

超音速輸送機の低速時空力特性に関する風洞試験の報告

斎藤 充, 檜垣 郷子 (富士重工業), 山納 敦 (日本航空機開発協会)

Overview of FHI Low-speed Wind Tunnel Tests on Supersonic Transports

Mitsuru SAITO, Kyoko HIGAKI (Fuji Heavy Industries Ltd.),
Atsushi SANNOU (Japan Aircraft Development Corporation)

概 要

次世代超音速輸送機の前縁高揚力装置選定に関して、通常の Attached Flow Concept Flap とボルテックス・フラップについて低速風洞試験等によりその効果を比較し、ベースライン機の前縁フラップ形式を検討した。さらに地面効果試験も実施し、離着陸時の揚抗比向上効果を定量的に把握した。

1. はじめに

次世代超音速輸送機の開発においては、超音速時のみならず低速時の空力性能も機体の成立性を左右する大きな課題となる。特に、超音速巡航に最適となるよう設計された機体形状において、低速時に効率的に揚抗比を増すことができる高揚力装置の開発は、離着陸性能を向上させる上で重要な要素である。

本発表では、近年 富士重工業(株)が実施した超音速輸送機の高揚力装置に関する低速風洞試験(下表)について、その概要を紹介する。

表 富士重工業(株)実施の
高揚力装置に関する低速風洞試験

試 験 内 容	実施年度
ボルテックス・フラップの効果検証	H8
セグメント・ボルテックス・フラップの効果検証	H9
ベースライン機の前縁フラップ方式設定	H9
前縁後縁フラップ効果・地面効果取得	H11

2. ボルテックス・フラップの検証

超音速輸送機のようなデルタ翼またはそれに類する形状の主翼では、大きな迎角をとると前縁剥離渦が発生し、渦による吸引力により揚力が増加することが知られている。しかし、この吸引力は迎角を大きくするほど後ろ向きの成分も持つことになり、抗力をも発生させ、揚抗比は低下する。特に、離着陸時のように高迎角をとる必要がある場合の揚抗比の低下は著しい。これを改善させるため、前縁デバイスとして、渦の発生を押さえるもの(Attached Flow Concept Flap / 通常の前縁フラップ)と積極的に渦を利用するもの(ボルテックス・フラップ)の2つの形式が考えられている。

まず、前縁高揚力装置としてボルテックス・フラップを採用する場合、最大の性能を引き出すにはどのように設定すればよいのか、風洞試験により検討した。

(1) 試験概要

使用風洞: 富士重工業(株)宇都宮製作所

2m×2m 低速風洞

供試体 : Phase I ベースライン機 約 1% 模型

(図 2-1)

計測項目:6 分力,

ボルテックス・フラップ上面圧力,

レーザーシートおよび

オイルフローによる可視化

風速 :60m/s

(レイノルズ数 2.0×10^6 :MAC 基準)

迎角 : $0^\circ \sim 20^\circ$

舵角 : $20^\circ, 40^\circ$, クリーン

供試体 :Phase I ベースライン機 約 1%模型

(図 3-1)

計測項目:6 分力, オイルフローによる可視化

風速 :40m/s

(レイノルズ数 1.3×10^6 :MAC 基準)

迎角 : 13°

舵角 : $10^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 40^\circ$, クリーン

(2) 試験結果

図 2-2 に示すように、フラップ上面圧力分布のピーク位置は、外翼側になるに従って後方に移動する。これより、剥離渦がボルテックス・フラップ面上に捕らえられているのは、内翼部であると考えられる。これは可視化写真でも確認できる。また、同一 CL における L/D 向上量は、舵角 20° よりも 40° のほうが大きい。可視化ではボルテックス・フラップ面上に渦が見られないため、通常のフラップとして機能していると考えられる。一方、図 2-3 のフラップ面圧力積分値によると 20° の方がフラップ面に垂直方向の吸引力が大きいにもかかわらず、 20° の方が L/D 向上量が小さいが、これはフラップを乗り越えて主翼表面に作られた渦がもたらす吸引力が抗力成分を持つため、あるいは、フラップ面にかかる吸引力が推力成分とならなかったためと思われる。

ボルテックス・フラップで L/D 向上を図るには、フラップ面に渦を捕らえるだけでなく、主翼面上に渦を発生させないことが重要である。つまり、セグメント化等により全スパン域でフラップ面上にのみ渦を捕らえる必要があることが明らかとなった。

3. セグメント・ボルテックス・フラップの効果

ボルテックス・フラップをスパン方向に分割することによって実際に全スパン域で渦を捕らえることが可能かどうか、またその分割数、舵角の組み合わせ等を確認するため、風洞試験を実施した。

(1) 試験概要

使用風洞:富士重工業(株)宇都宮製作所

2m×2m 低速風洞

(2) 試験結果

試験結果を図 3-2 に示す。今回の試験ケースの中では、図 3-3 のように全スパンでフラップ面上に渦を捕らえている 2 セグメント $40^\circ / 40^\circ$ の場合がもつとも L/D が向上している。この形態では、フラップの吸引力のため全ケース中 CA が最も減少しているが、同時に、CN の減少量も比較的大きい。本風試の範囲では、たとえ CL が減少しても、CD 成分の減少量が大きい方が L/D 向上には有利であることが分かる。

ここでボルテックス・フラップにより L/D を向上させるためには、渦をフラップ面上に捕らえるだけでなく、渦の吸引力が主として推力成分を持つことが必要となる。そのためには、少なくともフラップの主流方向の傾きが迎角よりも大きくなければならない。迎角 13° の場合、図 3-4 に示すように前縁後退角 73° で舵角が 38° 以上となる。よって、この試験で最も L/D が向上するのは、舵角が 38° 以上の範囲でフラップ面上に渦を確実に捕らえた場合であると考えられる。ただし、ボルテックス・フラップとしての最適な舵角よりも深く傾けることは渦を抑制することになり、結局は Attached Flow Concept Flap と同様となる。

本風洞試験の結果、ボルテックス・フラップはセグメント化により全スパン域で渦を捕らえることが可能であることが分かった。渦がフラップ面上に捕らえられており、かつ、渦による吸引力が主として推力成分を持つボルテックス・フラップは、Attached Flow Concept Flap よりも L/D が向上することも判明した。

4. ベースライン機 前縁フラップ設定

ボルテックス・フラップのセグメント化の有効性

が確認されたので、ベースライン機に最適なフラップ形状、舵角等を設定するためのデータ取得を目的に、簡易風洞試験を実施した。

(1) 試験概要

使用風洞: 富士重工業(株)宇都宮製作所

60cm×60cm 簡易風洞

供試体 : 約 1%簡易半裁模型(図 4-1)

計測項目: レーザーシートによる可視化

風速 : 4m/s

迎角 : 10°

舵角 : 10°, 20°, 30°, 40°

(2) 試験結果

図 4-2、4-3 に示すように、後退角 65° 部分では 2 セグメントによって全スパンでフラップ面上に渦を捕らえている。この時の舵角は 20° である。後退角 70° 部分では、舵角 30° で渦をフラップ面上に捕らえられることが判明した。

しかしながら、前項と同様に主流方向に対するフラップの傾きを考えると、迎角 10° において、前縁後退角 70° 部分では舵角は 27° 以上、前縁後退角 65° 部分では舵角は 23° 以上でなければ、吸引力が推力成分とはならない。つまりベースライン主翼の平面形においては、渦を捕らえるべく最適にセグメント化および舵角設定したボルテックス・フラップでは推力成分を発生させることはできず、Attached Flow Concept Flap のほうが L/D 向上には有利となる。(設計の進展により後退角が変更されたため、前項と異なる状況となったと考える。)

ベースライン形状では、ボルテックス・フラップ面に前縁剥離渦をよく捕らえられる分割数、舵角においては、渦による吸引力が推力方向とはならないことが判明した。よって、ベースライン形状で L/D 向上を図る前縁デバイスとしては、Attached Flow Concept Flap の方が有効であると考え。

5. 前縁後縁フラップ効果および地面効果

設定された前縁 Attached Flow Concept Flap および CFD 等により設計した後縁折り曲げフラッ

プを取り付けたベースライン機全機模型において、L/D 向上効果を確認した。さらに、実際の離着陸時に重要な問題となる地面効果についても計測した。

地面効果に関しては一般に、地面に近づくとき後流渦の鏡像による吹き上げに伴い、主翼や水平尾翼の揚力傾斜が増すと共に、主翼から尾翼への吹き下ろし角度が減少することにより機首下げ傾向が発生すると言われている。地面効果を示すパラメータには無次元量 H/b (=地面からの機体の高さ/翼幅) が用いられ、通常 H/b が 1.0 から 1.5 程度より小さい領域で、地面効果が現れる。

(1) 試験概要

使用風洞: 富士重工業(株)宇都宮製作所

2m×2m 低速風洞

供試体 : Phase II ベースライン機 約 1%模型
(図 5-1)

計測項目: 6 分力

風速 : 60m/s

(レイノルズ数 1.6×10^6 : MAC 基準)

迎角 : -10° ~ 20°

舵角 : 前縁後縁とも 0°, 30°

(2) 試験結果

地面効果を図 5-2 に示す。地面に近づくに従い、CL、CD は増加し、Cm は減少する。後流渦鏡像の、主翼、および尾翼への吹き下ろしに対する効果が主に現れていると考えられる。

フラップ操舵による L/D の変化を図 5-3 に示す。離着陸時に使用されると思われる、CL が高い領域では、前縁 Attached Flow Concept Flap、後縁折り曲げフラップの組み合わせにより L/D が改善していることが確認できる。地面効果をも加えると更に L/D が向上する傾向が見られる。

6. まとめ

フラップ操舵および地面効果による L/D 向上効果を定量的に把握することができた。舵角数を増やし、前縁後縁を独立に操舵させることにより、更

なる性能向上の可能性を把握することができると
思われる。さらに、水平尾翼によるトリム特性を取
得し、離着陸性能向上に対する技術的な見通し
が得られると考えられる。

なお、本発表は、通産省が(社)日本航空宇宙
工業会に委託した「超音速輸送機開発調査」の
一環として富士重工業(株)が実施した検討内容
の一部をまとめたものである。

参考資料

1. (財)日本航空機開発協会,”平成7年度 次世
代航空機等開発調査(超音速輸送機開発調
査)「超音速輸送機に関する機体システム調
査」報告書”
2. (財)日本航空機開発協会,”平成8年度 次世
代航空機等開発調査(超音速輸送機開発調
査)「超音速輸送機に関する機体システム調
査」報告書”
3. (財)日本航空機開発協会,”平成9年度 次世
代航空機等開発調査(超音速輸送機開発調
査)「超音速輸送機に関する機体システム調
査」報告書”
4. (財)日本航空機開発協会,”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)「超音速輸送機に関する機体システム調
査」報告書”
5. (財)日本航空機開発協会,”平成11年度 次世
代航空機等開発調査(超音速輸送機開発調
査)「超音速輸送機に関する機体システム調
査」報告書”

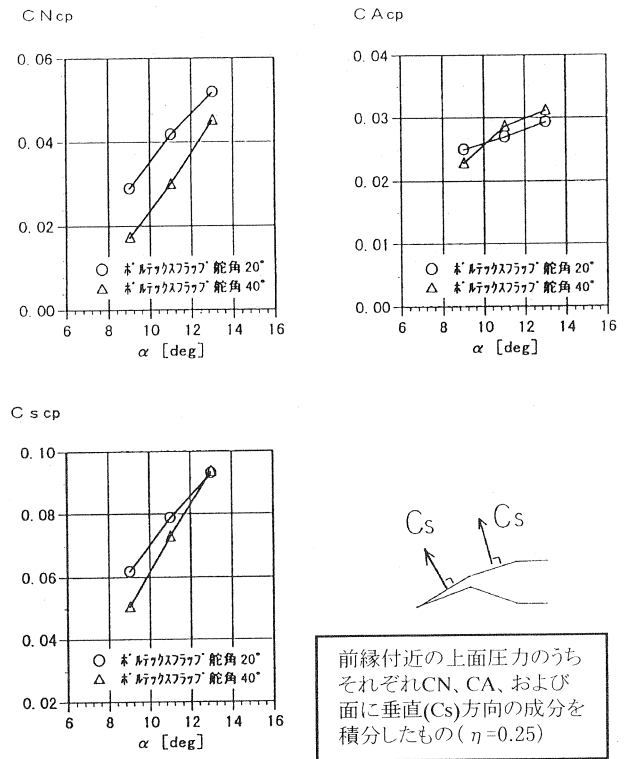
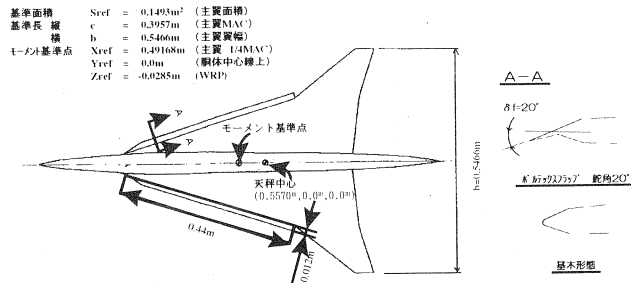


図2-3 風試結果(前縁付近上面圧力積分値)

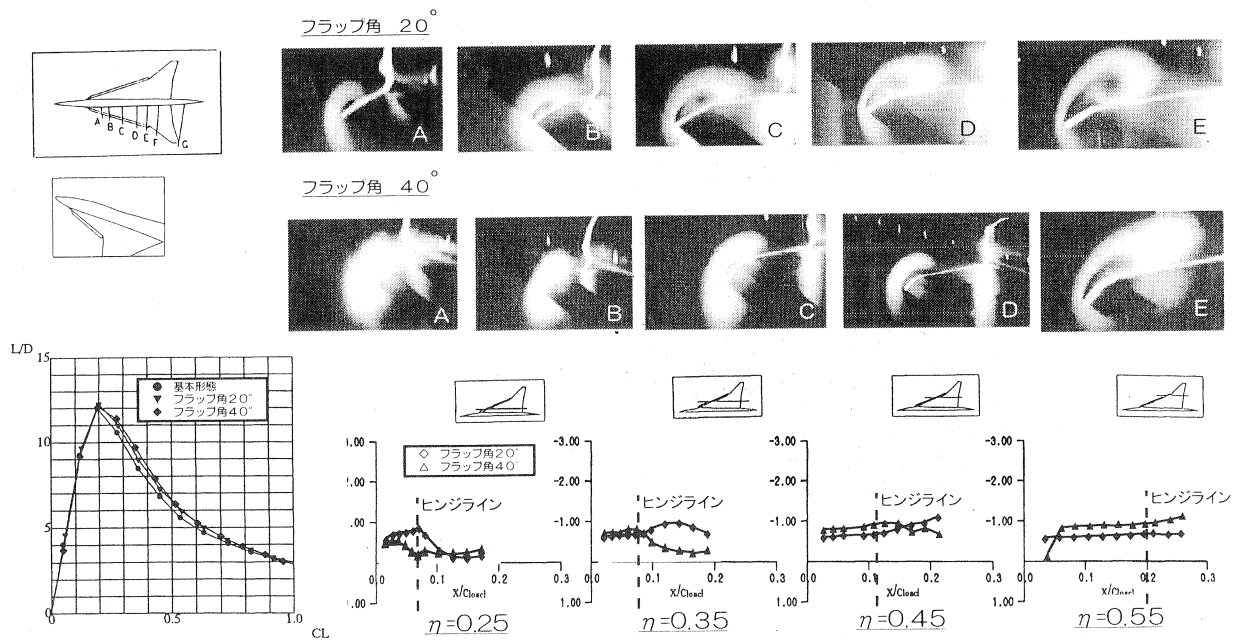


図2-2 風試結果

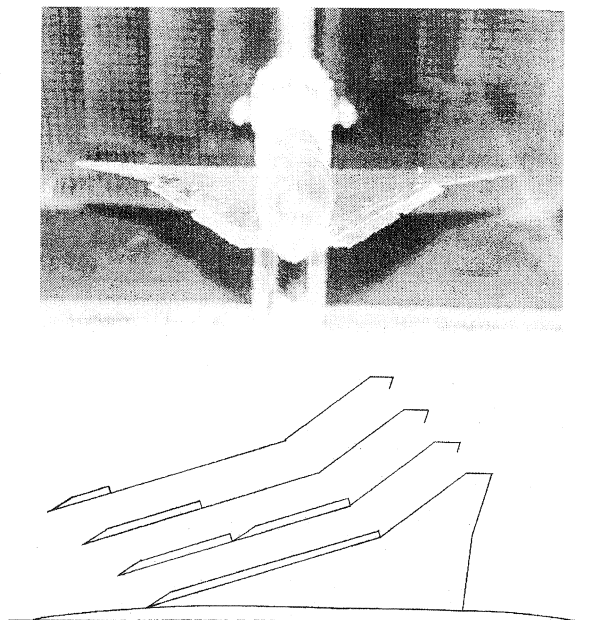


図3-1 供試体概要

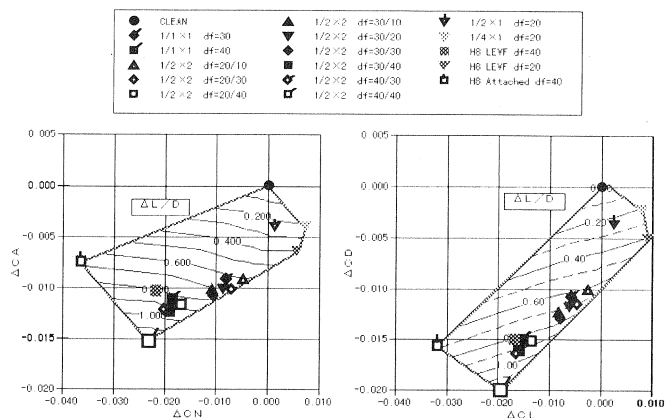


図3-2 風試結果

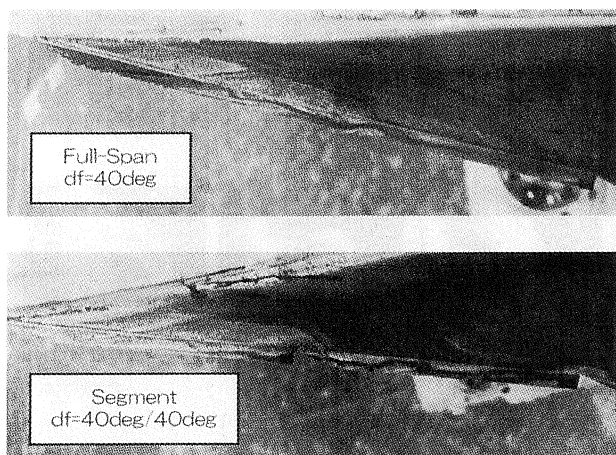


図3-3 風試結果(オイルフロー)

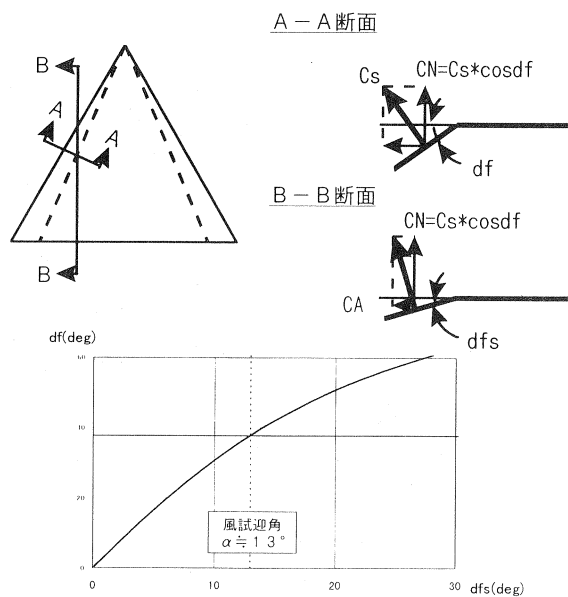


図3-4 フラップ舵角と迎角の関係

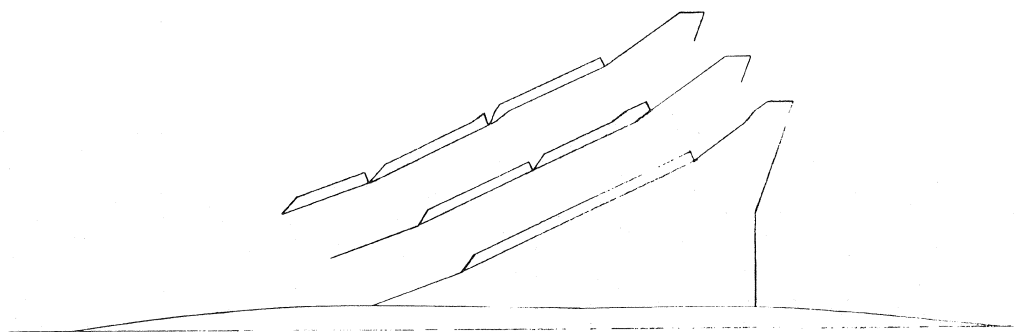
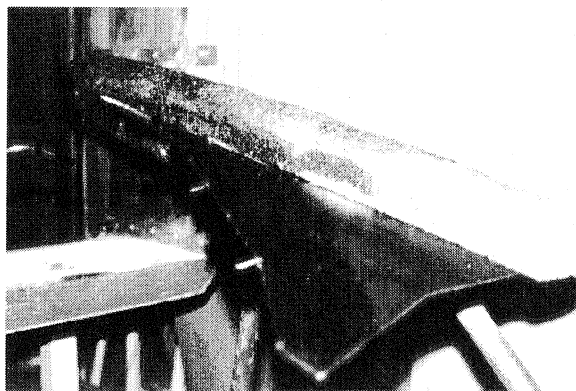


図4-1 供試体概要

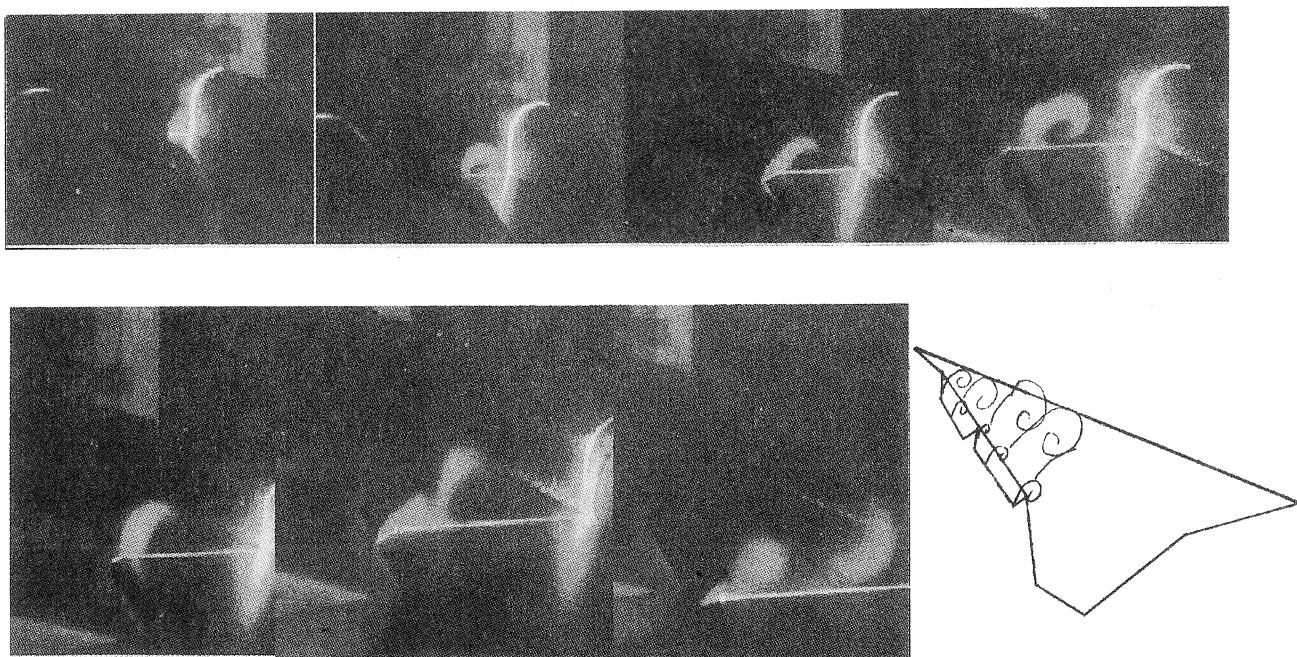


図4-2 風試結果 後退角65deg 舵角20deg (レーザーシートによる可視化)

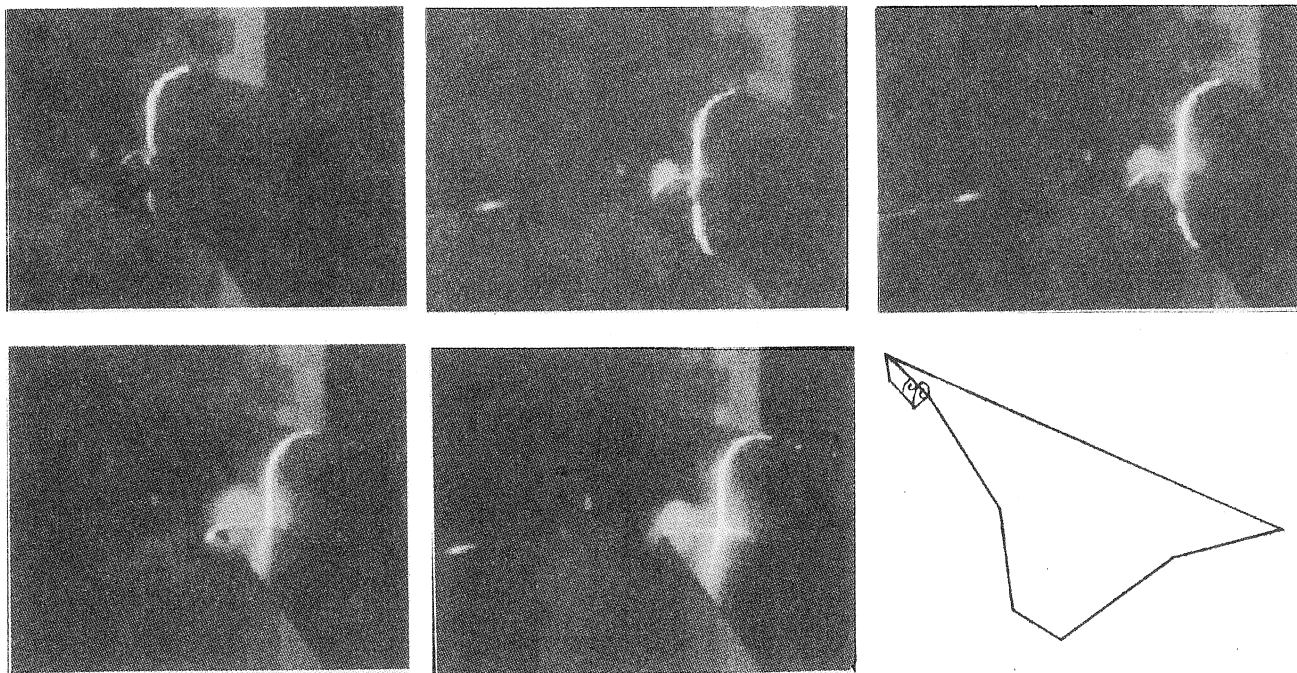


図4-3 風試結果 後退角70deg 舵角30deg (レーザーシートによる可視化)

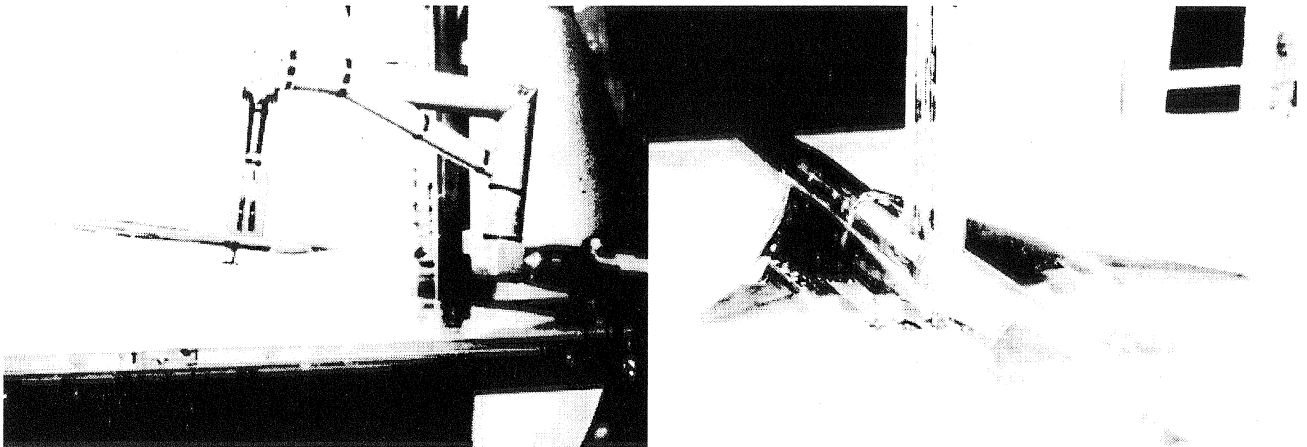


図5-1 風洞試験状況

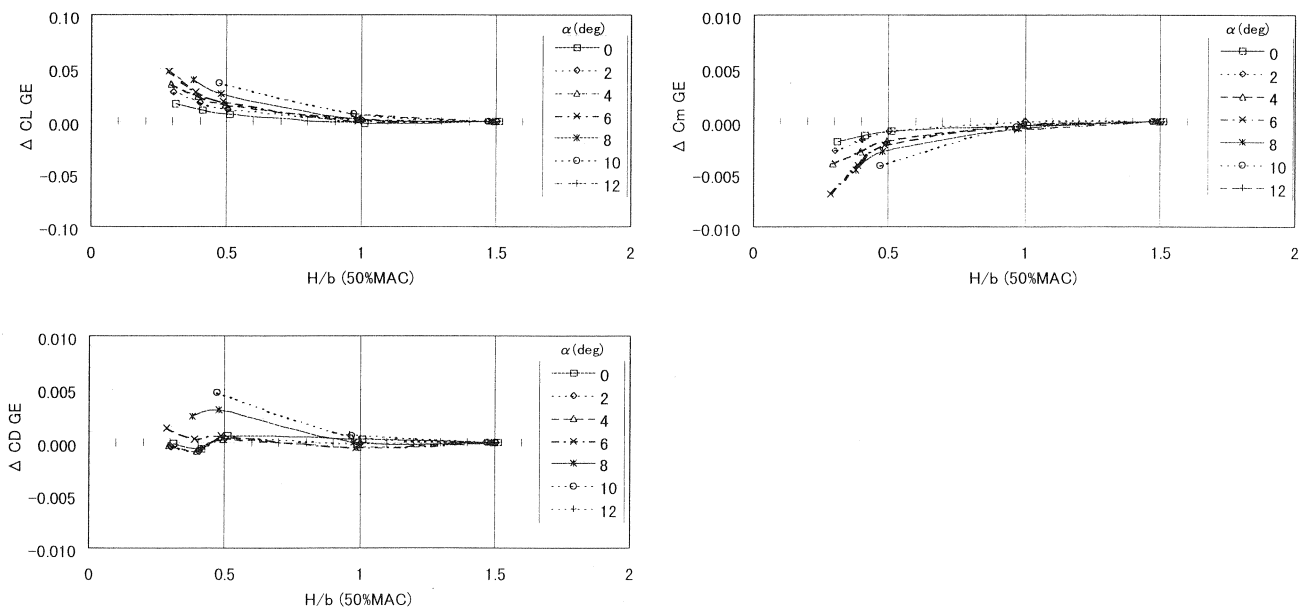


図5-2 地面効果(前縁後縁フラップ舵角 30°)

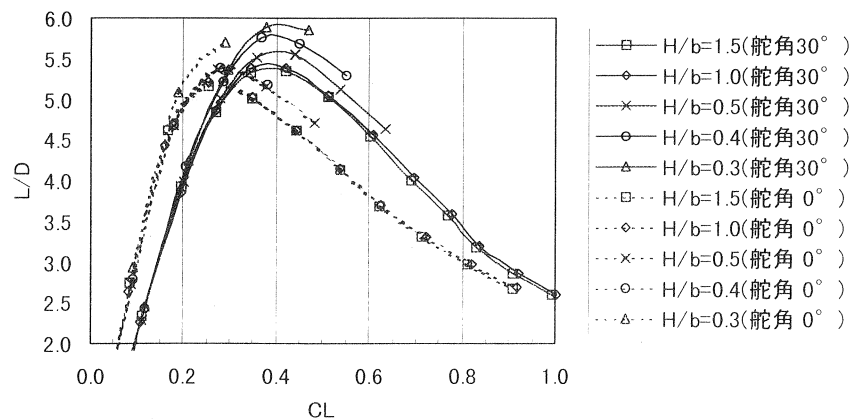


図5-3 フラップと地面による L/D の変化