所において、新しく設置された風洞設備を統括する部門である。当センターは、風洞技術に関する研究開発及び風洞設備に関する業務を行うことを基本に、従来より行われてきた研究開発に加え、新たに「風洞の利用拡大」、「標準化技術の確立」を目標に掲げた。特に風洞の利用拡大に関しては、多様化するユーザニーズへの的確な対応と、風洞設備の有用性向上のための「風洞試験データの品質に関するマネジメントシステムの構築・維持」を、目標実現のための具体的な計画として位置づけた。

当センターは、品質マネジメントシステム (QMS) を、当センターが実施する風洞試験の

顧客による申込みから試験実施を経て、試験データと試験報告書の納入及びアフターサービスまでの一連のプロセスに適用する。但し、各風洞グループが行う設備の維持管理等のための風洞試験及びユーザ自身が風洞の制御・計測のすべてを行う風洞試験については適用範囲外とした。

QMS 構築の準備は 2000 年 4 月から開始され、「風洞 ISO 検討チーム」を発足させて、ISO 認証機関による説明会、コンサルタント会社による講習会等により内容の理解と業務の整理、スケジュールの検討等を進め、品質マニュアルの作成と各種規程類の整備を進めた。2001 年度に入り、当センターに適した審査登録機関の選定など具体的な詰めの作業を行い、品質保証体系の見直しや

要員の教育・訓練、内部監査体制の確立等を進め、QMS 活動を開始した。そして 2002 年 5 月の予備審査を経て、8 月には本審査を受審し、幾つかの不適合や観察事項等があったものの是正や改善の処置を行い、晴れて認証取得となった。

2. 風洞試験のコアプロセス

図 1 に当センター QMS のコアプロセスを示す。先にも述べた通り当センターでは ISO9001 の認証範囲を「風洞試験の実施及び試験データの提供」とし、ISO9001 で言うところの「製品」を「試験データ」と位置づけているため、コアプロセスは当センターにおける風洞試験の実施手順となっている。コアプロセスでは顧客の申込みを踏まえた「設備利用計画の策定」から「設備使用の確認」を経て、設計開発に相当する「試験設計」として試験実施要領書を作成する。この試験実施要領書を基に「試験準備」が行われ「試験実施」へと進む。試験を実施するためには事前に「センサーの較正」や「設備の保守」が不可欠であり、これらに対する「購買管理」も必要となる。また、試験に際しては「気流条件の監視」が行われ、このための「監視機器の管理」も重要となる。

3. QMS における WINTEC の組織

図 2 に QMS における当センターの組織を示す。当センター QMS にはセンター内の全ての室・グループが含まれ、それぞれが役割を分担して全体システムを支えている。センター長により任命された「品質管理責任者 (QMR)」は QMS に必要なプロセスの確立、実施及び維持を行うと共にシステムの改善や顧客要求事項に対する認識の徹底を進める。また、品質マニュアルや各種規程等の品質文書及び記録の管理や内部品質監査等の QMS の主要部分についての責任を有する。

当センターでは、センター内のコミュニケーションと QMS の有効性に関しての情報交換のために「品質会議」を設け、QMS 活動に関する活動報告と問題点についての審議を行うと共にシステ

ム改善を行うためのマネジメントレビューの場としても機能させている。

計画管理室は主に「資源の運用管理」及び「購買関連」の活動を担当し、各風洞グループは風洞の維持管理、試験の実施をはじめとする「製品実現」に関連する活動を行う。標準化推進グループは「監視機器及び測定機器」の統括的な管理と QMS 全体の事務局を担当し、高度化推進グループは「顧客満足」に関する監視及び測定、データ分析を担当する。実機空力検討グループは「製品要求事項への適合性」に関連したデータ分析と「予防処置の提案」を行う。

4. 品質方針と品質目標

当センターは品質方針を次の通り定めた。

(1) 風洞試験の実施にあたり、顧客及び社会の要求事項を正しく把握し次の事項を重視した品質マネジメントシステムを構築する。

- ・試験データの品質の管理する
- ・試験を計画通り実施する
- ・ユーザに帰属する秘密を保持する
- ・センターの活動における透明性を確保する

(2) 品質マネジメントシステムに関する活動への全員参加と創意工夫を奨励し、PDCA サイクルにより、要求事項への適合及び品質マネジメントシステムの有効性の継続的な改善を行う。

そして、これらを実現するための品質目標として 2002 年度は以下の目標を掲げた。

(1) 教育・訓練を実践することにより、品質マネジメントシステムに対する理解を深め、センター全員が自らの活動の持つ意味と重要性を認識する。

(2) 関連規程を完成させ、9 月に ISO9001 認証を取得する。

(3) PDCA サイクルにより品質マネジメントシステムの完成度を高める。

5. QMS の構築と運用の経過

図3にシステムの構築と運用の経過を示す。2000年4月にセンター長のもと、計画管理室長、標準化推進グループ、各風洞グループリーダー等からなる「風洞ISO検討チーム」を発足させ認証取得に向けて動き出した。同年5月～8月にかけてISO認証機関数社による説明を受け、認証の内容、必要な準備・手続き、認証取得の効果等について検討を進めた。その後、認証取得を効率的に進めるためコンサルタント会社による指導を受ける事とし、2000年10月より月1回のペースで講習等の内容を含む「風洞ISO委員会」を開催し、内容の理解と認証取得範囲決定のための業務の整理、文書／記録の管理の在り方、スケジュールの検討等を行った。2001年度に入り、品質マニュアルの作成と各種規程類の整備を始め、当センターに適した審査登録機関の選定について具体的な詰めの作業を行い、品質保証体系の見直しや要員の教育・訓練、内部監査体制の確立等を進め、QMS活動を開始した。そして2002年4月に初めての内部監査を行い、システム上の問題点や文書／記録の管理上の問題等についての洗い出しを行い予備審査に向けての準備を進めた。同年6月の予備審査ではISO9001規格要求の各要素についてチェックが行われ、顧客関連のプロセスにおいてユーザ対応が不明確との不適合が出され、品質目標の達成度の判定、文書台帳の改訂等について解釈が不適切との指摘がされた。同年8月の本審査では品質文書の管理、教育・訓練の有効性評価及び設計レビューの記録等について11件の軽微な不適合と、試験報告会レビュー、力量の明確化及び内部監査員の資格等について8件の観察事項があったものの、是正や改善の処置を行い、2002年8月9日付けで認証を取得した。

6. 顧客満足の追求と継続的改善

当センターでは認証取得後もISO9001（2000年版）の理念である顧客満足の追求と継続的改善

を進めるために、試験毎に行われるユーザーアンケートの解析や技術相談への対応を行うと共に、内部監査や定期監査で明らかとなる問題点への対応や要員の教育のための講習会等への参加を行う一方、内部で改善提案制度を設け、身の回りや業務遂行上の改善事項について積極的に提案を行い、業務効率の改善や安全の推進が品質の向上にも寄与するよう配慮している。

7. まとめ

2000年4月から2002年8月にかけて行われた風洞技術開発センターのISO9001認証取得に関する活動の概要について述べた。認証取得に際し風洞現場では難解な規格要求事項と煩雑な手続きを前に、推進を担当する事務局に対し多くの不満の声も寄せられた。しかし、時間の経過と共に各プロセスが回り出し、システムの流れに慣れると、風洞試験に関する幾つもの事項が明確化、ルーチン化されている状況が要員の信頼にも繋がり、ユーザとの対応も円滑に進みつつある。手続きの幾つかについては改善が図られて簡素化され、自らのためのQMSという意識も芽生え始めている。

当センターの風洞設備は運用開始後30～40年が過ぎ、一部では老朽化が進み、時に思わぬトラブルを起こして試験が中断される事態も生じている。QMSを運用する上で、このようなリスクに対しても適切な対応を行い、品質方針に掲げた風洞試験の実施を進め、ユーザや社会の要求に応えて行く所存である。

参考資料

- 風洞技術開発センター：「品質マニュアル」、独立行政法人 航空宇宙技術研究所 2002.1.
- 風洞技術開発センター：「品質マニュアル（改訂第2版）」、独立行政法人 航空宇宙技術研究所 2003.5.

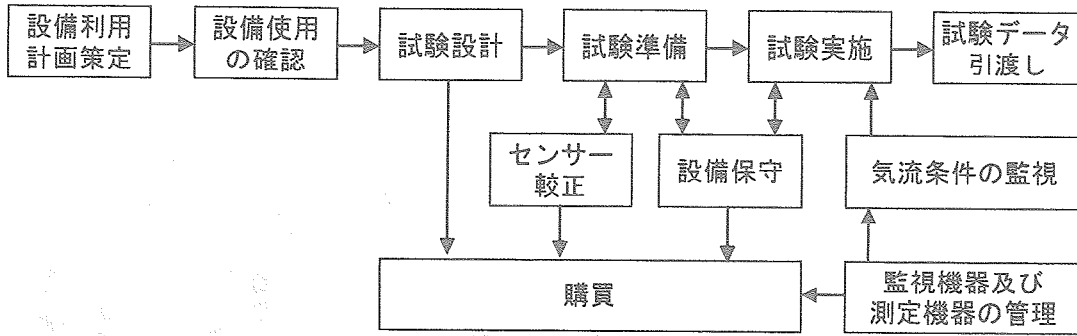


図1 風洞試験のコアプロセス

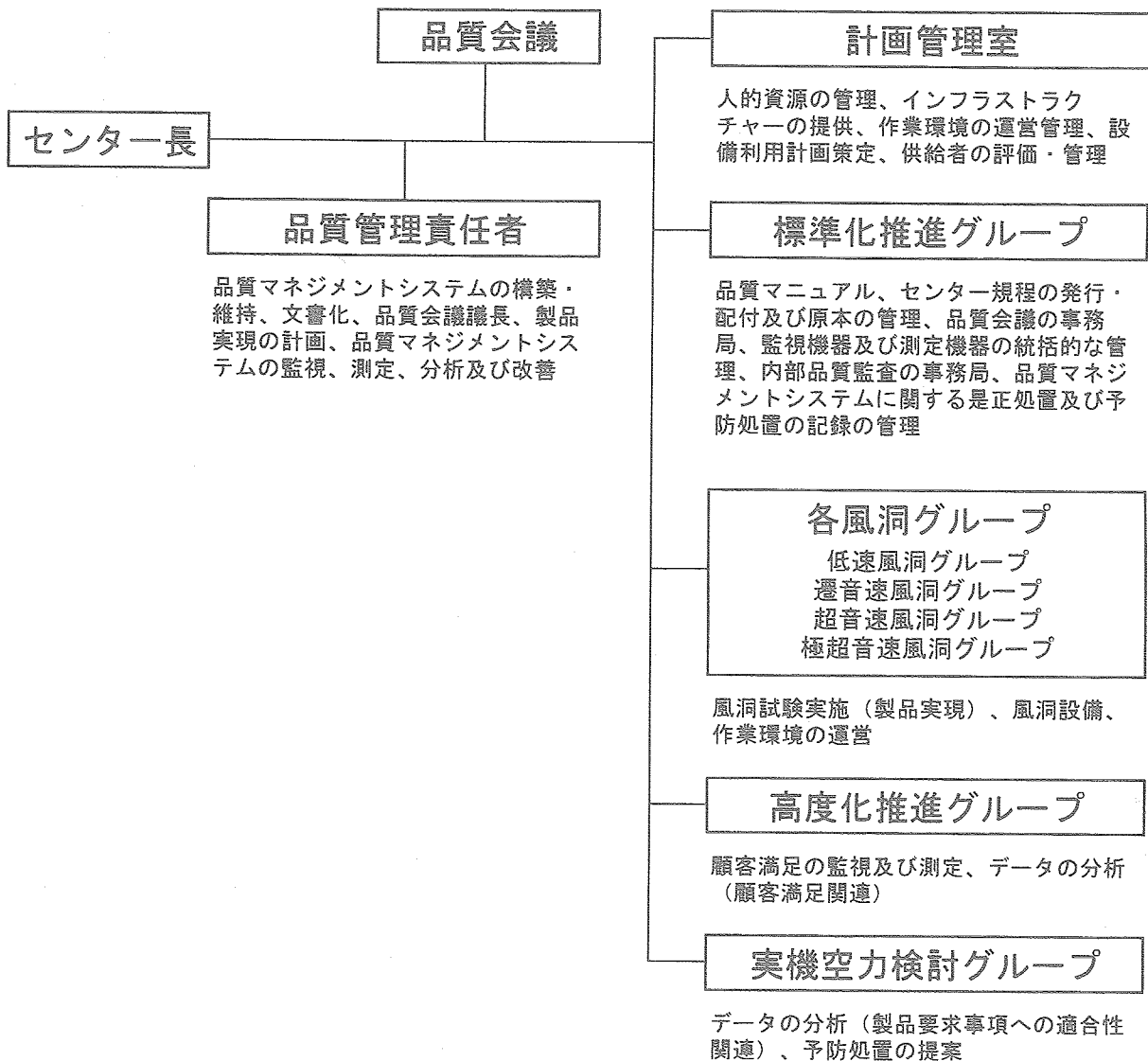


図2 QMS上の組織図

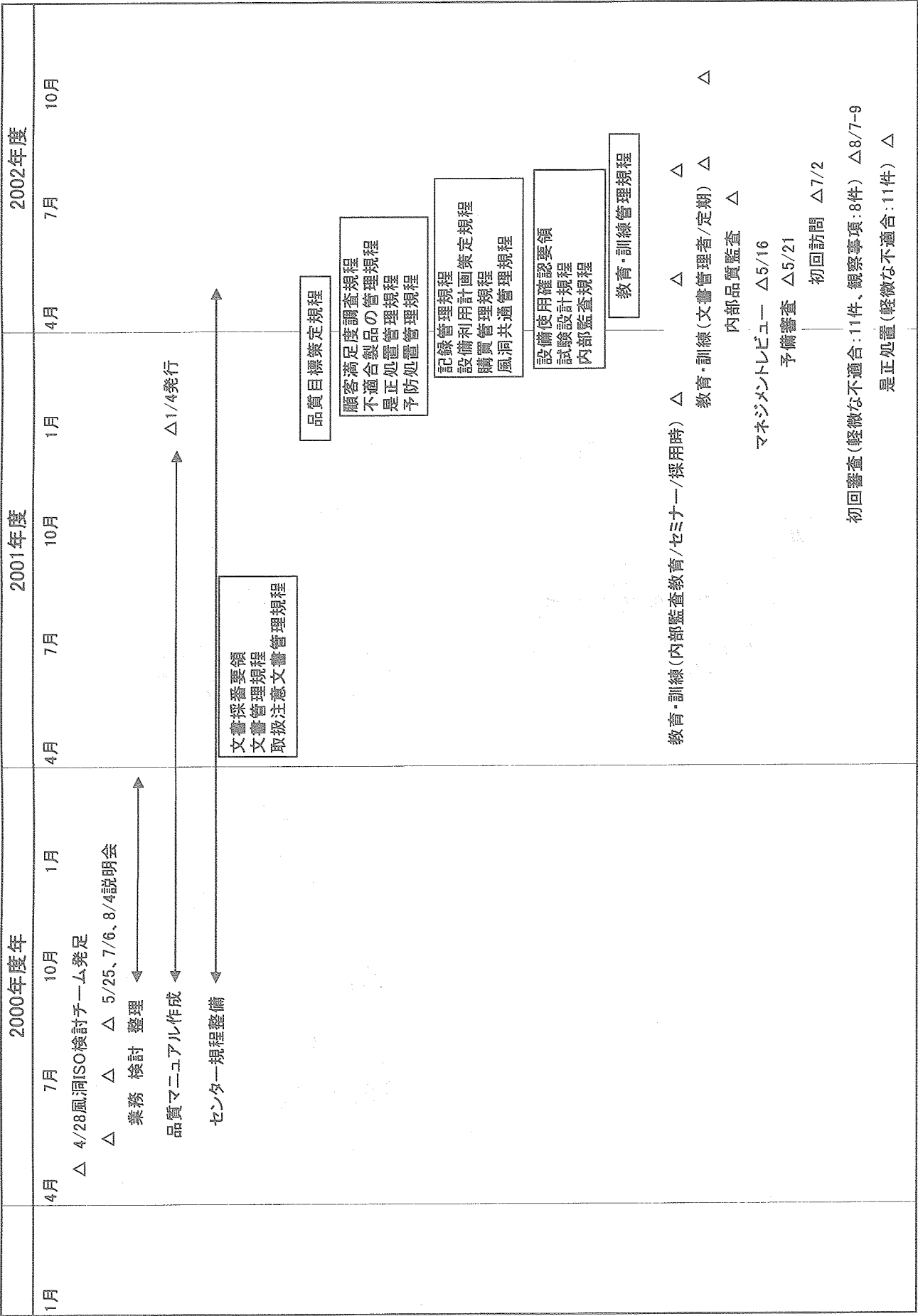


図3 QMSの構築と運用の経過

航技研における可搬型 PIV システムの開発・整備状況について

○加藤裕之、渡辺重哉(航空宇宙技術研究所)

Development of Stereoscopic PIV System in NAL Wind Tunnel Technology Center (WINTec)

Hiroyuki Kato, Shigeya Watanabe (NAL)

Abstract

A stereoscopic PIV system has been developed for large-scale wind tunnels in National Aerospace Laboratory (NAL). The system and its components are introduced, and important technical issues and future plans are addressed. Some test results obtained by the PIV system in NAL 6.5m x 5.5m low speed wind tunnel, including jet-engine exhaust/external flow interaction and helicopter blade-vortex interaction, are presented to show capability, measurement accuracy, and limitations of the system. The results show that the present PIV system is useful for acquiring velocity field data in industrial-type tests as well as aerodynamic research-oriented experiments. The velocity measurement capability will be provided to public users of the wind tunnels after conducting detailed evaluations of measurement accuracy.

1. はじめに

航技研風洞技術開発センター(WINTec)では、風洞試験・計測技術の高度化業務の一環として、空間速度分布計測の可能な大型風洞用粒子画像流速計測(PIV)システムの開発を推進している。現在、6.5m×5.5m 低速風洞を主対象とし、各種流れ場の計測を通じてシステム整備・改善及び計測精度の把握に必要な試験を実施している。本報では、現在、開発・整備中の PIV システムに関して、その概要について紹介するとともに、今後の整備・改善計画についてまとめる。なお、本システムは整備が整い次第、所外のユーザーにも空間速度場計測サービスを提供する予定である。

今日まで、航技研の大型実用風洞は、国内の航空機及び宇宙機等の空力設計において要求される空力特性データの取得のために活用されてきた。従来、風洞試験における計測技術は、実機設計において必須とされる空気力、表面圧力、空力加熱等の計測に重点が置かれてきたが、実機性能の向上及び設計技術の高度化に伴い、空間流れに関する詳細データ取得の重要性も徐々に高まりつつある。例えば、エンジンに入ってくる流れの向きや速度はエンジン性能を決定する重要なパラメータであり、また、水平尾翼位置での主翼からの吹き降ろしの分布は水平尾翼の取り付け位置や角度を決定する際の重要な空力設計情報である。これらの要求に対応すべく、WINTec では中期計画における風洞技術高度化の一環として、瞬時の空間速度分布を計測可能な粒子画像流速計測

(PIV)システムを整備することとした。

PIV による流速計測原理は、流体に混入した微細なシード粒子をシート光により非常に短い時間間隔で2回光らせ、その間の粒子の移動量を CCD カメラで計測し、計測された移動量をレーザの発光時間間隔で割って速度を求めるというものである。PIV 技術は実験室レベルのスケールが比較的小さく、速度の遅い流れを対象としたものにおいては、既にほぼ確立された技術であり^{1,2}、商用ベースの計測システムも多数開発されている。しかし、実用大型風洞への適用例は世界的レベルの海外風洞を見ても希少であり³、風洞のサイズ、風速(マッハ数)や個々の特殊性を考慮したシステムの開発が焦点となる。今回導入した2台のカメラを用いる、ステレオ PIV では、シート光面上の3成分すべての速度を取得することができ、3次元的な複雑な流れ場の計測にはきわめて有効である⁴。また、光学機器の設置に制約の多い大型風洞では、機器配置に柔軟性の高いステレオ PIV システムのメリットが更に重要となる。これらの利点を考慮し、WINTec では、中期計画における風洞技術高度化の一環として、平面内の瞬時速度3成分が計測可能なステレオ PIV を整備対象として選択した⁵。平成13年度までに主な計測システムの整備を行い、マイクロ・ジェット付き半裁翼模型試験、ヘリコプタ・モデル・ロータ試験等において PIV 計測を実施した。以下、現在整備中の PIV システムを紹介するとともにこれらの計測例について報告する。

2. ステレオ PIV システム

表1に現在整備を進めているPIVシステムの主要構成機器リストを示す。また、図1にそれらの構成図を示す。システムの主要機器は、シード粒子を光らせるための高出力ダブルパルスNd:YAGレーザー、粒子画像取得のための高解像度CCDカメラ、及びシステム制御、流速ベクトル解析用の計算機とソフトウェアとからなる。以下に、各機器の詳細について述べる。

2.1 CCD カメラ

粒子画像取得用カメラは1280×1024画素の高解像度白黒クロスコリレーション型CCDカメラ(階調12bit)であり、あおり機構を有したカメラアセンブリを介してレンズを取り付ける。本カメラアセンブリにより、ステレオ計測時にシート光面に対して斜めから撮影した状態でもシャイムフラグ条件(撮影面、CCD素子面、カメラレンズ面の3面が同一直線状で交差する状態)を満足させることにより、撮影領域全面でのピント合わせが可能となっている²。制御用PCに内蔵されている画像取り込みボードのフレームレートの制限により、ステレオ計測時における左右カメラによる画像ペア取得レートは最大2Hzである。シード粒子からの散乱光以外の背景光を除去するために532nm専用のバンドパスフィルターをカメラレンズの前に装着する。なお、カメラは防振対策が施されているH型カメラ固定レールに固定し、風洞振動の影響を極力小さくしている。

2.2 レーザ及びレーザー光学系

シード粒子の照明用には2つの独立したキャビティを持った高出力Nd:YAGレーザー(最大出力:1J/pulse、波長:532nm)を用いる。レーザーパルスの時間間隔 Δt は画像取得用ソフトウェア上で任意に設定可能であり、計測領域における流速及び計測領域のサイズに応じて決定する。レーザービーム出口部には、本レーザーと同一経路のビームを放出可能な小型固体レーザー(波長:532nm)が設置されている。安全上の観点から、試験準備初期段階のビーム調整はこの小型レーザーを使い、大まかな調整が済んだ後、PIV用レーザーを用いた最終調整を行う。

レーザー光学系は、ビームデリバリ用光学系とシート光学系とから構成される。レーザー用ミラーを複数個(通常2~4個程度)組み合わせることにより、測定領域近くのシート光学系設置位置まで平行ビームを

導く。シート光学系は、シート生成のためのシリンドリカルレンズ、シート厚さを薄くするためのフォーカシングレンズから成り、風路内への設置にも考慮し、円筒形状の一体構造となっている。

2.3 カメラキャリブレーション

ステレオPIVの場合、2台のカメラで取得した2枚の2成分速度ベクトルマップをステレオマッピングすることにより、実際の3成分速度場を算出する。ステレオマッピングの計算には、測定領域(3次元空間)と画像(2次元平面)との対応関係を求めるために、事前にカメラキャリブレーションを行う必要がある。このカメラキャリブレーションは、あらかじめ位置が既知のドットパターンが配置されているターゲットプレートを設置して行う。ターゲットは、両面ともに深さ方向に対して2段のグリッド面を持つDPDS(dual-plane dual-side)タイプのものを使用した。ターゲットのサイズは、幅500mm×高さ400mm(ドット間隔20mm)と幅200mm×高さ200mm(ドット間隔10mm)の2種類を測定領域の大きさに応じて選択する。

2.4 計測用PC及びソフトウェア

PIVシステム全体の制御は制御用PCによって集中的にコントロールが可能となっている。また、モニタ、マウス、キーボードの遠隔地への設置を可能とするPCリモート装置を使用することにより、離れた場所(風洞計測室)からも制御用PCの操作を行うことが可能である。PC上に搭載された商用ステレオPIVソフトウェア(TSI社Insight Ver.3.34)を用いてレーザー、CCDカメラの同期操作、画像取得、第1次の速度ベクトル処理(FFT相関計算による2成分速度ベクトル処理、2成分速度ベクトル段階での初期的な誤ベクトル除去、3成分速度ベクトルへのステレオマッチング処理)を行う。なお、相関計算時の検査領域(interrogation spot)サイズは通常32×32pixelであり、近接するベクトルの計算間隔は検査領域幅の50%としてる。第2次の速度ベクトル処理では、独自のプログラムにより、瞬時速度場データのアンサンブル平均処理、乱流強度やレイノルズ応力等の統計量を算出する。なお、流れ場に関する誤った解釈を避けるため、誤ベクトル除去後のデータの内挿による穴埋めは行っていない。

2.5 シード

シードとしてはDOS(セバシン酸ジオクチル;別名

: DEHS)という液体粒子を用いた。DOS は常温において無色透明な液体で、人体に無害であり、若干の揮発性があり、ある程度時間が経過すると自然に揮発するため、風路を汚すことがないという特徴を持つ。シード発生装置は DLR によって開発されたラスキンノズル式のものを使用している。この装置によって生成されるシード粒子(液滴)の平均粒径は約 $1\text{ }\mu\text{m}$ である²。液滴化したシードはカート(測定部)の直下流から導入し、数分間のシーディングにより、PIV 測定に十分な濃度のシードを全風路に充満させることが可能である。

3. 計測例

現在開発中のステレオ PIV システムの性能・能力及び適用可能範囲を具体的に示すため、低速風洞における 2 つの計測例(エンジン排気と外部流との干渉流れ、及びヘリコプタ・ロータの渦干渉流れ)を紹介する。これらの試験を含む予備的な試験結果⁸は、計測システムのハード/ソフト両面の改良、計測精度評価、経験及び計測上のノウハウの蓄積のために活用されている。

3.1 使用風洞

今回紹介する PIV 計測のために使用した風洞は、航技研の $6.5\text{m} \times 5.5\text{m}$ 低速風洞(LWT1)である。回流・大気圧式の低速風洞であり、最高風速は 75m/s である。LWT1 は実機開発試験を主に実施する風洞であり、実機空力設計に関連した速度計測ニーズが強いため、実用的流れへの適用を主目的とした本 PIV システムの主要ターゲットとなっている。

光学的アクセスとしては、LWT1 の場合は右舷側の光学ガラス窓と測定部直下流の静圧調整用スリットが主であり、左舷側及び上部の亚克力窓や八角形断面の斜め部に配置された照明用ガラス窓が補助的に利用できる。また、場合によっては風防を設けるなどの対策を施した上で機器を風路内に設置することも可能である。

3.2 [計測例 1] エンジン排気と外部流との干渉流れ

複雑な流れ場への適用例として、輸送機形態の半裁模型を用いた、エンジン排気と機体周りの外部流との干渉流れ場の計測を実施した。本計測は、高温ジェット排気干渉流への PIV 計測技術の適用可能性評価及び CFD 解析検証用空間速度場データの取得を主な目的としている。

エンジンは AMT 社製「Olympus」、推力 160N 、最大回転数 $110,000\text{rpm}$ 、排気ガス温度 750°C 、機体は「飛鳥」の 7%スケール模型(スパン: $b=2.14\text{m}$ 、平均空力翼弦長: $c=0.31\text{m}$)である。試験条件は、風洞一様流風速: $U=55\text{m/s}$ (単位レイノルズ数: $Re=3.4 \times 10^6/(m)$)、エンジン回転数: $70,000$ 、 $90,000\text{rpm}$ 、迎角: $\alpha=4^\circ$ 、横滑り角: $\beta=0^\circ$ とした。

レーザ及びカメラの配置を図 2 に示す。計測断面はエンジン中心軸を通る水平断面とし、シート光はその位置にセットした。カメラはこのシート光面に対して上下から挟み込む形で前方散乱が利用できるようにセットしている。また、2 台のカメラは設置の制約から、両方で撮影距離に大きな差異があり、およその画角を揃えるために、互いに異なる焦点距離のレンズを使用した。また、それぞれのレンズで開放絞りの f 値が異なるため 2 台のカメラで PIV 画像の明るさに大きな差が生じないように、レンズに ND フィルタを取り付けることで調整した。

図 3 に PIV の原画像と瞬時 2 次元ベクトルマップを示す。ジェットのコア領域では、エンジン内を通過したシードの燃焼によって、シードが薄くなっていることが分かる。しかしながら、これらの領域においても、エラーベクトルの割合が多少は増えるものの、一定割合のベクトルが求められており、エンジン排気干渉流れ場における PIV 計測の可能性が示された。図 4 に平均速度分布を示す。平均には 100 フレームの瞬時のベクトルマップを用いている。なお、図中ではシート面内速度 2 成分が矢印で面外(シート面垂直)方向速度がカラーの等高線で示されている。排気中心部での流速が最も高く、外部流との間に混合層が発達していることが分かったともに、エンジン回転に伴う旋回流の存在がシート面垂直の速度成分(v)の計測結果(図の濃淡)において明確に示されている。図 5 に主流方向の断面速度分布を示す。下流に向かうに従い、混合層の発達に伴ないコア排気速度が減少していることが分かる。また、 $z=100\text{mm}$ 付近に主翼後流による速度欠損領域の存在が確認される。これらの結果から、少なくとも定性的には非常に複雑な実用的流れ場の計測における PIV の有効性が確認できたものと考えている。

3.3 [計測例 2] ヘリコプタ・ロータの渦干渉流

次に、LWT1 において実施した多目的高速回転翼試験装置を用いたヘリコプタ・ロータブレードとの

翼端渦干渉流れの速度場計測例を紹介する⁶。本試験は、ヘリコプタ着陸時の降下飛行において大きな問題となる BVI(Blade Vortex Interaction)騒音の原因となる翼端渦とブレードの干渉流れの詳細速度場を計測することを目的として実施した。プローブ等を用いた計測手法では、回転するブレード付近の流れを計測することは非常に困難であるが、PIV は、プローブを用いた計測手法とは異なり、非接触の計測手法であるため、これらの計測には非常に有効である。またさらに、瞬時の空間速度場情報が得られるため、渦位置変動の影響を排除した平均速度場情報を得ることができるという利点もある。

ヘリコプタ・ロータには、ヒンジ付きの 4 枚ブレードを取り付けて試験を行った。模型の外観写真を図 6 に示す。供試体ブレードは回転半径 1m、翼弦長 65mm、8°の線形ねじり下げ角を有する矩形ブレードで、翼断面は NACA0012 翼型である。4 枚の供試体ブレードのうち、圧力センサが埋め込まれていない 2 枚のブレードには、ブレード表面でのレーザ散乱を抑制するために蛍光塗料(レッド)が塗布されている。これは、蛍光塗料によってブレード表面に照射されたレーザ光を蛍光波長にシフトさせ、カメラレンズに取り付けられた 532nm のバンドパスフィルタを通すことで、レーザ波長のみを観察し、ブレード表面からの不要な散乱光を取り除くことにより、ブレード表面近傍の速度場計測を可能とすることを目的としたものである。本計測で用いる座標系は、ロータ中心を原点とし、風洞一樣流方向に x 、後方から見て右方向に y 、鉛直上方に z と定義した。また、各軸方向の流速成分をそれぞれ、 u 、 v 、 w とする。

本試験におけるステレオ PIV 計測時のレーザ及びカメラのセッティングは図 7 の通りである。上流側のカメラでは、シード粒子の前方散乱を捉えることができるため、輝度の高いシード画像が得られるが、下流側のカメラ配置では、後方散乱となるために、シード画像の輝度が低い。しかしながら、レーザ出力に余裕があるため、下流側のカメラにおいても PIV 計測が可能となる程度のシード画像を得ることが可能であった。シート光については、セッティングに要する時間を軽減するために、 y 方向は固定($y=760\text{mm}$)として、シート光学系(シリンドリカルレンズ、フォーカシングレンズ、ミラーから構成さ

れる)の仰角のみの変更で調整可能とした。実際にシート光を照射したときの様子を図 8 に示す。また、ロータ回転の同期信号をレーザパルスシンクロナイザに入力し、レーザ及び CCD カメラを同期させ、常に同じロータ方位角における計測を可能とした。

試験は、一様流速 $U=16.8\text{m/s}$ の条件下で実施した。また、ロータの試験条件は、事前に実施された騒音計測より⁷、BVI 騒音レベルが最も高かった回転数 1,000rpm、シャフト傾き角 4°、前進率 0.16、推力係数 0.008 に設定した。図 9 に示すように、翼端渦の撮影面を Plane#1~3、ロータ方位角(ψ)を 50°、60°と変えて、PIV 画像データを取得した。撮影領域は焦点距離 300mm のカメラレンズを使用することにより、縦 50mm×横 60mm、測定位置での空間分解能(カメラ画像上で $32\times 32\text{pixel}$ に対応)は 1.6mm、レーザパルス間隔は 6~10 μs 、同一試験条件の取得画像データは 900~1500 枚である。

ロータ方位角 $\psi=50^\circ$ 、Plane#3 におけるシード画像を図 10 に示す。画像左上には、シート光がブレードに当たって生じた影がある。また、背景にはブレードが写り込んでいるが、シード粒子の輝度はそれ以上に明るく写っているため、ブレードが写り込んでいる領域においても、計測可能であった。また、渦中心付近では、遠心力の影響でシードが中心に入り込まず、シード密度が非常に薄い領域が発生しており、これらの領域では速度ベクトルの算出が困難であった。さらに、渦中心の位置が各フレームで大きく移動している様子が観察された。

図 11 に Plane#1 における平均速度分布を示す。なお、 u については一様流成分($U=16.8\text{m/s}$)を差し引いてある。渦中心付近では、シードが入り込まなかったため、ベクトルが計算できなかった領域が存在する(白く抜けている部分)。今後、渦中心等の渦度の大きい領域へもシードを導入できるような改良(小粒子径シードの使用等)が必要である。ここで示した結果では、平均化処理を行う際に、渦位置変動に伴う渦の平均特性量(周速度、コア径等)の計測誤差を排除するため、各シード画像から渦中心を求め、瞬時速度ベクトルに対して渦中心が一致するように位置合わせを行っている。

水平断面における周方向速度の分布を図 12 に示す。なお、図 9 から分かるように、計測断面(シート光面)に対して渦中心軸が斜めに交差しているた

め、周速度のピーク及びコア径の評価には、推定交差角及び速度 u 、 v データを用いた座標変換を行う必要がある(このような補正が可能なのも速度 3 成分のすべての情報が得られるステレオ PIV のメリットである)。また、渦位置を一致させずに単純平均した場合には、コア径が広がり、ピーク速度が低下し正確に渦パラメータの評価ができないという結果が得られている。図 13 に Plane#3、 $\psi=60^\circ$ における u の乱流強度分布を面内平均速度ベクトルとともに示す。なお、 u の乱流強度 σ_u はブレード端速度 $U_t(=104.7\text{m/s})$ で無次元化されており、面内平均速度ベクトルに関して、 u については一様流成分 ($U=16.8\text{m/s}$) を差し引くとともに、 w に対しても吹き降ろし成分 ($=4\text{m/s}$) を差し引いてある。渦中心付近及びブレード後流において、乱れが増大している様子がとらえられていることが分かる。以上の結果より、このような非定常な流れ場における PIV の有効性が示された。

4. 今後の PIV システム整備・改善計画

これまで実施してきた各種流れ場計測への適用の中で明らかになってきた、PIV システムの問題点をまとめ、今後の PIV システム整備及び改善計画について述べる。

現状、計測精度の評価に関しては、7 孔ピトー管との比較等により⁸、平均流速についてはおよそ妥当な結果が得られていることの確認のみに留まっている。今後は、より詳細な精度評価が必要であり、この点については、既に計測精度評価試験を実施し、精度評価に必要なデータを取得しており、今後、解析を進め詳細な精度把握に努める予定である。また、計測精度の向上および計測の簡便化を図るためには、カメラキャリブレーション用トラバース装置等の調整作業を自動化・簡易化することが非常に重要であると考え、自動ターゲットトラバース装置の整備を進めている。

次に計測上の問題点として、境界層流れのような物体近傍の計測が困難であるという点がある。これは、物体表面にあたったシート光がハレーションを起こすため、物体表面近くで明瞭なシード画像が得られないということに起因する。この問題に対しては模型表面加工・塗装技術の改良を行っていく予定である。また、空間分解能の向上を目指し、高解像

度カメラの導入や PIV アルゴリズムの改良を検討中である。

また、ユーザへの計測サービスの提供を図るためには、さらなるユーザーインターフェースの向上が必要であり、光学系調整装置等の周辺機器の整備を進めるとともに、ユーザーズマニュアルの作成を行う計画である。今後はユーザーの意見を反映しつつ、システムの利便性、計測精度を考慮した改良を進めるとともに、遷音速以上の高速風洞への適用を進めていく予定である。

5. まとめ

風洞技術開発センターでは「実用風洞用可搬型ステレオ PIV システム」の主要構成機器の整備を終了し、各種流れ場計測へ適用していくことで、性能評価、システム改良に必要な経験を蓄積してきた。これまでに、実用的な空間速度場計測として、ジェット排気干渉流、ヘリブレード干渉流のステレオ PIV を実施した。それらの試験で得られた瞬時/平均速度分布、乱流強度分布の計測結果より、流れ構造に関する詳細かつ有用な情報が得られた。以上の成果より、低速風洞におけるステレオ PIV の実用性・有効性が検証された。

最後に、本文で紹介した PIV の適用例に関して、風洞試験全般にご協力頂いた航技研風洞技術開発センター低速風洞グループ各位、マイクロエンジン付き半裁模型試験の実施に際しご協力頂いた、風洞技術開発センター低速風洞グループ中谷輝臣氏、森田義郎氏、馬場滋夫氏、川崎重工業(株)の方々、及び(株)西華産業の方々、ヘリコプタ・ロータ試験の実施に際しご協力頂いた、航技研流体科学研究センター回転翼空力グループの齋藤茂氏、近藤夏樹氏及び三菱重工業(株)名古屋航空宇宙システム製作所の方々、また、データ処理を行うにあたりご支援頂いた(株)IHI エアロスペースエンジニアリングの橋本拓郎氏に心より感謝いたします。

文献

- (1) Adrian, R. J., *Annu. Rev. Fluid Mech.*, pp.261-304 (1991)
- (2) Raffel, M., et al, *Particle Image Velocimetry - A Practical Guide*, Springer (1998)
- (3) Kompenhans, J., *J. Visualization*, Vol.2, pp.229-244 (2000)
- (4) Willert, C., *Meas. Sci. Technol.*, Vol.8, pp.1465-1479

- (1997)
- (5) 渡辺他, 第66回風洞研究会議論文集(JAXA SPとして刊行予定), (2004)
- (6) 加藤他, ヘリコプタ・ロータ翼端渦のステレオ PIV 計測, 第34回流体力学講演会講演集, pp.237-240 (2002)
- (7) 近藤他, 多目的高速回転翼試験装置を用いた BVI 騒音の計測, 第40回飛行機シンポジウム論文集, (2002)
- (8) 渡辺他, 大型低速風洞におけるステレオ PIV 適用の試み, 第33回流体力学講演会講演集, pp.113-116 (2001)

表1 ステレオPIVシステム主要構成機器

コンポーネント	規格・仕様	数量	備考
レーザ	ダブルパルスNd:YAGレーザ(波長: 532nm) Thales社 SAGA230/10(1J/pulse、10Hz、ビーム径13mm)	1台	
CCDカメラ	TSI社クロスコリレーションPIVCAM13-8 (1280×1024pixel、階調12 bit)	2台	2 vector map/s
カメラレンズ	Nikon Ai AF Nikkor 35mm F2D Nikon Ai AF Nikkor 50mm F1.4D Nikon Ai AF DC Nikkor 105mm F2D Nikon Ai AF Nikkor ED 180mm F2.8D(IF) Nikon Ai AF-S Nikkor ED 300mm F4D(IF)	各2台	測定対象サイズに応じて選択 ステレオアセンブリを介してCCDカメラに取り付け
ビームデリバリ光学系	レーザ用ミラー(通常2~4枚使用)	計8枚	
シート光学系	シリンダリカルレンズ(焦点距離: -50、-100、-200mm) 可変焦点距離式(200 mm ~ ∞)フォーカシングレンズ	各1式	
シンクロナイザ	TSI社 レーザパルスシンクロナイザ	1台	
制御用PC	DELL社 Intel Xeon(1.7GHz)×2、RAM2GB、HD70GB DVD-RAM(両面9.4GB)	1台	DVD-RAMはバックアップ用
PIVソフトウェア	TSI社 InSight Stereo Ver. 3.34		
キャリブレーションターゲット	TSI社 DPDSターゲット(200mm×200mm、500mm×400mm)	各1枚	両面、高さ2段階
シーディング装置	DLR製 シーディングジェネレータ LSG-500 (シード平均粒径 約1 μm)	1台	
シード剤	DOS(セバシン酸ジオクチル)	1缶	

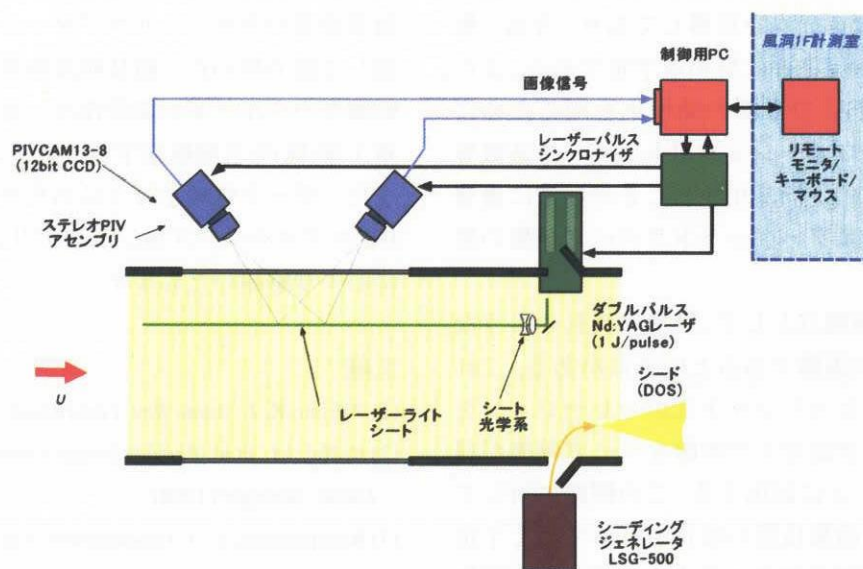


図1 ステレオPIVシステム構成図(ヘリコプタ・ロータの渦干渉流計測時)

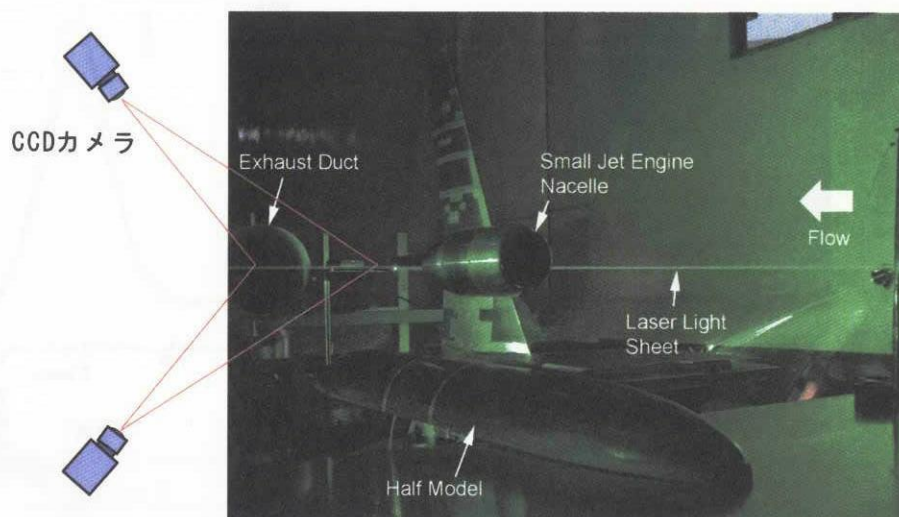


図2 PIVセッティング(レーザ・カメラ配置)

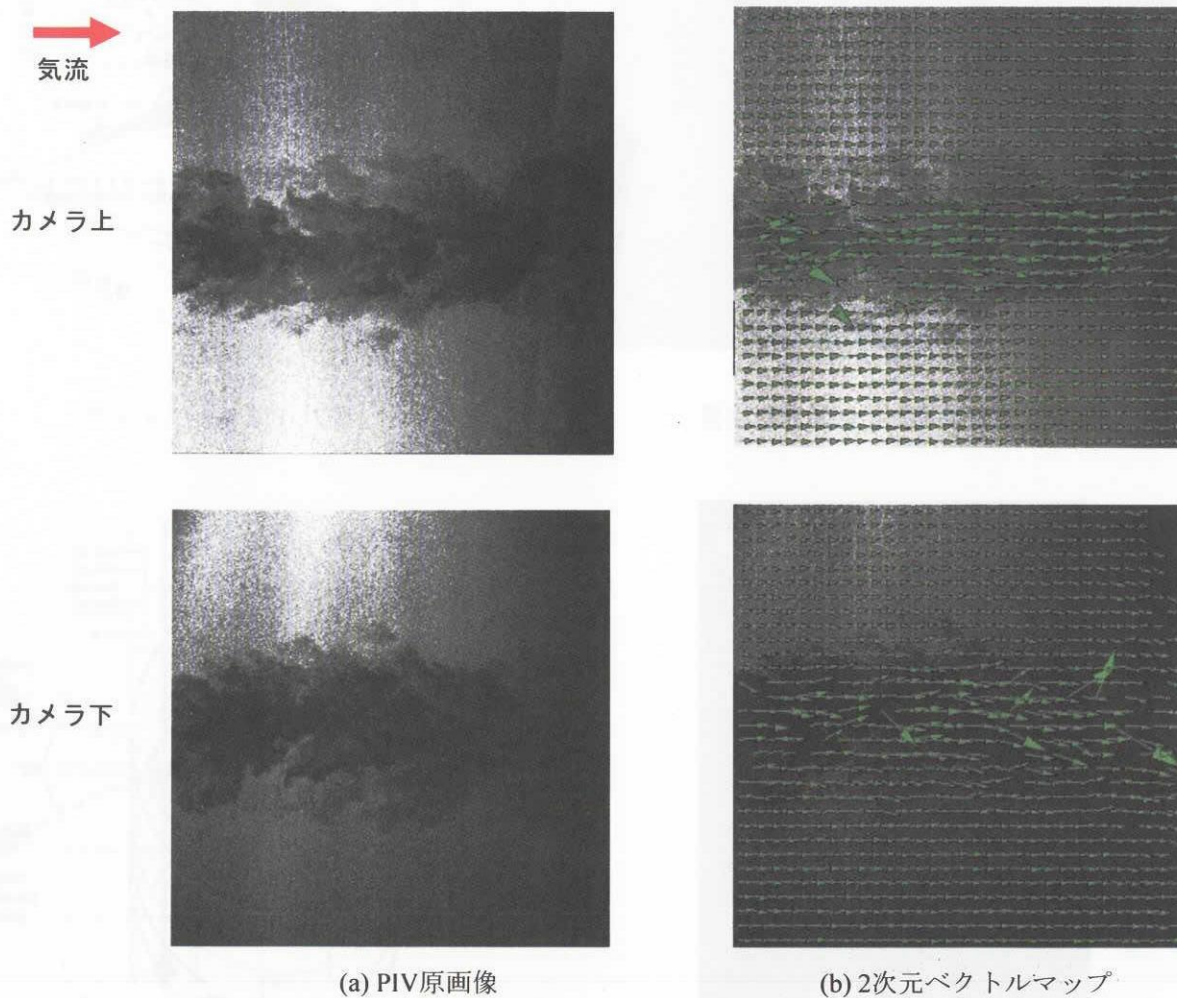


図3 PIV原画像と2次元ベクトルマップ

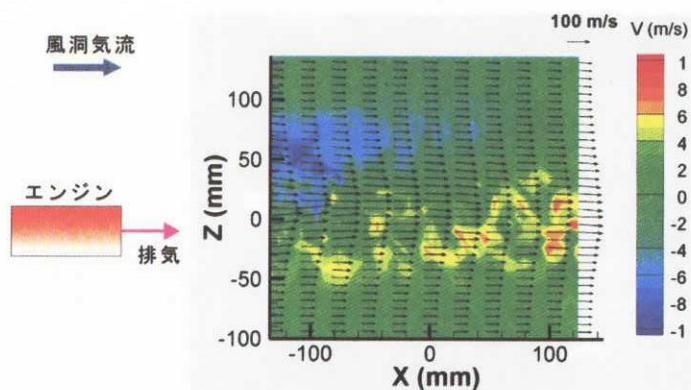


図4 平均速度分布

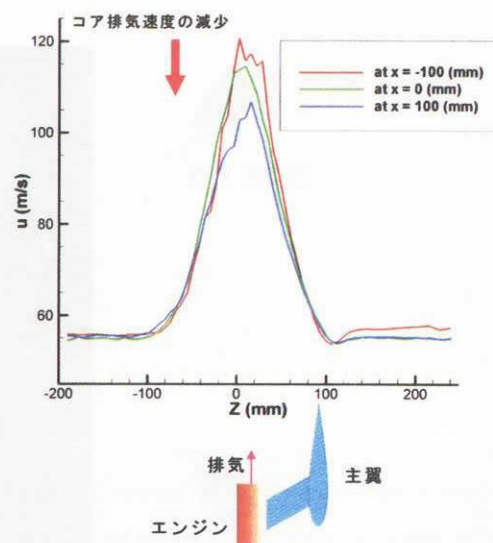


図5 断面速度分布

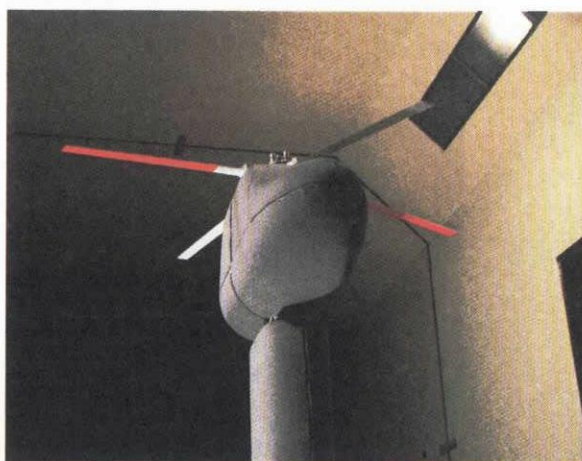


図6 多目的高速回転翼試験装置

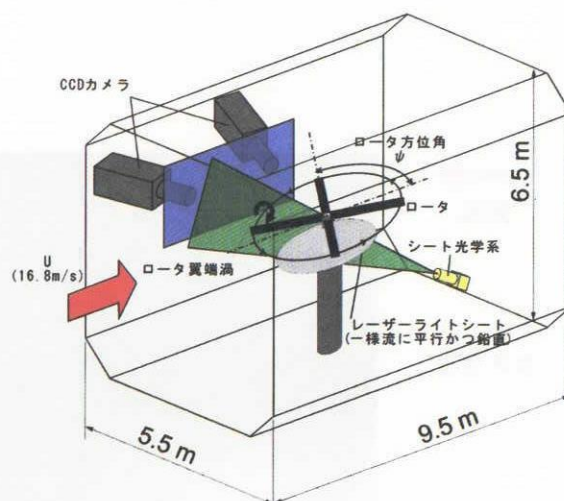


図7 PIVセッティング

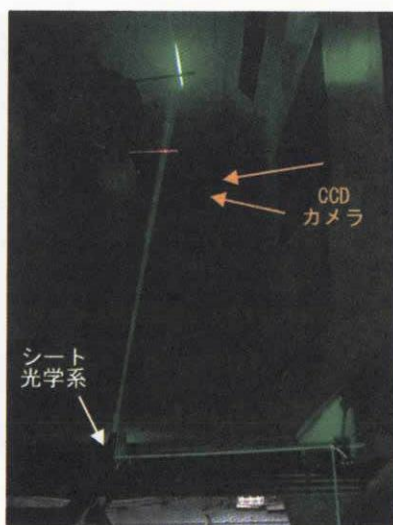


図8 シート光セッティング

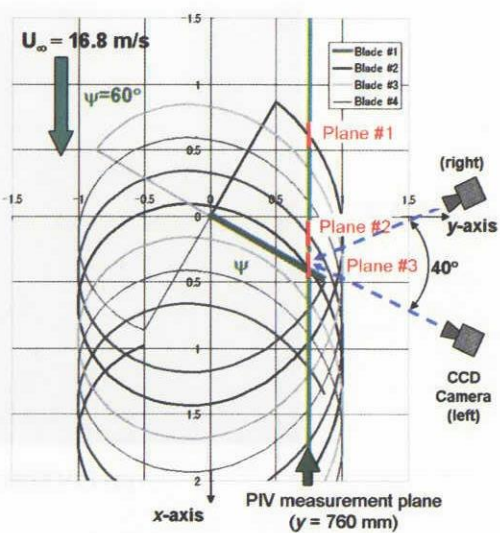


図9 PIV計測位置

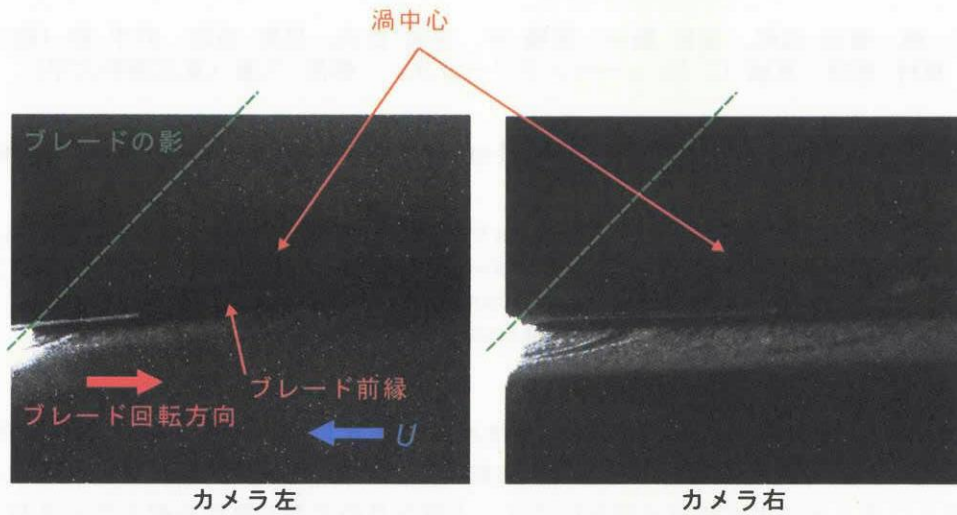


図10 PIV原画像

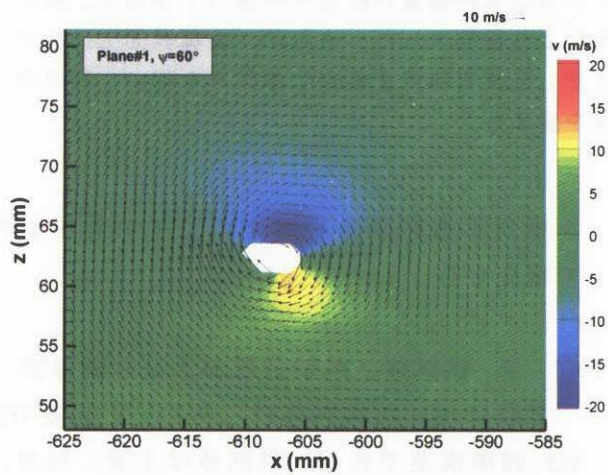


図11 平均速度分布

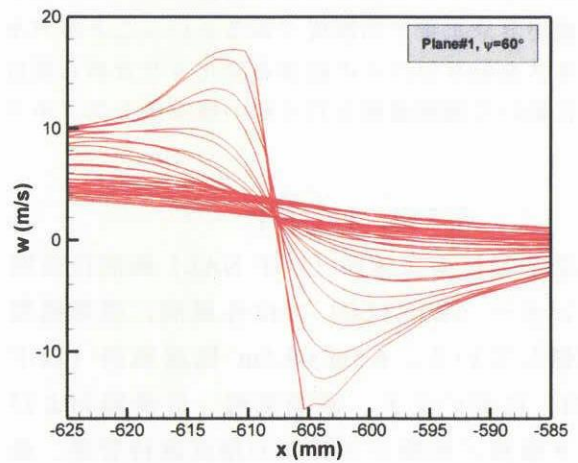


図12 断面平均速度分布

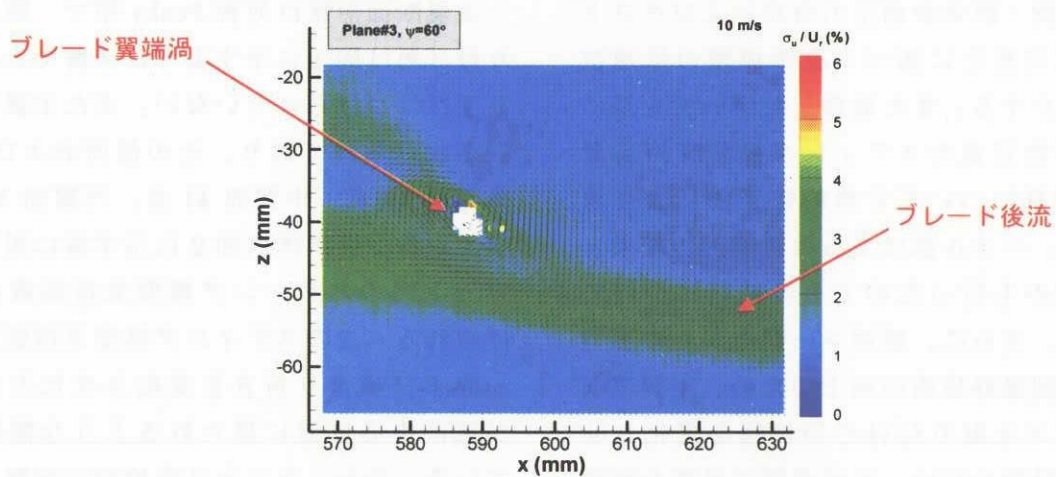


図13 一様流方向速度 u の乱流強度分布

航技研 6.5m×5.5m 低速風洞 標準模型低速風洞試験について

○横川 譲、森田 義郎、室田 勝一、高橋 侑、馬場 滋夫、星野 秀雄、野中 修（航技研）
東村 恵理、真城 仁（ヒューマンリソース） 柳沢 三憲（東京理科大学）

Wind Tunnel Test of the ONERA-M5 Model at NAL 6.5m×5.5m Low-Speed Wind Tunnel

Yuzuru YOKOKAWA, Yoshio MORITA, Katsuichi MUROTA, Hitoshi TAKAHASHI, Shigeo BABA,
Hideo HOSHINO, Osamu NONAKA (National Aerospace Laboratory)
Eri HIGASHIMURA, Jin MASHIRO (Human Resources International Co., Ltd.)
Mitsunori YANAGISAWA (Tokyo University of Science)

航空宇宙技術研究所 6.5m×5.5m 低速風洞の精度維持管理および風洞特性検討を目的として、ONERA-M5 標準模型を用いた低速風洞試験を実施した。試験の結果、全機 6 分力、主翼・胴体表面圧力分布およびタフトによる気流可視化により、主要な目的である風洞の較正データおよび標準模型の低速空力特性を取得した。また同風洞における風洞試験データの信頼性向上を目指し、風洞壁境界の空力干渉量を古典的修正法により求め、この値の妥当性の検証をパネル法による数値解析結果との比較により行った。その結果、標準模型程度の大きさであれば風洞壁境界修正法は古典的方法で概ね十分であることを確認した。またスティング模型支持装置の模型への空力干渉量は、風洞壁境界修正量と同程度であるということがパネル法により推測された。さらに、主翼表面上にラフネスを貼り付けその粒径を変化させながら抵抗を計測し乱流遷移点を推定する試みを行い、同風洞において強制遷移を行う際の標準的なラフネス高さを定めた。

1. はじめに

航空宇宙技術研究所（以下 NAL）風洞技術開発センター（WINTec）では各風洞に標準模型を配備している。6.5m×5.5m 低速風洞（以下 LWT1）においても、風洞気流、計測器およびデータ取得／処理システムの精度維持管理、並びに風洞特性検討を目的として ONERA-M5 標準模型を用いた較正試験を実施している。

本報告では較正試験において得られた全機 6 分力、主翼・胴体表面圧力分布およびタフトによる気流可視化に基づく標準模型の低速空力特性を紹介する。また取得したデータを基に風洞壁境界修正量やスティング模型支持装置の空力干渉量について古典的修正法により求めた結果を、パネル法による数値解析の結果と比較する試みも行ったのでその結果についても紹介する。さらに、風洞ユーザーからの要望が大きい強制遷移技術の向上のため、主翼表面上にラフネスを貼り付けその粒径を変化させながら抵抗計測を行い、乱流遷移に必要な粒径

を推定する試験も行ったのでその結果も併せて紹介する。

2. 供試体、試験装置および計測方法

試験に用いた供試体は LWT1 用の ONERA-M5 標準模型である。供試体は主翼、尾翼、胴体から成る全機模型であり、その三面図を図 1 に示す。全長(L)は 2.64m、主翼翼幅(b)は 2.45m、平均空力翼弦長(c)は 0.343m である。

主翼断面形状は対称 Peak 型で、胴体への取り付け角は図 1 に示すように 4 度であり、ねじり下げはつけられていない。また主翼には静圧孔が設けられており、その箇所および点数は、外翼部 39 点、中翼部 41 点、内翼部 39 点となっている。供試体は図 2 に示す様に風洞固定壁カート内のスティング模型支持装置に取り付けられる。このスティング模型支持装置は迎角 α および横滑り角 β を変化させたときに模型が風洞中心位置に保たれるような機構となっている。なお、ラフネス高検討の試験を行う場

合にのみ模型は前後2本支柱でストラット支持されている。

試験条件は以下の表に示すとおりである。風洞風速はLWT1において通常的に使用されている風速範囲を本試験においても採用した。風速の設定誤差は±0.1m/s以内である。

表1 試験条件

風洞風速	30m/s ~ 60m/s	
模型姿勢角	迎角 α	-10° ~ +10°
	横滑り角 β	-20° ~ +20°
レイノルズ数	$0.71 \times 10^6 \sim 1.41 \times 10^6$	

計測項目は全機6分力、主翼・胴体表面圧力分布、ベース・キャビティ圧およびタフトによる主翼上面の気流可視化である。6分力の計測にはモーメント型内挿6分力天秤を、また圧力計測には5連式スキヤニバルブを用いた。データ収集および処理はNAL-LWT1のデータ取得/処理システムによって行った。またタフトには、観察のし易さを考慮して毛糸を採用し、写真撮影を行った。

3. 結果と考察

3.1 標準模型の空力特性

図3に $V=50\text{m/s}$ 、 $\beta=0^\circ$ における標準模型の縦3分力特性を示す。図より失速角は約7°であり、それと同時にピッチアップ状態となることがCL、CM曲線よりわかる。一方CDは-3°~-4°で最小となっているが、これは前述のとおり翼の取り付け角が4°となっているためである。

図4に主翼の静圧分布の一例を示す。図の静圧分布は $V=50\text{m/s}$ 、 $\beta=0^\circ$ の条件の基に外翼部で計測されたものである。図より、 $\alpha=0,1,2,3^\circ$ では翼前縁部付近で負圧の鋭いピークが存在しその後流で層流剥離バブルの存在を示すフラットな分布も有していることがわかる。フラットな領域は $\alpha=4,5^\circ$ となるにつれて下流方向

に広がりを見せ、 $\alpha=6^\circ$ では翼弦方向のほぼ全域でフラットな状態となる。これはバブルが弾けて失速状態に陥ったことを示すものである。

図5に気流可視化試験結果の一例を示す。図の写真は $V=50\text{m/s}$ 、 $\alpha=7^\circ$ 、 $\beta=0^\circ$ において撮影されたものであり、翼端側で失速が起こっている。 $V=50\text{m/s}$ 、 $\beta=0^\circ$ のまま α をスイープし気流系のスケッチを行うことにより得た気流剥離パターン(失速パターン)を図6に示す。この図より、標準模型は α の増加に伴って翼端側から内翼に向け気流剥離が進行する、翼端失速型であることがわかる。

3.2 風洞壁および模型支持装置の空力干渉

3.2.1 風洞壁の空力干渉

空力干渉量については、試験で取得したデータに対して古典的方法^[1,2]により補正した結果とパネル法による数値解析から求めた補正值とを比較する方法で行った。

古典的方法として適用した補正式を以下に示す。これらの式はAlan Popeら^[1]によって示された方法をNAL-LWT1の八角形断面に適用した^[2]ものである。

・動圧

$$q_c = q_u(1+2\varepsilon)$$

・迎角

$$\alpha_c = \alpha_u + 57.29578(F_w + G)$$

・揚力係数

$$C_{Lc} = C_{Lu}(1-2\varepsilon) - 57.29578 \left(\frac{dC_L}{d\alpha} \right) \times F_w$$

・抗力係数

$$C_{Dc} = C_{Du}(1-2\varepsilon) - C_{Du}(\varepsilon_{s\text{wing}} + \varepsilon_{s\text{body}}) + G \times C_{Lu}$$

・縦揺れモーメント

$$C_{mc} = C_{mu}(1-2\varepsilon) + \frac{57.29578}{4} \left(\frac{dC_L}{d\alpha} \right)_u \times F_w \\ + 57.29578 \times \left(\frac{dC_L}{d\alpha} \right)_u \times \left(\frac{q_l}{q} \right)_u \times \left(\frac{S_l l_l}{Sc} \right) \times F_l$$

$$\varepsilon = \varepsilon_{swing} + \varepsilon_{sbody} + \varepsilon_{wb}$$

補正式中の F および G は風洞側壁および上下壁の干渉を考慮するパラメータである。また、縦揺れモーメントの補正式右辺第2項は風洞壁による水平尾翼位置での吹き下ろし変化を補正している。なお ε はブロッケージファクターである。

パネル法による数値解析においては、図7に示すように模型部分を1544枚、風洞および模型支持装置を756枚のパネルで離散化している。境界条件については流入条件として十分遠方の一様流を、また壁面上では垂直方向の流入出がゼロの条件を与えた。なお、前述のとおり試験では姿勢角の変化によって模型が風洞中心からずれない様に支持装置が上下する仕組みとなっているが、数値解析においてもこれを模擬している。数値解析では風洞壁境界が存在する場合およびしない場合の両者について計算を行い、その差を風洞壁干渉量として求めた。

図8に試験および数値解析のそれぞれで得られた縦3分力特性を示す。CLについては線形域において両者がよい一致をすることが示されている。試験において気流剥離が始まる $\alpha = 4^\circ$ 付近から両者の差が大きくなっているが、これは剥離を模擬できないパネル法の特性に基づくものである。次に、CDについてパネル法の結果が全般的に小さい値になっているのは計算において摩擦抵抗や気流剥離が考慮されていないためである。Cmについては低迎角（絶対値）で両者が一致するものの、高迎角において差が大きくなるという傾向が見られる。以上より、パネル法の計算手法そのものに起因

する差を除けば、パネル法の結果は妥当な値と思われる。

図9に試験で計測した縦3分力特性データおよびそれらに対して古典的手法により風洞壁境界修正を行ったデータを示す。CL、CD、Cmそれぞれの成分に対して風洞壁の影響がほんのわずかであるということがわかる。この結果はNAL-LWT1において試験を行う際に、今回用いた標準模型程度のスケールの模型であれば風洞壁が縦3分力特性に与える影響は小さいことを示すものである。

図10に古典的手法と数値解析によりそれぞれ求めた風洞壁の空力干渉量の比較を示す。揚力係数の干渉量 ΔCL については両者が概ね一致していることがわかる。古典的手法により求めた ΔCL の値が直線上にない理由は図3で示されていたように元々の揚力勾配が迎角 α に対して局所的に変化しているためである。また $\alpha = 5^\circ$ 付近から空力干渉量が不連続に激減するが、これはこの位置では失速により揚力勾配が小さくなるため、補正量として大きい迎角変化に対しては補正量が小さくなるためである。

次に縦揺れモーメント係数は、 $-2^\circ \sim +2^\circ$ の低迎角域では両者が一致しているものの高迎角域では大幅にずれが生じている。図8に対して考察したのと同様にプラス側ではパネル法により剥離が模擬できないために両者が一致しないものと判断できる。またマイナス側については図8においても大きな差が見られることから、その影響が干渉量にも現れたものと考えられる。

以上の考察により、標準模型程度のスケールの模型であれば風洞壁の空力干渉量を見積もる手法として古典的手法が妥当であることが示された。

3.2.2 模型支持装置の空力干渉

スティング模型支持装置の空力干渉量を推定するためパネル法による数値解析を行った。

数値解析は風洞壁が在る状態で模型支持装置が存在する場合としない場合の両者について行い、それらの差を求めた。またパネル数、境界条件等については前節 3.2.1 と同様である。

図 1 1 に模型支持装置の空力干渉量を示す。なお定量的な認識が容易になるよう実験値から求めた風洞壁境界修正量を参考値として白丸で示した。図より、揚力係数および縦揺れモーメント係数のどちらに対してもスティング模型支持装置の空力干渉量が風洞壁境界干渉量と同程度であることがわかる。また ΔC_L は右上がりに ΔC_m は右下がりに変化していく様子が見られるが、これらは図 1 2 に示すような模型支持装置のスティングポットによる流れの迎角偏流および動圧変化が影響しているものと考えられる。すなわち、ポットに近い位置にある水平尾翼で発生する揚力が図 1 2 に示すように、流入する角度の変化により正の迎角では増加し負の迎角では減少しているものと推測できる。具体的なデータとして、図 1 3 に風洞内迎角偏流分布を、図 1 4 に風洞内動圧変化の分布を示す。前者では平行流に対する局所的な流れの傾き角を、また後者においては風洞動圧との比を示している。両図ともに模型を設置せずスティング支持装置の傾きをゼロ度とした場合の結果であるが、スティングポットの存在により迎角偏流が生じ、特に動圧に至っては水平尾翼付近で 99% 程度にまで変化していることがわかる。

以上よりスティング模型支持装置による空力干渉量は少なくないことが明らかとなったが、このような問題を回避するために今後はスティングを延長し模型自身を上流側に移動した風洞試験を検討する予定である。

3.3 強制遷移に必要なラフネス高さの検討

NAL-LWT 1 において開発試験を行う際に、境界層の強制遷移に必要なラフネス高さの目安に対するユーザー要望が高い。必要なラフネス高さは風洞風速、主流乱れ強さ等に加え、使用

する模型に依っても様々に変化するため一概に決定するのは困難であるが、ここでは標準模型の主翼上に数種類の高さのラフネスを貼り付け遷移の検討を行い、NAL-LWT 1 において強制遷移に必要な標準的ラフネス高さを推定する試みを行った。

ラフネスにはガラスビーズを採用し、その粒径には 75μ 、 100μ 、 175μ 、 250μ 、 350μ の 5 種類を順次用いた。ラフネスは図 1 5 の写真に示すよう、主翼前縁から約 9 % 翼弦長の位置に 3mm の幅で貼り付けられている。乱流遷移の判断基準には 6 分力天秤によって計測した抵抗値を用いた。

図 1 6 に層流バブルの発生していない迎角 $\alpha = -2^\circ$ における強制遷移に必要なラフネス高さの推定結果を示す。(a) には各風速における抵抗係数 C_D とラフネス高さの関係を示す。同じ計測を 3 回連続して行い、それらをすべて表示しているが、データにバラツキが見られるため極力バラツキの範囲内に入るように近似曲線を描いている。なお、図中の白抜き印は平均値を示す。各図において傾きの異なる 2 本の近似曲線が描かれているが、これはある粒径を境に抵抗の特性が変化したことを示しておりその位置を遷移点と定義する。この遷移点は風速の増加とともに小さい粒径側に移動しており、レイノルズ数が増加するほどより小さな擾乱に対して境界層が不安定になるという一般的事実と一致する。

図 1 6 (b) には (a) から求めた遷移に必要なラフネス高さと推算値との比較を示す。ここで推算値とは NACA の文献^[3] に示されているものを元に求めた値である。図より、実験値と推算値が定性的に一致していることがわかる。また定量的には誤差が認められるが、これは NACA の文献が平板に対して行われた実験でありまた風洞の主流乱れも異なっているためであると考えられ、さらに本試験においてラフネスが減速域すなわち逆圧力勾配の領域に貼り付けられていたことも原因と考えられる。

以上の計測および推算の結果、NAL-LWT 1 において $V=30\text{m/s}\sim 60\text{m/s}$ の風速範囲で強制遷移を行う場合には、標準的に高さ $180\mu\sim 330\mu$ 程度のラフネスを用いればよいという知見が得られた。しかしながら図 16 (a)によると、抵抗値から精度良く遷移点を推定するには抵抗分解能が数カウント程度で計測可能な高精度の天秤が必要であり、このような計測には可視化等の別手法の導入が必要不可欠であることも認められた。

4. まとめ

航空宇宙技術研究所 6.5m×5.5m 低速風洞において ONERA-M5 標準模型を用いた低速風洞試験を実施した。得られた結果を以下にまとめる。

- ① 標準模型の 6 分力データを取得し、6.5m×5.5m 低速風洞の校正データを設定した。
- ② 6 分力、主翼圧力分布、気流糸試験により、標準模型の低速空力特性を把握した。
- ③ 標準模型程度の大きさであれば、風洞壁境界修正法は古典的方法で概ね十分であることを確認した。
- ④ スティング模型支持装置の模型への空力干渉量は、パネル法に依れば風洞壁境界修正量と同程度と推測されるが、縦揺れモーメントには特に注意を払う必要があることが確認された。今後は延長スティングの採用等を検討する予定である。
- ⑤ 主翼上面の乱流遷移に必要なラフネス高さは、NACA 文献を用いた推定値と同程度であることを確認した。

References

- 1) William,H.,Rae,JR., Alan Pope, Low-Speed Wind Tunnel Testing, JOHN WILLY & SONS, 1984, 2nd Edition.
- 2) 佐藤淳造, 大型低速風洞壁面効果補正要領, 航空宇宙技術研究所資料, TM-237, 1972
- 3) Albert,L.,Braslow, Eugene,C.,Knox, Simplified Method for Determination of Critical Height of Distributed Roughness Particles for Boundary-Layer Transition at Mach Numbers from 0 to 5, NACA TR4363, 1958.

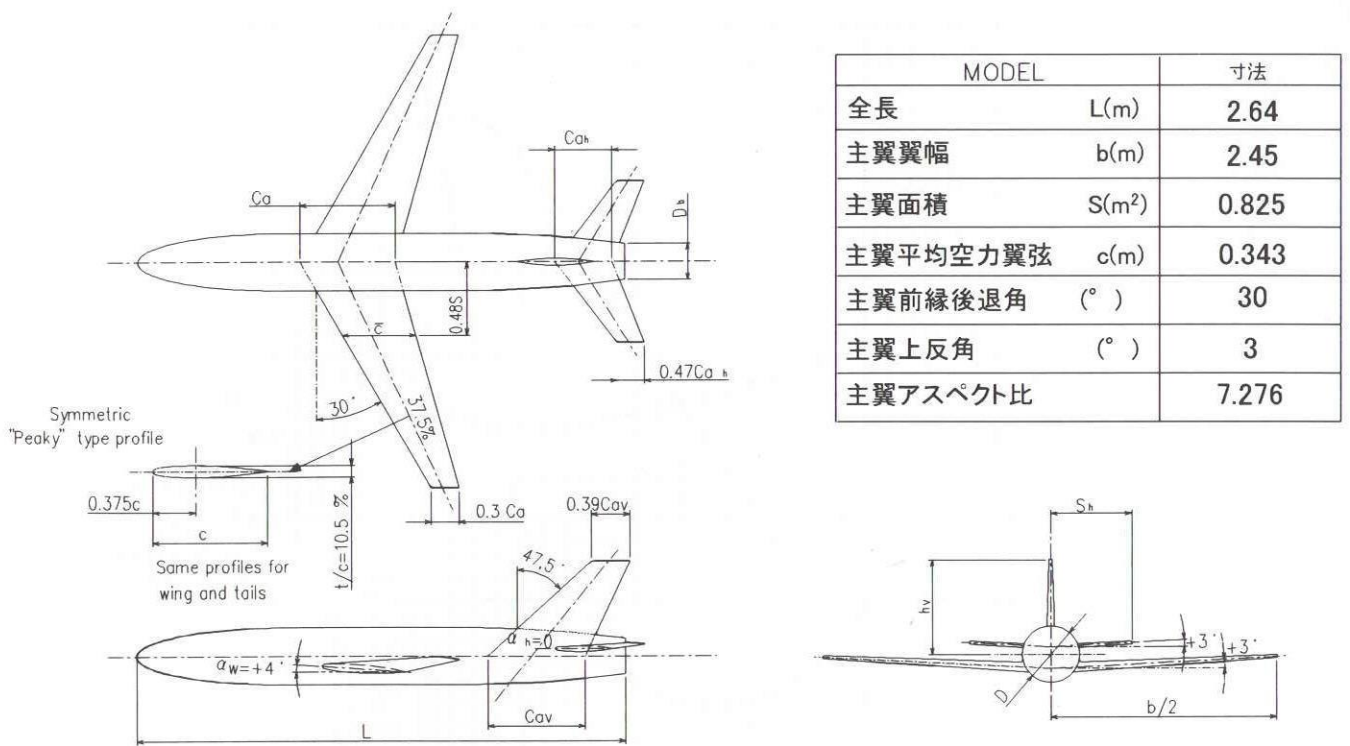


図1 6.5m×5.5m 低速風洞用 ONERA-M5 標準模型 三面図

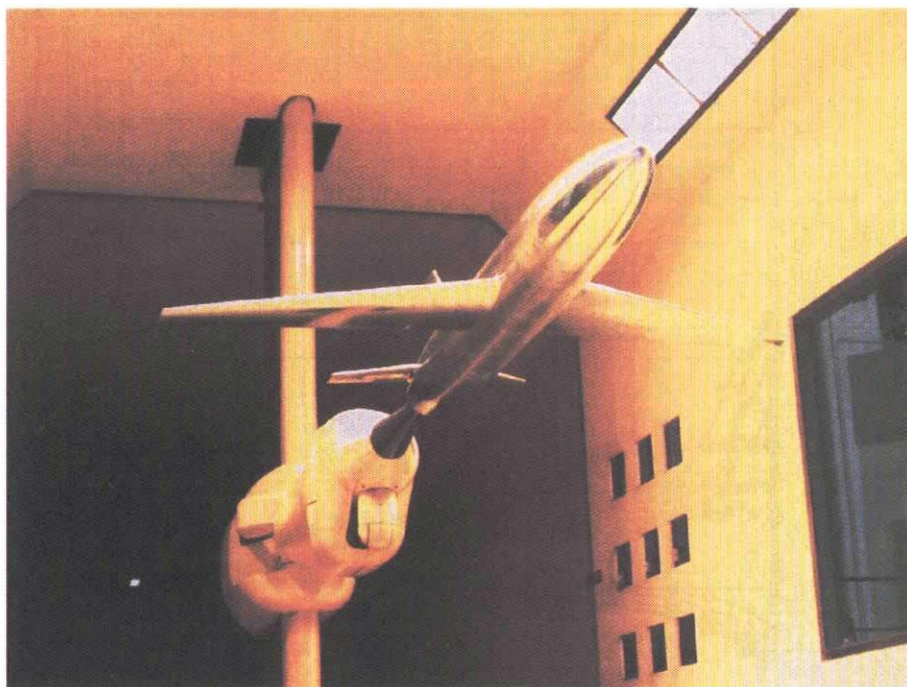


図2 風洞試験写真

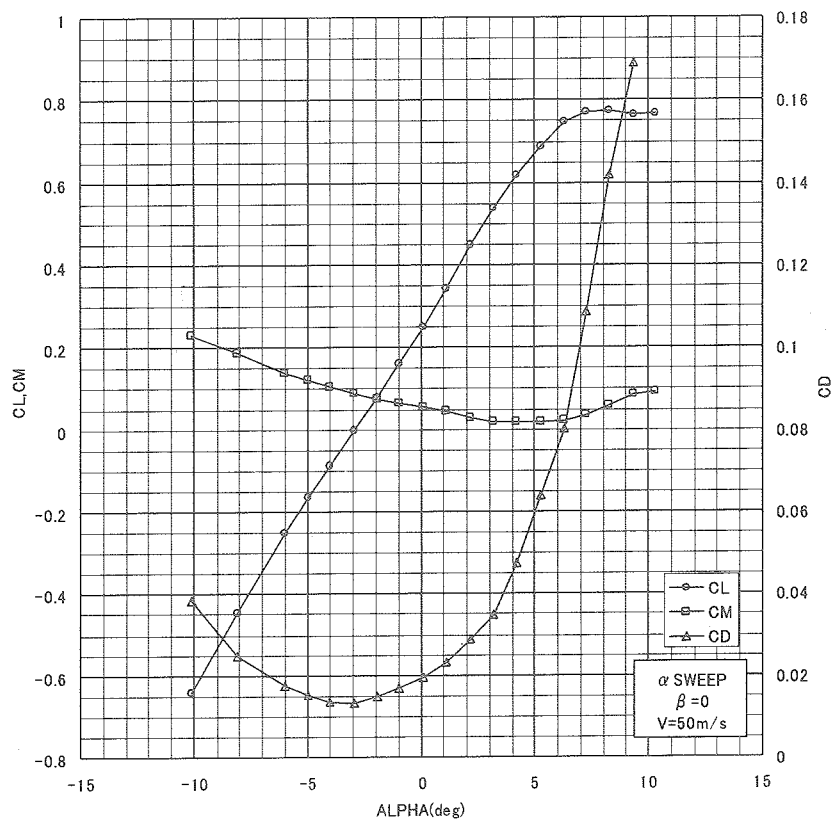
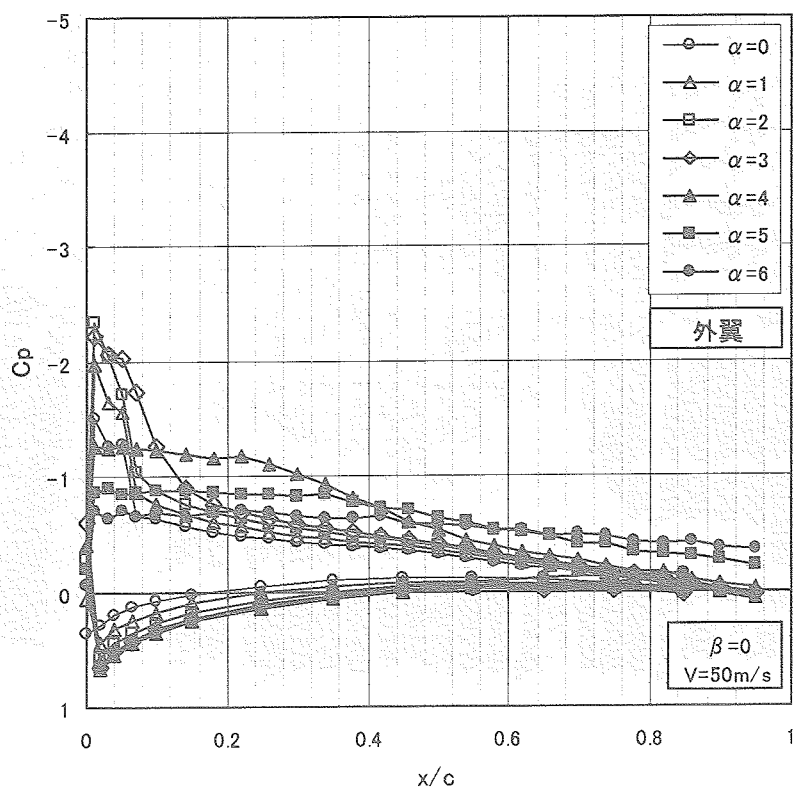


図3 縦3分力特性

図4 主翼静圧分布特性 ($V = 50 \text{ m/s}$, $\beta = 0$)

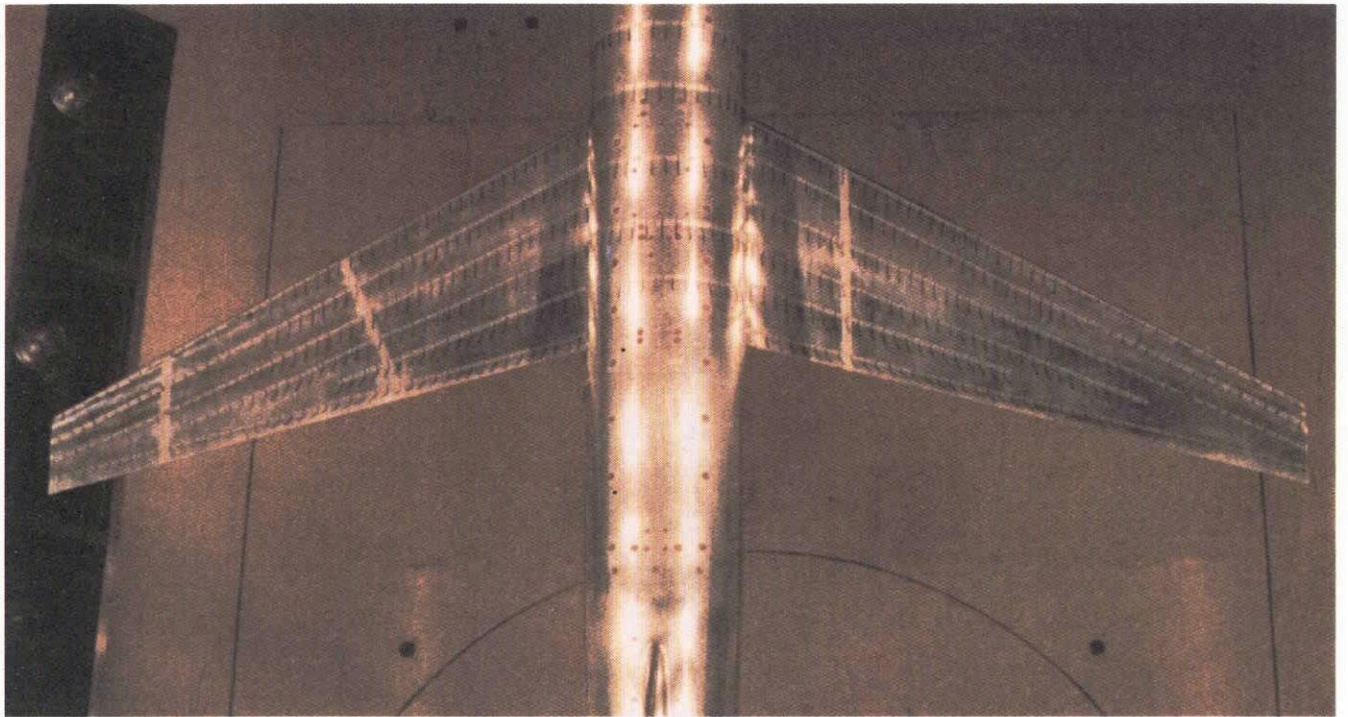


図5 気流系可視化写真 ($\alpha = 7^\circ$)

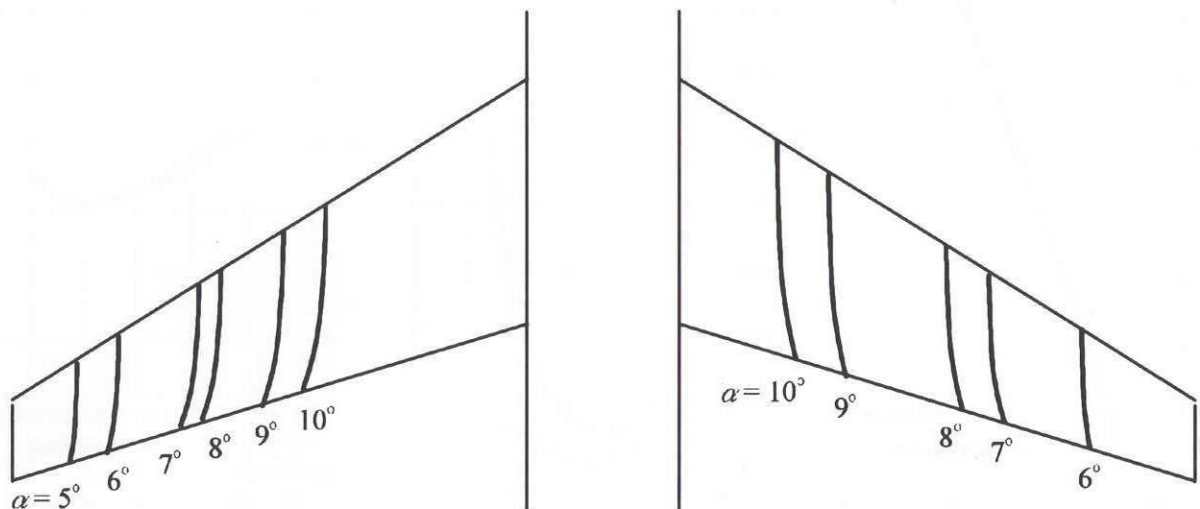


図6 失速パターン ($V = 50\text{m/s}$, $\beta = 0$)

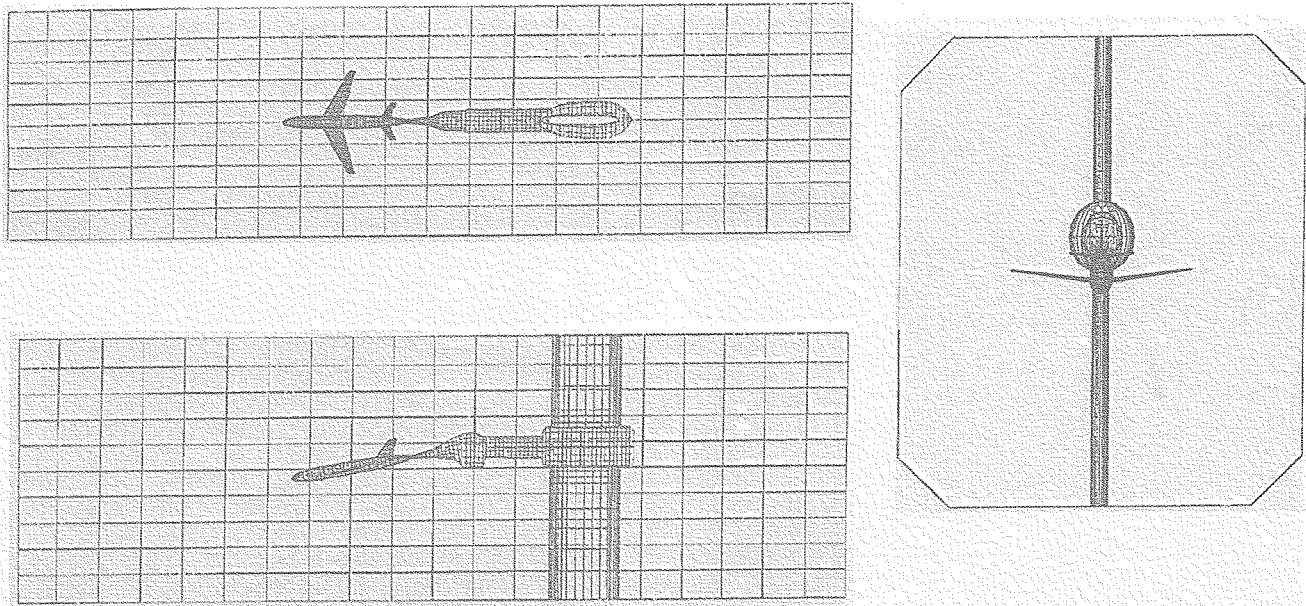


図7 パネル法計算格子

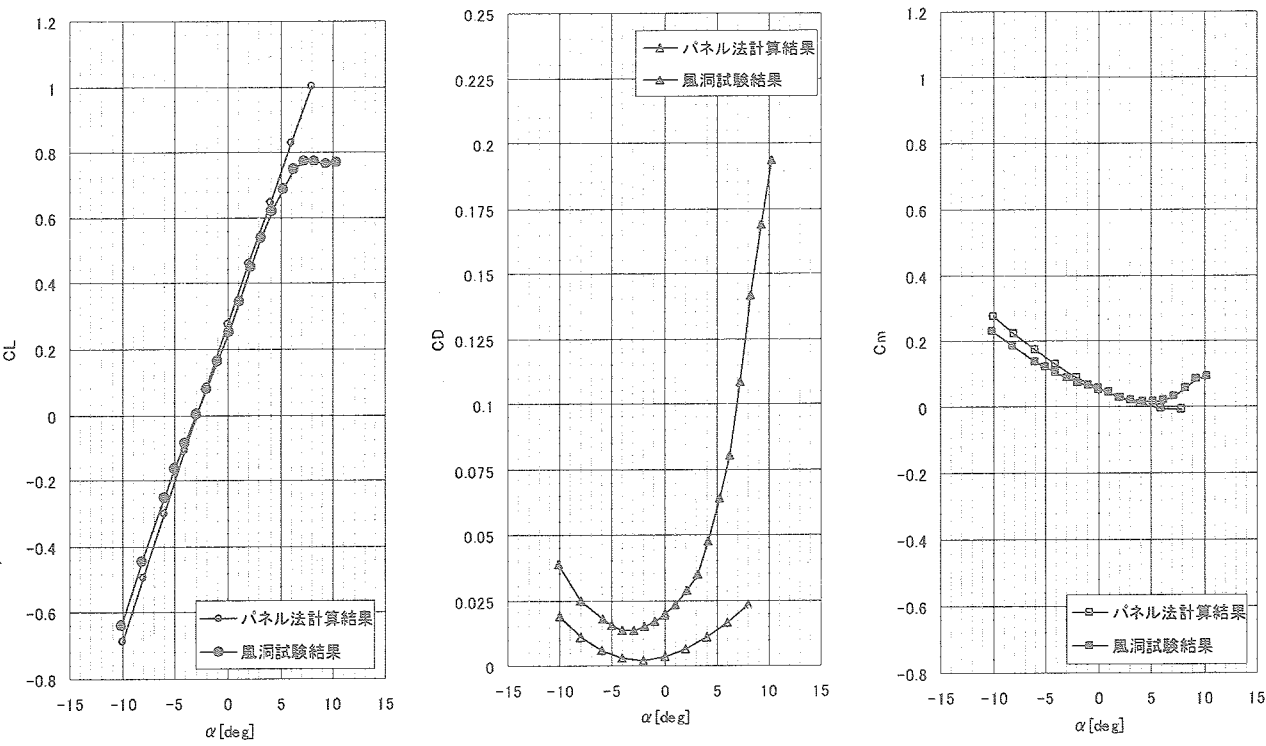


図8 パネル法と風洞試験の縦3分力特性の比較

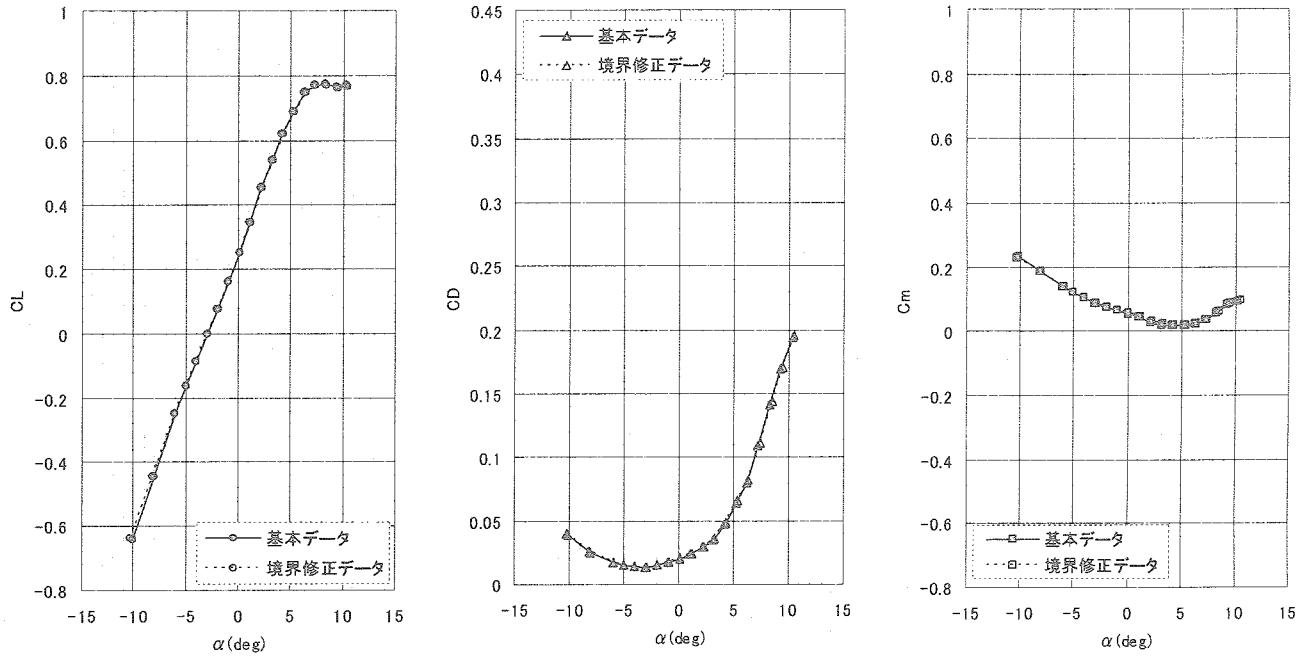


図9 パネル法と風洞試験の縦3分力特性の比較

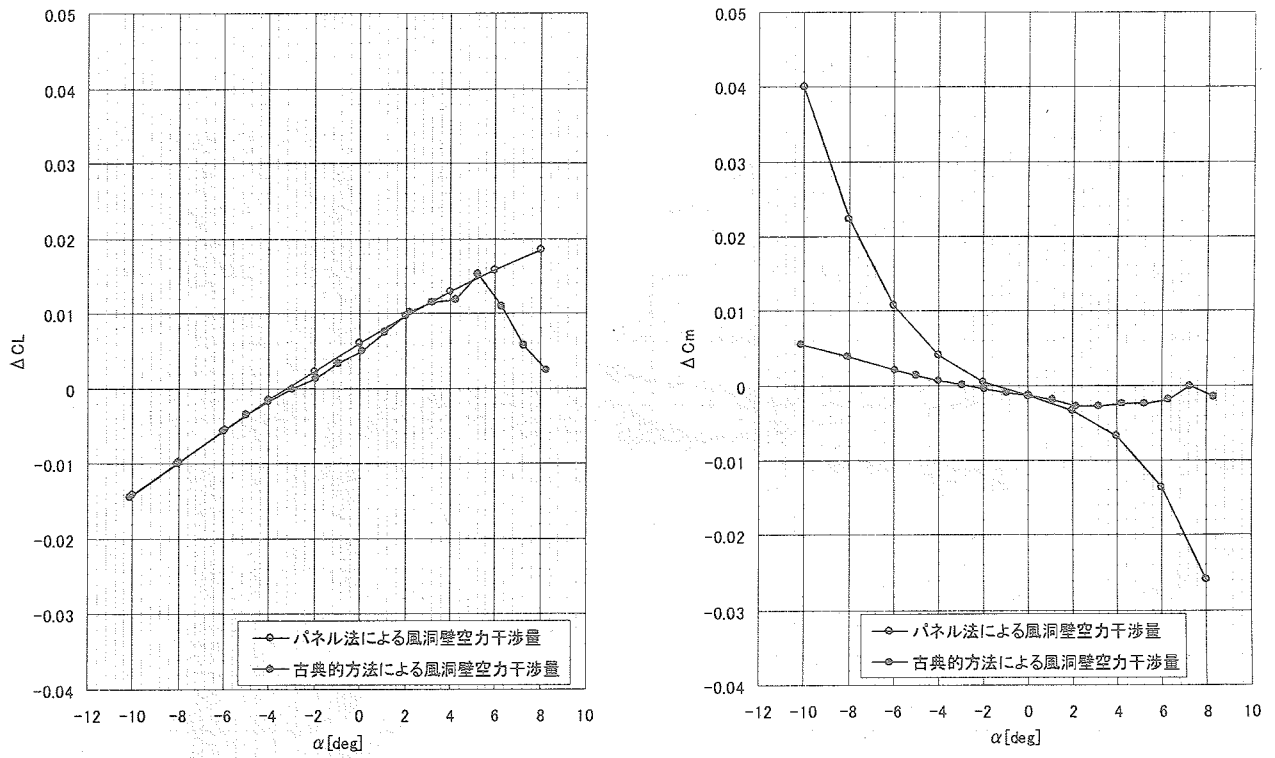


図10 風洞壁の空力干渉量 (古典的方法とパネル法の比較)

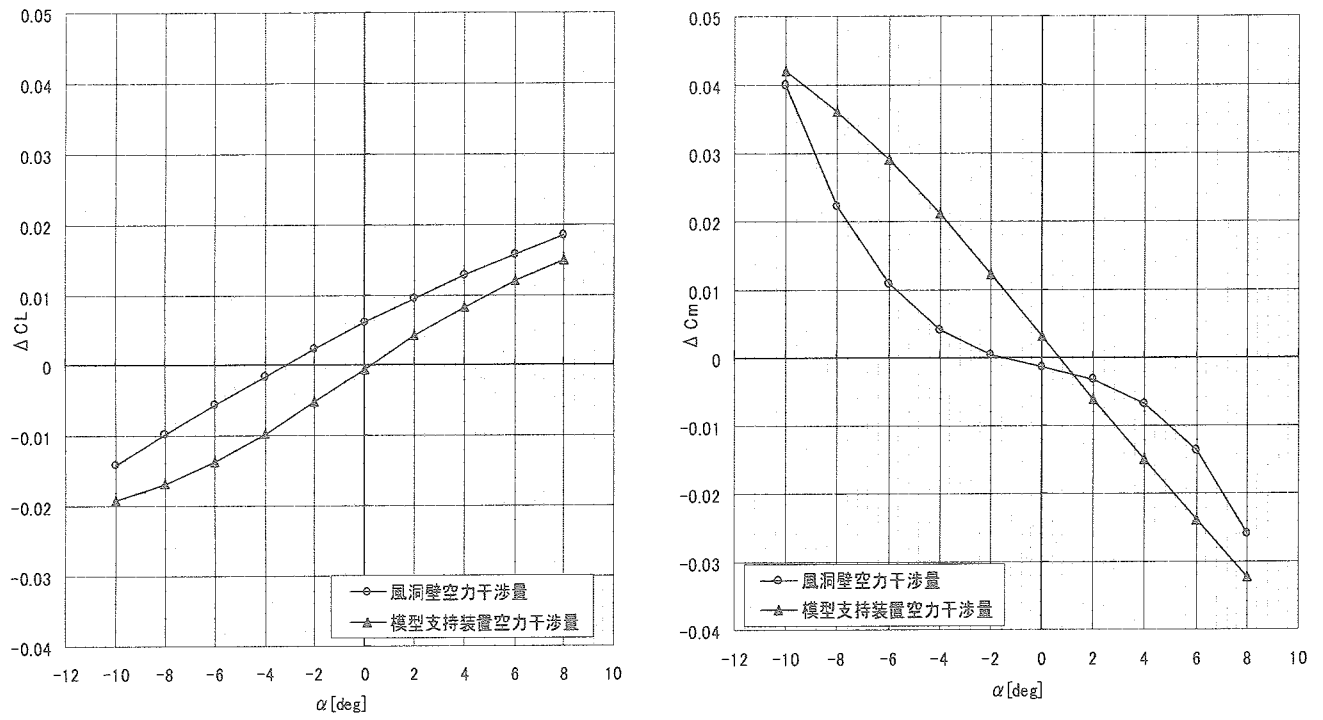


図 1.1 スティング模型支持装置の空力干渉量 (パネル法)

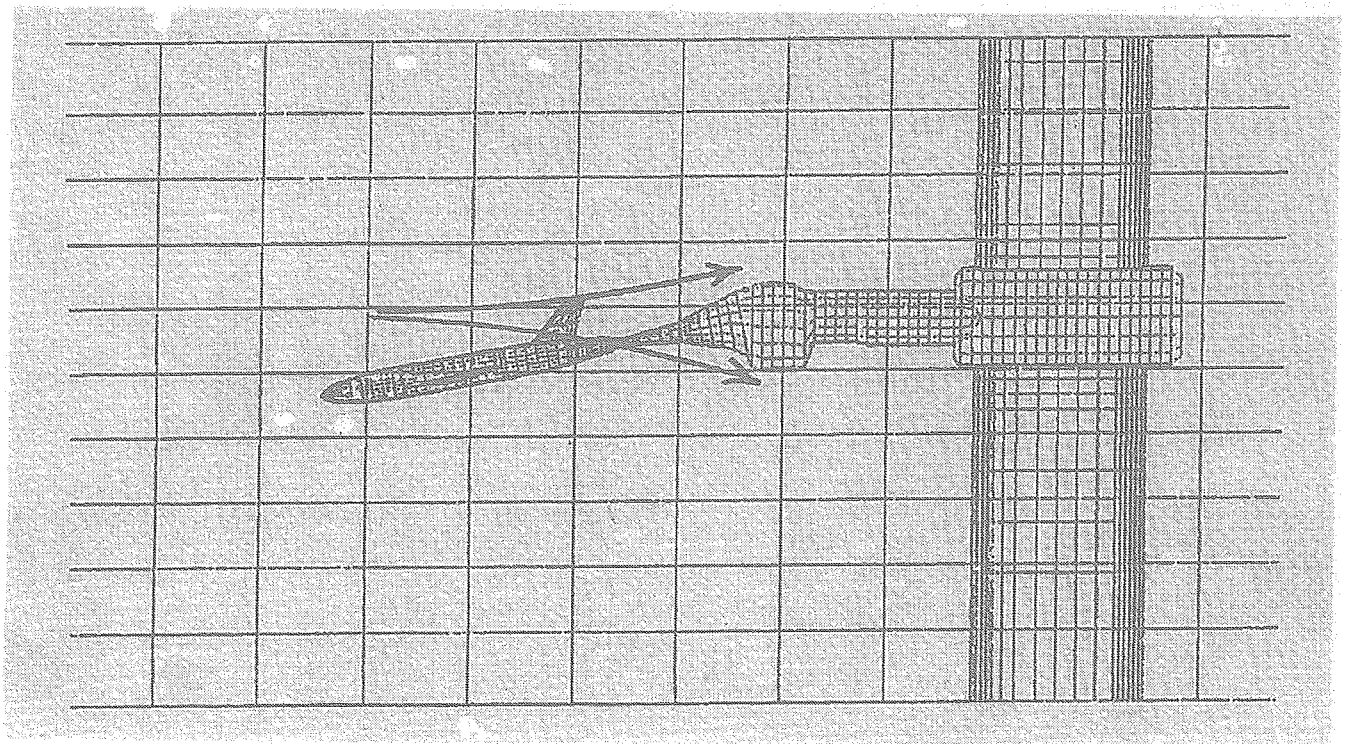


図 1.2 スティングポットによる迎角偏流

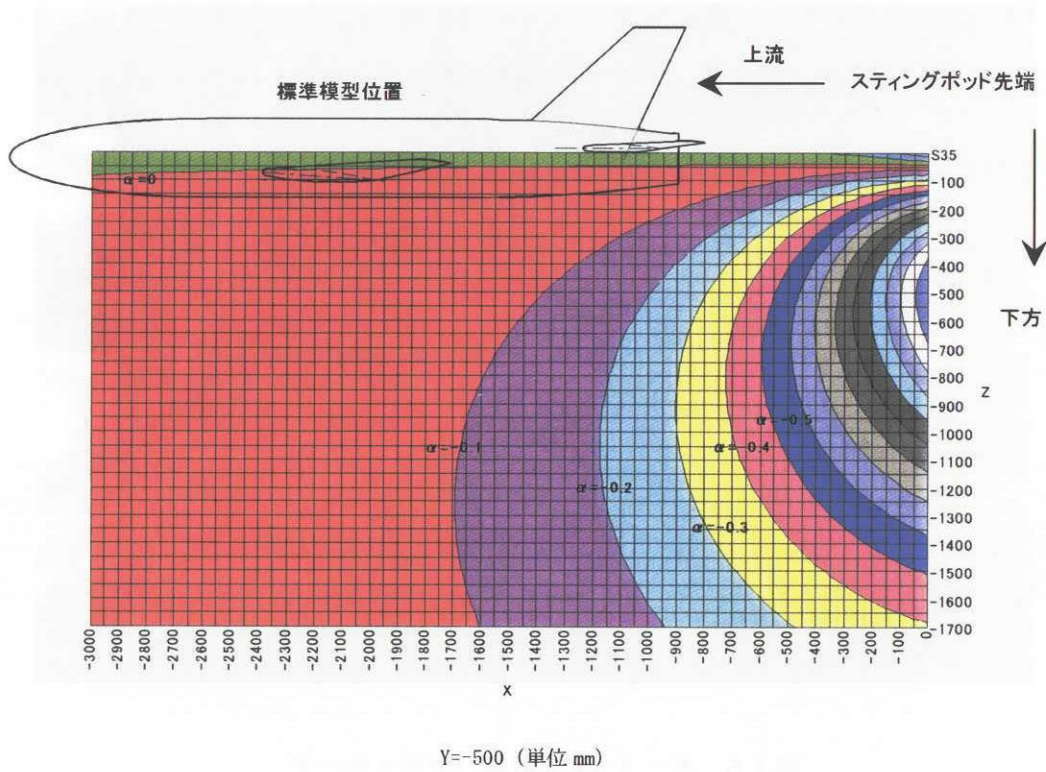


図 1 3 模型支持装置による風洞内迎角偏流 (パネル法)

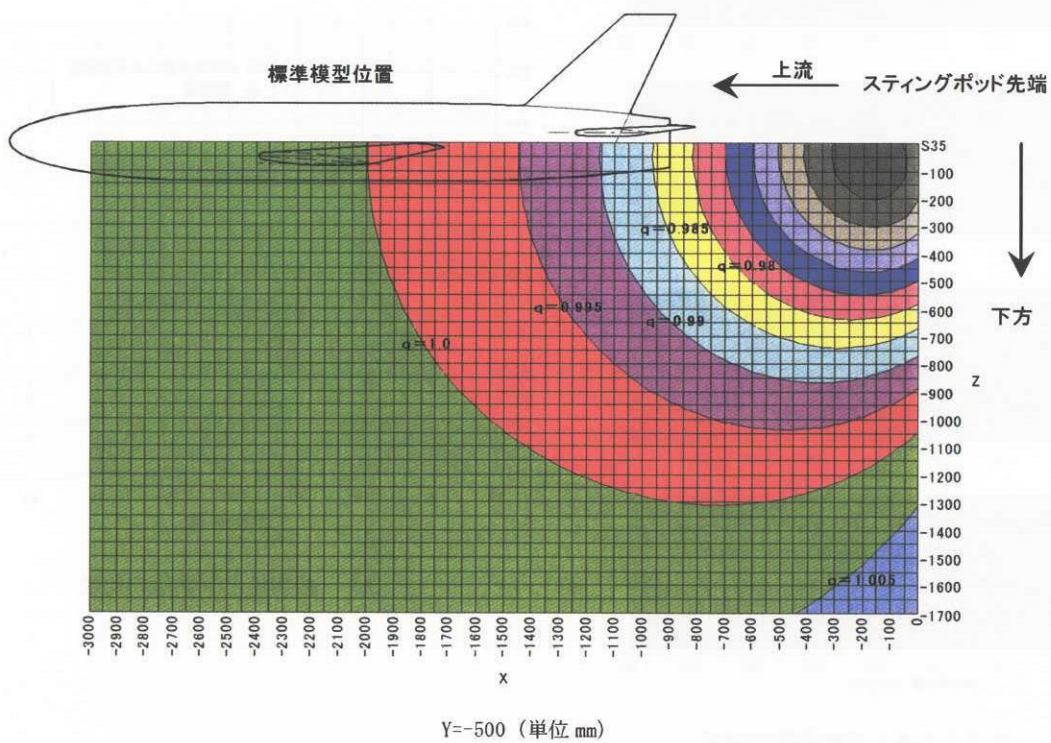
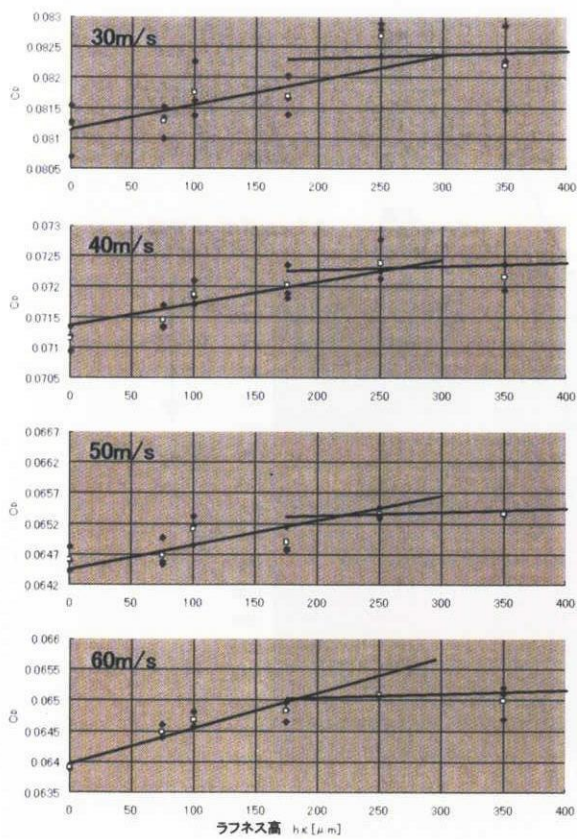


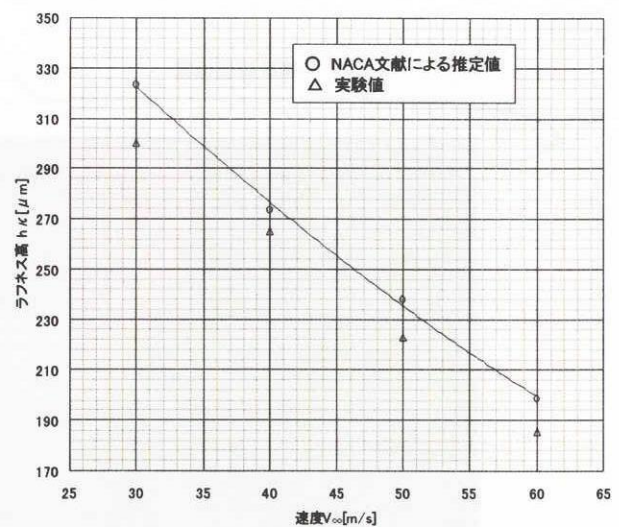
図 1 4 模型支持装置による風洞内動圧変化 (パネル法)



図15 ラフネス貼付写真 (ガラスビーズ)



(a) ラフネス高と抵抗係数の関係



(b) 推定値と実験値の比較

図16 抵抗計測による必要ラフネス高の推定 ($\alpha=2^\circ$)

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA-SP-04-008

発行日	2005年2月28日
編集・発行	独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 〒182-8522 東京都調布市深大寺東町七丁目44番地1 TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所	弘久写真工業株式会社 東京都立川市上砂町5-1-1

©2005 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を利用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency