

高速VTOL輸送機模型の風洞試験

齊藤喜夫、岩崎昭人、藤田敏美、藤枝郭俊、松田幸雄、菅原 昇、遠藤征紀
(航空宇宙技術研究所)

Wind Tunnel tests of a High-speed VTOL Passenger Transport Model

Yoshio Saito, Akihito Iwasaki, Toshimi Fujita, Hirotooshi Fujieda, Yukio Matsuda,
Noboru Sugahara, Masanori Endo (National Aerospace Laboratory)

概要

航空宇宙技術研究所において考案し概念検討を実施した高速VTOL輸送機の成立性を確認するため、想定した実用機の5%模型による初期の風洞試験を開始した。これまでの試験で、概念を確実なものとするために必要な、機体の空力特性の概略、風洞試験上の問題点、遷移飛行に必要なエンジンの要求性能などについての基礎的なデータが得られた。

1. はじめに

将来の交通輸送機関として提案した民間用垂直離着陸輸送機(高速VTOL輸送機)の成立可能性を確かめるために概念検討を行ったところ、極めて有望であることが確認された。現在ではこの構想が次第に理解を得られるようになってきており、次の段階として、概念を試験データに裏付けされた確実なものにすることが必要になっている。

これまでの検討で、エンジン・システムに大きな問題がないことは確かめられているが、機体形状は検討の出発点とするために決めたものであり、また、特殊な形状となる機体の空力特性は推定の域を出ない。そこで、高速VTOL輸送機の構想に致命的な誤りがないことを確認するため、機体等の概念をより現実的なものに修正するためのデータを得る目的で、航空宇宙技術研究所の突風風洞において初期の風洞試験を実施した。

2. 高速VTOL輸送機の構想

高速VTOL輸送機はリフトファン方式の

高亜音速垂直離着陸機で、地方分散型社会の高速交通輸送機関の中核とすることを想定した100席の国内旅客輸送機である。これまで検討を行った機体の概略を図1に、主な諸元を表1に示す。^{1), 2)}

機体はカナード、チップフィン形式で、胴体中央部の左右に各3基の垂直離着陸用ファン(リフトファン)が、機体後部に2基の巡航用ファン(クルーズファン)が配置される。6基のリフトファンの中心は機体重心に一致している。

エンジン・システム(図2)は次世代の高亜音速輸送機エンジンとして考案したコア分離型超高バイパス比エンジンを基本としたもので超低騒音化が可能性なこと、作動の安定性が高いこと、リフトファンを薄くできることなど、高速のVTOL機用エンジンとして従来型エンジンより優れた多くの特長をもっている。^{3), 4), 5)}

これまでの概念検討では機体を図3のようにモデル化してDATCOMによりその空力特性を推定している。空力特性の推定値を図4

に示す。

3. 風洞試験

リフトファン方式のVTOL機の特徴はリフトファンを使用しない巡航形態とリフトファンを使用する離着陸及び遷移飛行形態で異なる。離着陸及び遷移飛行形態では機体のみの空力特性とリフトファンが発生する揚力及び推進力とを分離して考えることが困難なため、風洞試験ではリフトファンを作動させた状態で力の計測を行う必要がある。しかし、そのための試験は大がかりとなるため、機体の形態を大幅に変更することも有り得る現段階では、機体の空力特性とリフトファンの問題点を大まかに把握するために必要な最小限の風洞試験を実施することにした。

試験は二段階に分けて実施することにし、最初の段階ではリフトファン模型を装着しない機体模型（以下、機体模型と呼ぶ）を製作して通常の航空機の形態で基本的な空力特性を調べ、次の段階でリフトファン模型を組み込んだ模型（以下、リフトファン付き模型と呼ぶ）を製作して、リフトファンの基本的な問題点を調べる計画とした。^{6), 7)}

3. 1 機体模型の風洞試験

機体模型の試験では天秤を用いて縦の三分力測定を行うとともに気流糸により模型表面の流れの状態の可視化観察を行った。

(1) 機体模型

機体模型の形状の概略を図5に、風洞に取り付けた状態を図6に示す。模型は目標機の5%スケールモデルで、全長1.525 m、全幅1.210 m、全高0.2975 m、胴体直径は0.0825 mとなる。この模型ではコア・エンジンの空気取り入れ口、クルーズファンのナセル等のエンジン部分は省略し、胴体の形状も簡略化してある。カナードは実機では全遊動式として検討したが模型では固定とした。模型は主

翼が後部にある形状のため2点支持とした。

機体模型は費用を低く押さえるためと製作期間を短くするため、次のような方法で製作した。

最初に模型全体を10分割し、それぞれの部分の主な断面型を製作、それらを組み合わせて接着し中間の表面をエポキシ樹脂のパテで成型することにより、各部分の原型を製作した。次に原型を元にシリコンゴムで鑄型を作り、その中にエポキシ樹脂を注入して試験に使用する模型の各部分を製作した。模型の各部分には補強のためと、部分間の結合及び風洞天秤への取り付けのために金属の心材及び取り付け座が埋め込まれている。

断面型は厚さ約1.2 mmのバルサ材をペンの代わりに針を取り付けたXYプロッターで打ち抜いて製作した。図7に断面型の一例を示す。

(2) 空力特性試験

試験は風速30m/sとして、全機形態、胴体と主翼、胴体とカナード、胴体のみ各形態について縦の三分力を計測し、カナードの影響も推定した。モーメントの基準点は実機の重心となる6基のリフトファンの中心で胴体先端より全長の59%位置とした。主翼面積は主翼の前縁及び後縁をそれぞれ胴体中心線まで延長した線で囲まれる部分の面積とし、データ整理の基準とした。主翼面積は0.200 m²で、風速30m/sにおける主翼平均空力翼弦長0.165 mを基準としたレイノルズ数は 3.4×10^5 となる。迎角 α の試験範囲は -28° から 40° で、横滑り角は 0° に固定した。

迎角 α に対する揚力係数 C_L 、抗力係数 C_D 、縦揺れモーメント係数 C_m 及び揚抗比 L/D の測定結果を図8に示す。

全機形態では、迎角 $\alpha = 10^\circ$ 付近で揚力係数 C_L の勾配が変化するが迎角が増加しても $\alpha = 38^\circ$ まで C_L は低下しない。抗力係数 C_D の最小値は約0.05となった。縦揺れモーメン

ト係数 C_m からは、静的に安定となるのは $\alpha = -6^\circ \sim 2^\circ$ の範囲で、 $\alpha = 6^\circ \sim 10^\circ$ では C_m は α に対してやや増加し、 α が 10° 以上では不安定となることがわかる。揚抗比 L/D は $\alpha = 6^\circ$ で約 10.8 の最大値をとる。

試験結果では、 CL 、 CD は概念検討による推定値よりやや大きく、 L/D はやや小さくなっている。

(3) 気流系試験

迎角 α が 0° から 40° までの気流系の状態を図9に示す。主翼は迎角 $\alpha = 12^\circ$ で、カナードは $\alpha = 8^\circ$ で流れが剥離している。リフトファン取り付け部の前縁部は $\alpha = 20^\circ$ で剥離するが、 α が 40° まで流れの状態が大きく変化せず、この部分では大迎角まで揚力が増加し続けると考えられる。

3. 2 リフトファン付き模型の風洞試験

リフトファン付き模型の試験では、主にリフトファンの空気吸い込みの状態とルーバーによる推力偏向についての基礎データを取得することを目的としたリフトファン下面の流れ分布の計測を行った。

(1) リフトファン付き模型

リフトファン付き模型を図10に、リフトファンの動翼及び静翼の模型を図11に示す。木製の機体部分の外形は空力特性試験に用いた模型と同寸で、6基のリフトファン模型が取り付けられている。リフトファン模型は機体と同様に5%スケールモデルで動翼及び静翼の直径は120mm、ボス比0.33となっている。ただし、厚さを同スケールとすることは空力的に無理なため、ファンの直径に対する厚さの比は実機ファンより大きくなっている。リフトファン排気側の外部には軸を支えるための支持材が前後方向に通っているが、模型の簡略化のため、この支持材と軸部分は空力的な整形がされていない。

リフトファンは動翼端につけられたチップ

タービンで駆動する方式で、駆動用の高圧空気は風洞外部の貯気槽から各リフトファンにそれぞれ独立に供給されるようになっており、調圧弁から風洞上壁を貫通して模型後部までは耐圧ゴム管で、模型内は銅管で各リフトファンのノズルまで導かれる。

リフトファンは風速30m/sで試験することを想定しており、回転速度13640rpmにおいて動翼の翼端周速度85.7m/sと風速30m/sの比が実機のリフトファンの翼端周速度251m/sと遷移飛行終了速度88m/sとの比に等しく、同回転速度における翼端周速度と静止気流中での排気速度46m/sの比が実機の翼端周速度と静止気流中での排気速度135m/sの比と等しくなるように設計した。回転方向は図12のように左右対称とした。

リフトファンの上部はリフトファンの蓋がない状態（インテーク模型なし）、蓋を機体の軸に平行に分割して開いた状態（平行型インテーク）及び機体の軸に直角に分割して開いた状態（スクープ型インテーク）を模擬した3形態とした。図13にインテーク形状を示す。

平行型インテークは0.8mm×32mm×443.5mmの平板を左右各4枚、32mm間隔に配列したもので、内側を支点として 90° 開いた状態とした。

スクープ型インテークは0.8mm×32mm×136.4mmの平板をリフトファン1基につき4枚、32mm間隔で配列したもので、前方を支点として開いた状態で、前閉の位置よりの開度 ϕ は 10° から 170° まで 20° 間隔で設定できる。

リフトファンの下面には、図14に示すように、1mm×15mm×120mmの平板をリフトファン1基につき9枚、15mm間隔で配列したルーバーが取り付けられてる。ルーバーの垂直下方からの角度 θ は $\pm 40^\circ$ の範囲で 10° 毎に設定可能とした。

実機のルーバーは翼内に収容するように考えられているが、このモデルではリフトファンが厚いためルーバーは翼外に取り付けられる。

(2) 流れ分布の計測

流れ分布の計測では、一様流の風速 15m/s、リフトファン回転速度 6000rpm として、模型左側のリフトファン下面の風速分布の計測を行った。

計測には、図 10 (b) 中に示した、50 mm 間隔の 7 本の 5 孔ピトー管で構成した櫛形ピトー管を用いた。対象とした流れは主にリフトファン排気となるため、ピトー管は垂直上方に向け、高さ一定の平面内を 25 mm 間隔で計測した。

計測面はリフトファン取り付け部下面より 60 mm 下方で、ルーバーの下面よりの距離はルーバーの角度 $\theta = 0^\circ$ で 45 mm、 $\theta = 20^\circ$ で 45.9 mm となる。ただし、5 孔ピトー管の測定可能範囲は風速 10m/s 以上、流れの角度がピトー管の軸方向より 30° 以内であるため、現在の段階では全面にわたって流れの計測が可能となるのは無風状態で、ルーバーの角度 θ が $\pm 20^\circ$ 以下の場合となっている。

図 15 に風速分布の計測例を示す。リフトファン入り口及び排気部の流れに圧力損失がなく、一様に流入すると仮定すれば、計算上のリフトファン排気速度は一様流のない状態（静止状態）で 20m/s、風速 15m/s で 32m/s となる。

試験結果で、リフトファン中央の機体軸方向に速度の低い領域が見られるのは、ルーバー内を通る動翼の軸受けの支持材の影響が現れているためである。また、風速の高い部分がファンの中心線より機体模型の外側方向に偏っているが、この理由は測定側と反対側のリフトファンの回転速度をやや低くしたことで 2 点支持の模型が計測側と反対方向に傾いたためと考えられる。

静止状態での試験結果では、ルーバー角 θ

$= 0^\circ$ ではファンの内側と外側の速度分布の差は少なく一様に近い状態となっている。この状態で $\theta = 20^\circ$ にした場合には同一リフトファン内の前後で速度分布に差が生じる。

風速 15 m では一様流とファン動翼の相対速度が大きくなるリフトファンの内側の排気速度は、相対速度が小さくなる外側の排気速度より高くなっており、回転方向の影響が表れている。また、スクープ型インテークでは並行型インテークより内側と外側の排気速度の差が少なくなっており、インテーク形状の影響が明確になっている。

静止状態及び風速 15m/s の場合とも、排気速度の最大値はほぼ計算値 (20m/s) となっているが平均風速は計算値をやや下回っている。回転方向を逆にした場合には平均の相対速度が増加し排気速度が上昇する可能性がある。

なお、ルーバー角 $\theta = 40^\circ$ とした場合には計測範囲を越えており、ルーバー角が 40° 以下で排気方向を 30° 以上偏向させることが可能と推定できる。

4. 飛行経路の推定

風洞試験により得られた空力特性とエンジンの推定性能より高速 VTOL 輸送機の離着陸経路を大まかに推定した一例を図 16 に示す。リフトファン使用時間を離着陸それぞれ 1 分間とし、加速度には乗客の乗り心地を考慮した上限を設けてリフトファンの推力を制限している。

この例では、ルーバーによって制御する排気の流れの角度の範囲は離陸で機体の垂直下方から後方に 30° まで、着陸で垂直下方から前方に 10° までで、垂直離着陸及び遷移飛行はエンジン及びルーバーにとって無理のない条件で可能と推定できる。着陸時は燃料重量が減少するためリフトファン 4 基でも推力に余裕がある。

リフトファンの使用時間の制限を緩めると

エンジンの負担はさらに軽減される。

5. 問題点と今後の課題

V T O L 機の風洞試験では通常形態の航空機としての試験に、さらに特有の条件が加わる。ホバー中及び遷移飛行中の特性を求めるには、気流の方向は上下、前後、左右、あらゆる方向を想定する必要がある、さらにリフトファンが作動している状態とすることが必要になる。そのため、模型の支持、リフトファンの駆動、流れの計測等、相当な工夫が必要になる。また、リフトファンのインテークやルーバーの状態など、試験条件もきわめて多く、試験の量も相当なものとなる。

概念の検討が進むと風洞模型試験に十分な精度が要求されるようになるため、風洞試験法の検討は今後の大きな課題である。

6. あとがき

これまでの風洞試験により、概念検討で想定した機体形状のいくつかの問題点が明らかになるとともに、機体形状、エンジン、推力制御等の検討をより具体化するためのデータが得られている。また、数値では示されていないが、試験中の模型の観察からチップフィン形式の機体の方向安定に問題があることが認められ、機体形状は再考する必要がある。

試験模型の形状は最適化の検討以前の概念であり、この結果で高速V T O L 輸送機の特性を議論することはあまり意味がないが、今後、概念を固めるためのたたき台としての役割は果たしている。

高速V T O L 輸送機の構想は、国内輸送用の機体を我が国独自に開発することを前提にしたものであり、今後は、国内のみで設計、製作できることを条件とした検討を進める予定である。機体の形態もこれまでのカナード式の他にT尾翼式、V尾翼式、全翼式などが考えられるが、現在のところ、図17に示す

ような形状が最も現実的と考えている。

参考文献

- 1) 磯貝、'90航空ビジョン講演会前刷集、pp.27-28、(1991)
- 2) 齊藤ほか、航空宇宙技術研究所報告、TR-1291、(1996)
- 3) 特許 第1861368号
- 4) 遠藤ほか、第28回飛行機シンポジウム講演論文集、pp.620-623、(1990)
- 5) 齊藤ほか、航空宇宙技術研究所報告、TR-1290、(1996)
- 6) 齊藤ほか、第36回飛行機シンポジウム講演論文集、pp.109-112、(1998)
- 7) 岩崎ほか、第37回飛行機シンポジウム講演論文集、pp.121-124、(1999)

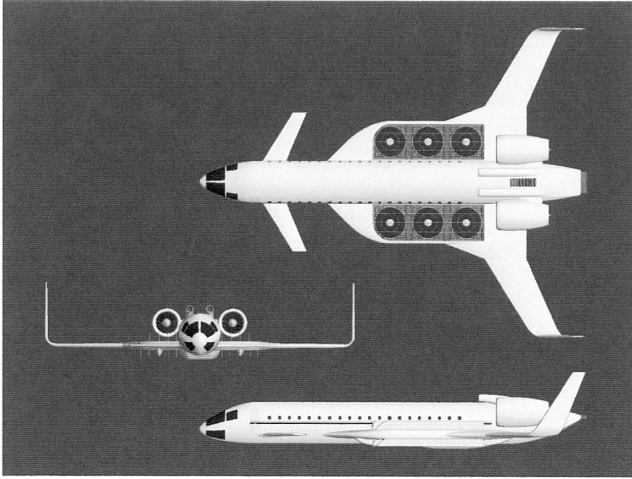


図 1 高速VTOL輸送機 の概念

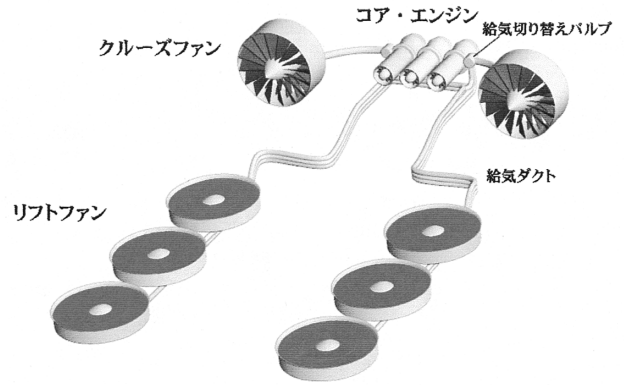


図 2 エンジン・システム の概念

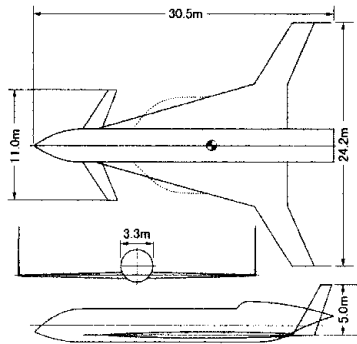
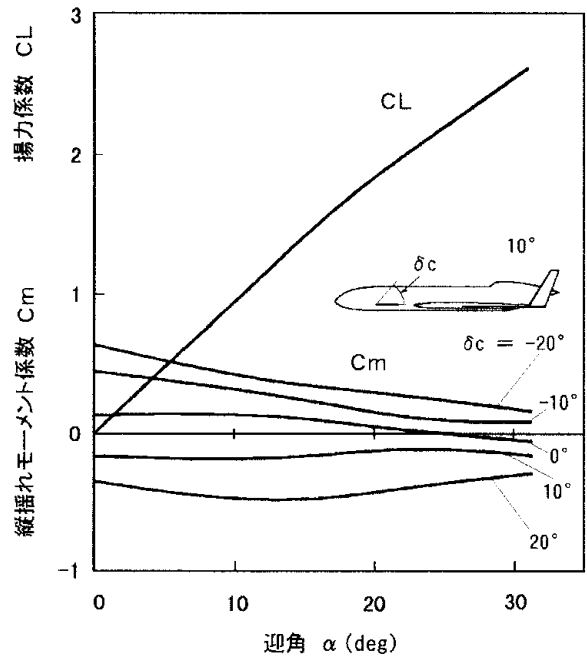


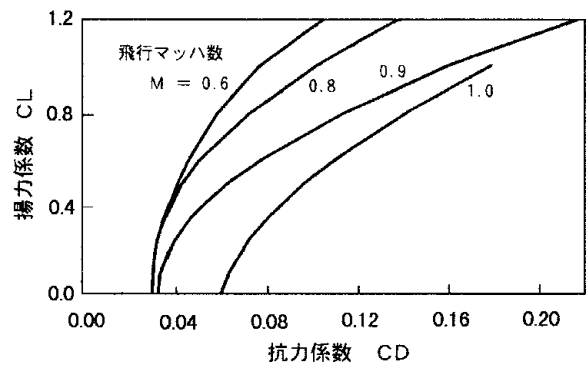
図 3 空力特性推定のための機体のモデル化

表 1 高速 VTOL 輸送機 の主な諸元

全長	30.5 m
全幅	24.2 m
全高	7.0 m
乗客数	100 名
総重量	400 kN
航続距離	2,500 km
巡航マッハ数	0.8



(a) 揚力係数、縦揺れモーメント係数



(b) 揚抗比

図 4 高速VTOL輸送機 の空力特性の推定値

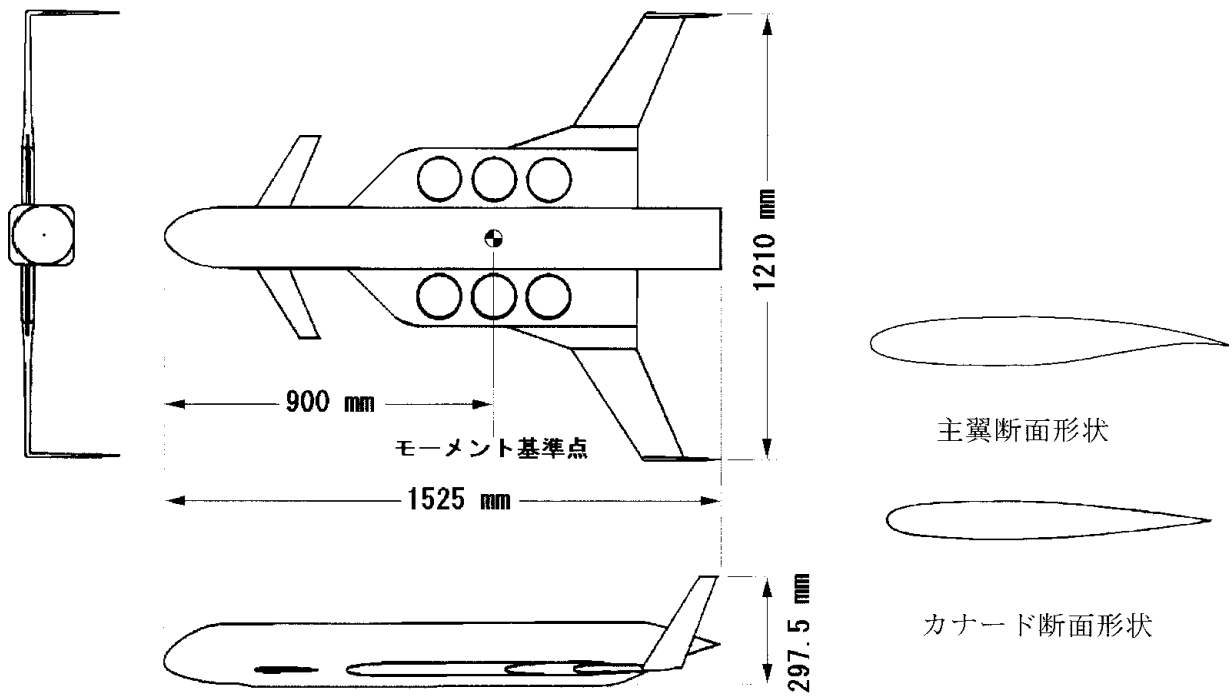


図5 試験模型の概略

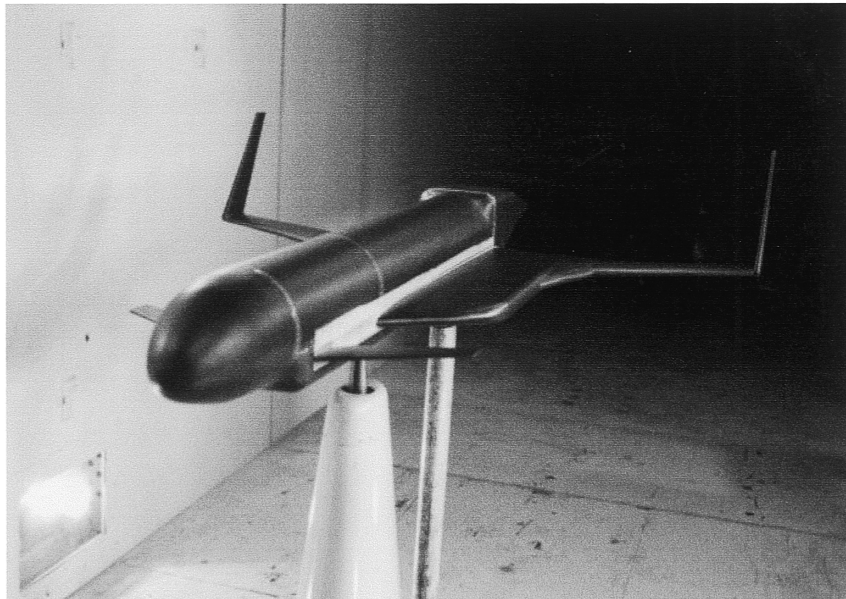


図6 空気力測定のための機体模型

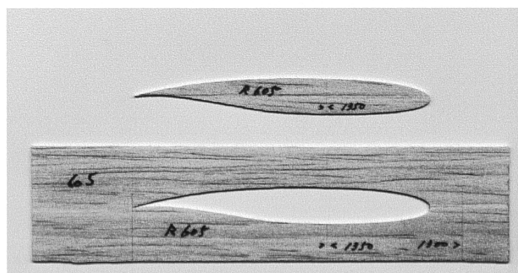
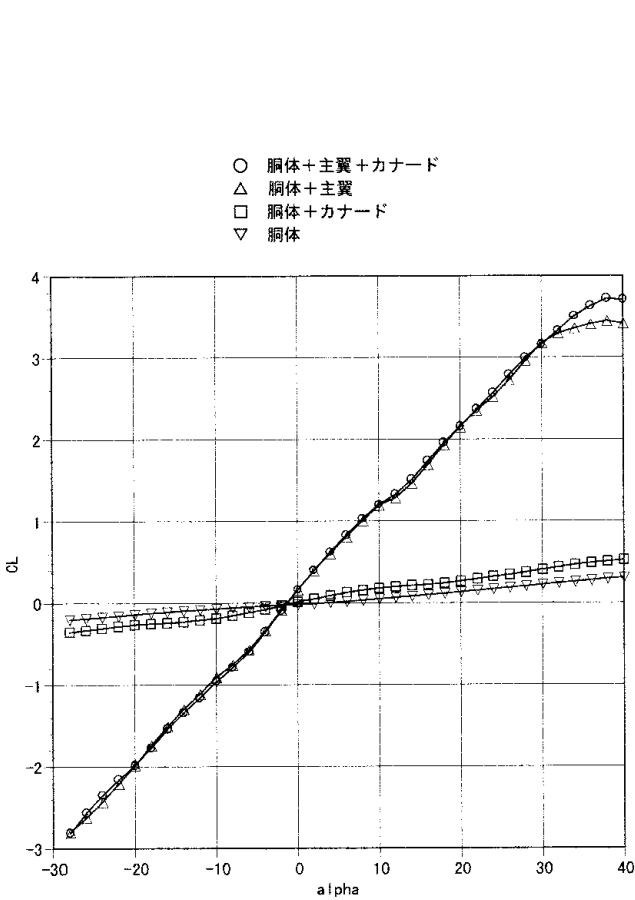
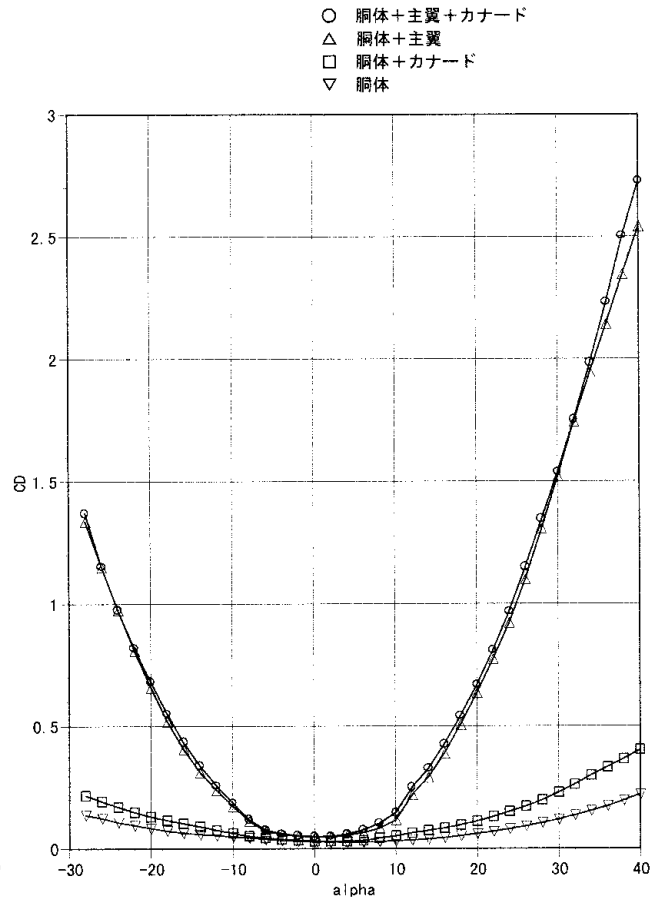


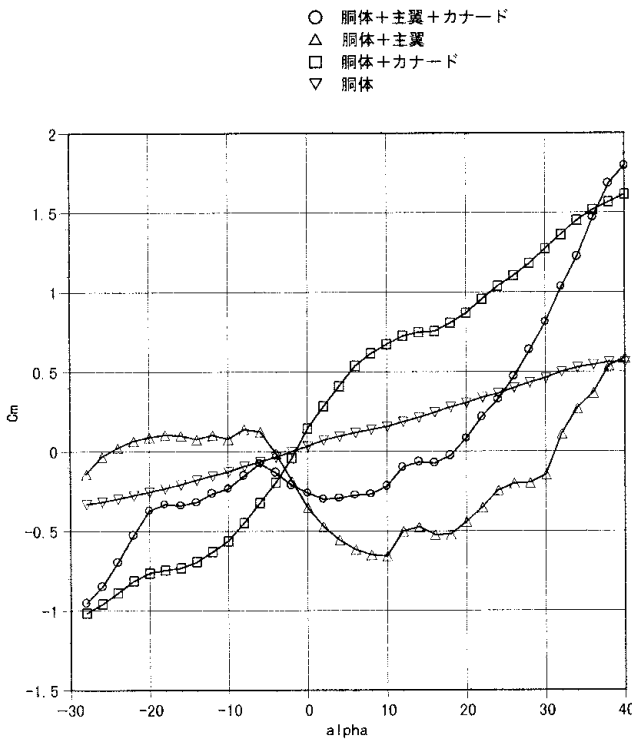
図7 模型製作のための断面型の例（主翼）



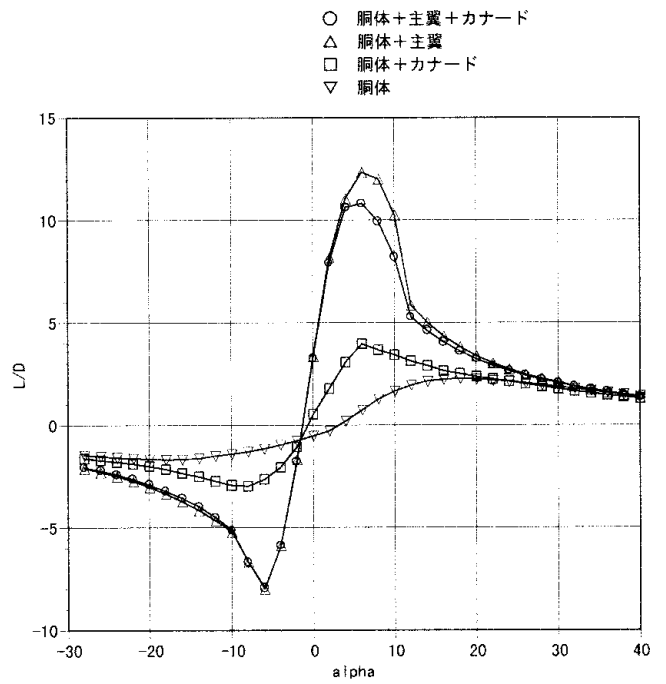
(a) 揚力係数 CL



(b) 抗力係数 CD



(c) 縦揺れモーメント係数 Cm



(d) 揚抗比 L/D

図 8 空力特性

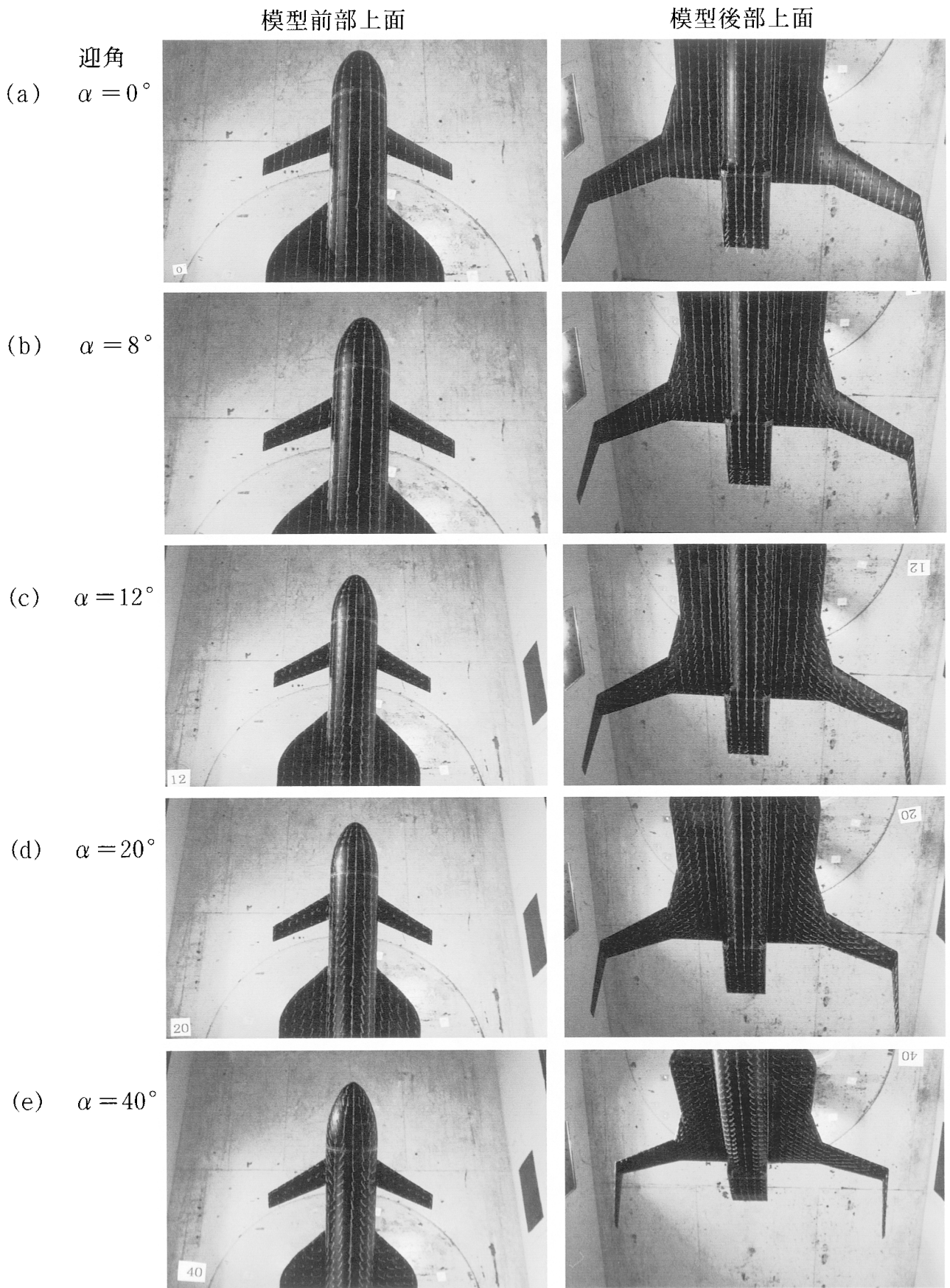


図9 模型表面の気流糸写真

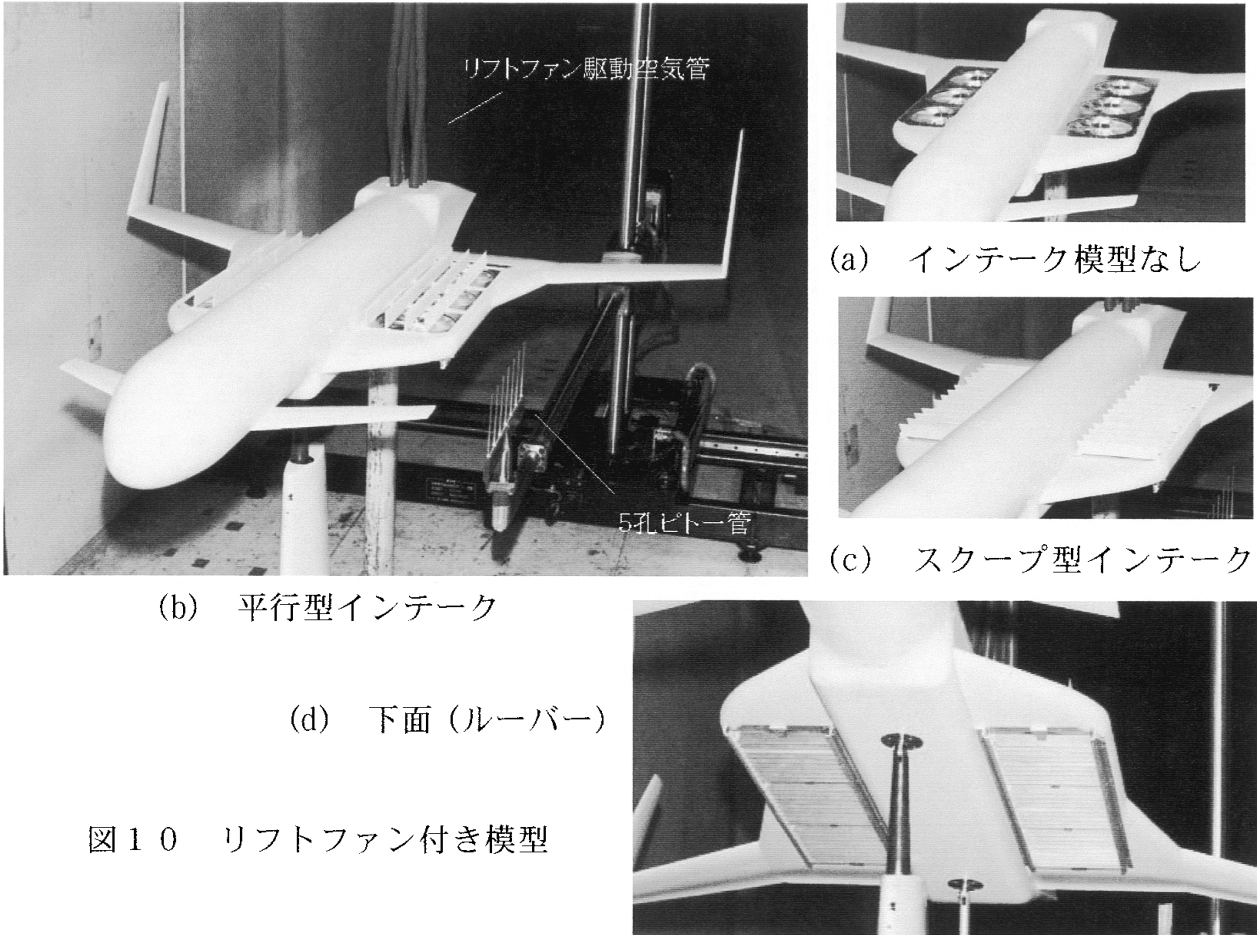
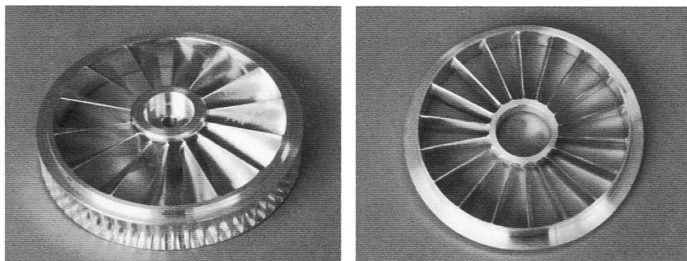


図 1 0 リフトファン付き模型



(a) 動翼 (b) 静翼

図 1 1 リフトファン模型

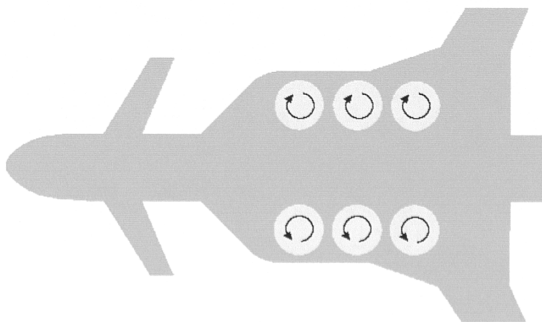
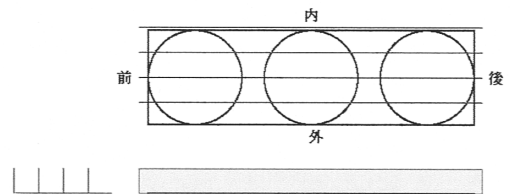
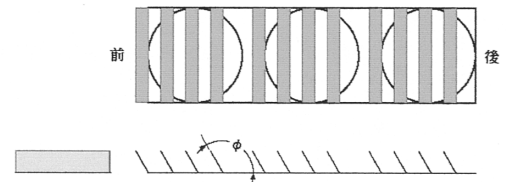


図 1 2 回転方向



(a) 平行型



(b) スクープ型

図 1 3 インテーク形状

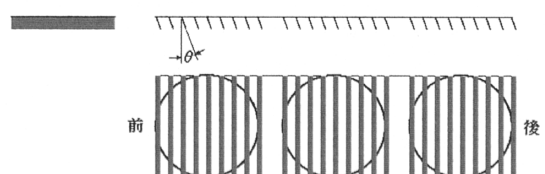


図 1 4 ルーバー形状

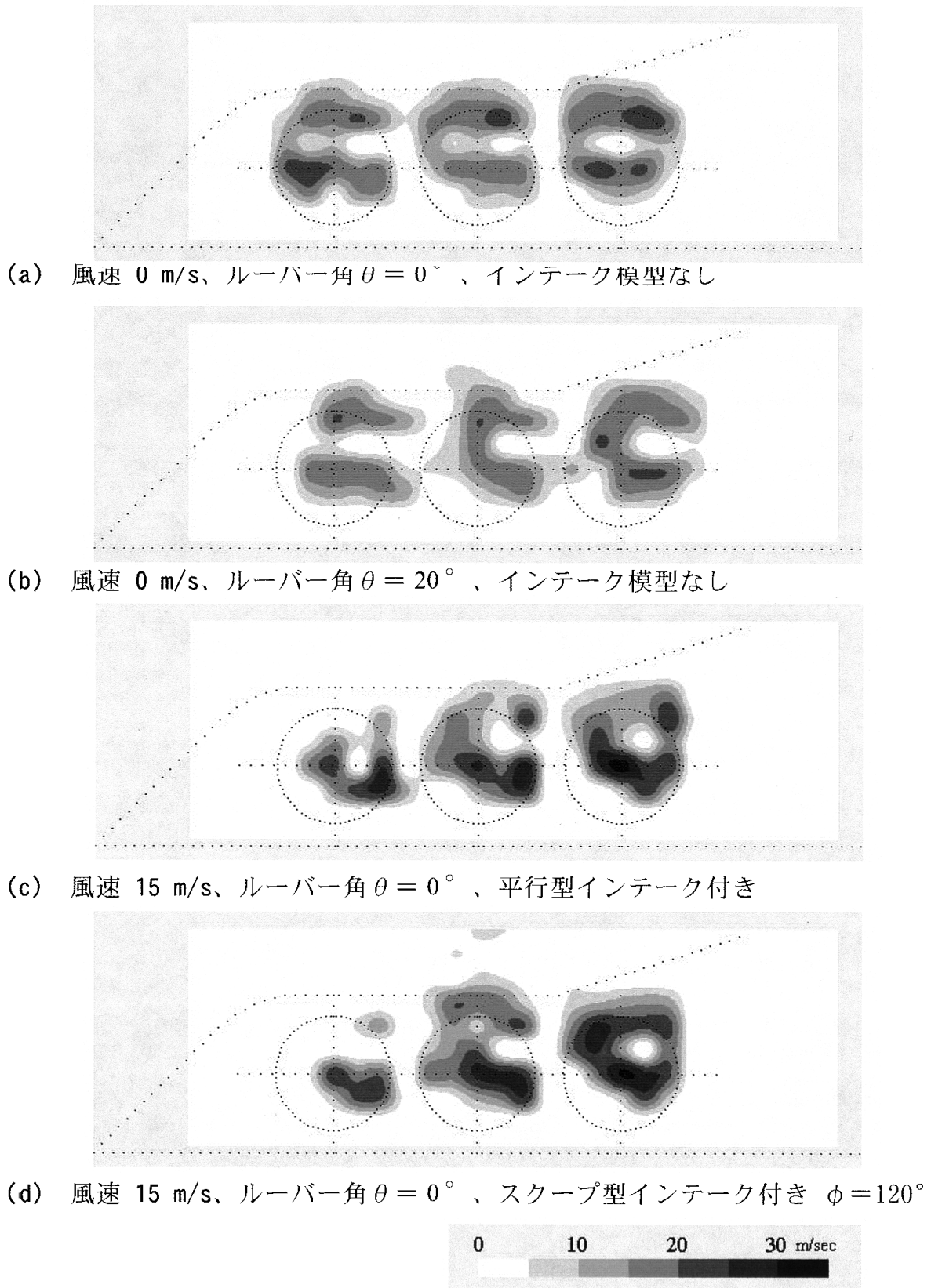
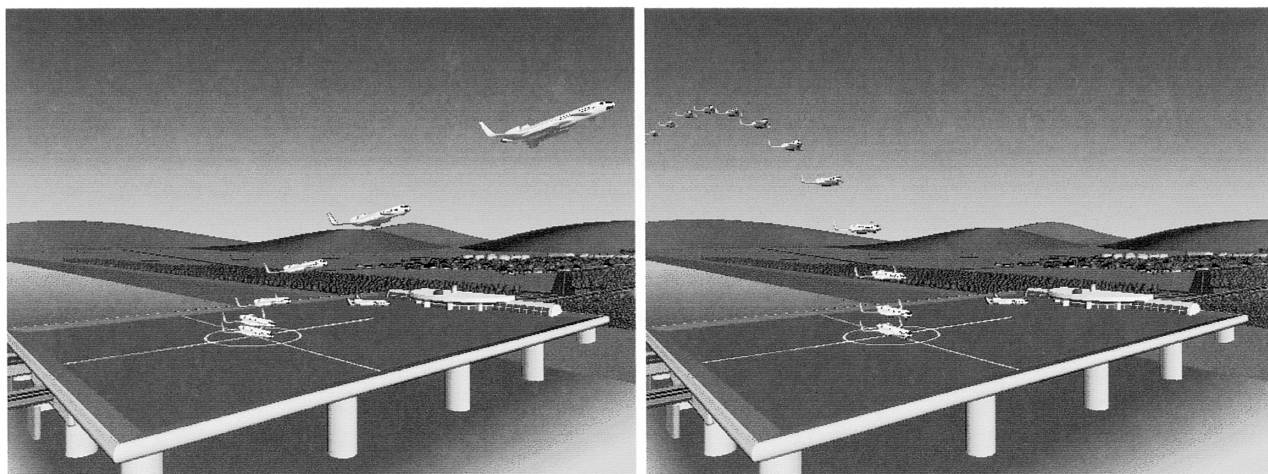


図 15 リフトファン下面の風速分布



(a) 離陸

(b) 着陸

図16 風洞試験データから推定した離着陸



図17 実用機の概念の一例