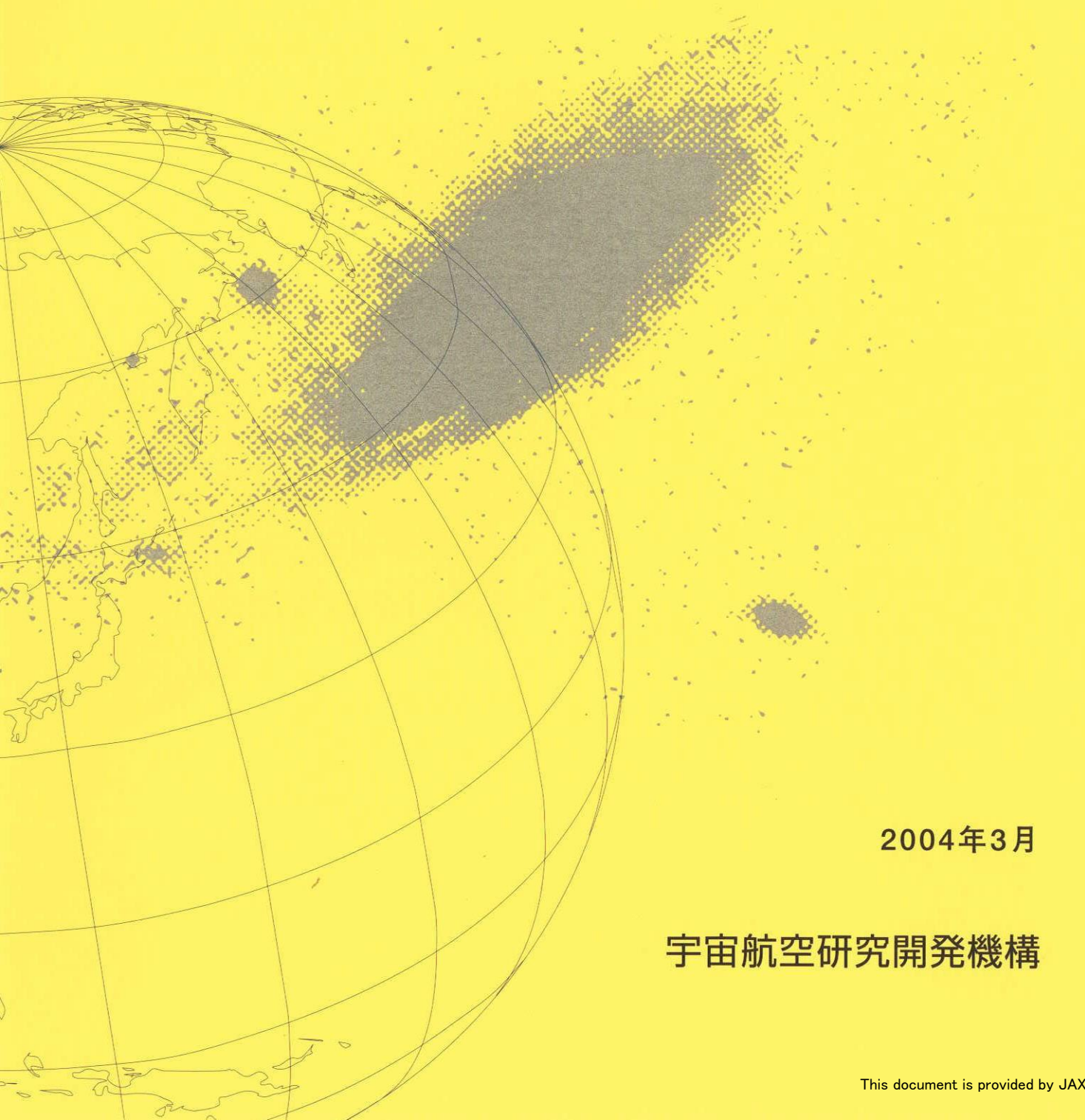


宇宙航空研究開発機構特別資料

第67回 風洞研究会議論文集



2004年3月

宇宙航空研究開発機構

宇宙航空研究開発機構特別資料
JAXA Special Publication

第67回 風洞研究会議論文集

Proceedings of the Wind Tunnel Technology Association 67th meeting

2004年3月
March 2004

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

2000年10月1日現在

2000年10月1日現在

目 次

第67回風洞研究会議（平成13年11月15日、16日）

1. 航技研 6.5m×5.5m低速風洞におけるステレオ PIV システム開発予備試験・・・1
加藤裕之、渡辺重哉、星野秀雄、末永尚史、中谷輝臣（航技研）
2. H-IIA 補助エンジントラス設計検証と遷音速風洞実験・・・9
神田 淳、甲斐高志（航技研）、水藤貴靖（NASDA）、中道二郎（航技研）
3. 感圧塗料を用いた推進系付き小型超音速実験機の風洞試験・・・13
真保雄一、高倉一浩、倉山和大（三菱重工）、野口正芳、牧野好和（航技研）
4. SSTロケット実験機空力弾性模型フラッタ試験・・・19
齊藤健一、菊池孝男、神田 淳、玉山雅人、中道二郎（航技研）

航技研 6.5 m×5.5 m 低速風洞におけるステレオ PIV システム開発予備試験

○加藤裕之、渡辺重哉、星野秀雄、末永尚史、中谷輝臣（航空宇宙技術研究所）

Preliminary Test of Stereo PIV system Applied to the 6.5 m×5.5 m Low Speed Wind Tunnel

Hiroyuki Kato, Shigeya Watanabe, Hideo Hoshino, Hisashi Suenaga, Teruomi Nakaya (NAL)

Abstract

Preliminary tests of a stereo PIV system applied to a large-scale, low-speed wind tunnel are conducted. A tip vortex generated by a rectangular wing with an angle of attack and interfered flowfield between jet-engine exhaust and external flow are demonstratively measured by an off-the-shelf PIV system to examine the applicability of the stereo PIV technique to the large-scale wind tunnel and to acquire data required to determine the specifications of the system. The test results proved applicability of the stereo PIV to the large-scale, low-speed wind tunnel, while accuracy evaluation is to be done extensively in future. It was also found that the vibration of the wind tunnel has little effects on the velocity measurement accuracy while it does have effects on the location of the imaging area.

1. はじめに

流体研究、特に乱流研究において、速度分布計測を通じた空間流れ場に関する情報の取得は非常に重要な要素であり、古くから熱線流速計を用いた計測が広く行われてきた。その後、コンピューター技術、レーザー技術、画像処理技術の進歩に伴い、LDV (Laser Doppler Velocimetry)、PTV (Particle Tracking Velocimetry)、PIV (Particle Image Velocimetry) 等の非接触の流速計測技術が開発されてきた。特に PIV¹ はコンピューター、CCD カメラおよび画像処理技術の急速な進歩の恩恵を強く受けて急激に普及し、実験室レベルでは確立した計測手法として活用されている。PIV の他手法と比較した場合の利点としては、LDV 等の点計測手法と異なり一度に 2 次元面内の瞬時速度場が計測できる点、碁盤目状に規則正しく並んだ点での速度ベクトルが統計処理アルゴリズムによりオンラインで計算できる点等があげられる。しかし、高速流、微小流体、大規模風洞への適用については、それぞれ特有の問題点を持ち、現在も各国の PIV 研究者らにより技術開発が続けられている状態にある。

PIV の大型実用風洞への適用は、実機レベルの複雑形状の流れ場計測（回転翼の BVI (Blade Vortex Interaction) 騒音、高揚力装置等）、高レイノルズ数流れにおける乱流・遷移研究等の基礎研究から実機開発にわたる広範なニーズを有する点で重要であり、DLR の Kompenhans グループ^{2,3} 等の精力的な研究に

より大型風洞への整備が進みつつある。

このような世界的な流れの中で、航技研風洞技術開発センター(WINTEC)では、新規に整備する計測技術として PIV に注目し、6.5 m×5.5 m 低速風洞を中心とした実用風洞に整備する計画である⁴。計測手法としての有効性、将来性の観点から、WINTEC では流速の 3 成分計測が可能なステレオ PIV^{2,5} を選択した。計測範囲が広くかつカメラと計測位置の距離が必然的に大きくなる大型風洞の場合、強い散乱光強度を持つ前方散乱が利用でき、カメラ設置位置の自由度も比較的高いというステレオ PIV システムの特徴は、本質的に重要となる。

本報では、本格的な PIV システム整備に先だって 6.5 m×5.5 m 低速風洞において実施された予備試験の結果と大型風洞への PIV 適用における主要な問題点について述べる。今回の予備試験は、ステレオ PIV システム整備における技術的問題点の把握と必要データの取得を目的とする。特に重要な試験項目は、

(1) 高流速時の PIV 計測の機能確認（特に風洞振動の影響）、(2) 最もニーズが高いと想定される 2 種類のレーザーおよびカメラセッティングでのステレオ PIV の機能確認、(3) 空間分解能に関するデータ取得、(4) 他の手法での速度計測結果との比較によるデータ信頼性の概略評価である。

2. 実験装置

2.1 風洞および計測対象流れ発生装置

風洞としては、航技研 6.5 m×5.5 m 低速風洞 (LWTI) を使用した。同風洞は最大風速 75 m/s の大気圧・回流式風洞である。風洞の座標系は、風洞中心 (風路断面の中心、前後方向は測定部 (カート) 床中央のターンテーブルの中心) を原点とし、気流方向に x 、後方から見て右方に y 、上方に z に設定した。

計測対象流れ場としては、単純でかつ他手法による速度計測データを有するという観点から翼端渦を選んだ。翼端渦を発生させるための半裁の矩形翼を用いた渦発生装置⁶ (図 1、翼型 NACA0012、翼弦長 350 mm、翼端が風洞中心高さに一致するように設置、迎角 $-10^{\circ} \sim 10^{\circ}$ 可変) はカート最前方位置の床部分に垂直に固定した。また、実機開発で想定される、より複雑な流れの例として、エンジン排気と外部流の干渉流れの計測を実施した。この流れ場は、カート床に固定されたナセル付きの実燃焼方式小型ジェットエンジン (AMT 社製「Olympus」、推力 160 N、最大回転数 110,000 rpm、排気ガス温度 750°C) を風洞一様流中で作動させることにより発生させた。同エンジンの風洞取付状態の写真を図 2 に示す。

2.2 ステレオ PIV システム

今回の計測には、デモンストレーション用の TSI 社製ステレオ 3D-PIV システムを使用した。構成機器一覧を表 1 に、翼端渦計測時のシステム構成図を図 3 に示す。粒子画像取得用カメラは 1008×1018 画素の高解像度白黒 CCD カメラで、シャインフルーフ機構を有したカメラアセンブリを介して F マウント用レンズが取り付けられるようになっている。本カメラのフレームレートは 30 Hz であり、従って、フレームソトラリングによって得られる、ベクトルマップのサンプリングレートは 15 Hz となる。レーザーパルスの時間間隔 (time separation) Δt は一様流風速および計測範囲のサイズに応じて、 $5 \sim 70 \mu\text{s}$ の範囲で変化させた。シードとしては DEHS (Di-Ethyl-Hexyl-Sebacat) という液体粒子を用いた。シーディングジェネレータで生成されるシード粒子 (液滴) の平均粒径は約 $1 \mu\text{m}$ である⁵。液滴化したシードはカート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できた。

翼端渦のステレオ PIV 計測時のレーザーおよびカ

メラのセッティングは図 4 に示す 2 種類を採用した。一つは、渦の中心軸に垂直な面 (y - z 面) での計測 (図 4 (a)) であり、もう一方は中心軸を含む面 (x - z 面) での計測 (図 4 (b)) である。どちらの場合も両カメラともシード粒子からの前方散乱光の利用が可能である。エンジン排気流計測時のセッティングはレーザーシート位置の違い (x, y, z の全方向) を除き図 4 (b) と同一である。

2.3 試験条件と画像取得/データ処理時パラメータ

風洞一様流風速 U は、10 m/s、30 m/s、60 m/s の 3 種類の条件で試験を行った。単位レイノルズ数はそれぞれ 6.2×10^5 、 1.8×10^6 、 3.7×10^6 (/m) である。

また翼端渦計測では、矩形翼の迎角を 5° と 10° の 2 種類に変化させることにより渦の強さを変えて計測を行った (迎角の正負の定義は図 3 参照)。エンジン排気干渉流計測では、風速を 30 m/s 一定とし、エンジン回転数を 50,000 ~ 110,000 rpm の間で 4 種類変化させた。

PIV 用画像データ取得に関するパラメータは、計測面配置 (y - z 面または x - z 面)、レンズ (焦点距離 50, 105, 180 mm)、カメラ支持方法 (2 台共通支持、個別支持)、レーザーパルス間隔 Δt である。PIV データ処理時の主要パラメータは相関計算アルゴリズム (FFT、直接相関計算、超高解像度アルゴリズム (Hart Correlaion))、空間分解能に相当する interrogation spot size、誤ベクトルの除去 (validation) 方法、誤ベクトルの内挿方法である。本稿で示す処理結果は、FFT、spot size 32×32 pixel (翼端渦) および 64×64 pixel (エンジン干渉流)、速度ベクトルの大きさおよび相関画像の SN 比を用いた validation 手法を使用して計算したものである。誤ベクトルに対する内挿は実施していない。また、同一試験条件で 50~200 回取得したデータの統計処理により平均流速、乱流強度等の統計量を算出した。翼端渦計測においては渦位置が時間的に変動するため、瞬時画像の渦中心が一致するように瞬時ベクトルを平行移動させた上で平均化処理等を行った。

2.4 風洞振動の影響確認

通風中に風洞測定部側壁に固定したプレートを PIV 測定することにより、風洞振動の影響を調べた。撮影に用意したプレートは、シード粒子を模擬し

たパターンを有するもの(図5(a))と円形パターンを格子状に配したもの(図5(b))の2種類である。カメラのセッティングは(y-z面)での計測(図4(a))と同様である。図6にレーザおよびカメラセッティングの概略を示す。撮影は、プレートを反対側の風洞側壁に設置して行った。プレートの照明には、模擬シード粒子パターンのケースではレーザ光(ダブルパルスの発光間隔 Δt は5 μ s)、円形パターンの場合にはカート内部照明用の連続光を用いた。使用したレンズは焦点距離180mm、また、その時の撮影領域はおよそ280mm \times 280mmである。試験はカメラの支持方法(2台共通支持と個別支持)を変え、風速一様流速0、30m/s、60m/sの3種類の条件について実施した。

3. 計測結果

3.1 [計測例1] 矩形翼の翼端渦

以下に、一様流風速30m/s、迎角 10° での翼端渦の速度分布計測結果を示す。図7は翼前縁から後流方向に約14c(cは翼弦長)位置のy-z平面にレーザライトシートをセットしたケースの瞬時速度ベクトル図を示したものである。180mmレンズを使用して最大解像度を狙ったケースであり、 32×32 pixelのinterrogation spot sizeで空間分解能は4.5mm角である。瞬時ベクトルは、若干の乱れの存在によりベクトルの向きがランダムに振れているものの、定常的で強力な翼端渦の存在は明らかである。渦中心部は遠心力によりシード粒子が非常に入り込みにくいため、ベクトル計算ができていない(白く抜けている部分)。同一ケースの200画像を用いた平均速度ベクトルを図8に示す。等高線で示した風洞気流方向速度 u は、渦中心でピークを持っているが、これは同一流れ場の7孔ピトー管による計測結果⁶と一致するとともに、NACA0015の翼端渦に対するLDV計測結果⁷とも一致する。また、-y方向に速度の遅い領域が、+y方向には速度の速い領域が見られ、PIVにより点計測では困難な詳細な流れ構造に関するデータが得られることがわかる。z方向の乱流強度 w' (w の変動量のrms値)の等高線図を図9に示す。渦中心で乱れが最も強く、また渦中心から四方にx字状に乱れの強い領域が伸びているのが観察される。 w' の最大値はわずか3m/s程度と小さいが、PIVにより正確にその分布が取得できている。

図10に渦軸に平行なx-z断面上の平均速度分布の計測結果を示す(200画像使用)。渦軸垂直面内速度成分 v, w はy-z断面計測結果と整合した結果となっている。また、気流方向に渦のコア径がほとんど変化しない点、渦軸が後流に行くに従い若干下方(翼根側)に移動するという点は、文献7の計測結果と定性的に一致するものである。

y-z平面計測結果から求めた周方向速度のz方向(スパン方向)分布を図11に示す。ここで z_{vor} は渦中心を原点としたz軸である。180mmおよび105mmレンズを使用した場合と7孔ピトー管による計測値⁶が比較してある。180mmレンズの計測結果は7孔ピトー管による計測結果とよく一致している。105mmレンズの結果は $z_{vor} > -20$ mmでは他の結果とよく一致するが、 $z_{vor} < -20$ mmでは一致がよくない。2つの周方向速度ピーク位置の距離として定義されるコア径はPIV計測結果では38mm(翼弦長の11%)であり、ピトー管による計測値(30mm)よりも大きくなっている。この差の一因としては、ピトー管計測の空間分解能の低さ(10mmピッチ)が考えられる。

3.2 [計測例2] ジェットエンジン排気と外部流の干渉流

図12に風洞一様流風速30m/s、エンジン回転数50,000rpmのケースのx-z面上の平均速度ベクトル図(50画像平均)を示す。図中、x,z座標の原点はエンジンノズル出口(NE)中心である。前方からエンジン内に吸い込まれたシードは燃焼により大部分が消失してしまうため、排気流内部はほとんどが誤ベクトルであった。よって、 $z_{NE} < 50$ mmの領域でのデータの信頼性は非常に低い。排気コア流を含めた全速度場の計測を実現するためには、燃焼の影響を受けにくい固体粒子シードの使用が必要と考えられる。

3.3 風洞振動の計測結果

図13にカメラ個別支持における、模擬粒子プレートの結果を示す。本結果はSpot Sizeを 128×128 pixelに設定し、ステレオPIVによって処理した結果である。座標系は翼端渦等と同様である。一様流風速が一番高い60m/sの場合においても、振動がゼロの状態にある風速0の時の結果とほぼ変わら

なかった。また、カメラ奥行き方向の速度成分 v は他の成分に比べ、ばらつきが大きい。これは、2台のカメラの光軸間角度が小さい（約 20 度）ためと考えられる。

図 14 に円形パターンの 1/30 s 間隔ごと（合計 100 フレーム）の変位量を計測した結果を示す（一様流風速 60 m/s のケースのみ、30 m/s のケースにおける変位量はどちらのカメラについても ± 0.2 mm 以下）。水平方向の変位量は比較的小さいが、垂直方向に関しては、 ± 2 mm 程度変位していることが分かった。

4. 大型風洞への適用における主要な課題

今回の計測では風洞振動の影響により、PIV 計測が不可能になったり、誤ベクトルが大幅に増加したりする問題は発生しなかった。これは Δt が風洞の固有振動周期に比べ非常に短いことが最大の原因と考えられる。一方、複数画像を取得する場合、風洞振動により誘起されるカメラおよびレーザーの振動により画角の移動が発生するという問題があり、統計処理時にその影響を補正する必要がある。

今回の計測では FFT による相関計算を行った場合、180 mm レンズを用いても空間分解能は 4.5 mm 程度が下限であった。1 mm 程度の分解能を当面の目標とすると、300 mm レンズ等の望遠レンズの使用、相関計算アルゴリズムの改善による spot size 低減化の努力が不可欠である。

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のトラバース装置等の調整作業を自動化・簡易化が非常に重要であると考える。

5. まとめ

航技研 6.5 m \times 5.5 m 低速風洞において、矩形翼の翼端渦のステレオ PIV 計測を実施した。その結果は、他の計測手法によるデータや文献データと定量的、定性的におよそ良好な一致を示した。この結果は大型低速風洞へのステレオ PIV 適用において重大な問題点がないことを明らかにした。また、風洞の振動は PIV による速度ベクトル計測に大きな影響を与えないことが判明した。今後、今回取得したデータの評価結果に基づき、PIV システムの主要コンポーネント仕様を決定するとともに、トラバース装置等の

周辺機器の設計・製作を実施していく予定である。その際、2 m \times 2 m 遷音速風洞や 0.2 m \times 0.2 m 超音速風洞等の風洞への適用も視野に入れて、本計測システムに可搬性を持たせることを積極的に検討したいと考えている。

最後に、PIV のデモンストレーションにご協力頂いた西華産業（株）安木、中村両氏に感謝いたします。

文献

- (1) Adrian, R. J., *Annu. Rev. Fluid Mech.*, pp. 261-304 (1991)
- (2) Willert, C., *Meas. Sci. Technol.*, Vol. 8, Nos. 3/4 (1997)
- (3) Kompenhans, J., *J. Visualization*, Vol. 2, Nos. 3/4 (2000)
- (4) 渡辺他, 第 66-67 回風洞研究会議論文集 (NAL SP として刊行予定) (2002)
- (5) Raffel, M., et al, *Particle Image Velocimetry - A Practical Guide*, Springer (1998)
- (6) 末永, 航技研技術資料 NAL-TM (近刊予定)
- (7) McAlister, et al, NASA TP-3151 (1991)

表1 ステレオPIVシステム・コンポーネント

コンポーネント	規格・仕様	備考
レーザー	ダブルパルスNd:YAGレーザーY120-15 (120 mJ/pulse@ 532nm, 15 Hz)	Spatial Aperture使用
CCDカメラ	ステレオPIV用 TSI社製 PIVCAM 10-30 (1008×1018pix, 8 bit, 30 Hz) 2台 (Scheimpflug対応カメラアセンブリを介してレンズ取付) 2D PIV用 TSI社製 PIVCAM 13-8 (1280×1024pix, 12 bit, 8 Hz) 1台	15 image pair/sec 4 image pair/sec
カメラレンズ	Nikon製 Nikkorレンズ 焦点距離50 mm (F 1.2)、105 mm (F 1.8)、180 mm (F 2.8)	測定対象サイズに応じ3種類を交換
ビームデリバリ光学系	ミラー式 (y-z面計測時2個, x-z面計測時1個のミラー使用)	
シート光学系	焦点距離 200 mm ~ ∞ ; シート開き角 10 ~ 60°	
シンクロナイザ	TSI社製レーザーパルスシンクロナイザ	
制御用PC	Pentium III (550 MHz) ×2, RAM 1 GB, 外付けHD 60 GB	
PIVソフトウェア	TSI社製 InSight Stereo Ver. 3.31	
キャリブレーションターゲット	TSI社製 DPDSターゲット (200 mm×200 mm)	両面、高さ2段階
シーディング装置	シーディングジェネレータ LSG-500 1台 (シード平均粒径 約1 μm)	DLRにて開発 ⁵
シード	DEHS (Di-Ethyl-Hexyl-Sebacat)	

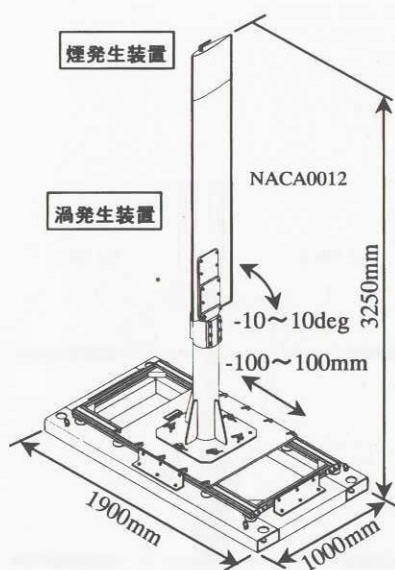


図1 半裁矩形翼型渦発生装置⁶

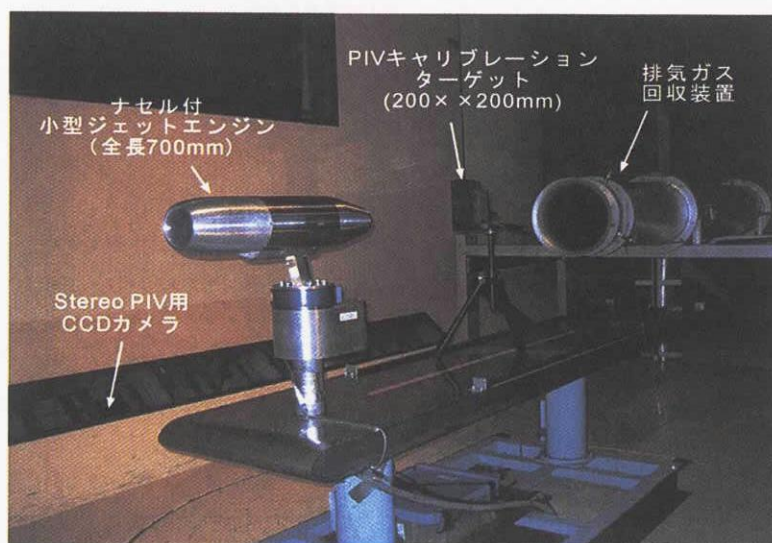


図2 小型ジェットエンジンの6.5 m×5.5 m低速風洞取付状態

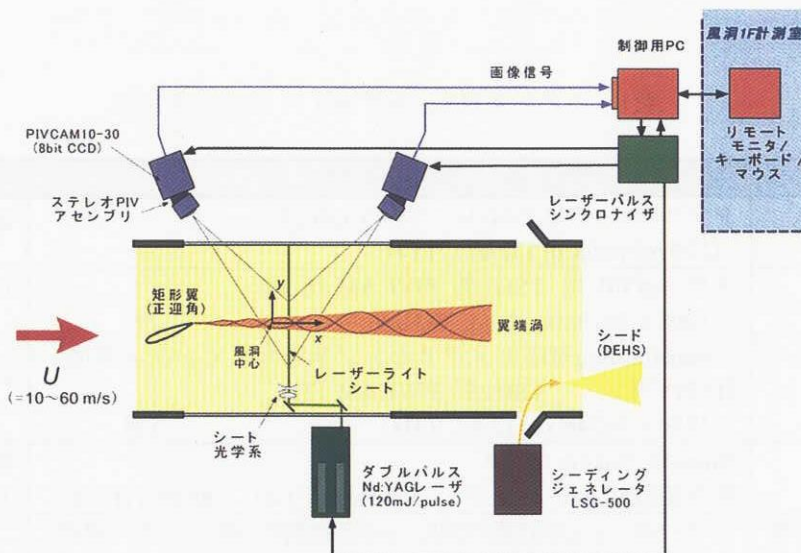
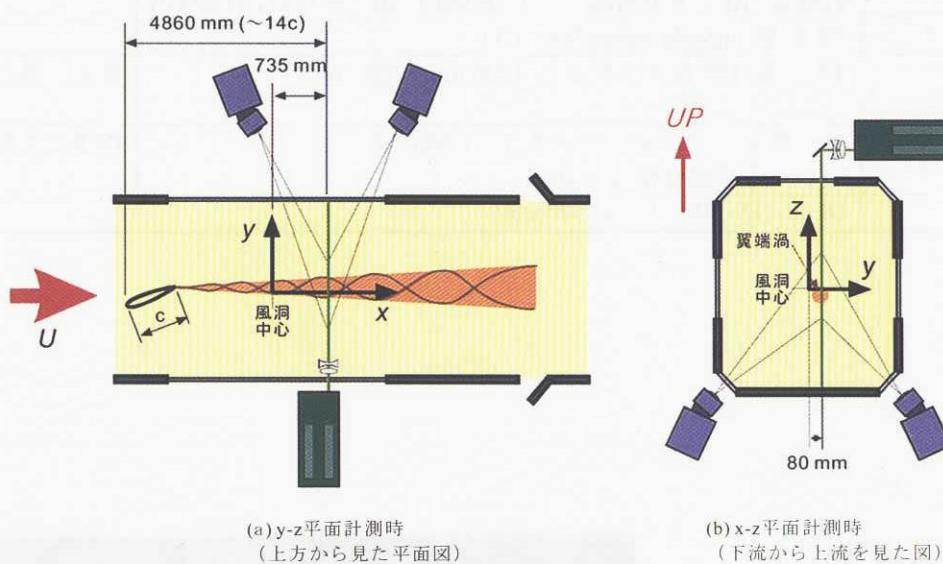


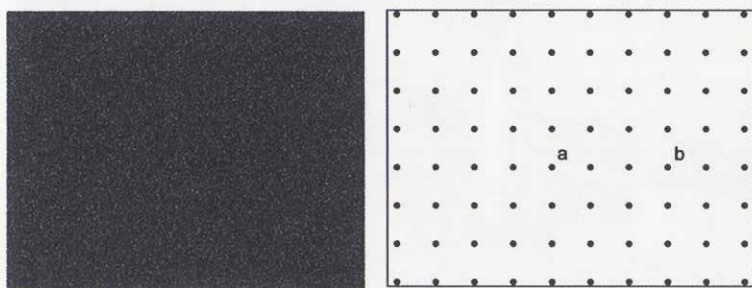
図3 Stereo PIVシステム構成図



(a) y-z平面計測時
(上方から見た平面図)

(b) x-z平面計測時
(下流から上流を見た図)

図4 翼端渦計測時のレーザおよびカメラセッティング



(a) 模擬粒子パターン

(b) 円形パターン

図5 振動計測用プレート

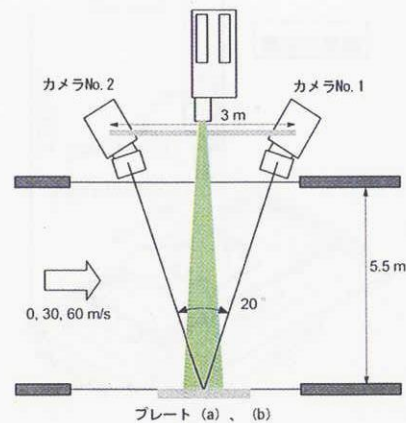


図6 振動計測時のセッティング

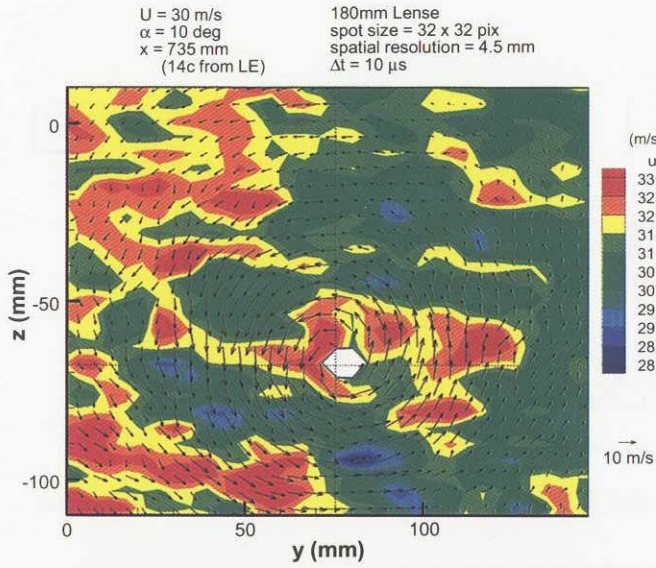


図7 翼端渦瞬時速度ベクトル (渦軸垂直断面)

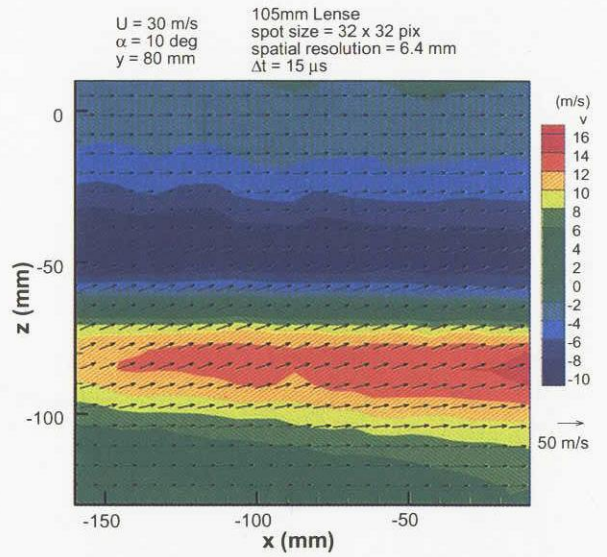


図10 翼端渦平均速度ベクトル (渦軸平行断面)

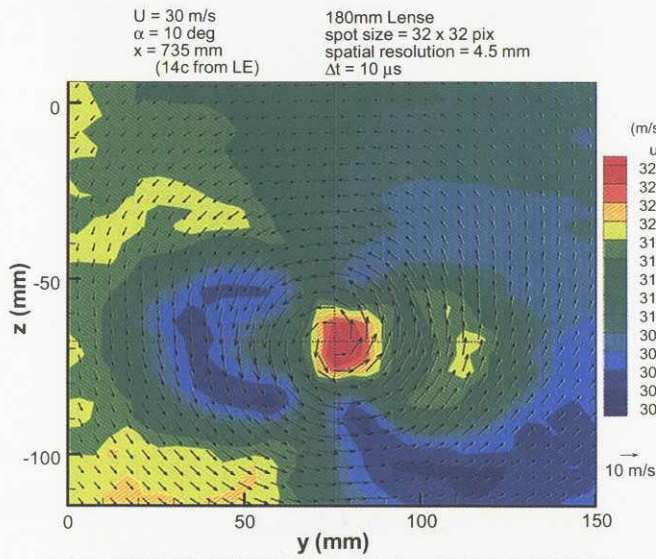


図8 翼端渦平均速度ベクトル (渦軸垂直断面)

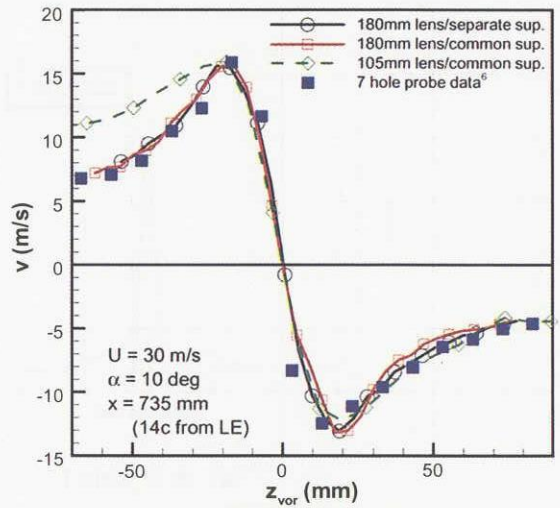


図11 翼端渦周方向速度分布

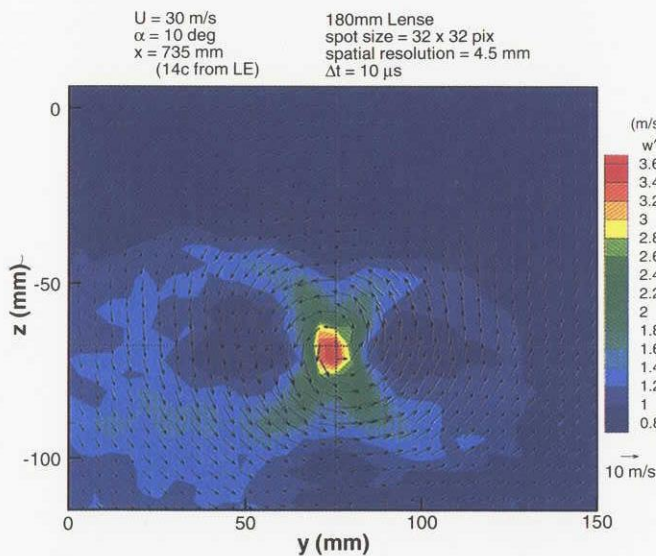


図9 翼端渦z方向乱流強度 w' (渦軸垂直断面)

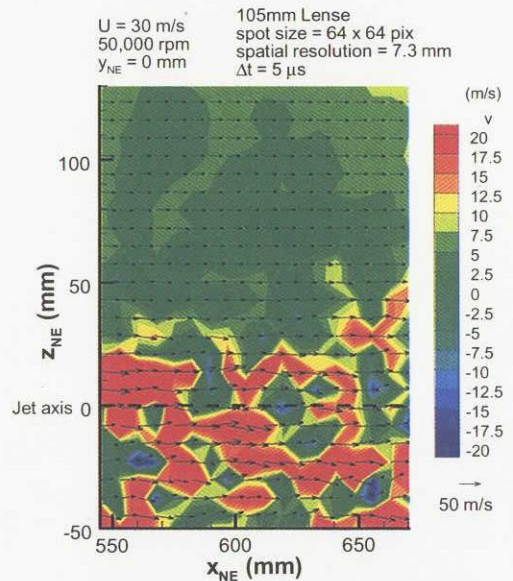


図12 エンジン排気干渉流の平均速度ベクトル

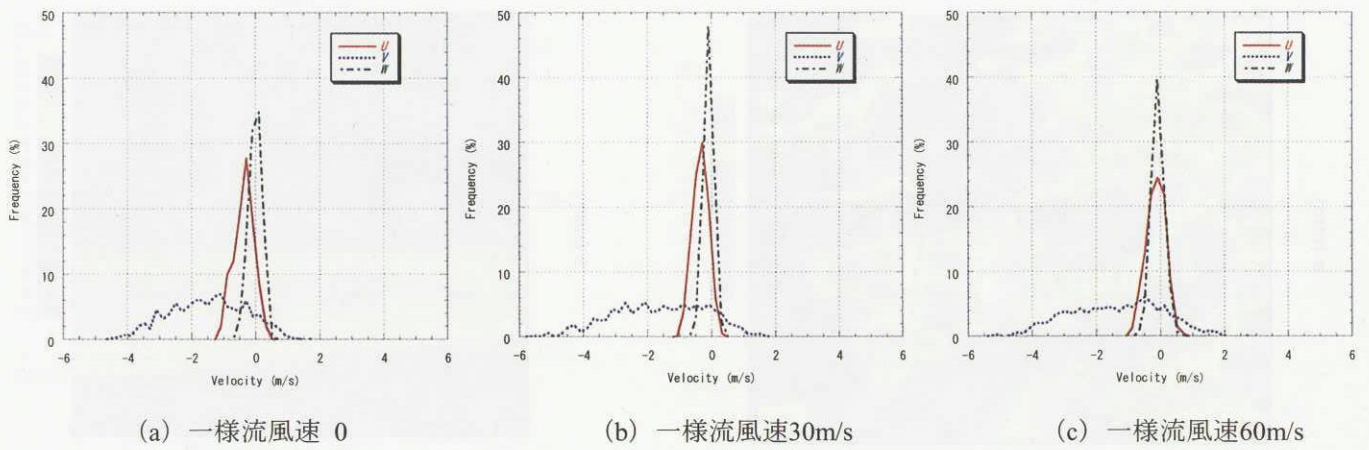


図13 風洞振動の影響（模擬粒子パターン）

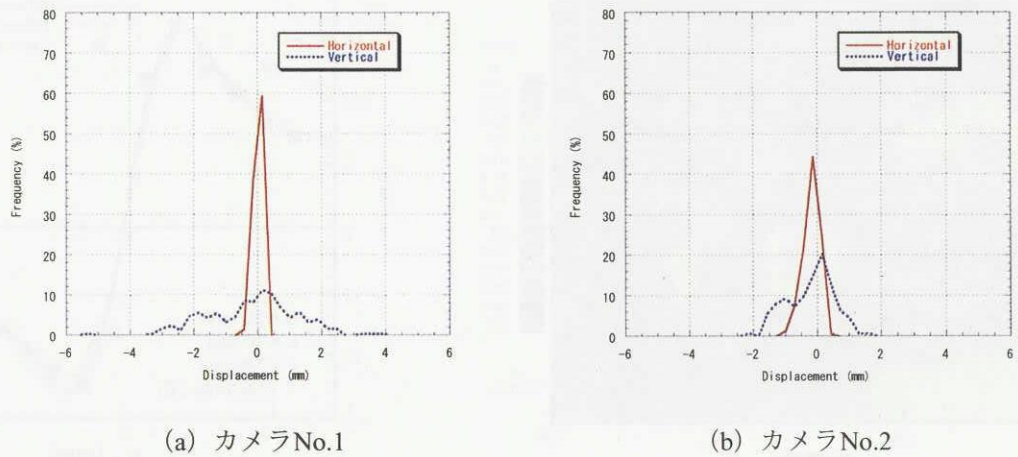


図14 風洞振動の影響（円形パターン、一様流速風速60 m/s）

H-IIA 補助エンジントラス設計検証と遷音速風洞実験

神田 淳、甲斐高志（航空宇宙技術研究所）、
水藤貴靖（宇宙開発事業団）、中道二郎（航空宇宙技術研究所）

Design Verification of H-IIA Auxiliary Engine Support Structure and Transonic Wind Tunnel Test

Atsushi KANDA, Takashi KAI (NAL), Takanobu SUITO (NASDA), Jiro NAKAMICHI (NAL)

Abstract

NAL (National Aerospace Laboratory of Japan) cooperates with NASDA (National Space Development Agency of Japan) to verify the design of the H-IIA Auxiliary Engine Support Structures that are located between SSBs of the H-IIA launch vehicle No.2. It is very difficult to know beforehand fluctuating aerodynamic loads applied to actual support structures. This paper shows how to verify the design of support structures. Moreover, results of wind tunnel tests in NAL Transonic Wind Tunnel (TWT-1) are shown

1. はじめに

現在、宇宙開発事業団により H-IIA ロケット 2 号機の打ち上げが計画されている。このロケットは 2024 形態であり、固体ロケットブースター (SRB-A) 2 本、固体補助ロケット (SSB) 4 本がコア機体の周りを取りつけられる。さらに SSB 間にはロール制御を目的とした補助エンジンのノズルがトラスにより張出して配置される。

補助エンジンを支持するトラスのような暴露部を有する構造物では、流れ場も非常に複雑である。特に遷音速や超音速領域の剥離や衝撃波

が発生するような場合において、どのような変動空気が発生するのかに関しては、設計の指針となるデータが無く、実機での試験も非常に困難である。そこで設計の妥当性を検証するため、航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団の共同研究「H-IIA ロケットの設計検証に関する研究」を行っている。以下で検証方法について紹介する。また、航技研の遷音速風洞 (TWT-1) で模型による風洞実験を行い、検証の基礎データを取得したので、その結果を併せて報告する。

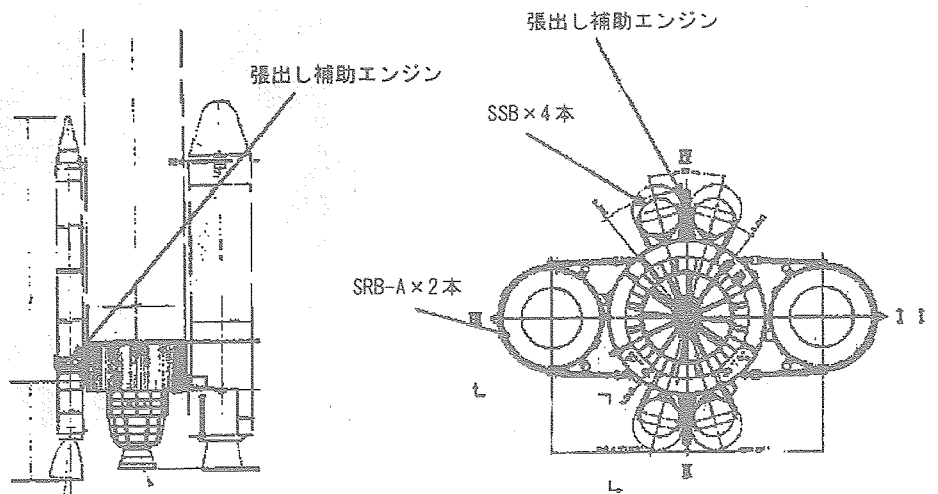


図 1 H-IIA2 号機部分図

2. 補助エンジントラス

ロケットのロール方向制御については、SRB-A 燃焼中は SRB-A のジンバルにより行うが、SRB-A 分離後は補助エンジンを用いて行う。従来の SSB 非搭載機体では補助エンジンはロケット外板に直付けであった。しかし SSB 搭載機体では SSB の推力方向と機軸方向のミスマライメントによりロール方向の外乱が大きくなり、SSB 非搭載機に比べ制御力が不足する可能性がある。そこで2号機においては、ロールモーメントアームを稼ぎ、また SSB との物理的な干渉を避けるために、補助エンジンはトラスによりロケット表面から約 1.3m の高さに設置される。これを補助エンジントラスまたは張出し補助エンジンと称する。H-IIA 2号機の部分図を図1に示す。

3. 設計検証

設計検証はトラスにかかる変動空気力を変動集中荷重で模擬する方法で行う。設計検証のフローを図2に示す。

40%トラス模型を用いて風洞実験を行い、模型に取りつけられた各種センサーから変動空気力に対する応答を求める。一方、トラス模型に変動集中荷重を加えたときの応答（ランダム応答）を振動試験、解析（NASTRAN, ANSYS）により求める。このとき変動集中荷重の波形、大きさ、荷重負荷位置、荷重負荷点数がパラメー

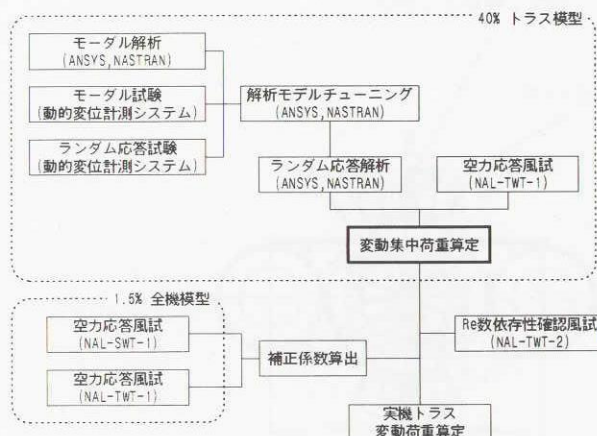


図2 設計検証フロー

タとして考えられ、空気力応答と集中荷重応答が近くなるようなパラメータを求める。ただしこのようにして求められた集中荷重では、SSB やロケット本体による流れの干渉が考慮されていない。そのため、別途 1.5%全機模型の風洞実験を遷音速風洞および超音速風洞（SWT-1）で行い、SSB およびロケット本体の流れ干渉による影響を求める。さらに 2次元風洞(TWT-2)でレイノルズ数による変動空気力への影響を調べ、動圧やスケール比についても補正を加え、実機トラスに対する変動集中荷重を求める。最終的にはこの変動集中荷重を用いて設計の妥当性を検証する

4. 遷音速風洞実験

航技研の遷音速風洞において 40%トラス模型（高さ約 500mm）を用いて風洞実験を行った。このスケールは閉塞率から決定された。気流条件は、マッハ数が $M=0.95, 1.1, 1.4$ 、総圧は $P_0=71, 80, 95\text{kPa}$ である。模型の台座は回転可能で、気流迎角 $\alpha=0, \pm 5^\circ$ で実験を行った。図3に風洞実験状況を示す。

変動空気力応答を計測するためのセンサーは図4に示すように、ロッドの伸び歪みゲージ 6ch（TC#1~#6）、曲げ歪みゲージ 2ch（BEND#1,#2）、エンジンカバー内部に 3軸加速度センサーを 2個の計 6ch（FX,FY,FZ,BX,BY,BZ）の計 14ch である。また、トラス後方に後流計測用非定常圧

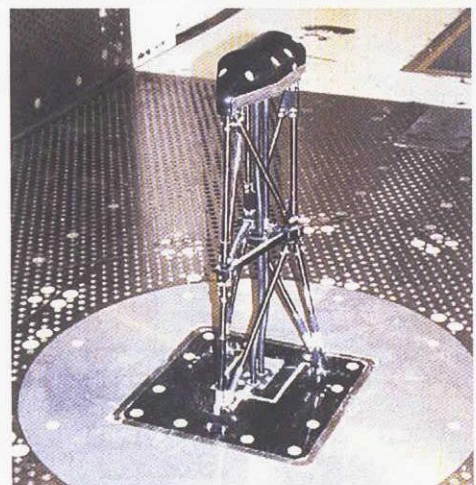


図3 風洞実験状況

力センサー1ch を設置した。使用した計測機器を図5に示す。全てのデータをデータレコーダ SIR-1000i (ATI テープ) に16bit, 48kHz で取り込みを行うと同時に、コンピュータに転送してデータ処理を並行して行った。ただしデータ処理はデータの間引きを行い、2.5kHz までの解析を行った。

計測結果の一例として $M=0.95$ 、 $P_0=95\text{kPa}$ の場合について図6に示す。迎角 α の変化に対する応答の違いがそれほど顕著でなかったため、 α について包絡させている。上段のグラフは伸び歪み応答 PSD を、中段は曲げ歪み応答 PSD

を、下段は加速度応答 PSD を示している。どの応答も 100Hz 近辺にピークが見られるが、これらはトラス全体の低次の3つの固有振動数にほぼ一致している。歪み PSD 値の数百 Hz 以上にもピークが見られるが、これはトラスの各ロッドの局所的な固有振動に対応すると考えられる。他の気流条件でも同様の結果が見られた。全体として固有振動数以外に特定の大きなピークは存在していない。つまり特定の振動数の空気力は作用せず、ホワイトノイズのような、振動数に対し強度がほぼ様な空気力が作用していると考えられる。

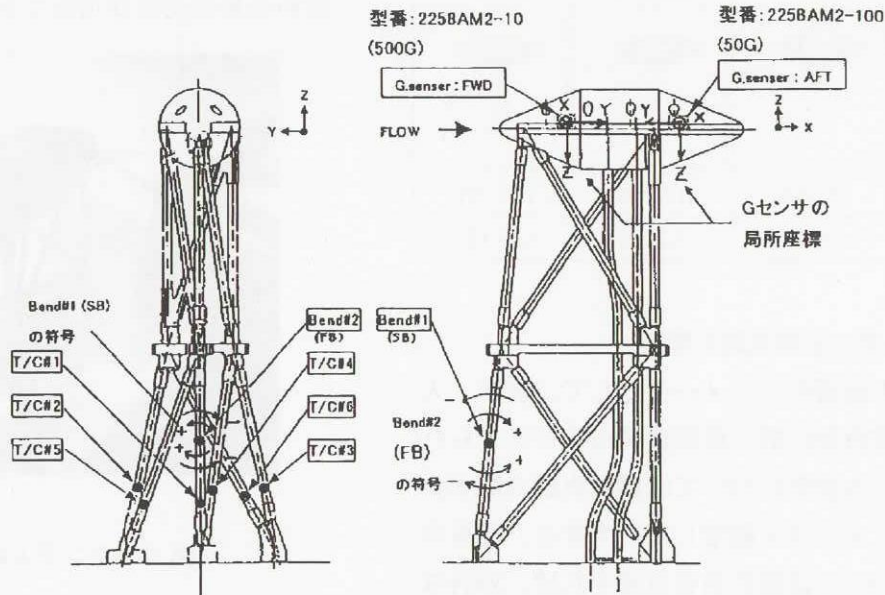


図4 計測センサー配置

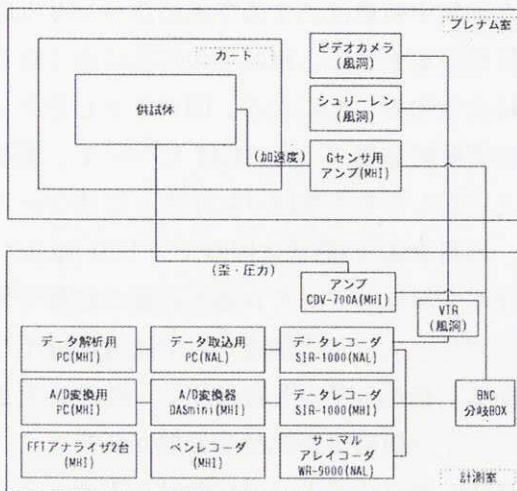


図5 計測機器

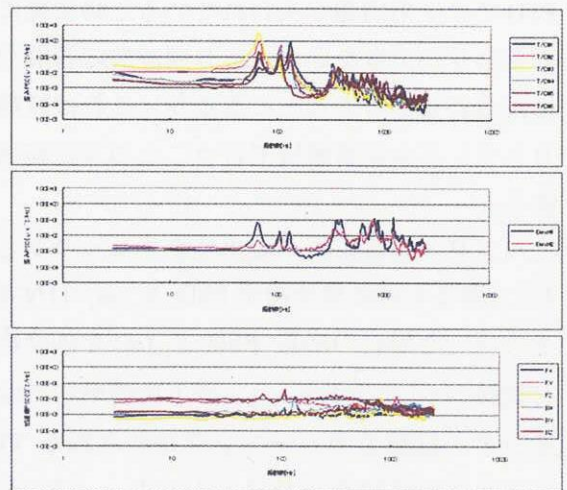





図6 風洞実験結果

5. 振動特性

5.1. モーダル試験と解析

FEM モデルのチューニングのためにモーダル試験を行った。試験は航技研のロボットによる動変位計測システムを用いた。加振はシェーカーによるランダム加振とハンマーインパクト法の2通りで行ったが、そのうちハンマーインパクト法による結果を、ANSYS による解析結果とともに表1に示す。

表 1 固有モード

	Mode 1	Mode 2	Mode 3
形状 (解析)			
解析値	65.7Hz	108.5Hz	134.3Hz
試験値	67.5Hz	112.7Hz	139.1Hz

5.2. ランダム応答試験と解析

変動集中荷重のパラメータとして、波形、大きさ、荷重荷位置、荷重荷点数が考えられる。このうち波形については風洞実験の結果からホワイトノイズと仮定した。大きさ、荷重荷点数については線形系を仮定すれば、応答は任意の荷重荷位置でのホワイトノイズ加振に対する応答の重ね合わせで表現できる。ただし PSD では位相情報が失われているため単純に重ね合わせができない。つまり周波数応答関数で重ね合わせを行うことになるが、これは試験よりもランダム応答解析で行うことの方が容易である。

ランダム応答解析の妥当性をチェックするために、ある1点に単位荷重 PSD $S_{xx}(\omega)$ ($1N^2/Hz$) を負荷した場合の応答 PSD $S_{yy}(\omega)$ を試験結果と比較した。すなわち、ランダム応答解析では、モーダル試験でチューニングがなされた FEM モデルに単位荷重 PSD を負荷した。一方、ランダム応答試験では純粋なホワイトノイズ加振を

することは困難であることから、応答 PSD は下記の式において、 $S_{xx}(\omega)=1$ とすることにより、周波数応答関数 $H(\omega)$ の大きさを 2 乗することで求めた。

$$S_{yy}(\omega) = |H(\omega)|^2 S_{xx}(\omega)$$

ランダム応答試験状況を図7に示す。

図7に示した加振位置に対し、TC#1~TC#3の伸び歪み応答 PSD の試験および解析結果を図8に示す。この結果から試験と解析が非常に良く一致していることがわかる。つまり変動集中荷重算定の基礎データとして、ランダム応答解析結果の使用が可能であることがわかった。



図 7 ランダム応答試験状況

6. 変動集中荷重算定

変動集中荷重は、5.2節で求めたランダム応答解析結果をもとに、風試での応答に近くなるように決定することになる。図8に示したランダム応答解析結果のうち TC#3 について、風試結果と比較したものを図9に示す。このケースでは、応答 PSD の形状は固有モードの Mode1~3 の比率が風試とランダム応答試験の結果で異なっており、大きさの調整だけでは近似は不可能である。荷重荷点を複数にし、他の応答も考慮して、近似精度を高める必要がある。

H-IIA のフライトパスにおける実機トラスの変動集中荷重を求めるためには、上記の結果に

加え、動圧に対する補正、SSB やロケット本体による流れの干渉に対する補正、スケール補正を行う必要がある。

7. おわりに

補助エンジントラス設計検証のため、変動空気力を変動集中荷重で置き換える方法について示した。

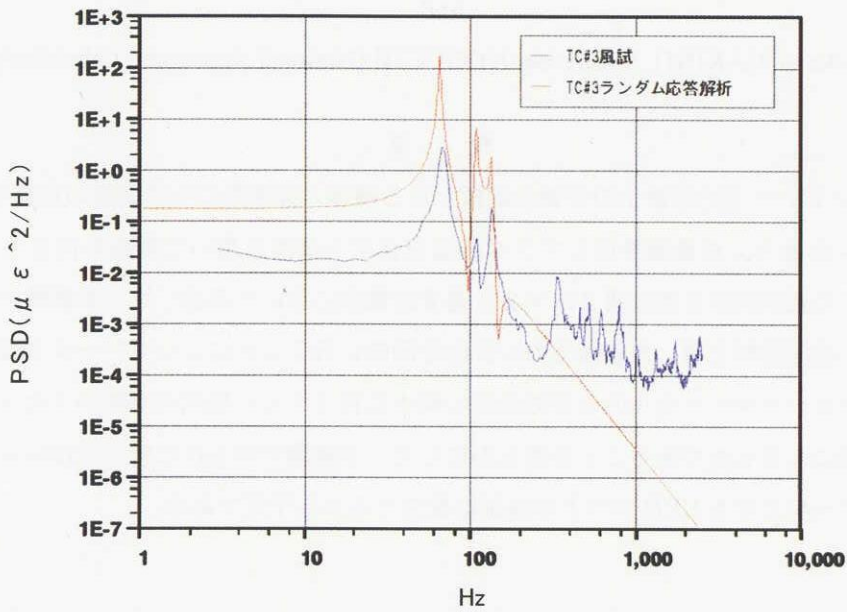


図 8 ランダム応答試験と解析の比較

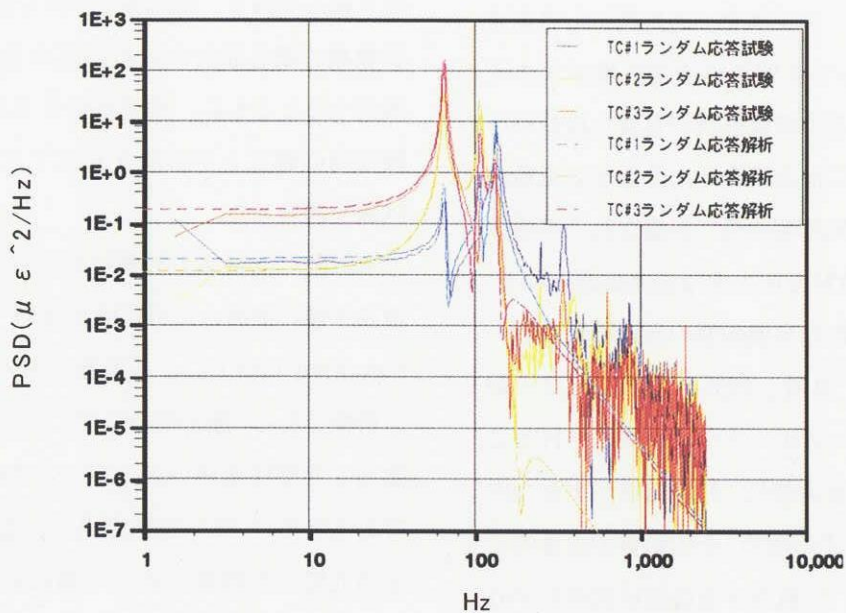


図 9 ランダム応答解析と風試結果の比較

感圧塗料を用いた推進系付き小型超音速実験機の風洞試験

○真保 雄一、高倉 一浩、倉山 和大（三菱重工業）

牧野 好和、野口 正芳（航空宇宙技術研究所）

Pressure Sensitive Paint Application to the Transonic Wind Tunnel Test of the Powered National Supersonic Experimental Transport

Yuichi SHIMBO, Kazuhiro TAKAKURA, Kazuhiro KURAYAMA (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.)

and

Yoshikazu MAKINO, Masayoshi NOGUCHI (National Aerospace Laboratory)

概 要

次世代 SST の開発において空力設計上の主要な課題となる機体/推進系の干渉問題の詳細を把握するため、フロースルーナセルの後方に流量調整用のプラグ装置を有する模型を用いて推進系付き小型超音速実験機（ジェット実験機）の風洞試験を航技研 2 m × 2 m 遷音速風洞において実施した。本試験では通常の空気力、圧力の計測に加え、感圧塗料を用いた表面圧力の計測を同時に行うことによってデータ生産性を飛躍的に向上させると共に、フロースルーナセル内の空気流量の減少に伴うナセル抵抗の増加がナセル入口前方に形成される強い圧縮領域によるものであることを明らかにした。本試験で得られたデータはジェット実験機の開発及びその設計ツールとなる CFD コードの検証に役立てられる予定である。

1. はじめに

SST では主翼下面に搭載されるダイバータもしくはパイロンや、エンジンナセルの先端から発生する強い衝撃波によって主翼下面の流れ場が大きく変化するため、推進系の搭載位置が重要な設計パラメータとなり、さらに推進系自体の性能が空気取入口前方のマッハ数、気流偏向角に影響される等機体/推進系干渉が機体設計上の大きな技術課題となる。

推進系を含む SST の全機形態の風洞試験においてはエンジン排気を実機と相似とすることは一般に困難であり、フロースルーナセルが使用されることが多いが、機体の空力特性、特に抵抗がナセル内部流量によって変化するため、その影響を定量的に把握する必要がある¹⁾。航空宇宙技術研究所を中心として進められている推進系付き小型超音速実験

機（ジェット実験機）の開発にあたっては CFD、風洞試験の両面からこの機体/推進系干渉の問題に取り組んでおり、流れ場の詳細を把握し、ジェット実験機の概念設計のための基本空力特性データを取得するとともに、推進系付き SST 模型の風洞試験技術の確立とを目的としてナセル干渉検討風洞試験を実施した。

本試験では従来の計測技術に加え、特に機体/推進系干渉の把握のために感圧塗料²⁾ (PSP: Pressure Sensitive Paint) による表面圧力の計測を行った点が特徴である。感圧塗料を用いた圧力計測は塗料を塗布した領域全体の圧力データが得られる面計測であるため 1 回の計測で得られる情報量が従来の圧力孔による計測に比べて格段に多くデータの生産性を飛躍的に向上させるばかりでなく、予期しない局所的な圧力変化も確実に捉えることができる。

また、SSTの主翼は超音速の巡航状態における造波抵抗を低減するために翼厚比3～4%の薄翼を使用することが多く、縮尺模型の場合には構造上の制約からあまり多くの圧力孔を設置することができない上、ナセルの表面圧力を詳細に計測するためには大量の圧力配管をナセルから主翼を通して計測器に導く必要があり、模型が非常に複雑な構造とならざるを得ない。このような場合、感圧塗料は圧力計測の重要な手段となる。

2. 試験概要

実験に用いた模型は図1に概要を示す小型超音速実験機(ジェット実験機)概念検討形状17%模型で、全長は1360mm、全幅は837.7mmである。本模型の主翼は線形理論を用いて設計されたワープ付きのアロー翼(内翼前縁後退角66°、外翼前縁後退角42°)であり、胴体はOgive形状の前胴部に円筒を接続した形状となっている。主翼下面にはM=1.7を設計点とした固定2段ランプ式空気取入口を持ち、ジェット実験機への搭載が予定されているエンジンの収納を想定した形状のフロースルーナセルを取付けている。さらにナセル出口後方にはスティングに固定したプラグ装置があり、内蔵した電動モータを駆動しプラグ位置を変更することによってフロースルーナセル内の空気流量を変化させることができるようになっている。

試験は航空宇宙技術研究所の2m×2m遷音速風洞において風洞総圧60kPa、一様流マッハ数M=0.6～1.4の範囲で実施し、胴体内の内挿天秤によって全機6分力を、左舷側のナセルに内蔵したナセル天秤によってナセル(ダイバータを含む)単体の6分力を計測した。また、左右両フロースルーナセル内部には空気流量を計測するための各々31点の総圧管と6点の静圧孔が一定断面積部に、4点の静圧孔がナセル出口に設けられており、前胴部に内蔵された2台の機械式圧力走査器(スキャニバル

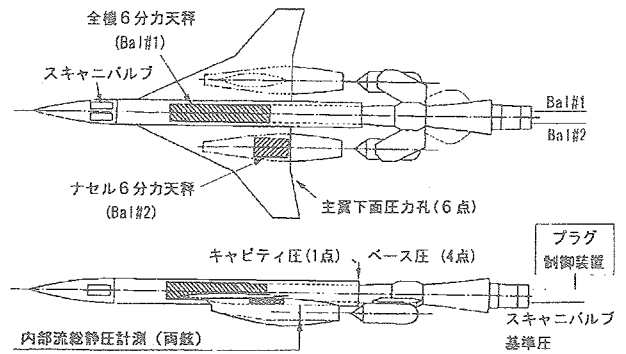


図1 模型概要図

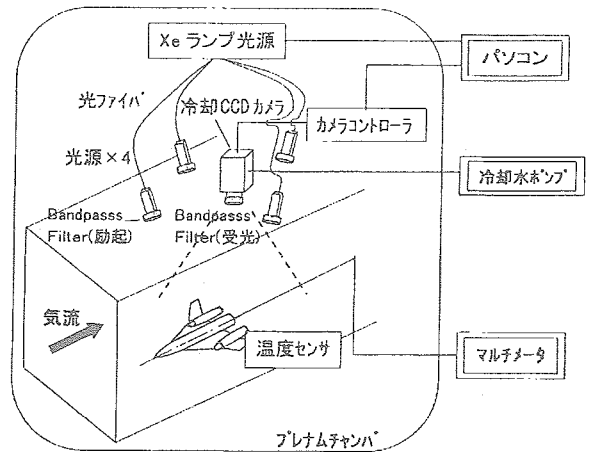


図2 試験概要図

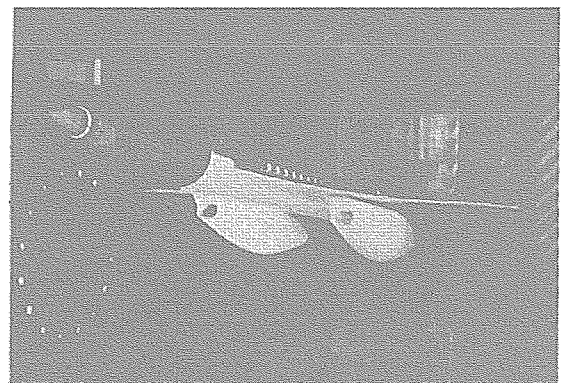


図3 模型写真

ブ)を用いて圧力変換器による圧力計測を行った。

一方感圧塗料による圧力計測は、感圧塗料の温度依存性に伴う計測誤差を低減するため、これまで航空宇宙技術研究所/三菱重工業の共同研究を通じて2m×2m遷音速風洞において実績のある感圧塗料(PSP)/感温塗料(TSP: Temperature Sensitive Paint)複合較正法³⁾を採用した。本試験では図2に概要を示すように励起用の紫外線光源と受光用

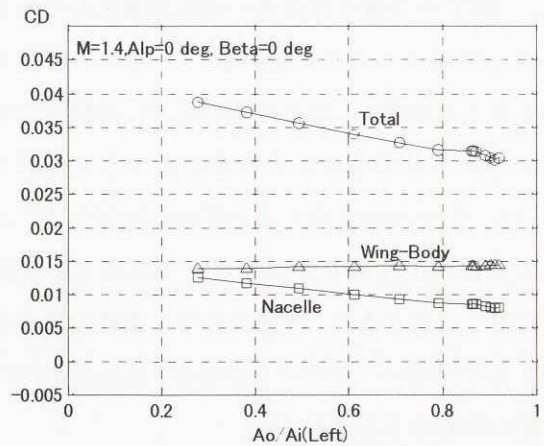
の CCD カメラを風洞測定部の天井に設置し、模型の左舷側下面に感圧塗料(PtOEP/IBM)、右舷側下面に感温塗料(EuTTA/PMMA)を塗布して(図3)、模型を 180° ロール回転させた状態で天秤、圧力変換器による計測と同時に行った。

フロースルーナセル内の空気流量はナセル内の静圧孔 6 点の平均静圧と総圧 31 点から亜音速/超音速ピトー管公式によって局所マッハ数、密度を算出し、これに分担断面積比を乗じて足し合わせることで求め、ナセル内に入り込む流管が一樣流中において占める断面積 A_o と空気取入口の幾何学的正面面積 A_i の比 A_o/A_i の形で評価した (A_o/A_i の値が大きい程ナセル内に多くの空気が流れていることを表している)。なお、フロースルーダクトを有する模型の場合、軸力方向の天秤出力にはダクトの内部に作用する空気力 (総圧損失、摩擦抵抗) も含まれているため、運動量理論を用いた内部抵抗の補正を行い、機体外部に作用する空気力のみを取り出した^{4,5)}。

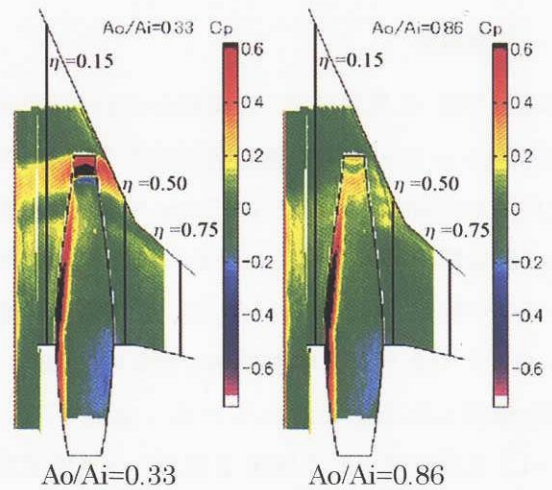
3. 試験結果

図 3 (A)に $M=1.4$ 、 $\alpha=0^\circ$ 、 $\beta=0^\circ$ における左舷側フロースルーナセル内流量の変化に伴う抵抗の変化を示す。図中のナセル抵抗はナセル 1 個分である。ジェット実験機ではナセルが相対的に大きいため、全機の抵抗の半分以上をナセル抵抗が占めており、ナセル内流量が減少すると、翼胴部分の抵抗はほとんど変化せず、主にナセルの抵抗増加によって全機の抵抗が増加していることがわかる。プラグ装置を持たない通常のフロースルーナセル付模型の場合には、ナセル内流量は出来高の 1 点のみとなるため、機体の性能推算に当たってはマッハ数ごとにこのようなデータを用いて実機のエンジン作動状態 (流量条件) における抵抗値を推算する必要がある。

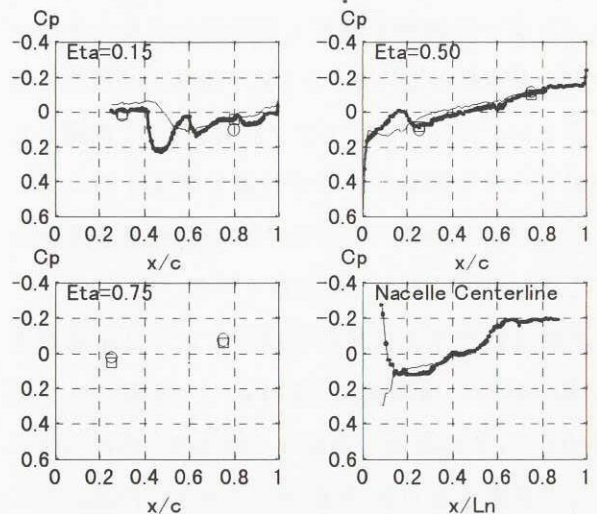
図 3 (B)にはナセル内流量が $A_o/A_i=0.86$ と 0.33



(A) 抵抗特性の変化



(B) 下面圧力場の変化



(C) 圧力分布の変化

Ao/Ai	感圧塗料	圧力孔
0.86	—	○
0.33	—	□

図 3 フロースルーナセル内空気流量変化の効果 ($M=1.4$ 、 $\alpha=0^\circ$ 、 $\beta=0^\circ$)

の場合の主翼下面空気取入口付近の圧力分布を感圧塗料によって計測した結果を示す。ナセル内流量を減少させると空気取入口部分で流れが塞ぎ止められ、ランプ部分の圧力が上昇すると共に左右に圧縮領域が広がり、その後方では流れが再加速されてカウルリップでは負圧となっている様子が見られる。この圧縮領域は前縁キック付近で主翼前縁から飛び出しているため、主翼上面側にまでその影響が及んでいるものと考えられる。また、ナセルの最大径位置の後方ではナセル径の絞込みに伴って流れが膨張して負圧が発生しており、ナセル抵抗を大きくしている原因となっていることが分かる。

さらに図3(C)には感圧塗料の計測結果から主翼下面と、ナセルの下面中心線上の圧力分布を切り出し、主翼については模型に設けてある各断面2点ずつの圧力孔の計測結果と比較した結果を示す ($\eta=0.75$ については感圧塗料の計測範囲外)。横軸は主翼については局所翼弦長で、ナセルについてはナセル全長で無次元化してある。主翼下面の $\eta=0.15$ ではナセル内流量の減少に伴う圧縮領域が $x/c=0.5$ 付近に、 $\eta=0.5$ ではその後方の負圧領域が $x/c=0.1 \sim 0.2$ 付近に現れているのに対して、外翼側の $\eta=0.75$ では圧力孔データ2点を見る限りは圧力分布に大きな変化が無いことが分かる。さらにナセル下面中心線上ではナセルからあふれた流れがカウル部分につくる高い負圧領域が見られる一方で、その後方の圧力分布はほとんど変化していない。ランプ部分の圧力上昇の影響は内部抵抗補正によって予め除去されているため、図3(A)に現れている抵抗の増加は主に空気取入口部分で流れが塞ぎ止められ、ナセル前方部及びダイバータ部分の圧力が上がることに由来するものと考えられる。

また、図4には $\alpha=0^\circ$ 、 $\beta=0^\circ$ において一様流マッハ数の変化が圧力分布に与える影響を示す。超音速になると亜音速では見られなかった強い圧縮領域が空気取入口前方に発生してカウル

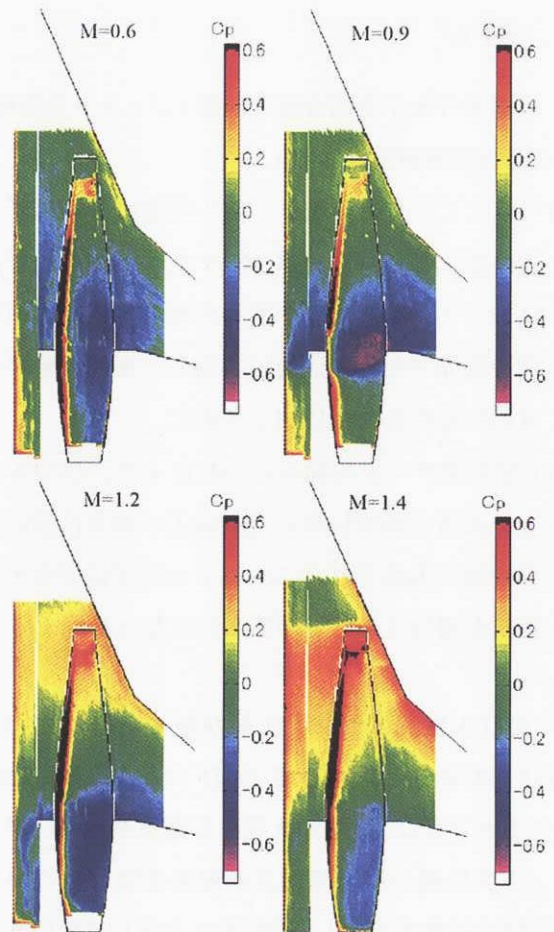


図4 マッハ数に伴う圧力場の変化 ($\alpha=0^\circ$ 、 $\beta=0^\circ$)

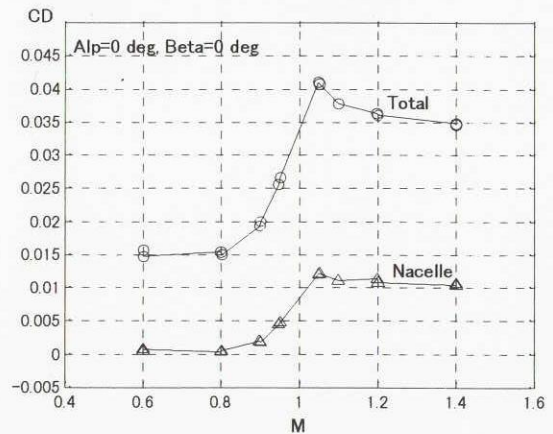


図5 マッハ数に伴う抵抗の変化 ($\alpha=0^\circ$ 、 $\beta=0^\circ$)

部分の圧力を上昇させていること、ナセルの最大径位置の後方ではナセル径の絞込みに伴って流れが膨張して強い負圧が発生していることが分かる。これは図5に示すようにナセル及び全機の抵抗を増大させる原因となっており、今後のジェット実験機的设计においてはナセル形状の設定の際に注意が必要である。

4. まとめ

推進系付き小型超音速実験機（ジェット実験機）の遷音速風洞試験を実施し、

- (1) 天秤による全機荷重、ナセル荷重の計測、圧力変換器によるフロールーナセル内流量の計測に加えて、感圧塗料を用いた模型表面圧力の計測を国内で初めて同時に実施し、風洞試験データの生産性を大幅に向上させた。
- (2) 上記計測データの組み合わせにより、ナセル内空気流量の減少に伴い空気取入口前方に強い圧縮領域が形成され、これによって主にナセルの抵抗が増加することが明らかになった。

今後は本風洞試験結果を航技研で行われているCFD解析結果と比較してCFDコードの検証に役立てるとともに、海外の大型超音速風洞においてジェット実験機の設計点付近の超音速領域についても同様の試験を実施し、設計データとして活用する計画である。

参考文献

- 1) Kulfan R. M. and Sigalla A., AIRFRAME-PROPULSION SYSTEM AERODYNAMIC INTERFERENCE PREDICTIONS AT HIGH TRANSONIC MACH NUMBERS INCLUDING OFF-DESIGN ENGINE AIRFLOW EFFECTS, AGARD-CP-301
- 2) 浅井圭介、神田宏、飯島由美、国益徹也、河野敬、感圧塗料と感温塗料－低温風洞への応用を中心に、NAL SP-42, pp.25-30
- 3) SHIMBO Y., MAKINO Y. and NOGUCHI M., Blowdown Tunnel Application of the Pressure Sensitive Paint, AIAA-99-2502
- 4) Seddon J. and Goldsmith E. L., Intake Aerodynamics, American Institute of Aeronautics and Astronautics, inc., 1985
- 5) 真保雄一、牧野好和、SST形状のナセル干渉検討風洞試験(遷音速風洞試験)、日本航空宇宙学会第31期年会講演集、pp.174-177

SST ロケット実験機模型フラッタ試験

○齊藤健一、菊池孝男、神田淳、玉山雅人、中道二郎（航技研）

Experiments of Flutter models for the Non-powered Supersonic Experimental Airplane
Kenichi SAITOH, Takao KIKUCHI, Atsushi KANDA, Masato TAMAYAMA, Jiro NAKAMICHI (NAL)

Key Words: Aeroelasticity, Unsteady Flows, Shock Waves

Abstract

In a design of the Non-powered Supersonic Experimental Airplane, three kinds of flutter modes were focused ; aileron with one degree of freedom, a first bending mode of a main wing and a rocket fin first torsion mode coupled with control surface motion. Therefore three types of model for each flutter test were made and tested in wind tunnels, in order to confirm analytical results. The results of the testes are described in this paper.

1. はじめに

遷音速領域では既知の通り翼面上の衝撃波等の影響によるディップと呼ばれるフラッタ速度の落ち込みが見られる。このため SST ロケット実験機の開発においては、線形解析によるフラッタ速度が構造減衰率 $g=0.01$ の時 50% の速度余裕を持つことを設計基準として設計を行った。さらに当所の Euler/N-S コードを用いて非線形フラッタ解析が行うとともに、相似模型による風洞試験を行い検証することとした。

検討対象となったモードは以下の通りである。

- ・エルロン 1 自由度フラッタ (打上時)
($M=0.9$ で速度余裕 15%:非線形解析)
- ・主翼曲げ 1 次 1 自由度フラッタ(単体飛行時)
($M=0.9$ で速度余裕 50%:非線形解析)
- ・ロケットフィン-フィン舵面連成フラッタ (打上時)
($M=0.7-1.1$ で速度余裕 20%:線形解析)

尚、線形解析では単体、打上時ともエルロン-主翼曲げ連成フラッタがクリティカルで速度余裕は 50%以上であった。ロケットフィン、既存のロケットのフィン面積を拡大したため、検討を行った。

これら 3 種のモードに対して表 2 の相似パラメータに基づき模型を製作し風洞試験を行った(表 1)。これらのフラッタ解析及び風洞試験結果について報告する。

2. エルロン 1 自由度フラッタ

2-1. 概要

エルロンに関するモードについては線形解析ではエルロン回転-主翼曲げ連成フラッタに対する速度余裕が Mach 1.10 で 50% となり、また Euler コードによる非線形解析ではエルロン

表 1 風洞試験一覧

空弾問題	模型	使用風洞	試験 Mach,迎角
舵面 1 自由度フラッタ	半裁模型 主翼: 剛 舵面: 回転バネ	遷音速風洞 2m×2m 第 2 カート	$M=0.90-1.05$ $\alpha = -1, 0, 1, 2^\circ$
主翼曲げ 1 次フラッタ	ローリ形態模型 胴体: 剛 主翼: 弾性	遷音速風洞 2m×2m 第 1 カート	$M=0.70-1.05$ $\alpha = 0, 1, 2, 3^\circ$
〃 (ロケットの空力的影響)	打上形態模型 ロケット, 胴体: 剛 主翼: 弾性	〃	$M=0.70-1.00$ $\alpha = -5, 0, 2^\circ$
ロケットフィン曲げ-舵面連成フラッタ	舵面付き模型 翼: 弾性 舵面: 回転バネ	フラッタ風洞 0.6m×0.6m	$M=0.60-1.15$ $\alpha = 0, 5^\circ$

表 2 各模型の相似パラメータ

	半裁エルロン		全機		ロケットフィン	
	実験機	模型	実験機	模型	実験機	模型
Mach	0.9	0.9	0.9	0.9	0.8	0.8
V_{TAS} [m/s]	334.7	284.1	299.9	284.1	272.2	256.3
ρ [kg/m ³]	1.225	0.664	1.023	0.664	1.225	1.699
h [ft]	0		6000		0	
p_0 [kPa]		80		80		190
scale	1.00	0.200	1.00	0.200	1.00	0.200
速度比	1.00	0.849	1.00	0.947	1.00	0.942
密度比	1.00	0.542	1.00	0.649	1.00	1.388
振動数比	1.00	4.24	1.00	4.74	1.00	4.71
質量比	1.00	0.0043	1.00	0.0052	1.00	0.0111

回転1自由度フラッタに対する速度余裕がMach 0.90で15%であった。線形解析上は前述の設計基準を満たしているが、非線形解析結果は線形解析とモードが異なり、フラッタ速度余裕も小さいことから精度の検証を必要とし、模型風洞試験を行った。

2-2. 風試模型

非線形解析でクリティカルとなったエルロン1自由度フラッタを模擬するため、エルロン回転1自由度のみの弾性モードを持つ半裁エルロン模型を当所遷音速風洞用に製作した。エルロンは翼根近くにあることから、胴体との空力干渉の影響も考慮するため、エアルールを採用した胴体を模擬することとした。胴体及び主翼はスチール無垢の剛体とし、舵面はアルミ無垢、エルロン回転モードは舵面取付シャフトの径により適切な剛性を得ることとした。半裁エルロン模型は実験機及び模型が以下の条件において相似則が成立するよう設計点を定めた。

実験機：M=0.90, S.L., 打上時バナル速度×1.2

模型：M=0.90, 風洞総圧 P₀=80kPa

スケールは20%で、半スパン471.8mm、翼根コード長768.2mm、主翼25%半スパン位置に上下面各18個の非定常圧力センサ及び定常圧力計測孔を有する。主翼は実際にはエルロン回転モードに対して十分剛とはならず、主翼曲げ2次モードがエルロン回転振動数に近くなるため(当初設計時220Hz付近)、実験機無次元振動数を包含する3種の剛性の異なるシャフトを用意した(表3)。

2-3. 模型フラッタ解析

実験機非線形解析においてはM=0.90 打上軌道速度×1.15において不安定点が得られたが、模型においてはこれよりやや高いマッハ数で不安定となっている。模型設計時のエルロン回転振動数(構造減衰 g=0.00)によれば、不安定境界はあるマッハ数で急激に(等価大気速度方向に)落ち込む傾向があり、その境界はシャフトBではMach 0.98-1.05間、C, Dでは0.95-0.98間となり、シャフト剛性が高ければ境界マッハ数が高

くなっている。一方模型製作後の振動試験値による振動数及び構造減衰を用いて再度解析を行うと、シャフトB, Cでは、Mach 1.05, P₀=85kPa(風洞運用範囲の上限)まででは不安定とならず、シャフトDで同条件時に不安定となった。このフラッタ境界マッハ数の上昇は、シャフトDのエルロン回転モード振動数の振動試験値は解析値より上昇しているもののシャフトCの振動数解析値より低いいため、剛性の差ではなく構造減衰の影響によるものと考えられる。

表3 シャフト剛性と無次元振動数

	剛性 [N・m/rad]	無次元振動数 (M=0.90)
B	450.1	0.20
C	279.5	0.19
D	159.8	0.13
実験機		0.18

表4 固有振動数[Hz]

シャフト	B	C	D	
主翼曲げ1次	86.3	86.3	86.3	FEM
	84.3	83.1	83.0	GVT
主翼曲げ2次	229.1	229.2	229.2	FEM
	209.8	205.0	205.3	GVT
エルロン回転	263.5	191.1	154.2	FEM
	242.8	230.7	166.3	GVT
	4.1	3.0	3.4	g[%]
主翼ねじり1次	348.4	348.4	348.4	FEM
	319.6	317.8	318.0	GVT
主翼ねじり2次	460.4	460.4	460.3	FEM
	394.1	375.5	376.1	GVT

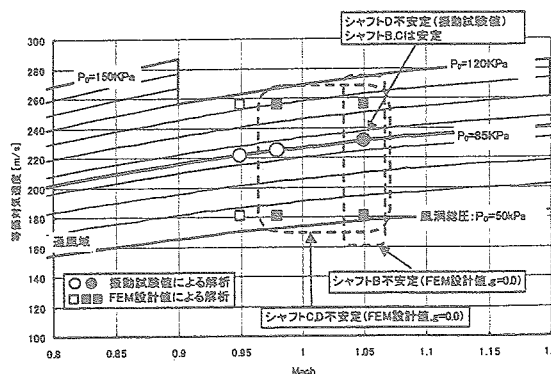


図1 半裁エルロン模型非線形フラッタ解析結果

2-4. 風洞試験

風洞試験はシャフトB, C, D、α=0°及びシャフトD、α=-1, 0, 1, 2°について当所遷音速風洞で行われた。気流条件の上限は風洞の安全性確保のためM=1.05, P₀=85kPaとされた。通風はP₀

を一定とし、マッハ数をスイープして行われた。

風洞試験において不安定現象は発生せず、エルロンシャフト歪出力を用い、ARMA モデルを求め、減衰率ないし安定係数でフラッタ推定を行った。マッハ数方向の推定ではとシャフト D で $M=1.07\sim 1.10$ に境界が得られるが B では妥当な推定値は得られなかった。等価大気速度方向に対しては 4 点しかデータがないが、いくつかのマッハ数では図 5 のようにフラッタ発生点が推定される。迎角 $-1\sim 2^\circ$ においても試験を行ったが、いずれも不安定現象は得られなかった。

同時に計測した定常圧力分布(25%半スパン)を見ると、 $M=0.98$ ではエルロン付近に衝撃波の存在が考えられ、線形解析では捉えられない不安定現象が生じる可能性がある。Lambourne の分類による領域 B (エルロンヒンジ後縁間に衝撃波が存在)のバズが Euler コードによる解析で捉えられている可能性がある。ただし、最も剛性の弱いシャフト D におけるフラッタ境界が Mach $1.07\sim 1.10$ と推定されていることから、不安定となる可能性があるのはエルロン後縁に衝撃波が存在する領域 C のバズとなり、これはポテンシャル理論により説明可能であることから、Euler コードによる解析値で十分と考えられ、またこのケースでは解析値が実際より低いマッハ数となり安全側と考えられる。

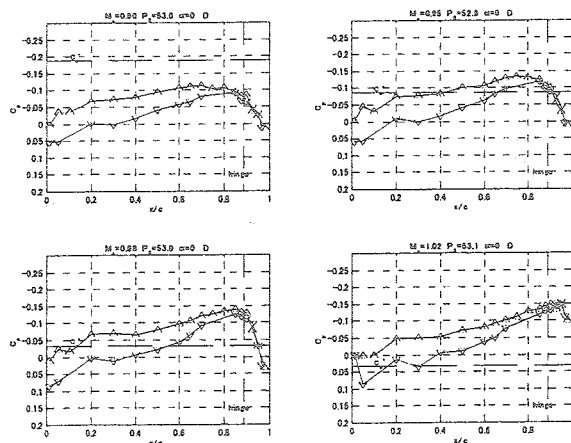


図 2 定常圧力分布

3. 主翼 1 次曲げ 1 自由度フラッタ

3-1. 概略

実験機がロケットから切り離された後の、単体形態での主翼 1 次曲げモードフラッタの速度余裕が飛行軌道に対して Euler コードによる非線形解析で 50%であった。線形解析に比べフラッタ速度が約半分となっていることなどから、精度検証のため風洞試験を実施することとした。尚、その後構造解析値の修正により非線形解析によるフラッタ動圧は約 2 倍となり、実験機的设计においてはこのモードは問題のないことが明らかとなっている。

3-2. 模型

全機模型は主翼曲げ 1 次 1 自由度フラッタの模擬を目的とし、当所遷音速風洞用に製作された。またロケットの空力干渉の影響も調べるため、ロケットつき打上形態模型を別途製作し、主翼は双方共有できるようにした。ただし剛性の異なる翼を 1 組ずつ製作し、単体形態ではノミナル剛性翼、打上形態では高剛性翼を用いた。胴体は主翼部分半径一定の胴体とした。

全機模型は 20% のスケール模型で主翼のみが弾性モードを模擬し、舵面は有しない。翼根コード長は 770.3mm、全スパンは 943.6mm である。模型設計点は当所遷音速風洞において以下の条件において相似則が成立することを目標とした。

実験機 : $M=0.90$, $h=6000\text{ft}$, 打上軌道マナル速度

模型 : $M=0.90$, 風洞総圧 $P_0=80\text{kPa}$

但し、重量比の相似性については実現が困難なこと、フラッタ発生点が風洞通風域内となる様、剛性値を低下させたことにより相似則からのずれが生じ、無次元振動数は表 5 のようになった。各形態の風洞試験範囲と実験機との対応を図 7 に示す。ロール形態はノミナル剛性翼、打上形態は高剛性翼の曲げ 1 次振動数を基準として換算した。

表5 無次元振動数

	振動数 [Hz]	無次元振動数 (設計点)
Nominal剛性翼	21.0	0.18
高剛性翼	24.8	0.21
実験機	11.7	0.47

表6 全機模型固有振動数 [Hz]

	ノミナル剛性翼		高剛性翼		ロール自由	
	振動試験	解析値	振動試験	解析値	解析値 左翼	解析値 右翼
1	21.0	20.1	24.8	26.9	34.8	21.8
2	58.6	57.1	76.7	71.4	87.2	61.3
3		106.4		129.1	151.4	112.1
4		144.2		183.0	175.9	135.5

3-3. 模型フラッタ解析

線形フラッタ解析値はロール形態が190m/s・EAS, 打上形態は両翼とも高剛性翼のためそれより高く250m/s・EASとMach 0.7-0.9でほぼ一定である。ロール形態の非線形解析値はMach 0.9でそれより7%程低くなっている。

3-4. 風洞試験

ロール形態では左翼に高剛性翼、右翼にノミナル剛性翼、打上形態では両翼とも高剛性翼を用いた。試験はマッハ数を設定した後P₀をスイープし、設定したP₀に到達後迎角を変更しデータを取得した。

試験時におけるフラッタ推定データおよび、実際のフラッタ発生データを示す(図7, 8)。推定は減衰率を用い、妥当と思われるもののみ図に示した。

試験時の振動の様子からMach 1.02付近にディップの底があると考えられる。また、半裁模型の圧力分布などからも、M=0.98-1.03程度で、衝撃波の影響が大きくなると考えられる。

打上形態では線形解析値がMach 0.70~0.90にわたってV_{EAS}=250.0m/sとほぼ一定の値を示しているが、試験時にはMach 0.95, α=2°のとき、V_{EAS}=181.5 m/sと27%低いポイントにおいてフラッタが発生した。但しこれは実機換算値では594m/s・EASとなり、実験機運用範囲から十分安全側である。尚、実機換算値は無次元速度を元に求めているが、無次元振動数が一致していないことに注意を要する。

4. ロケットフィンフィン舵面連成フラッタ

4-1. 概略

実験機打ち上げ用ロケットは既存のロケットのフィン面積及び舵面面積を拡大したことにより、フィン曲げ1次-舵面連成フラッタに対する安定余裕が不十分となり、トルクシャフト径変更等により対応した。模型風洞試験は変更後のフィンの安全性を確かめるとともに、フラッタ風洞通風域内でフラッタを発生させられるよう、シャフト剛性の低い舵面も用意し、フラッタ特性検証のためのデータを得た。

4-2. 模型

フィン模型は実験機模型と同じ20%スケール模型とし、重量比の相似性を考慮した場合風洞総圧の高いフラッタ風洞のほうが遷音速風洞より有利なため、フラッタ風洞を使用することとした。模型は翼根コード長362mm、スパン252mmで、実験機及び模型が以下の条件で相似則が成立するよう設計点を定めた。

実験機：M=0.80, S.L., 運用範囲

模型：M=0.80, 風洞総圧P₀=190kPa

模型はアルミ一体削り出しの芯金に発泡材で整形し、翼型は最大翼厚比5.5%の楔形である。舵面はヒンジライン上の取付軸剛性により実験機トルクシャフトを模擬し、実験機と相似なもの(シャフト直径8.2mm:Nominal)1体及び、風洞通風域内でフラッタが発生するようそれより剛性の弱いもの2体(同6.2mm:Down1, 6.0mm:Down2)を製作した。

表7 振動試験結果及び解析値

シャフト	Nominal		Down1		Down2	
	振動試験	解析値	振動試験	解析値	振動試験	解析値
曲げ1次	127.7	130.2	124.0	122.4	127.6	120.5
	2.9		3.3		2.2	
舵面	280.5	233.2	179.3	180.2	175.1	174.1
	4.1		1.8		1.0	
振り1次		365.7		345.7		344.2
舵面曲げ		453.5		447.2		446.7

各項目の上段は振動数[Hz], 下段は構造減衰率[%]

表8 無次元振動数

シャフト	振動数[Hz]	無次元振動数
Nominal	280.5	0.27
Down1	179.3	0.17
Down2	175.1	0.17
実機	53.6	0.26

4-3. 模型フラッタ解析

線形解析によると、シャフト Nominal ではフィン振り1次-舵面回転モード連成となっており Mach 0.70 が最もフラッタ速度が低く、Down1, 2 ではフィン曲げ1次-舵面回転モード連成で Mach 0.90 程度で最低となっている。また、非線形解析でも Down1, 2 では線形解析より低い速度に境界があるが、Nominal では逆に高くなっている(図11)。

4-4. 風洞試験

風洞試験は当所遷音速フラッタ風洞(吹き出し式)において行われた。各舵面取付シャフトに対して Mach 0.60-1.15 の範囲でマッハ数一定として気流静定後模型を風路内に射出し、風洞総圧 P_0 を 1~5kPa/sec でスイープする。その間の気流、歪データ等をフラッタ風洞データ収集装置にて取得した。迎角は 0° で線形解析値付近または風洞の上限(400 kPa)まで総圧を上昇させた。また、シャフト Nominal については迎角 5° において実験機打上軌道速度の 1.15 倍相当までの試験も行い、フラッタ安全性を検証した。図10に、風洞試験と実験機飛行条件の対応を示す。

本試験ではシャフト Down2、 $P_0=320\text{kPa}$ において模型射出時に唯一のフラッタを得られた。しかし $P_0=220\text{kPa}$ で射出、 350kPa までスイープした際はフラッタは発生しなかった。フラッタに発生時と非発生時では曲げ・ヒンジの位相差それぞれ約 54° 、 62° ヒンジが進んでいる(歪曲げは上げが+、ねじりは前縁下げが+、ヒンジは後縁上げが+である。位相差はヒンジ符号を反転して比較した値)。また振動数はフラッタ発生時は 150.5Hz (曲げ、ヒンジとも)、非発生時は 158.5Hz (曲げ、ヒンジとも)となっている。風洞取付状態においてこの2つの試験の前後でフィン曲げ1次振動数は $117.2 \rightarrow 118.4\text{Hz}$ とほぼ変化はない。模型の状態には変化はなく打ち出しによる非定常性が大きく影響していると考えられる。

フラッタ推定にはフィン曲げ、振りモードも十分含まれているヒンジ歪出力を用いるのが良

いと考えられるが、適切な推定値が得られておらず、実際のフラッタ発生値ともかけ離れている。フラッタ発生前の PSD の傾向は、低い P_0 では1次曲げモードのほうが減衰率が低く、フラッタ発生近くではむしろ回転モードのほうが卓越するようになる。尚、このフラッタ発生点は線形解析値より約30%高く、舵面シャフト取り付けによる摩擦等の影響が考えられる。

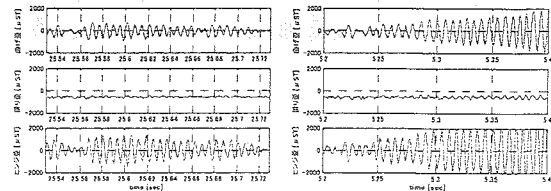


図3 $P_0=320\text{kPa}$ におけるフラッタ非発生時(左)とフラッタ発生時(右)の歪時系列データ

5. おわりに

SST 実験機設計時に検討を要したエルロン1自由度フラッタ、主翼曲げ1自由度フラッタ、ロケットフィン曲げ-舵面回転連成フラッタについて、それぞれ模型を製作し風洞試験を行った。エルロン1自由度フラッタについてはエルロン回転剛性が実験機より弱いシャフトDにおいて $M=1.07-1.10$ の範囲では領域Cのバズが起こりうると思われる。このバズは剥離が支配的とはならず、Eulerコードでの解析は妥当と考えられ、またこのケースでは解析値が安全側となっている。主翼曲げ1自由度フラッタについては解析は主に $M=0.90$ を中心に行ったが、実験では $M=1.02$ 程度にディップの底があると見られ、半裁エルロン模型等の圧力分布を見ても、 $M=0.98-1.03$ で翼面上に衝撃波が現れ、影響を受けると考えられる。唯一解析値より実験値が危険側となった打上形態での主翼曲げ1次フラッタは、実機換算では十分な速度余裕を有する。ロケットフィンについては風洞試験によりフラッタに対する健全性が示された。

一連の風洞試験を通して SST 実験機フラッタ特性の知見が得られたほか、解析ツールの一部修正により、より精度の高いものとなった。

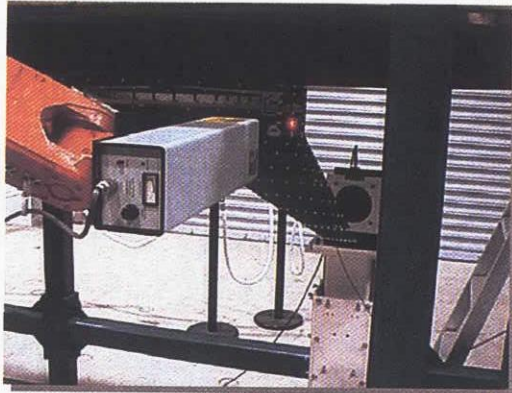


図4 半裁エルロン模型 (動的変位計測装置で振動試験中)

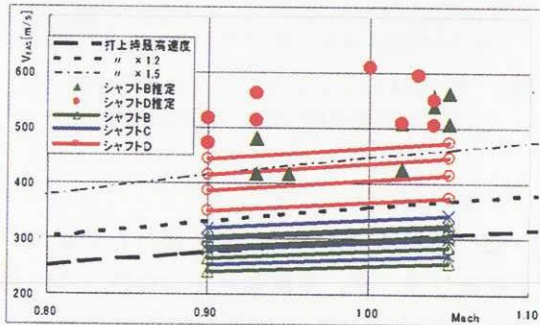


図5 半裁エルロン模型風試範囲と推定値の実機対応



図6 全機模型(打上形態)

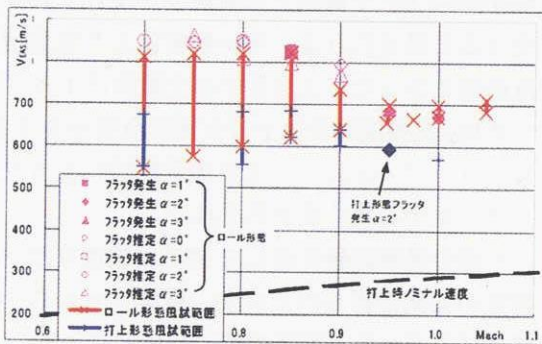


図7 全機模型風試範囲の実機対応

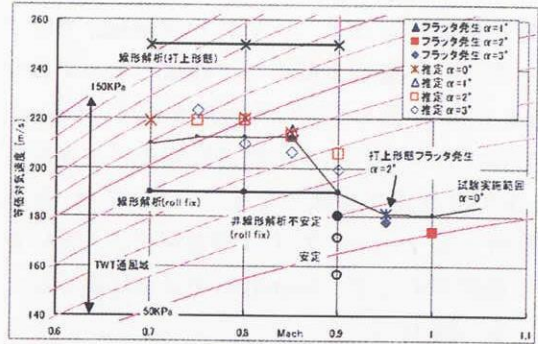


図8 全機模型フラッタ発生点及び推定点



図9 ロケットフィン模型 (フラッタ発生時)

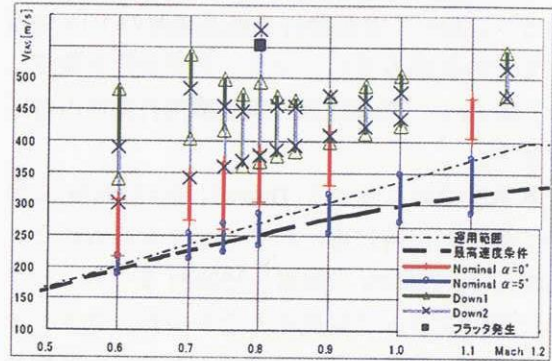


図10 ロケットフィン模型風試範囲の実機対応

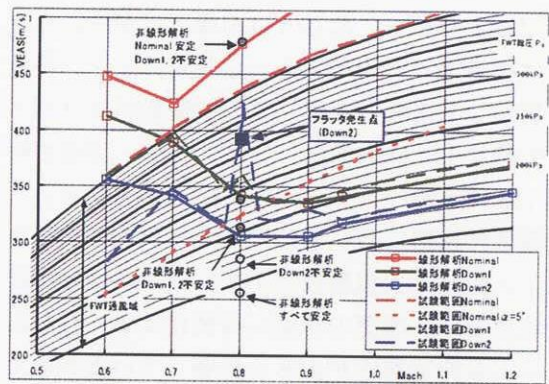


図11 ロケットフィン模型風試範囲

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-03-004

発行日 2004年3月25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4番地1
TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所 株式会社 ビー・シー・シー・
東京都港区浜松町2-4-1
世界貿易センタービル14F

©2004 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使用しております。

<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

