

# 超音速輸送機形態における低速空力特性の改善

板倉嘉哉<sup>1)\*</sup> 石井伸一<sup>2)</sup>

<sup>1)</sup>千葉大学・教育学部 <sup>2)</sup>横須賀市立追浜中学校技術科

## Experimental Study to Improve the Low-Speed Aerodynamic Characteristics for Next Generation Super-Sonic Transport

ITAKURA Yoshiya<sup>1)</sup> ISHII Shinichi<sup>2)</sup>

<sup>1)</sup>Faculty of Education, Chiba University, Japan <sup>2)</sup>Otsupama Junior High School, Yokosuka City, Japan

長距離旅客需要が増大することが予想され、これに対処し得る高速大量輸送手段として次世代超音速輸送機開発の機運が世界的に高まりつつある。その実現に向けては克服すべき技術課題が多々あるが、その一つとして、離着陸時の空力特性を改善する高揚力装置の開発が挙げられる。本報告では、後退角の大きなデルタ翼に適用可能な、アベックスフェンスを装着した超音速輸送機形態における翼面上の流れ場を可視化するとともに、汎用6軸力覚センサーにより機体に作用する空気力の測定をおこなった。風洞試験の結果、フェンスにより誘起される渦の3次元構造と縦3分力特性(揚力・抵抗・ピッチングモーメント)の関連が明らかになり、アベックスフェンスによる低速空力特性改善の有効性が確認された。

To improve the low-speed aerodynamic characteristics of next generation super-sonic transport at taking off and landing, apex fences are applied to 60-deg delta wing. Visualizing investigation of vortex flow structure and longitudinal force and moment measurements on delta wing with apex fences are presented. Smoke flow visualization and the light sheet technique are being used to obtain cross sectional views of the leading-edge vortices. Total pressure distribution is measured by traversing total-pressure rake and visualized by computer graphics. Combination of total-pressure distribution maps and longitudinal force and moment measurements provide information on the three dimensional nature of the vortex structure induced by apex fence. The fences reduce the apex lift at high angles of attack, leading to a desirable nose-down moment. This projected function of the apex fence device were validated and quantified through low-speed wind tunnel tests.

キーワード：超音速輸送機 (Super-Sonic Transport) デルタ翼 (Delta Wing) 高揚力装置 (High Lift Device)

### 主な記号

- $C_L$  : 揚力係数
- $C_D$  : 抵抗係数
- $C_m$  : ピッチングモーメント係数
- $C_p$  : 圧力係数
- $\alpha$  : 迎角 (度)
- $\delta_f$  : フェンス取り付け角
- $\Delta C_L$  : 揚力係数増加率 (%)
- $\Delta C_D$  : 抵抗係数増加率 (%)
- $\Delta C_m$  : ピッチングモーメント係数増加率 (%)
- $\Lambda$  : 後退角 (度)

### 1. 背景

世界初であり、唯一の超音速旅客機 (SST: Super-Sonic Transport) であったコンコルド (Concorde) が、2003年10月24日のBA (ブリティッシュ・エアウェイズ) 運航によるラストフライトで営業飛行を終え、その27年間の歴史に幕を下ろした。コンコルドは「旅客機の高速

化」の要望のもと、1950年代半ばより英仏独自に基礎研究がスタートしたが、1962年より英仏共同により開発が進められることとなり、原型機が初飛行に成功したのは、今から36年も前の1969年のことであった。1976年には定期航路へ就航し、巡航マッハ数2.0で大西洋を横断 (ロンドン—ニューヨーク間の飛行時間は3時間強) することに大きな期待が寄せられたが、環境適合性 (エンジン騒音や超音速飛行によるソニックブーム) および経済性に重大な問題があり、僅か16機 (他に原型機4機) のみの生産に終わり、商業的には失敗であったと言われている。また、同時期に米国においてもSSTが計画されていたが、実現直前に環境適合性に懸念を抱く議会の決定により、開発が中止された。

2005年現在、コンコルドの後継となる超音速輸送機は就航していないが、世界的な航空旅客需要増加の見通しと技術力の向上により、国内外で次世代超音速輸送機開発の機運が高まってきている<sup>[1]</sup>。米国では1987年以降、HSCT (High Speed Civil Transport) 計画およびHSR (High Speed Research) 計画に約2,000億円の巨費をつぎ込み、2007年に超音速輸送機就航を目指していたが、克服すべき技術課題の困難さとNASA (米国航空宇宙局) 予算の宇宙ステーションへの重点化のため、10年ほど延

\*連絡先著者：板倉嘉哉

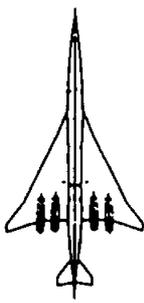
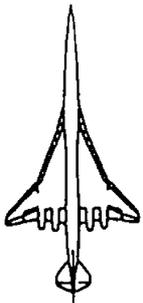
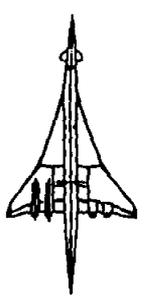
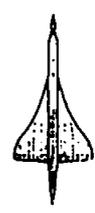
	日本	米国 (NASA:TCA)	ESRP (Acrospatial,BAc,DASA)	Concorde 2003年運行終了
座席数	300	310	250	100
巡航マッハ数,M	2.2	2.4	2.05	2.04
航続距離,nm	5,500 (10,200km)	5,000 (9,200km)	5,500 (10,200km)	3,550 (6,600km)
最大離陸重量,lbs	880,000 (399ton)	738,000 (335ton)	749,600 (340ton)	408,000 (185ton)
翼面積,ft <sup>2</sup>	9,200 (855m <sup>2</sup> )	7,910 (735m <sup>2</sup> )		3,856 (358m <sup>2</sup> )
翼幅,ft	140 (43m)	134 (41m)	138 (42m)	84 (26m)
全長,ft	310 (94m)	328 (100m)	292 (89m)	204 (62m)
平面型				

図1 計画中の機体概要<sup>[3]</sup>

期<sup>[2]</sup>され、就航は2015年から2020年頃になるだろうといわれていたが、状況は流動的である。欧州では、英仏共同研究を発展させESRP (European Supersonic Research Program) を推進しているが、その実現の時期等は不明である。一方、我が国では1989年から通産省(現経産省)からの委託を受け、(株)日本航空宇宙工業会がJSRP (Japan Supersonic Research Program) 計画<sup>[3]</sup>として開発調査を実施していたが、2003年3月に「超音速輸送機開発調査Phase2 (その2)」をもって終了している。基礎研究においては、科技厅航空宇宙技術研究所(現JAXA総合技術研究本部)が1997年より小型超音速実験機計画を進めており、2005年9月から10月にかけて第2回飛行実験<sup>[4]</sup>をオーストラリアのウーメラ実験場で実施する予定である。また、最近の話題として2005年6月のパリ航空宇宙ショーにおいて、仏国航空宇宙工業会と(株)日本航空宇宙工業会が超音速技術に関する共同研究を開始するための枠組み合意へ調印したのは記憶に新しい。これまで、関係の乏しかった日欧間の航空宇宙産業の交流が始まり、これを契機に、超音速輸送機の開発および運航経験を有する仏国と日本が協力することにより、広範で効果的な成果が期待される。このように、世界的規模で超音速輸送機実現のために研究・開発計画が進められているが、その実現のための課題は、過去の教訓に基づき、

- 1) 超音速輸送機技術の完成
- 2) 市場性(経済性)の成立
- 3) 環境適合性の確保

に挙げられる3点が世界的認識である。参考として、図1に各国で検討されている超音速輸送機の概要<sup>[3]</sup>を示す。

## 2. 目的

次世代超音速輸送機の実現において、前述の「超音速輸送機技術の完成」に関する克服すべき技術的課題として、空力技術、構造材料技術、推進技術、装備技術の完成とともに、全体システムの構成をおこなうことが必要である。空力技術に関しては、離着陸の補助となる高揚力装置の開発、クランクアロー翼の採用、低ブーム翼の実現、境界層制御による摩擦抵抗低減、エアリアルール適用による造波抵抗低減等である。特に、低速域での空力特性を改善する高揚力装置の開発は、重要な技術的課題であるといえる。超音速輸送機に採用されるアスペクト比の小さいデルタ翼は、衝撃波による造波抵抗を低減できるため、超音速巡航に有利であるが、離着陸等の低速飛行時の空力特性にはいくつかの問題点がある。そのため、低速域における空力特性の改善を目的に、様々な高揚力装置が考案されているが、その一つとしてアベックスフェンス<sup>[5]</sup>がある。

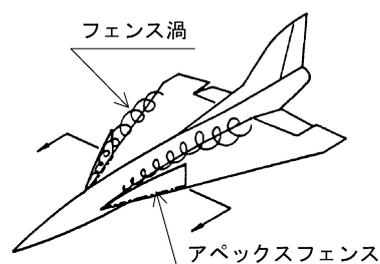


図2 アベックスフェンス概念図

アベックスフェンスとは、デルタ翼頂点領域の前縁近傍に、三角形の小翼(フェンス)を装着するものであ

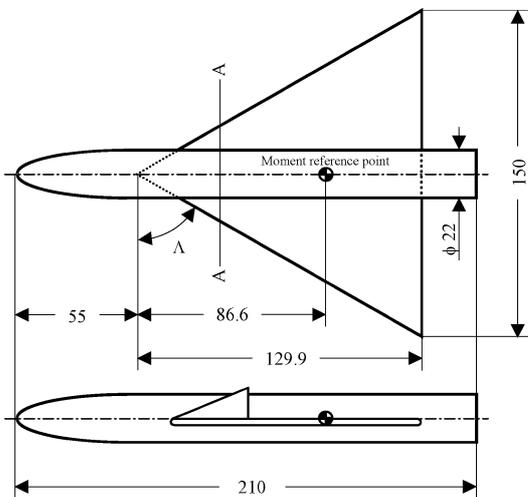
り、低迎角領域においても、フェンスの存在により強力な渦対を誘起させ、翼上面頂点領域に強い負圧を生じさせる働きがある。この負圧領域の発生により、揚力の増大のみならず大きな機首上げモーメントが発生し、離着陸時における後縁フラップ展開による機首下げモーメントをトリムできる可能性がある。また、大迎角域ではフェンスにより誘起される渦の規模は小さくなり、負圧も減少し、機首上げモーメントは小さくなる。このような空力特性は、飛行の安定という観点からも望ましいと考えられている<sup>[6]</sup>。

アベックフェンスを装着したデルタ翼の流れ場の構造は、フェンスの形状や、その主翼に対する取り付け角度により大きく影響を受け、その空力特性は大きく変化する。そこで、本報告では、アベックフェンスを装着した翼胴結合体を対象として、フェンスの有無、およびフェンス取り付け角の変化が、デルタ翼の渦構造や空力特性に与える影響に着目して実験を実施した。具体的には、フェンスにより誘起される渦の構造や胴体渦との干渉の様子について可視化をおこなった。その際、スモークワイヤ法とシート光による渦の断面撮影、楕形総圧管による縦渦内の総圧分布測定とコンピュータ・グラフィクスによる再現、油膜法による翼面上の剥離線の同定等の手法を応用した。また、汎用6軸力覚センサーにより風洞天秤を自作し、迎角変化に対する縦三分力（航空機対称面内に作用する揚力・抵抗・ピッチングモーメント）の測定をおこない。フェンスの有無、およびフェンスの取り付け角の変化による、超音速輸送機形態における低速空力特性の改善効果について検討した。

### 3. 実験装置

#### 3.1 風洞試験模型

空気力測定実験に使用した風洞試験用模型を図3示す。模型は全アルミニウム製で、全長210mm、直径22mmの胴体に、アスペクト比2.3、後退角60度のデルタ翼が取り付けられている。胴体ノーズ部は回転楕円体形状をしており、主翼は最大翼弦長129.9mm、最大翼幅150mm、翼



(1) Wing-body model configuration

厚3mmで、前縁は半径1.5mmの半円形状になっている。翼上面頂点領域には、図3-(2)に示すアベックフェンスが装着されており、フェンスの取り付け角の影響を見るために、主翼に対して90度および135度に装着して実験をおこなった。なお、模型は翼後端に接続した十分な剛性を有する、長さ300mm、直径10mmのステンレス製支柱により風洞内で支持される。

#### 3.2 風洞および力測定系

実験には、千葉大学教育学部機械工学研究室所有の測定部寸法250mm×250mmの吹き出し型低速風洞を使用した。なお、風洞は自作であるが、最大風速23m/s、最大乱れ強度は0.8%以内の性能を有している。実験では、フェンス無し模型とフェンス取り付け角90度および135度の模型に対し、迎角 $\alpha$ を-5度~40度に変化させ、縦三分力測定をおこなった。その際、主流風速は20m/s（最大翼弦長基準で $Re=1.6 \times 10^5$ ）に設定した。縦三分力の測定は、模型支持用支柱後端に接続された汎用6軸力覚センサー（ニッタ株式会社製：IFS-20E12A15-I25-EX）により検出され、DSPレシーバボードを介してパーソナルコンピュータに取り込まれ、時間平均処理される。なお、模型に作用する縦三分力の座標系は、図4に示す風洞軸系を採用し空力係数の整理をおこなった。

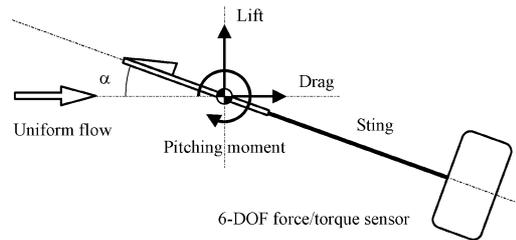
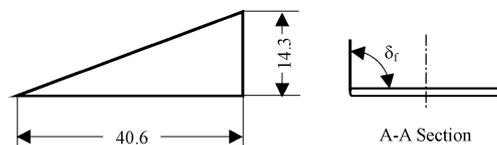


図4 風洞軸座標系と縦三分力

#### 3.3 流れの可視化実験法

デルタ翼上面における縦渦発達の様子を調べるための渦断面の可視化では、風洞吹き出し口近傍に流動パラフィン塗布したニクロム線を設置し、スモークワイヤ



(2) Apex fence configuration

(3) Typical specifications of test model

Sweep-back angle, $\Lambda$ (deg.)	Aspect ratio	Fence deflection angle, $\delta_r$ (deg.)	Area ratio $S_{fence}/S_{wing}$
60	2.3	90,135	6 %

(All dimensions in mm)

図3 風洞試験用模型

発生装置（菅原製作所製MS-405）により線状煙を発生させ、主流に対して垂直に照射したシート光により煙を可視化した。また、翼面上のフローパターンを調べるために、油膜法により剥離線の同定も併せて実施した。油膜の組成としては、二酸化チタン・流動パラフィン・オレイン酸の混合油を基本として、必要に応じてケロシンを添加し、粘度を調節した。総圧分布の測定では、ステンレスパイプ（外径1mm・内径0.5mm）を5mm間隔で25本並べた楕円形総圧管を主流に対して垂直な面内でトラバースさせて計測をおこなった。楕円形総圧管からの圧力はスキュニバルブにより切り替えられ、圧力センサーおよび歪増幅器で電圧変化に変換される。その出力はA/D変換器によりコンピュータに取り込み、時間平均の後、総圧係数分布としてコンピュータ・グラフィクスにより可視化処理される。

#### 4. 実験結果

##### 4.1 渦構造の可視化

**迎角6度** 図5-(1)のフェンス無し形態における総合的な可視化結果では、よく知られているデルタ翼の油膜パターンと同様に、翼面上に前縁と胴体の交点から後縁にのびている前縁剥離渦による剥離線が1本あるのが確認できる。前縁で剥離した流れは、翼の付け根と剥離線A-A'の中間位置付近で再付着していると推測される。また、断面Ⅲの総圧分布から、圧力の低い部分が存在して

いるのが確認できるが、これは、前縁剥離渦の中心部分であると考えられる。総圧分布からは、前縁剥離渦による2次渦の存在を確認することができなかったが、スモークワイヤ法での前縁剥離渦の存在と剥離線A-A'の存在を併せて考えると、剥離線A-A'と前縁に囲まれた領域に、2次渦が存在していると推測できる。また、縦渦の全体的な挙動としては、総圧測定の結果より、前縁で剥離した渦は主流方向に成長していき、下流に向かって低压部分が拡大していく様子が捉えられている。一方、フェンスを90度に取り付けた模型では、翼面上に剥離線が2本出現しているのがわかる。前縁側の剥離線A-A'は、アベックスフェンスの後端から後縁に向けて伸びており、前縁剥離渦による剥離線である。また、胴体側の剥離線B-B'は、翼先端から後縁に向けて伸びており、フェンス渦による剥離線と推測できる。しかし、フェンス取り付け角135度では、フェンス渦の剥離線が前剥離渦と同じフェンス後端から伸びている、これは、フェンス上面にフェンス渦が捕獲されるからであり、断面Ⅱの総圧分布からもその様子が鮮明に捉えられている。このように、フェンスを取り付けた模型では2本の剥離線が確認され、前縁剥離渦とフェンス渦が同方向に回転しながら、融合することなく独立に存在していることを示している。また、断面Ⅲの写真には、フェンスにより誘起された渦が写し出されており、フェンスにより剥離した流れは、翼中央部と前縁のほぼ中間付近で再付着していると推測できる。総圧測定の結果からも、渦の中心部と

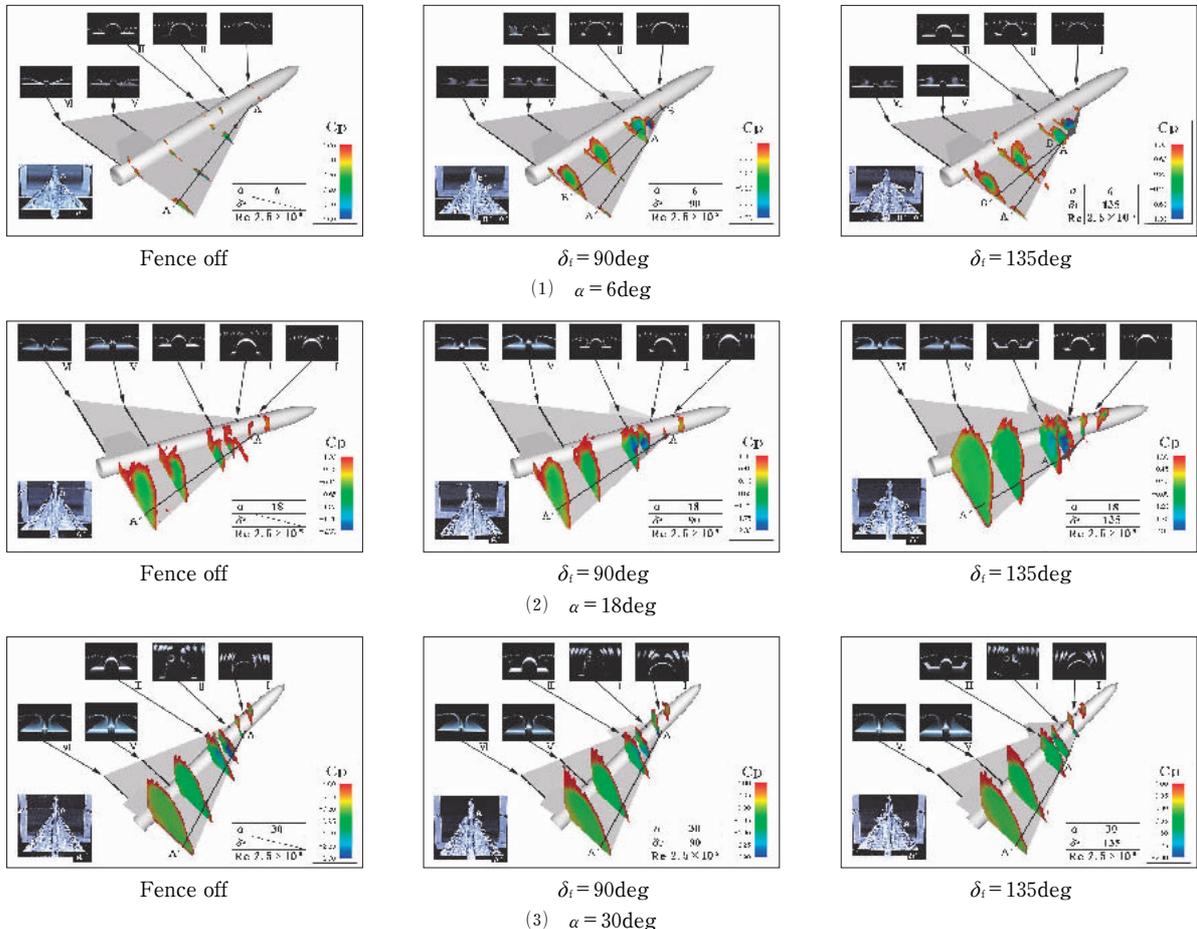


図5 翼面上の流れ場の構造

見られる領域で圧力が低下しており、フェンス渦による強い負圧領域の存在が確認できる。断面Vの写真からは、胴体側にフェンス渦が存在しており、翼中央部と剥離線B-B'の中間付近で再付着していると推測される。総圧分布からも、断面写真と同一位置で、圧力が低下しており、渦の中心位置の特定ができる。また、断面写真からは確認できないが、フェンス渦、前縁剥離渦およびそれらの2次渦の、合計4つの渦が存在していると推測されるが、前縁剥離渦とその2次渦はフェンス渦に比較して非常に微小なものであるため、可視化できなかったものと考えられる。

**迎角18度** 迎角18における可視化結果を図5-(2)に示す。オイルフロー結果から、フェンスを装着した両模型では剥離線がA-A'の1本しか現れていないのがわかる。低迎角ではフェンス渦と前縁剥離渦が独立して存在しており剥離線が2本出現していたが、迎角の上昇にともないフェンス渦と前縁剥離渦が融合し、一つの大きく強力な渦を形成しているからである。渦の融合する様子は、総圧分布からも確認するでき、特にフェンス取り付け角135度では、翼下流に向けて融合した渦による負圧領域が拡大しているのがわかる。この可視化結果は「比較的迎角が小さい範囲においては、フェンス渦と前縁剥離渦は融合しない」という澤田<sup>[7]</sup>による数値計算結果を裏付けるものである。また、フェンス付模型では、フェンス無し模型に比較してフェンス背後に非常に強い負圧領域を形成しており、この負圧領域により、後述する揚力の増大効果を生み出している。

**迎角30度** 図5-(3)は迎角30度での可視化結果である。フェンス無しでは翼頂点領域に強い負圧領域が形成されるのに対し、フェンス取り付け角90度の模型では、迎角6度および18度のようなフェンス背後の強い負圧領域が消失しているのがわかる。これは、アベックスフェンス特徴であり、迎角が上昇することによりフェンスが主流と平行になるように配置されるため、フェンスが渦の発生を妨げ、弱いフェンス渦しか誘起できなくなるためである。この特性によりフェンスの存在は、高迎角においてピッチングモーメントを減少させる作用があるが、フェンス取り付け角135度では、フェンス前面が主流の動圧を直接受けるため、高迎角においてピッチングモーメントはむしろ増大するものと推測される。

## 4.2 縦3分力特性

### 4.2.1 揚力特性

フェンス無し形態とフェンスを90度および135度に取り付けた模型における揚力係数—迎角曲線を図6に示す。各模型とも共通の傾向を示しており、迎角が10から25度近傍までは、ほぼ直線的に揚力係数は増加している。しかし、迎角が30度を越えると揚力係数は頭打ちになっており、翼面上の縦渦の崩壊による空気力の低下、すなわち失速を起こしている。また、フェンスを装着するとフェンス無しより僅かに低い迎角から失速し始めているが、これは、フェンス渦と前縁剥離渦の干渉が渦の崩壊を促進しているためであり、主流とフェンスの特定な幾何学的位置関係が縦渦のブレイクダウンに大きく影響を与えているものと考えられる。フェンスによる揚力増大の効果は、迎角全域に渡り顕著に現れており、フェンス渦によるサクションが揚力増大に有効に作用している証である。このことは、前述の総圧測定による翼頂点近傍の強い負圧領域の存在からも、十分予測できる結果である。

### 4.2.2 抵抗特性

各模型における抵抗係数—迎角曲線を図7に示す。各模型とも、一般的によく知られているデルタ翼の抵抗特性を示しており、迎角の上昇に伴い、抗力係数は2次関数的に上昇している。しかし、迎角が30度を越えたあたりからは、抗力係数の上昇はいくらか緩やかになっている。これは、揚力係数の場合と同様で、翼面上の渦の崩壊による空気力の低下が原因である。フェンス装着による影響に着目してみると、迎角変化の全域にわたって抵抗係数が増加しているのが観察される。特に、高迎角でもフェンスが主流にさらされる取り付け角135度ではその傾向が強く現れているが、これはフェンスに囲まれた翼頂点領域に強いフェンス渦による負圧領域が発生し、そのサクションによる垂直力の抵抗成分の増加によるものと考えられる。また、フェンスが一樣流に対して迎角を持って配置されるため、投影面積の増加による一樣流からの抵抗増加も一因と考えられる。しかし、このような抵抗の増大は必ずしも望ましくない空力特性ではなく、着陸時の減速にはエアブレーキとして、その性質を有効に利用できると思われる。

### 4.2.3 ピッチングモーメント特性

図8のピッチングモーメント特性に目を向けると、フェンス付の両模型では、低迎角領域でフェンス無し模

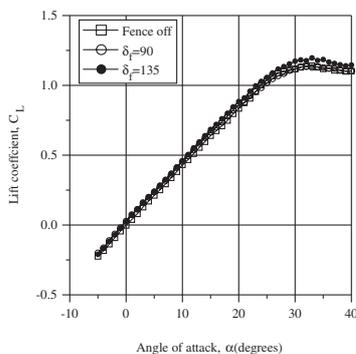


図6 揚力係数—迎角曲線

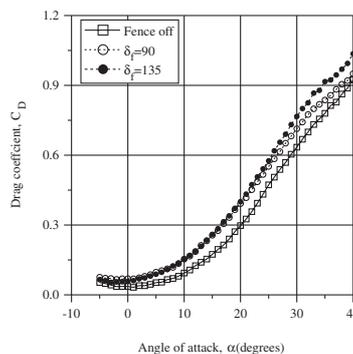


図7 抵抗係数—迎角曲線

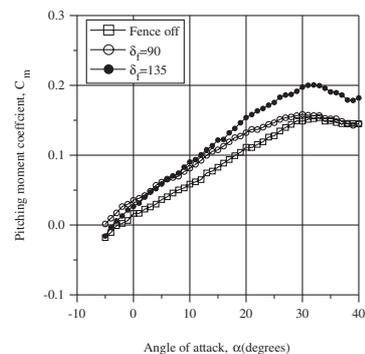


図8 ピッチングモーメント係数—迎角曲線

型より大きな機首上げモーメントが発生しているのが、これは、フェンスの存在により低迎角でも翼頂点領域に強力なフェンス渦が発生しているからである。このような、低迎角でピッチングモーメントが増大する空力特性は、離着陸時の後縁フラップ展開による機首下げモーメントを、カナード翼を使うことなくトリムできる。また、迎角の上昇に伴っては、取り付け角90度と135度では異なる振る舞いを見せるようになる。取り付け角が135度の場合では、高迎角でもフェンスが主翼背後に隠れないため、モーメント参照点から離れた翼頂点近傍にあるフェンスに主流から高い動圧を受けるため、非常に大きな機首上げモーメントが発生することになる。一方、取り付け角90度では、迎角約35度以上でフェンス無し模型と逆転し、機首上げモーメントが減少しているのがわかる。これは、前述の総圧分布からも理解できるように、高迎角においてはフェンスに囲まれた領域でフェンス渦が弱まるためであり、90度に取り付けたフェンスが高迎角での縦安定を増す効果があるといえる。

### 4.3 アベックスフェンスの効果

#### 4.3.1 揚力増加率

図9に、揚力増加率に与えるフェンス取り付け角の影響を示す。図の縦軸は式(1)で定義される同一迎角におけるフェンス無形態の揚力係数 ( $C_{L0}$ ) を基準とした、フェンス装着による揚力係数 ( $C_L$ ) の増加率を示している。

$$\Delta C_L = \frac{C_L - C_{L0}}{C_{L0}} \times 100 (\%) \quad (1)$$

フェンスを取り付けた場合の揚力増加率は迎角0度近傍で非常に高く、フェンス無し形態の倍程度の揚力が発生していることになる。低迎角域でもフェンスの存在により、翼面上に非常に強い渦対が誘起されるためであり、フェンスの効果が顕著に現れている。取り付け角90度では、迎角の上昇に伴って増加率は緩やかに低下しているが、フェンスが徐々に主翼背後へと移動するため、フェンス渦が弱まり揚力増大効果が低下するからである。また、揚力増大効果は迎角20度以上で消失している。これは、フェンスの取り付け角が90度のばあい、迎角約19.5度でフェンスが主翼背後に完全に隠れるからである。一方、フェンス取り付け角を135度にすると、揚力増加率は増大側にシフトし、かつ、全迎角範囲で揚力増大効果が観察されるようになる。135度では迎角が上昇しても

フェンスが主翼後方に隠れることが無いためこのような特性になる。また、取り付け角135度では、迎角25度で揚力増加率が急激に低下しており、特異な分布形状を示している。現時点では、翼面上の圧力分布を計測していないので、この現象を説明することはできないが、特定な幾何学的位置関係により胴体からの剥離渦とフェンス渦が干渉し揚力増大に影響を与えていることを示唆しており、今後の研究課題である。

#### 4.3.2 抵抗増加率

抵抗増加率に与えるフェンス取り付け角の影響を図10に示す。縦軸の増加率の定義は揚力係数と同様である。フェンスを装着すると、全体的に抵抗は増加するが、特に迎角0°近傍で2倍程度と著しく抵抗が増大している。これは、フェンスによる主流方向への投影面積増大に起因するものであり、スポイラーと同様な作用による圧力抵抗が支配的となるからである。また、迎角の上昇に伴って抵抗増加率は低下するが、迎角20度でフェンス取り付け角90度および135の抵抗増加率の大小関係が逆転している。これは、主翼とフェンスの幾何学的な位置関係により、主流方向への投影面積の増減が影響しているものと考えられる。

#### 4.3.3 ピッチングモーメント増加率

図11に、ピッチングモーメントの増加率に与えるフェンス取り付け角の影響を示す。縦軸の増加率の定義は揚力係数と同様である。フェンス取り付け角が90度の場合、低迎角で機首上げ側にモーメントが増大しているが、迎角の増加に伴い増加率は低下し、迎角35度以上ではフェンス無しモデルと逆転し、機首上げモーメントはフェンス無しよりも小さくなっている。しかし、取り付け角135°では、全迎角範囲においてフェンスが主流にさらされるため、デルタ翼先端に取り付けられたフェンス上面にフェンス渦が捕獲され、その揚力成分により、大きな機首上げモーメントが発生することになる。機首上げモーメントの増大に伴い、図12に示すように、全迎角範囲において風圧中心  $X_{cp}$  は、フェンス無し形態よりも機首前方へとシフトすることになる。

#### 4.3.4 揚抗比分布

図13に揚抗比分布を示す。揚抗比とは輸送機の空力性能および経済性を表す重要な指標の一つであり、揚抗比の大きな機体を設計することが望ましいとされている。今回の実験では、フェンス無し形態で最大揚抗比が5程

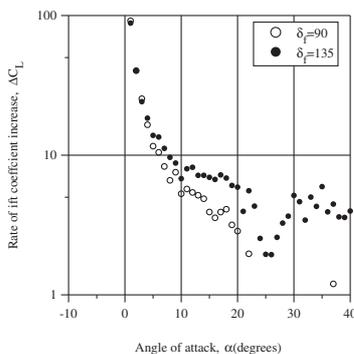


図9 揚力係数増加率

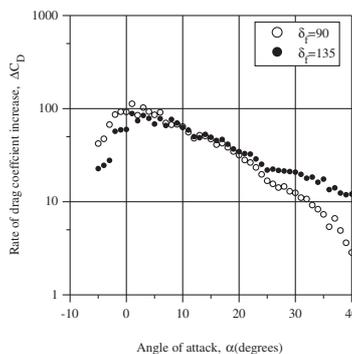


図10 抵抗係数増加率

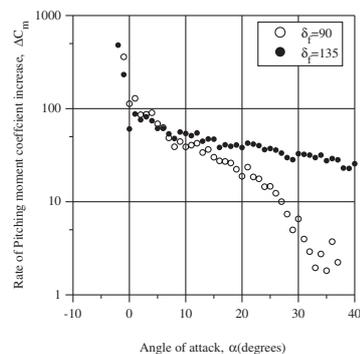


図11 ピッチングモーメント係数増加率

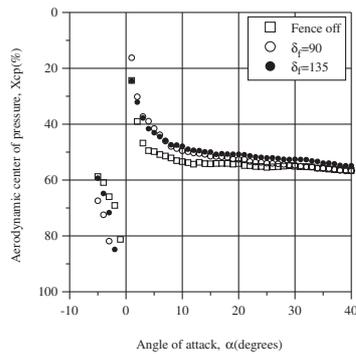


図12 風圧中心

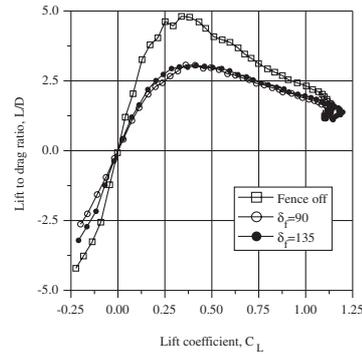


図13 揚抗比—揚力係数曲線

度であるのに対し、フェンスを装着した機体では3程度でしかなかった。フェンス装着は揚力増大に対して非常に有効であるが、揚力の増大以上に抵抗が増加するため、揚抗比は低下する結果となった。高揚力装置は諸刃の刃であり、要求される空力性能を達成するために、設計点をどこに置くかが重要になる。

### 5. まとめ

超音速輸送機形態を対象に、アベックスフェンスによる低速空力特性の改善を目的として、翼面上の流れ場の可視化および縦3分力特性をおこない、下記に述べる知見が得られた、

翼面上の可視化結果から、低迎角領域においては、フェンス渦と前縁剥離渦が独立に存在するが、迎角が上昇すると、それらの渦は融合し、翼面上に1つの大きな渦を形成することを確認した。また、融合した渦の規模は、フェンス取り付け角に依存し、取り付け角が大きくなると、その規模も大きくなり大迎角領域でも揚力増大効果をもたらすことがわかった。その結果、翼先端領域での圧力低下により、大きな機首上げモーメントが発生し、風圧中心は機首方へ移動することが確認された。機体設計で要求される空力特性により、フェンス取り付け角の最適化の必要性が示唆される。

アベックスフェンスの装着は、最大揚力係数を増大させ、低速空力特性の改善に有効であることが確認できたが、主流方向への投影面積増大による抵抗増加も顕著であり、揚抗比としては、フェンス無し形態よりも低下することになる。アベックスフェンスの実用化へ向けには、この、抵抗増大をいかに抑止するかが課題となる。現在、我々はこの問題に対処すべく、揚力増大効果と抵抗増大

抑止を両立させるスロットドアベックスフェンス<sup>[8]</sup>を提案し、その有効性を検証するための実験をおこなっているところである。

### 参考文献

- [1] 久保田弘敏, “超音速輸送機の将来”, 日本航空宇宙学会誌, 48 (2000), pp. 4-10
- [2] Warwick, G.: NASA Transfers Aeronautics Research Funding to Space, Flight International, Feb. 10-16, 1999, p. 5.
- [3] 日本航空宇宙工業会, 平成10年度次世代航空機等開発調査“超音速輸送機開発調査”成果報告書, 1999
- [4] 日本宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部: ホームページ<http://www.ista.jaxa.jp/>, 2005.
- [5] Hoffler, K.D., Rao, D.M. and Frassenelli, M.C., “Basic Studies on Delta Wing Flow Modification by Means of Apex Fence”, NASA CP-2416, Oct 1985.
- [6] 石原剛, 綿貫忠晴, 久保田弘敏 他, “アベックスフェンス付きデルタ翼の低速大迎角空力特性”, 昭和63年度科学研究費総合研究(A)回収型宇宙飛行体の低速空気力学総合研究班報告書, 平成元年3月30日
- [7] 澤田恵介 他, “渦フェンス付きデルタ翼まわりの非定常流数値解析”, 日本航空宇宙学会北部支部1993年講演会論文集, 平成5年2月
- [8] 板倉嘉哉, 向田陽輔, “スロット付き渦フェンスを装着したデルタ翼の低速空力特性について”, 流体力学講演会講演集, 平成17年9月