

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1245

ボルテックス・フラップ付きデルタ翼の低速空力特性について
—後退角 60° と 70° の比較—

李家賢一・藤田敏美
岩崎昭人・藤枝郭俊

1994年7月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

ボルテックス・フラップ付きデルタ翼の低速空力特性について*

—後退角60°と70°の比較—

李家賢 —^{*1*2} 藤田敏美^{*1}
岩崎昭人^{*1} 藤枝郭俊^{*1}

Low Speed Aerodynamic Characteristics of Delta Wings with Vortex Flaps —60°and 70°Delta Wings—

Kenichi RINOIE^{*1*2}, Toshimi FUJITA^{*1}, Akihito IWASAKI^{*1} and Hirotohi FUJIEDA^{*1}

ABSTRACT

Low-speed wind tunnel tests have been made on a 70°delta wing model with tapered vortex flaps to investigate the effects of the sweep-back angle on the performance of vortex flaps. The force, surface pressure measurements and oil flow visualization tests were made on a 0.5m span 70°delta wing model. The results were compared between 60°and 70°delta wing models. Flow patterns around the vortex flaps at the optimum lift/drag ratio flap configuration of 70°delta wing were found to be different from those of 60°delta wing. The maximum lift/drag ratio improvement for 70°delta wing is attained when a separated region is formed over the whole vortex flap surface.

Key Word : Vortex Flap, Leading-Edge Separation Vortex, Delta Wing

概 要

ボルテックス・フラップ付きデルタ翼の後退角の変化が空力特性に及ぼす影響を調べるために、後退角70°のボルテックス・フラップ付きデルタ翼模型を用いて風洞実験を行った。空気力、表面圧力測定とオイルフロー法による流れの可視化を行った。得られた結果と既に実施した後退角60°模型の実験結果との比較を行った。その結果、70°デルタ翼においてもボルテックス・フラップの効果は確認されたが、60°デルタ翼の場合よりも狭い揚力係数範囲内で揚抗比の向上は達成された。また、最大の揚抗比向上を達成するフラップ形態において、60°デルタ翼とは異なるフラップ周りの流れパターンが70°デルタ翼において観察された。

主な記号

b ローカルの翼弦位置におけるスパン長さ
 Cr 翼根部における翼弦長
 C_D 抵抗係数

C_L 揚力係数
 C_m ピッチングモーメント係数(模型重心まわり, Cr で無次元化, 頭上げ正)
 C_p 圧力係数
 C_r QVLM法で求まる前縁吸引力係数
 L/D 揚抗比
 x 翼頂点を原点とする翼弦方向座標
 y 翼中心線から測られた翼スパン方向座標
 y_R 推定された前縁剥離渦再付着点位置の y 座標
 α 翼迎角
 δ_f ボルテックス・フラップ折り曲げ角度

-
- * 平成6年4月26日受付(received 26 April 1994)
* 1 新型航空機研究グループ(Advanced Aircraft Research Group)
* 2 東京大学工学部航空宇宙工学科(Dept. Aeronautics & Astronautics, Univ. Tokyo)

1. まえがき

超音速旅客機に代表される超高速航空機は、高速飛行時の性能向上のために三角翼(デルタ翼)又はそれに類似した主翼形態をとっている。離着陸時すなわち機体が大迎角をとる時、前縁剥離渦によって誘起される上向きの吸引力によって翼に働く抗力は多大なものになる(図1 a)。このため空力特性の代表的な指標である揚抗比は、デルタ翼の場合、一般に低い値となる。この低速におけるデルタ翼の空力特性を改善するために考案された前縁デバイスの一つにボルテックス・フラップがある¹⁾。ボルテックス・フラップとは、デルタ翼前縁に取り付けられた下方へ折り曲げることのできるフラップのことである(図1 b)。このボルテックス・フラップは、フラップ上に生ずる前縁剥離渦の生み出す吸引力(図1 bの矢印F)を利用して、デルタ翼の揚抗比の改善を実現している。ボルテックス・フラップについては、多くの実験が行われ^{1,2)}、その有用性が確認されてきた。筆者の一人も、異なる断面形状を有する2種のボルテックス・フラップ付き後退角60°デルタ翼模型を用いて風洞実験を行ってきた^{3,4)}。

ボルテックス・フラップの上面にフラップ幅とほぼ等しい大きさの前縁剥離渦が生じている時に、剥離渦によ

って引き起こされる上向きの吸引力によって、翼に働く抗力が減少する。その結果、揚抗比が最大に向上すると一般に説明されている^{1,2)}。このフラップ形態はボルテックス・フラップの最適条件と呼ばれる。一方、筆者が用いたテーパ型ボルテックス・フラップの付いた後退角60°のデルタ翼模型^{3,4)}では、2種の模型ともにボルテックス・フラップの上に前縁剥離渦が発生せず、フラップ上を流れが大きく剥離することなく付着して流れるときに、その実験における最大の揚抗比が得られた。この結果は後退角60°の翼において得られたが、デルタ翼の後退角が変化したときにボルテックス・フラップまわりの流れがどのように変化し、また後退角の変化が揚抗比の向上にどのように影響を与えるかを知ることは、ボルテックス・フラップの特性を把握する上で重要である。

そこでここでは、後退角の変化がボルテックス・フラップの特性に与える影響を調べるために、後退角70°のデルタ翼模型を用いて風洞実験を行った。この風洞実験では文献3、4とほぼ同一項目の測定およびデータ整理を行った。結果を第3節に示す。この結果を用いて後退角60°の結果⁴⁾と比較を行い、後退角の違いの影響について第4節で考察を行った。一方、筆者の一人は渦格子法の一つと前縁吸い込みアナロジーを組み合わせた方法で、ボルテックス・フラップ付きデルタ翼の空力特性の推算を行ってきた⁵⁾。そこでこの方法を後退角70°の場合にも適用して実験結果との比較も行ったので、この結果も第4節に示す。

2. 実験装置および方法($\Lambda=70^\circ$ 模型)

図2に実験で使用した模型を示す。文献3、4と同様にテーパ型ボルテックス・フラップが翼に付いている。テーパ型ボルテックス・フラップとは、フラップの平面形が三角形で、フラップ折り曲げ角度が0°のときにフラップと翼本体が一体化し、設計・後退角を有したデルタ翼になるフラップのことである。後退角70°の上下対称な平板デルタ翼であり、すべての辺は上下面ともにナイフエッジ状に鋭く切り落としてある。翼根部における翼弦長は $C_r=500\text{mm}$ 、翼厚は15mmである。各辺に垂直な面内での頂角は長辺において8.6°、短辺(底辺)において12.5°である。翼の先端から後縁のセミスパン位置75%にかけてフラップのヒンジ線が左右にある。フラップの折り曲げ角度 ϕ_f は、0°から50°まで10°おきに変化させることができる。ここで ϕ_f はヒンジ線に垂直な面内で測った角度を用いて定義し、下方へ折り曲げたときを正とする。左右のフラップは、それぞれ2ヶの蝶番と3ヶのフラップ角度設定金具によって翼模型本体に固定されている。フラップと翼本体の間に空気の漏れがないように粘着テープ(Scotch Tape)を翼最先端部から後縁まで上下面と

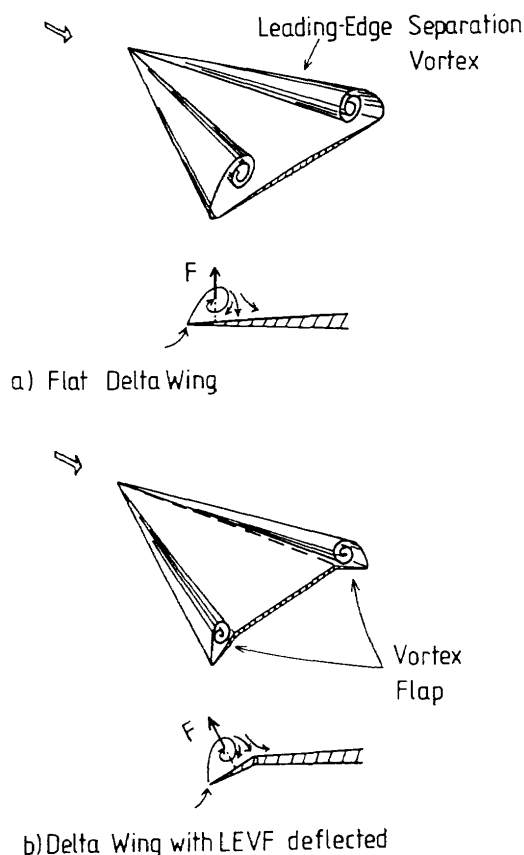


図1 ボルテックス・フラップの説明図

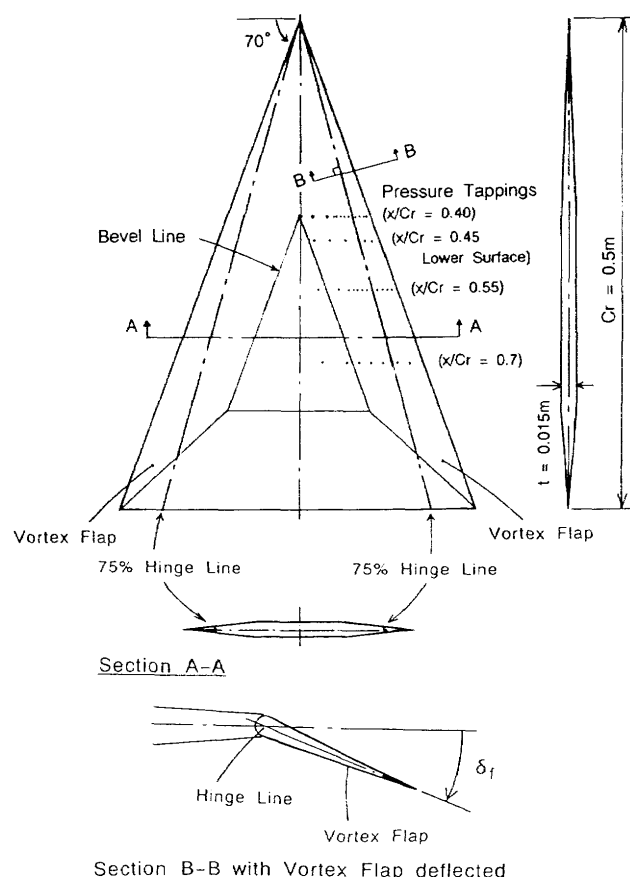


図2 ボルテックス・フラップ付きデルタ翼模型
($\Lambda = 70^\circ$)

もに張り付けた。図2に示したように右翼上面の翼弦長方向位置 $x/Cr = 0.4, 0.55, 0.7$ と右翼下面 $x/Cr = 0.45$ には、スパン方向に一つずつ表面圧力孔が総計35点設けられている。

航空宇宙技術研究所、突風風洞・2m×2m断面固定壁カート⁶⁾において3分力測定、表面圧力測定、Oil Flowによる流れの可視化を行なった。模型重心位置下面に取り付けた支持金具と模型後縁中央部に固定した模型支持棒を用いて、模型の重心位置が風洞中心に一致するように、2本のストラット型風洞天秤支柱に取り付けた。実験条件は、主流風速30m/s、最大翼弦長に基づくレイノルズ数 1×10^6 である。ピラミッド型外挿天秤⁶⁾を用いて3分力測定を行った。模型仰角は、 $\alpha = -10^\circ$ から 42° まで変化させて測定した。仰角 0° 付近では、翼に働く空気力に比べてストラット型天秤支柱が模型に及ぼす影響が大きいため、正確な空気力の測定ができない。そこで翼に働く空気力をできるだけ正確に求めるために、仰角範囲 $\alpha = -10^\circ$ から $+10^\circ$ の範囲において天秤支柱干渉の補正⁷⁾を行った。付録に詳細を示した。風洞壁修正は文献4と同一の方法で行った。空気力を無次元化するための基準面積として、全ての δ_f の場合において $\delta_f = 0^\circ$ における翼面積を用いた。

表面圧力測定は電子式走査多点圧力センサー⁸⁾(ESP)を用いて行った。三分力測定と同じフラップ角度ー仰角の組み合わせにおいて測定した。翼表面の流れ場の様子を知らするための補助手段として、幾つかの代表的なフラップ形態について翼左半面の流れ場をOil Flow法によって可視化した。使用したオイルは、酸化チタンと重油を混合したオイルである。

模型製作上の制約のため、今回使用した後退角 70° 模型と文献4で使用した後退角 60° の模型では、模型断面形状と最大翼弦長が異なっている。文献4の模型は対称凸面翼断面形状を有し、最大翼弦長は1.0mである。両者で風洞主流速度が同一のため最大翼弦長に基づくレイノルズ数も異なる。しかしながら、鋭い前縁を有したデルタ翼の翼断面形やレイノルズ数の違いは、その空力特性や翼まわりに発生する前縁剥離渦の挙動に対して、余り影響を及ぼさないことが一般に知られている⁹⁾。またボルテックス・フラップ付きデルタ翼に関して、文献3と4で、同じ後退角を有するが翼断面形状の異なる模型を用いたところ、ほぼ同様な実験結果が得られた。すなわち、本実験結果と文献4の結果を比較することによって、後退角の変化がテーパ型ボルテックス・フラップ付きデルタ翼の空力特性に及ぼす影響を把握できると判断してここでは実験を行った。

3. 実験結果($\Lambda = 70^\circ$ 模型)

図3に $\Lambda = 70^\circ$ 模型の δ_f を 0° から 50° まで変化させたときの揚力ー迎角曲線($C_L - \alpha$)を示す。 $\alpha = 10^\circ$ 以下には支柱干渉補正を行った結果、 $\alpha > 10^\circ$ には補正を行っていない結果を示した。そのため $\alpha = 10^\circ$ において若干の段差を生じている。 $\alpha = 0^\circ$ において $\delta_f = 0^\circ$ のとき、すなわち翼が上下対称形になるときの揚力は、ほぼ零を示しており、支柱干渉補正の効果が現れている。図によるとボルテックス・フラップの折り曲げ角度(δ_f)を大きくするにつれ

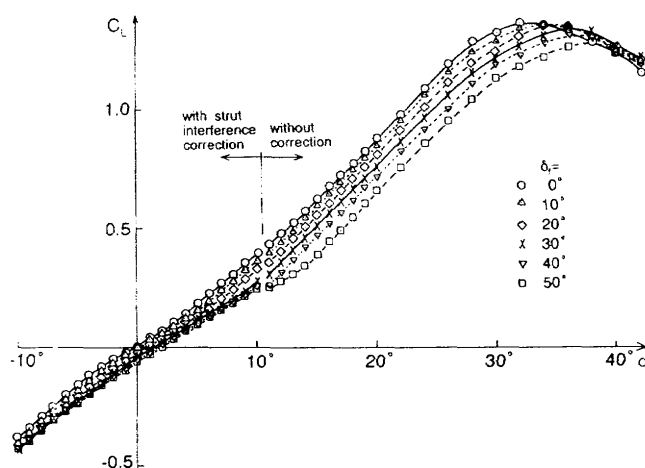


図3 揚力ー迎角曲線($\Lambda = 70^\circ$)

て、揚力曲線は全体に右方、すなわち α の大きい方向へ移動している。この傾向は過去の測定結果(文献4等)と同等である。 $\delta_f = 40^\circ$ と 50° において $\alpha = 10^\circ \sim 15^\circ$ 付近を境にしてその前後の仰角で揚力傾斜が変化している。この仰角は天秤支柱干渉を修正した値と修正していない値の境目付近であるが、支柱干渉を考慮に入れていない生データのグラフにおいてもこの傾向は観察された。後で示す表面圧力分布(図7f)によると $\alpha = 12^\circ$ 付近からフラップ及びその内側の翼本体上にも剥離域が生じ始め、それによる上向きの力が翼に働いてこの仰角より大きい範囲において揚力傾斜が増大したためであると考えられる。この揚力傾斜が増大する傾向は δ_f の小さい形状においても観察される。例えば、 $\delta_f = 0^\circ$ では $\alpha = 3^\circ$ 付近において観察される。

図4の抵抗-迎角曲線($C_D - \alpha$)も、図3と同じように、

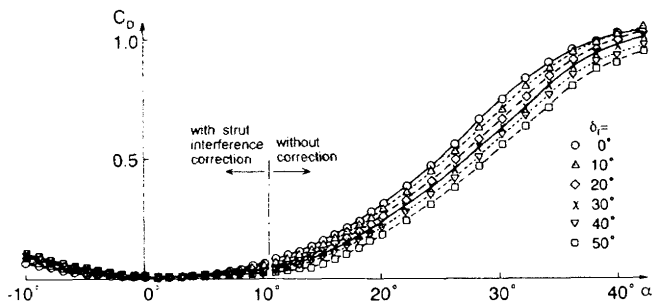


図4 抗力-迎角曲線($\Lambda = 70^\circ$)

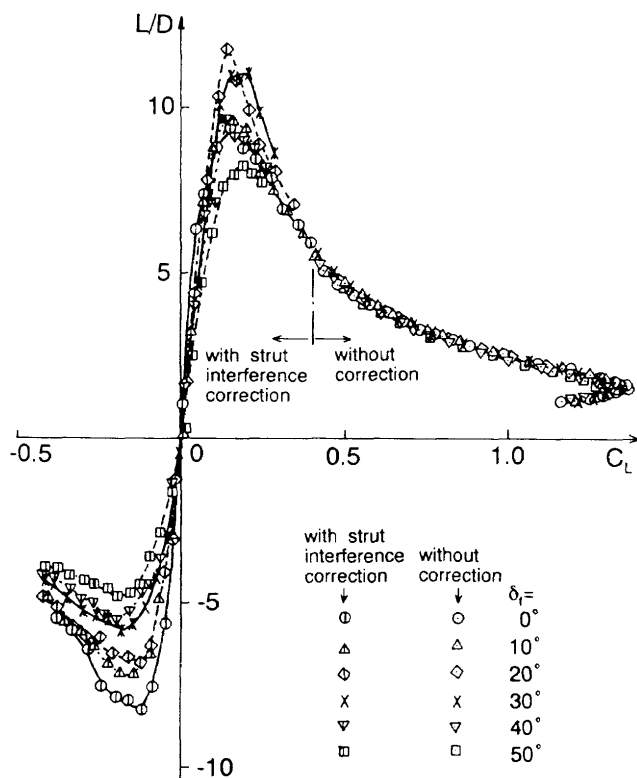


図5 揚抗比-揚力曲線($\Lambda = 70^\circ$)

δ_f の増大に伴って α の大きい方向へ移動している。この傾向も過去のデータと同一である。

図5に揚抗比-揚力曲線($L/D - C_L$)を示す。 $C_L < 0.4$ では支柱干渉補正を行った結果を、 $C_L > 0.4$ では補正を行っていない結果を示した。図によると $\delta_f = 20^\circ, 30^\circ$ の結果は、 $C_L = 0.2 \sim 0.3$ において $\delta_f = 0^\circ$ 形態の揚抗比の値より大きな値を示しており、ボルテックス・フラップの効果が現れている。 $\delta_f = 20^\circ$ 、 $\alpha = 5^\circ$ において L/D の値は11.8であり、この実験での最大値を示した。 $\delta_f = 50^\circ$ では、 $\delta_f = 0^\circ$ よりも常に L/D の値が小さく、この δ_f ではボルテックス・フラップの効果が無いことがわかる。またボルテックス・フラップの効果はどの δ_f に関しても $C_L = 0.5$ 以上では認められない。なお、揚抗比の定義から解るように、 δ_f の変化に伴う翼面積の変化は揚抗比の値に影響していない。

図6に模型の重心($x/Cr = 0.67$)まわりのピッチングモーメント C_m の計測結果を $C_m - C_L$ 曲線として示す。すべて支柱干渉を考慮に入れていないデータである。文献4の結果と同様に δ_f の違いに伴う C_m の変化はほとんど見られない。原点付近の $C_m - C_L$ 曲線の勾配から求めた模型の空力中心位置は、 $x/Cr = 0.58$ であり、後退角 60° のデルタ翼模型⁴⁾の場合とほぼ同じ位置である。なおピッチングモーメントの基準点が空力中心よりも後方であったために $dC_m/dC_L > 0$ になっている。

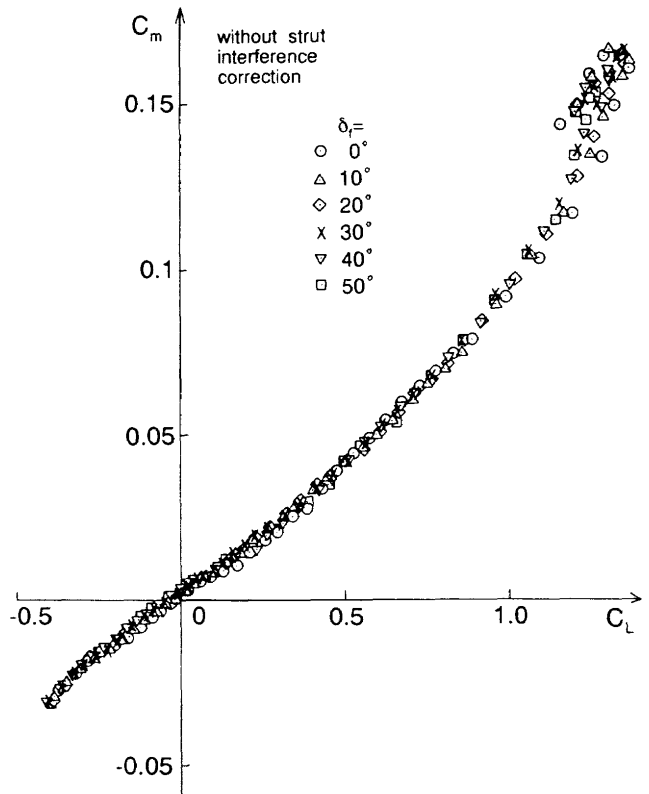


図6 ピッチングモーメント-揚力曲線($\Lambda = 70^\circ$)

図7に表面圧力の測定結果を示す。図7a～dには、 δ_f を固定した状態で仰角を 0° から 50° まで変化させたときの翼弦位置 $x/Cr=0.55$ における翼上面の表面圧力係数(C_p)の分布を $\delta_f = 0^\circ, 30^\circ, 40^\circ, 50^\circ$ に関して示す。図の横軸は、最大セミスパン長さ $b/2$ で無次元化したスパン方向座標であり、各図の右端が翼端、左端が翼中央部に対応する。横軸中のH. L.はフラップのヒンジ位置を示す。なお、他の翼弦位置 $x/Cr=0.4, 0.7$ においても表面圧力を測定したが、分布傾向に大きな違いがないので、ここでは $x/Cr=0.55$ の結果のみを示した。

$\delta_f = 0^\circ$ (図7a)と $\delta_f = 30^\circ$ (図7b)では、大きなSuction域がフラップ上面から内側の翼本体の上に観察され、翼上に前縁剥離渦が生じていることがわかる。例えば仰角 9° の場合で比較すると $\delta_f = 30^\circ$ のほうが $\delta_f = 0^\circ$ より、前縁剥離渦のスパン方向長さは短い。ここでは示さなかった $\delta_f = 20^\circ$ の場合も、 $\delta_f = 30^\circ$ とはほぼ同じ傾向を示している。 $\delta_f = 50^\circ$ (図7d)では剥離渦の長さが短くなる傾向が更に

強まっている。また $\delta_f = 50^\circ$ 、 $\alpha = 6^\circ \sim 12^\circ$ においては、 $y/(b/2)=0.5 \sim 0.7$ 付近、すなわちボルテックス・フラップより内側の領域も小さなSuction域が観察される。

ここでは示さなかったが、 $x/Cr=0.45$ において翼下面の圧力分布を測定した結果によると、 C_p の値にあまり変化が見られず、下面では流れの様子にほとんど変化がないことがわかった。

図8にOil Flowによる流れの可視化の結果の一例を仰角 9° の場合に示す。図8a, b, cは翼上面左半面のOilの様子を観察してスケッチしたものである。 $\delta_f = 0^\circ$ (図8a)では、図7aの圧力分布においても観察された大きな前縁剥離渦の存在がよくわかる。 $\delta_f = 30^\circ$ (図8b)ではこの前縁剥離渦の大きさ(スパン方向長さ)は $\delta_f = 0^\circ$ に比べて小さくなっている。 $\delta_f = 50^\circ$ (図8c)ではフラップのヒンジ線と翼の中央線の間に渦上の流れが見られる。これは図7dで述べた小さなsuction域と対応している。この領域は、 δ_f の値が大きいためにヒンジ位置において流れが再度剥離

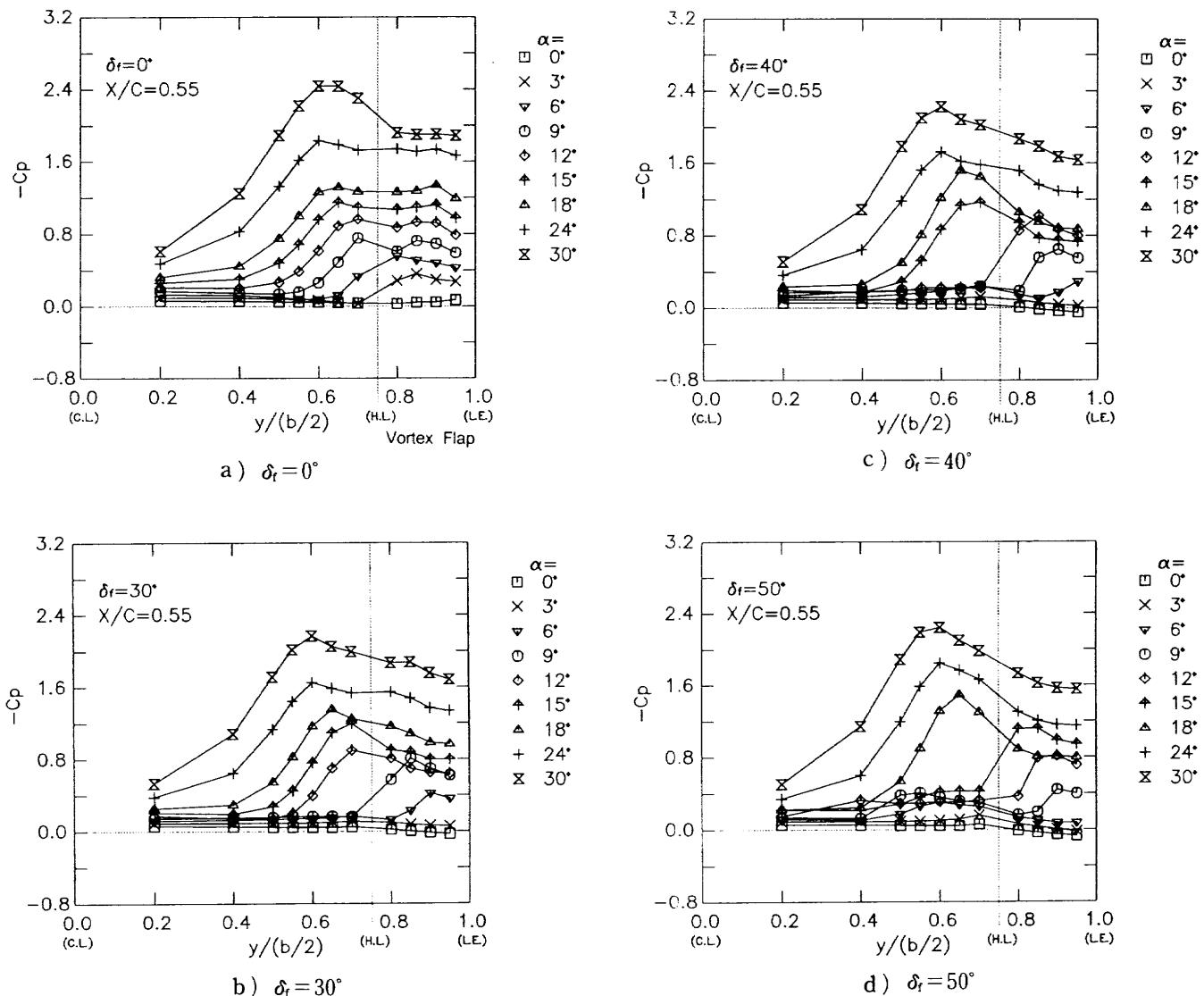


図7 表面圧力分布($\Lambda=70^\circ$)

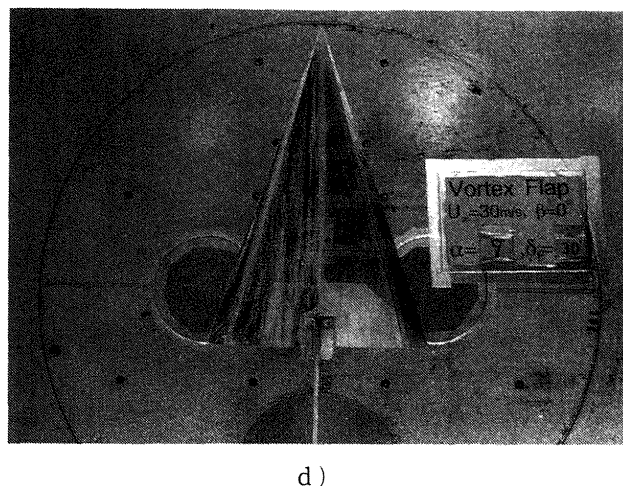
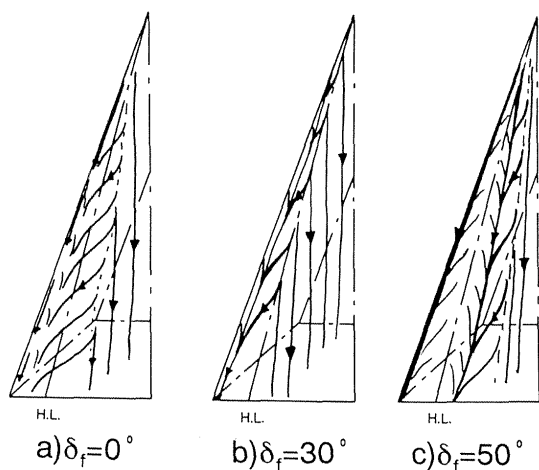


図8 Oil Flowによる翼左半面の可視化($\Lambda=70^\circ$ 、 $\alpha=9^\circ$)

して形成された領域である。図8dに $\delta_f=30^\circ$ において撮影された写真も参考のために添付する。写真の左半面にOilが塗られ、右半面にはタフトが数本貼られている。タフトの動きからも渦の挙動が観察できる。

4. 後退角 60° と 70° の比較

本節では、前節で示した後退角 70° の結果と文献4の後退角 60° の結果との比較を行い、後退角の違いの影響について考察を行う。文献4で用いたモデルは、第2節でも述べたように後退角の違い以外に翼の平面型に関しては今回のモデルと差異がない。断面形状は、今回のモデルと異なり対称凸面翼であり、最大翼弦長は1mである。風洞主流風速は30m/s、最大翼弦長に基づくレイノルズ数は 2×10^6 であり、今回の実験の2倍の値である。なお、本節において仰角 α は、すべて風洞壁修正を行っていない幾何学的仰角の値を用いて示した。

4.1 揚抗比—揚力分布の比較

後退角 60° と 70° の翼について揚抗比分布を比較するために、両者の揚抗比—揚力曲線を図9a, bに示す。共に $\delta_f=0^\circ$ と $\delta_f=30^\circ$ での結果を示す。図によると後退角 60° (図9a)では、 $C_L=0.15 \sim 0.6$ において $\delta_f=30^\circ$ の結果が $\delta_f=0^\circ$ より揚抗比が大きな値を示している。これに対して後退角 70° (図9b)では、後退角 60° の場合より狭い C_L の範囲($C_L=0.1 \sim 0.25$)においてのみ $\delta_f=30^\circ$ の結果が $\delta_f=0^\circ$ より揚抗比が大きな値を示している。これは、高い揚力 C_L (≈ 0.5 付近)すなわち仰角 $\alpha \approx 10^\circ \sim 15^\circ$ 付近において、後退角の小さいデルタ翼($\Lambda=60^\circ$)の方がボルテックス・フラップによる抵抗の減少の度合いが大きく、それによって L/D の値が向上するためである。その結果、 60° デルタ翼では小さい C_L の値(≈ 0.15)から大きい C_L (≈ 0.6)の広い範囲において揚抗比の向上が見られた。

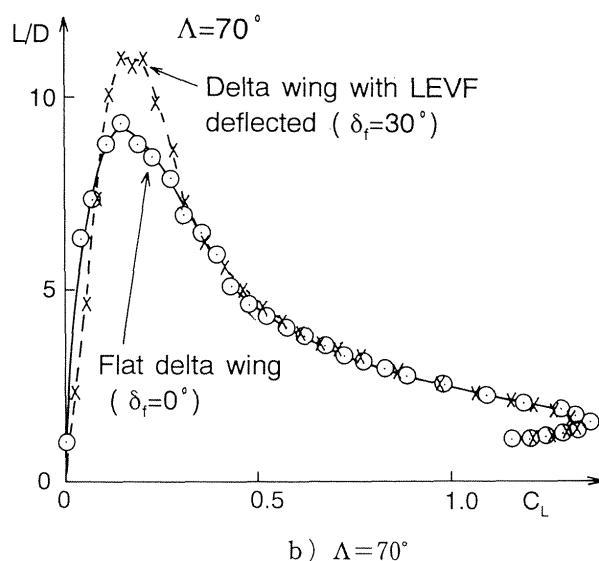
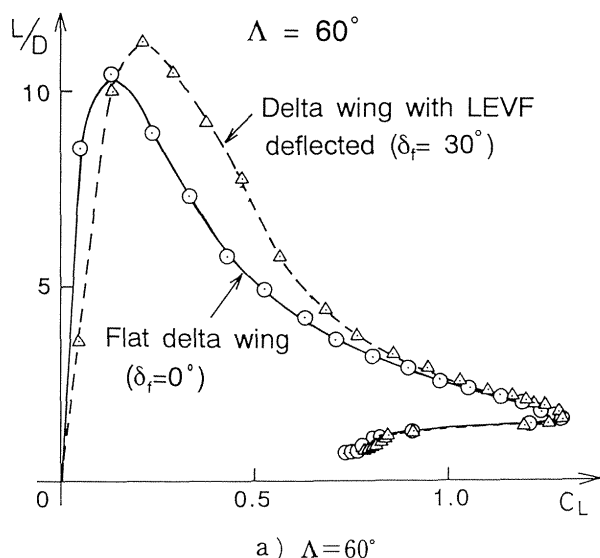
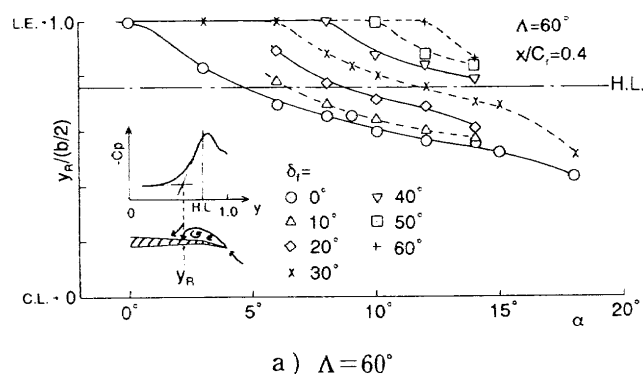


図9 揚抗比—揚力分布の比較

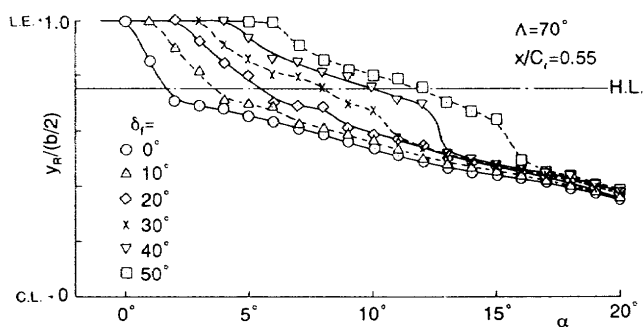
4.2 前縁剥離渦の大きさの比較

図10に2つの翼の前縁剥離渦の大きさ、すなわちスパン方向長さの仰角に対する変化分布を示す。前縁剥離渦の再付着点位置 y_R を翼中心線から測ったスパン方向位置として表示した。 y_R は図10a中左下に示したように表面圧力測定の結果を用いて推定し、各 δ_f について図中に示した。後退角 $\Lambda=60^\circ$ では $x/C=0.4$ 、 $\Lambda=70^\circ$ では $x/C=0.55$ における圧力測定結果を用いて y_R を求めた。この点 y_R と翼端(図中のL. E. 位置、 $y/(b/2)=1.0$)との距離が、前縁剥離渦の大きさに相当する。再付着点位置 y_R がL. E. 位置と一致することは、未だ前縁剥離渦が生じていないことを示す。図10a($\Lambda=60^\circ$)、10b($\Lambda=70^\circ$)共に δ_f が大きくなるにつれて、前縁剥離渦が形成され始める仰角は、より大きくなっている。図10b($\Lambda=70^\circ$)では、この渦が形成され始める仰角は、どの δ_f の場合においても図10aの同じ δ_f の場合に比べて小さいことがわかる。同じ δ_f 、 α の値で比較すると、後退角の大きい翼の方がフラップが主流方向とつくる角度は大きくなるので、結果としてより小さい仰角で剥離を生じたためである。

図10bの $\delta_f=40^\circ$ 、 $\alpha=13^\circ$ 付近と $\delta_f=50^\circ$ 、 $\alpha=16^\circ$ 付近において再付着点位置が急変しているところがある。この点より小さな仰角ではフラップ上の前縁剥離渦とフラップ内側の剥離域(図7、8参照)が別々に存在していたものが、この点より大きな仰角では、2つが合併して一つの大きな剥離渦に急変したためである。



a) $\Lambda=60^\circ$



b) $\Lambda=70^\circ$

図10 前縁剥離渦の大きさの比較

4.3 揚抗比最大のときのフラップまわりの流れ

次に、揚抗比最大を達成するときのフラップまわりの流れについて検討する。 $\Lambda=70^\circ$ の翼において揚抗比の最大値 $((L/D)_{\max}=11.8)$ は $\delta_f=20^\circ$ 、 $\alpha=5^\circ$ において測定された。一般に揚抗比の最大値は、抵抗値の小さいところで達成されるため、抵抗値のわずかな変化、すなわち測定誤差に対して L/D は大きく変化する。そこで、揚抗比の最大値を達成する δ_f と α の組み合わせのみならず、最大値に近い値を達成した組み合わせについても一緒に考えてみる。図5によると他の δ_f と α の組み合わせにおいても、この L/D の最大値に近い値を達成している。例えば、 $\delta_f=30^\circ$ 、 $\alpha=8^\circ$ においては $L/D=11.1$ である。

図11には、各後退角の翼模型について揚抗比が最大値を示す、またはそれに近い値を示す幾つかの δ_f と α の組み合わせについての表面圧力測定をした結果を示す。図11aには $\Lambda=60^\circ$ の $x/Ct=0.4$ と $x/Cr=0.8$ における3種の形態について示した。 δ_f と α の値は図中に示した。図11bには $\Lambda=70^\circ$ の $x/Cr=0.4$ と $x/Cr=0.55$ における4種の形態について示した。図11a、bによると異なる x/Cr の結果には極端な違いがないことがわかる。 $\Lambda=60^\circ$ の2枚の図(図11a、b)によると、どの δ_f と α の組み合わせにおいても2ヶ所の x/Cr 位置において翼上の圧力分布は、翼端部にわずかなSuction域がある場合($\delta_f=15^\circ$ 、 $\alpha=6^\circ$ 、 $x/Cr=0.4$)を除いて、ほぼ全スパンにわたって平坦である。このことより文献4において、「後退角60°の翼で最大の揚抗比を達成すると δ_f と α の組み合わせにおいては、流れが大きく剥離すること無しにボルテックス・フラップ面上を流れている。」との結論を得た。

図11bの後退角70°の場合によると、図11aとは異なり、どの δ_f と α の組み合わせにおいても図右端部分のボルテックス・フラップとはほぼ同じ長さの領域においてSuction域が観察される。 C_p の値によって判断できるSuctionの程度自体は、図7aで示した平板デルタ翼上に生じる前縁剥離渦内のそれに比べて、それほど大きなものではない。しかし図11aの $\alpha=6^\circ$ 、 $\delta_f=20^\circ$ 又は $\delta_f=25^\circ$ において翼端に観察されるSuctionに比べて、図11bのそれは、どの組み合わせの場合も明らかに大きい。また、Oil Flowによる観察によると、フラップ上をOilが下流方向へ流されることなしに、Oilが淀んでいる状態が観察された。これらのことより、図11bの形態では、翼端で剥離を生じてフラップ上に剥離域が形成されていると考えられる。以上より、「後退角70°のデルタ翼で最大の揚抗比を達成する δ_f と α の組み合わせにおいては、ボルテックス・フラップ長さにはほぼ等しい剥離域が生じている」ことがわかる。なお、フラップ上に生じるSuctionの程度が余り大きくないため、今回の実験結果のみからは、この剥離域が第1節で述べたいわゆる「ボルテックス・フラップ最適の条件」

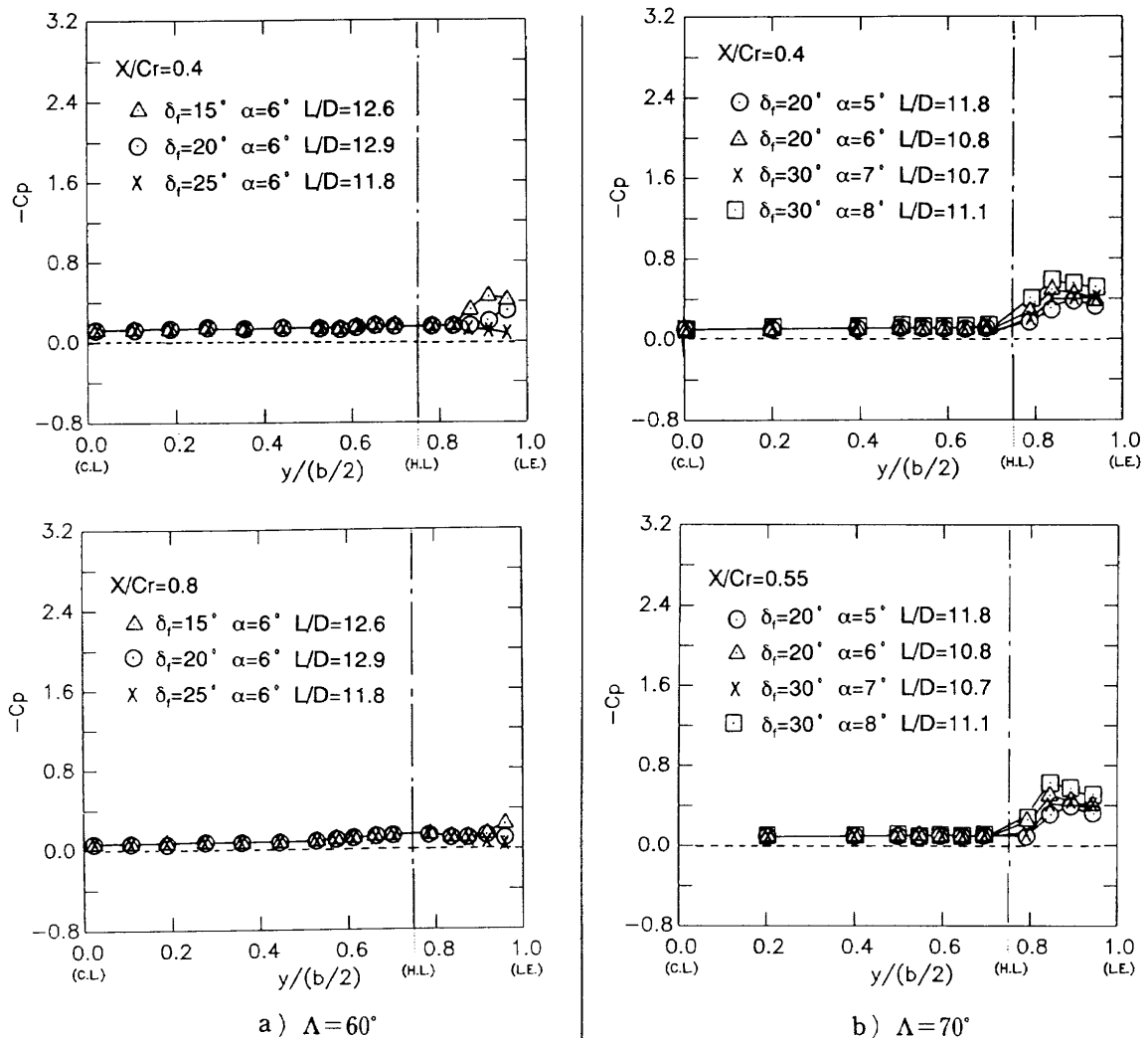


図11 揚抗比最大値付近における表面圧力分布

において生じるフラップと同じ長さの前縁剥離渦と同種のものであるかは結論づけることはできない。文献9によると低仰角において鋭い前縁を有した平板デルタ翼上に生ずるSuctionの程度が余り大きくない剥離域をSeparation Bubble, 高仰角において生ずる剥離渦をVortexと区別して呼んでいる。ここで考えている70°デルタ翼上に生じている流れは、文献9中のSeparation Bubbleに相当すると考えられる。

以上のことより、揚抗比最大を達成するときのフラップまわりの流れ場は、仰角が大きくなるにつれて、大きな剥離を起こすことなしに付着して流れている流れ場($\Delta=60^\circ$)から、フラップ上全域にわたって剥離域を生じている流れ場($\Delta=70^\circ$)へと変化していくことがわかる。更に後退角を増大すると後退角74°のデルタ翼模型が用いられた文献1で述べられているようにフラップ上に前縁剥離渦を生じている流れ場へ移行すると推定される。このことを明確にするためには、 $\Delta=70^\circ$ より大きい後退角を有するデルタ翼型を用いた実験が更に必要である。

以上述べたことを別の方法で整理したのが図12である。

この図は一定の仰角のもとで δ_f を変化させたときの揚力と抗力の変化を揚力-抗力曲線として示したものである。翼断面内の流れのスケッチも圧力分布とOil Flowの結果を参考にして描き、図中に示した。図12aは文献4から引用した $\Delta=60^\circ$ の模型の $\alpha=6^\circ$ と 12° における結果を、図12bは $\Delta=70^\circ$ の模型の $\alpha=5^\circ$ と 10° における結果を示す。図中で $(L/D)_{\max}$ と記入されている点は、仰角を一定に保って δ_f を変化させたときに揚抗比が極大になる形態であることを意味している。両図ともに各仰角において δ_f を大きくするにつれてボルテックス・フラップ上の前縁剥離渦の長さが短くなり、 $\delta_f > 40^\circ$ では、フラップヒンジ線の内側にも剥離域が新たに発生する様子は同一である。図12a($\Delta=60^\circ$)では $\alpha=6^\circ$ 、 $\delta_f=20^\circ$ において、図12b($\Delta=70^\circ$)では $\alpha=5^\circ$ 、 $\delta_f=20^\circ$ において、それぞれ揚抗比の値は各翼模型についての最大値を示した。このときのフラップまわりの流れを比べてみると、図12aでは第1節においても述べたようにフラップの上では小さな剥離域を除いて大きな剥離渦を生じることがない。これに対して図12bではフラップ長さにほぼ等しい剥離域が生じている。

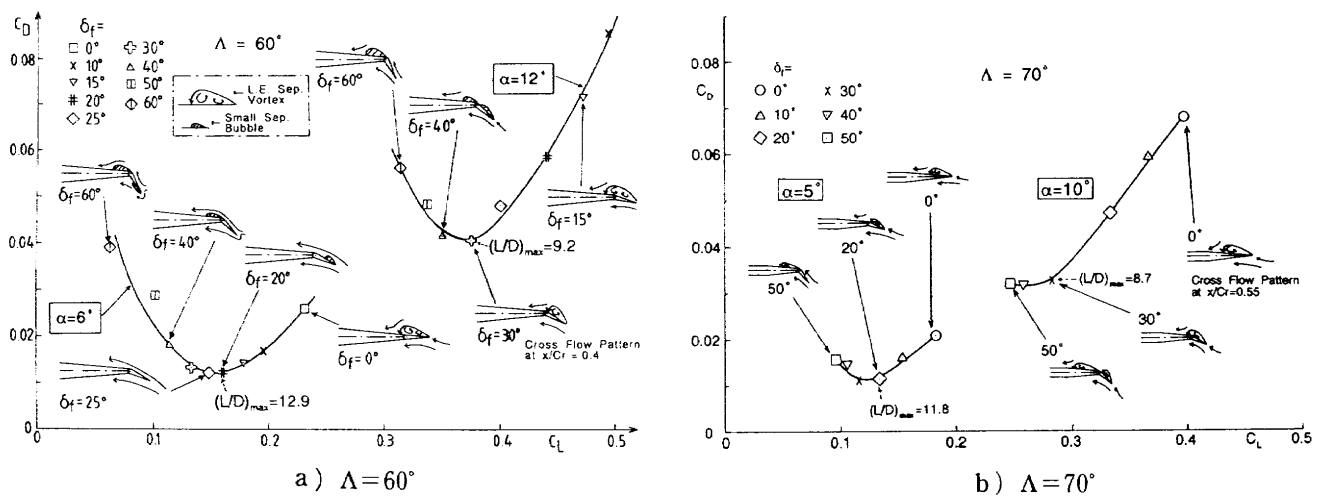


図12 迎角一定時の抗力ー揚力曲線と翼面上流れパターン

$\Lambda = 70^\circ$, $\alpha = 10^\circ$ において、迎角が 10° で一定のもとで揚抗比が極大になるのは、図12b中に示したように $\delta_f = 30^\circ$ のときである。このときフラップ上には剥離渦の存在が確認される。この傾向は $\Lambda = 60^\circ$, $\alpha = 12^\circ$ (図12a)において揚抗比が極大になる $\delta_f = 30^\circ$ の場合と同様である。

4.4 実験結果と解析結果の比較

過去の実験結果^{3,4)}によるとボルテックス・フラップの上に生じる前縁剥離渦の性質は、一般的なデルタ翼の上に生じる前縁剥離渦と特に異なる点は見られなかった。そこで、デルタ翼の空力特性を見積もるために使用されるPolhamusによる前縁吸い込みアナロジー¹⁰⁾を用いて、ボルテックス・フラップ付き60°デルタ翼の空力特性の推算を試みた⁵⁾。ここでは、この解析方法を用いて後退角70°の空力特性の解析を行い実験結果との比較を行う。

ここで用いた解析方法の詳細は文献5に述べられているので、概略についてのみ述べる。前縁吸い込みアナロジーでは、翼の上に生じている前縁剥離渦によって働く上向きの吸引力は、Potential流を仮定した翼に働く前縁吸引力(Leading-Edge Suction Force) C_T と同じ大きさであると考えられる。 C_T は揚力係数、抗力係数と同じ方法で無次元化した無次元係数である。ボルテックス・フラップ付きデルタ翼の場合でも同様に前縁吸引力 C_T と同じ大きさの力がボルテックス・フラップ面に垂直な方向に働くと考えて渦による吸引力推算した。Potential流中で前縁吸引力が零とした場合に翼に働く空気力と、上述した渦による吸引力をベクトルの足しあわせることによって揚力と抗力を求めた。Potential流を仮定した翼に働く空気力および前縁吸引力は、渦格子法の一つであるQuasi-Vortex Lattice法(QVLM法)を用いて求めた。

後退角70°の $\delta_f = 0^\circ$ と 30° についての実験結果と解析結果(QVLM+SAと図中に記載)の比較を図13(揚力ー迎角

曲線)、図14(抗力ー迎角曲線)に示す。図13, 14共に実験結果と解析結果の一致は良好である。なお、図14では文献5と同様に摩擦抵抗係数に相当する値を実験結果から差し引いて表示してある。

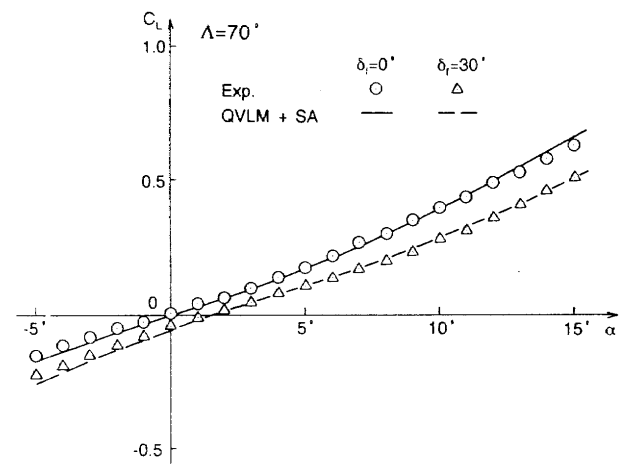
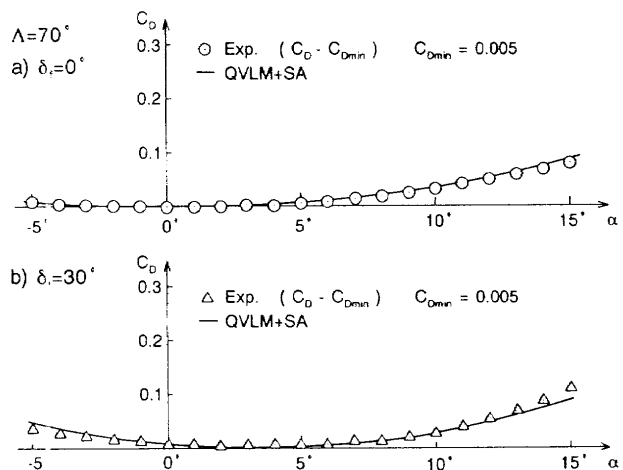

 図13 解析と実験の比較(揚力ー迎角曲線、 $\Lambda = 70^\circ$)

 図14 解析と実験の比較(抗力ー迎角曲線、 $\Lambda = 70^\circ$)

図15には、後退角 60° と 70° について、仰角一定でフラップ角 δ_f を変化させたときの抗力-揚力曲線を示す。図15aは文献5から引用した後退角 60° 、 $\alpha = 6^\circ$ と 12° の結果、図15bは後退角 70° 、 $\alpha = 5^\circ$ と 10° における結果を示す。図中の仰角は風洞に対する幾何仰角である。両図ともに、 δ_f が 0° から 30° 程度までは、実験結果と解析結果は類似の分布を示すが、 δ_f が 40° 以上では両者の差が大きい。

実験結果によると $\delta_f \geq 40^\circ$ では後退角 60° と 70° 共にフラップのヒンジ線の内側に剥離域を生じている。解析結果ではこの剥離域の影響が考慮に入っていないために実験結果と差を生じた⁵⁾。

図16には、実験で揚抗比最大値を示した仰角において、フラップ角 δ_f を変化させたとき、QVLM法によって求まる前縁吸引力 C_T の分布を示す。図16aの後退角 60° 、 $\alpha = 6^\circ$ では $\delta_f = 25^\circ$ 付近で C_T が最少で、ほぼ零になっている。前縁吸い込みアナロジーによる C_T が零ということは、すなわち翼の上に前縁剥離渦を生じないことを意味している。前節の図12aに示したように実験結果によると後退角 60° 、 $\alpha = 6^\circ$ 、 $\delta_f = 20^\circ \sim 25^\circ$ においてフラップ上に大きな剥離は発生せず、そのとき揚抗比は最大値を示していた。これは解析(図16a)によって求まった C_T がほぼ零である

という結果に対応している。文献5の結論を参照のこと。

一方、図16bに示した後退角 70° 、 $\alpha = 5^\circ$ の場合では $\delta_f = 35^\circ$ 付近で C_T が最少(ほぼ零)になっている。後退角 60° と同じ現象であれば、この δ_f 付近において、フラップ上に大きな剥離域を生ぜず、かつ揚抗比は最大になるはずである。図7cに示した表面圧力分布によると $\alpha = 6^\circ$ 、 $\delta_f = 40^\circ$ ではフラップ上には大きな剥離渦は観察されず、小さな剥離域のみ見られる。 α と δ_f の値が図16bと図7cでは多少異なるので厳密には比較できないが、解析結果と実験結果はこの形態では、ほぼ一致している。しかしながら、実験で得られた揚抗比は $\delta_f = 20^\circ$ において最大値を示した。これは、図12bで述べたように $\delta_f = 40^\circ$ 付近ではフラップ上には剥離渦は生じないが、フラップの内側で剥離域が生じるために抵抗が増大し揚抗比が減少したためである。このため実際の揚抗比の最大値は $C_T \approx 0$ になる δ_f よりも小さな δ_f の形態($\delta_f = 20^\circ$)において達成されたと説明される。

5. 結論

テーパ型ボルテックス・フラップ付き後退角 70° のデルタ翼模型を用いて、模型に働く力測定、表面圧力測定

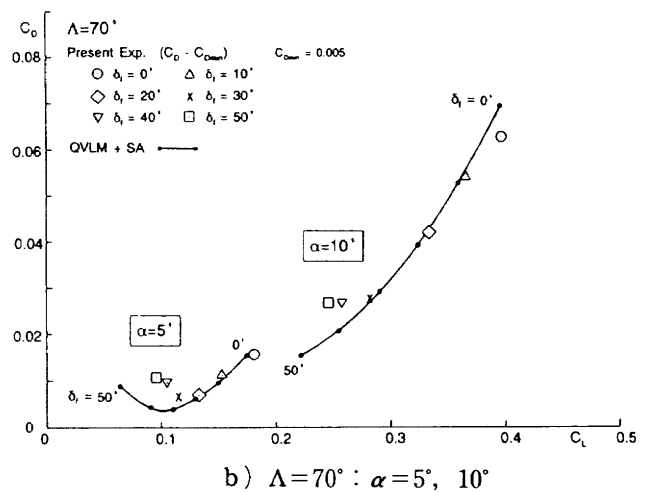
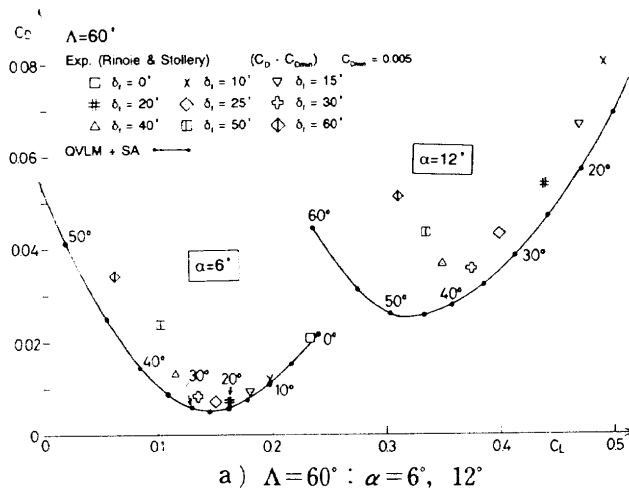


図15 解析と実験の比較(抗力-揚力曲線)

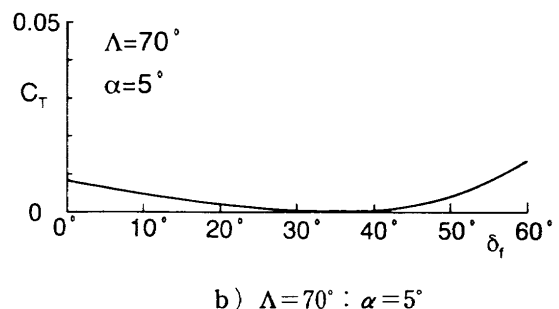
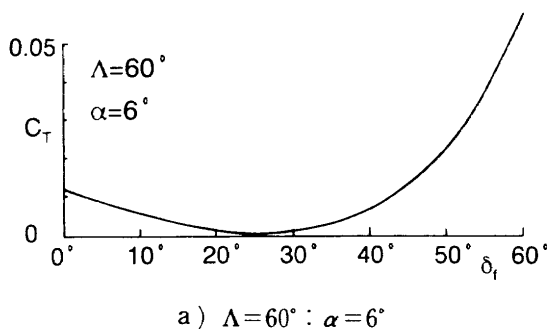


図16 QVLM法によって推定した前縁吸引力 C_T 分布

および流れの可視化を行った。その結果を後退角60°デルタ翼模型の実験結果⁴⁾と比較を行い、後退角の増大がボルテックス・フラップの特性に及ぼす影響について検討した。その結果、以下の結論が得られた。

1) 70°デルタ翼についてもボルテックス・フラップによる揚抗比の向上が確認された。しかし同じフラップ角度で比較すると60°デルタ翼に比べて、狭い C_L の範囲でのみ L/D が向上した。

2) 70°デルタ翼では、60°デルタ翼の結果よりも小さい仰角のときから前縁剥離渦が発生し始め、このことがボルテックス・フラップの性能に影響を与えている。

3) ボルテックス・フラップ面上に大きな剥離域が形成されないときに60°デルタ翼では最大の揚抗比向上が達成した⁴⁾。これに対して70°デルタ翼では、ボルテックス・フラップの上にフラップ長さにはほぼ等しい剥離域が生じているときに、最大の揚抗比向上が達成された。

4) 渦格子法と前縁吸い込みアナロジーを組み合わせた解析方法⁵⁾を用いた70°デルタ翼の空力特性推定値と実験結果の一致は、 $\alpha_f = 30^\circ$ 以下において良好であった。

5) 70°デルタ翼の最大揚抗比を達成する仰角においてフラップ角 α_f を変化させると、ある α_f においてフラップ上に大きな剥離域を形成しない状態になる。しかしながら、このときフラップの内側で剥離を生じるために揚抗比の低下を招いたことが、実験結果と解析結果によって説明された。

今後の課題は、フラップ上に生ずる剥離渦(剥離域)中の流速分布測定と流れの可視化によってフラップまわりの流れ場の様子を探ること、および第4.3節で述べたように後退角が更に大きい場合と更に小さい場合についても同様な風洞実験を行って、後退角変化の影響を知ることの2点である。

謝辞

本報告は、平成元年度から4年度まで新型航空グループにおいて行われた研究項目「デルタ翼の低速空力特性改良についての研究」の一部である。この研究項目および本研究を行うにあたって、当初から研究方針の立案等を指導下さり、また風洞実験の機会を与えてくださった前新型航空機研究グループ総合研究官、現名古屋大学教授の神谷信彦先生に感謝の意を表します。

参考文献

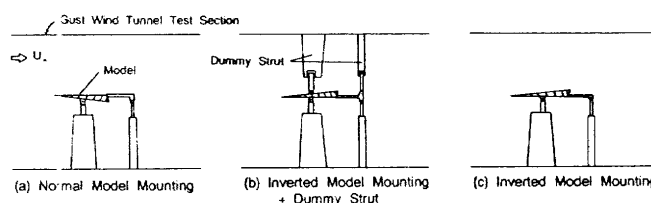
- 1) Rao, D. M.; Leading-Edge Vortex-Flap Experiments on a 74 deg. Delta wing, NASA CR-159161, 1979.
- 2) Campbell, J. F. & Osborn, R. F.; Leading-Edge

Vortex Research: Some Nonplanar Concepts and Current Challenges, NASA CP-2416, 1986, pp.31-63.

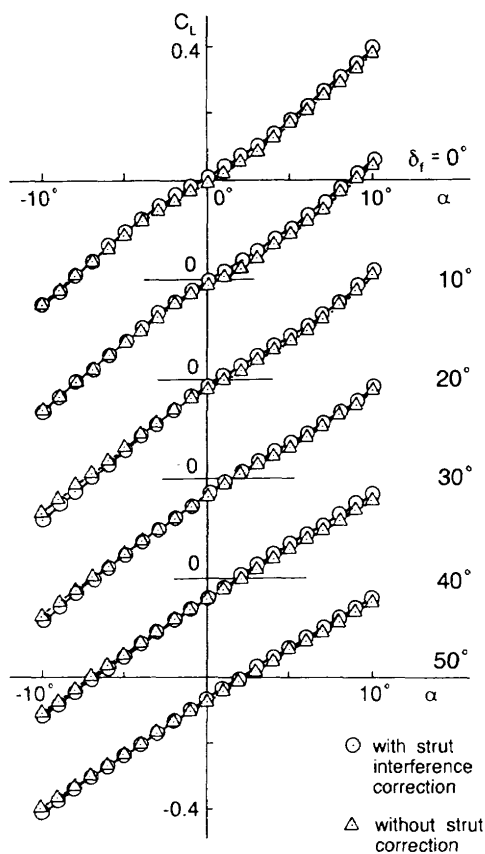
- 3) Rinoie, K.; Experimental Studies of Vortex Flaps and Vortex Plates Part.1 0.53m Span 60°Delta Wing, NAL TR-1140T, March 1992.
- 4) Rinoie, K. & Stollery, J. L.; Experimental Studies of Vortex Flaps and Vortex Plates Part.2 1.15m Span 60°Delta Wing, NAL TR-1180T, October 1992.
- 5) Rinoie, K.; Estimating the Aerodynamic Characteristics of Vortex Flaps Using the Leading-Edge Suction Analogy, *Trans. JSASS*, Vol.36, No.113, 1993, pp.143-152.
- 6) 藤田敏美, 岩崎昭人, 藤枝敦俊; 突風風洞データ処理装置(データ収集部)の改修 計測システムのオンライン化, 航技研資料TM-611, 1989.
- 7) 廣末健一, 遠藤浩; 7 風洞による対応風洞試験結果, 航技研資料TM-520, 1983.
- 8) 藤田敏美, 岩崎昭人, 伊藤婦美子, 藤枝敦俊; 電子式多点圧力センサー(ESP)を用いた突風風洞圧力計測システム, 航技研資料TM-638, 1991.
- 9) Rom, J.; High Angle of Attack Aerodynamics, Springer-Verlag, New York, 1991, pp.15-21.
- 10) Polhamus, E. C; A Concept of the Vortex Lift of Sharp-Edge Delta Wings based on a Leading-Edge Suction Analogy, NASA TN D-3767, 1966.

付録 ストラット天秤支柱干渉の補正について

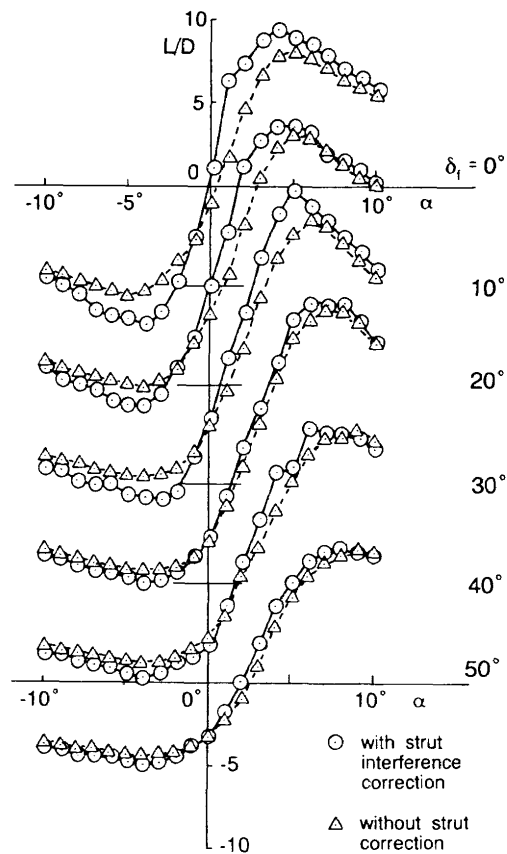
ストラット天秤支柱による影響を補正するために、仰角 $\alpha = -10^\circ \sim 10^\circ$ の範囲内において、支柱干渉補正試験を文献7の方法に基づいて行った。付図1に示したように(a)模型を正常な状態で天秤に設置した状態、(b)模型を上下逆にして設置し、しかも模型の上方にダミーの天秤支柱とストラットを取り付けた状態、(c)模型を上下逆にした状態、以上の3形態について空気力測定を行った。これらの測定で得られた空気力係数を用いて、(a) - {(b) - (c)}の値を求めた。この値が天秤支柱干渉を補正した値になる。



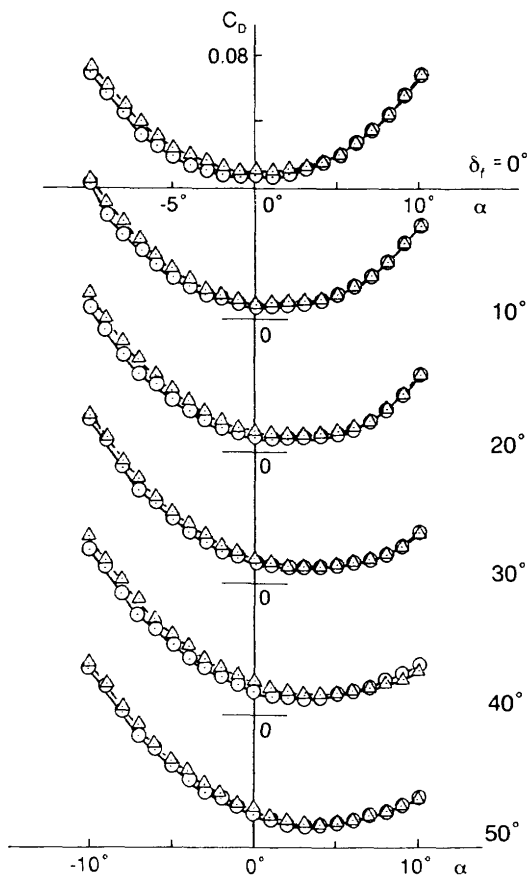
付図1 天秤支柱干渉補正の方法



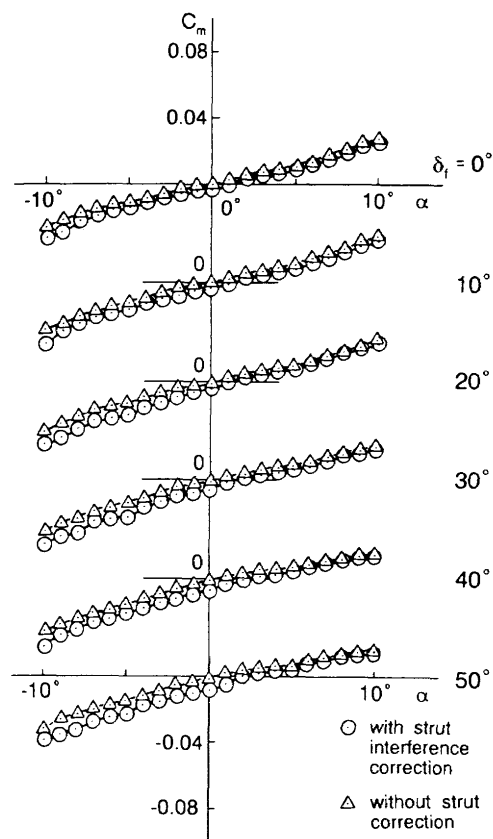
付図2 揚力-迎角曲線(支柱干渉補正有り無し)



付図4 揚抗比-迎角曲線(支柱干渉補正有り無し)



付図3 抗力-迎角曲線(支柱干渉補正有り無し)

付図5 ピッチングモーメント-迎角曲線
(支柱干渉補正有り無し)

付図2～5に天秤支柱干渉を行っていない結果と行った結果を示す。図中の値はすべて風洞壁修正を行っていない結果である。付図2の揚力ー仰角曲線によると上下対称な翼($\delta_i = 0^\circ$)の仰角0°付近では、補正無しのデータが $C_L < 0$ を示しているのに対して、補正を行うと C_L はほぼ零の値を示している。付図3の抵抗ー仰角曲線では、補正を行った結果は行わない結果にくらべて C_D は小さな値を示している。付図2と3の結果を用いて揚抗比を求めた付図4によると、 $\delta_i = 0^\circ$ では補正を行うと、図の

原点を中心として、より点対称に近い分布となっており、支柱干渉補正の効果があらわれていることがわかる。付図5のピッチングモーメントー仰角曲線では、補正していない結果が、補正した結果より一般的に頭上げのモーメントを示している。これは天秤ストラット後方で剥離した流れが模型下面の流れに影響を与え、それが頭上げのモーメントを生み出していると考えられる。支柱干渉補正を行うと、この傾向が緩和されている。

航空宇宙技術研究所報告1245号

平成 6 年 7 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町 7 - 44 - 1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) 〒182
印刷所 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段北 1 - 7 - 8

Printed in Japan