

UDC 533.694.71 :
629.7.018.1+7 :
629.735.33.014.6

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-229

単発 STOL 実験機 (FA-200XS) について

飛行実験部

1970 年 12 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

TR-200	フライングテストベッドの高度制御システムの検討 (II) シミュレーションによる二、三の問題点の検討 Analytical and Simulation Studies on the Height Control System of Flying Test Bed (II) On Some Problems	1970年 6 月	堀 川 勇 壮, 甲 斐 忠 夫
TR-201	FA-200改機の風洞試験(III) 地面効果 Low Speed Wind Tunnel Test of the FA-200-XS Airplane Model Influenced with Ground Effects	1970年 7 月	広 末 健 一, 高 橋 宏 小 野 孝 次, 桑 野 尚 明
TR-202	過酸化水素分解ロケットモータの実験 The Experimental Investigation of Monopropellant Hydrogen Peroxide Reactor	1970年 7 月	清 水 昭 紀, 種 村 利 春
TR-203	固体ロケット多分力テストスタンドの精度について On the Accuracy of the Multi-Component Test Stand	1970年 7 月	石 井 進 一, 山 田 晃 鎮 西 信 夫, 引 地 豊 三 工 藤 賢 司
TR-204	ジェットエンジン燃焼器の燃焼性能の研究 Investigation of Combustion Performance of Turbojet Combustor	1970年 7 月	大 塚 貞 吉, 堀 内 正 司 本 間 幸 吉,
TR-205	差分法による2次元非定常ノズル流の数値計算 Finite Difference Calculations of Two-dimensional Nonsteady Nozzle Flows	1970年 8 月	石 黒 登 美 子
TR-206	航空機の横操縦を行なう人間の動特性についてのシミュレータ実験(1自由度の場合) A Simulator Experiment to Investigate Human Behavior in Tracking Tasks	1970年 8 月	別 府 護 郎, 坂 井 紀 穂 吉 田 純 一
TR-207	境界層内圧力変動による板の振動解析(I) 一周辺単純支持板— Response Analysis of the Simply Supported Plate to Boundary Layer Pressure Fluctuations	1970年 9 月	藤 森 義 典
TR-208	ガスタービン燃焼器 Gas Turbine Combustors	1970年 9 月	鈴 木 邦 男, 田 丸 卓 堀 内 正 司, 斉 藤 隆
TR-209	フライングテストベッド用偏向ジェットパイプの模型実験 Model Test on Deflected Jet Pipes of NAL Flying Test Bed	1970年10月	田 辺 義 一
TR-210	自由飛行模型FFM-10の空力特性について On the Aerodynamic Characteristics of a free Flight Model FFM-10	1970年 8 月	河 崎 俊 夫, 斉 藤 秀 夫 河 本 巖
TR-211	ジェット・フラップ・ローターのホバ特性に関する一模型実験 A Model Test on Hovering Characteristics of Jet-Flapped Rotor	1970年 9 月	古 茂 田 真 幸, 戸 田 亘 洋 岡 遠 一, 高 沢 金 吾
TR-212	二重噴流の空力的騒音 Aerodynamic Noise of a Circular Double Jet	1970年10月	河 野 長 正
TR-213	ジンバルエンジン駆動用 DPF 方式 油圧サーボの試作研究 A Study of Gimbal-Engine Actuated Hydraulic Servomechanism with DPF Hydro-mechanical Compensation Network	1970年 9 月	畑 山 茂 樹, 興 石 肇
TR-214	軸流圧縮機動翼機植込部の疲労についての実験的研究(隙間のあるピン接合) Experimental Investigation of Fatigue Strength of Axial Flow Compressor Blade Root —Pin Joint Lug Having Clearance between Pin and Pin-Hole—	1970年 9 月	池 田 為 治, 山 岸 崇
TR-215	ジェット輸送機の操縦のタスク・アナリシス Task Analysis of Jet Transport(DC-8)	1970年10月	樋 口 一 雄, 百 名 盛 之 三 好 範 子, 岡 部 正 典 川 原 弘 靖

目 次

1. まえがき	1
2. 実験機原型“FA-200改”	1
3. STOL化改修のための研究	3
3.1 FA-200 改の風洞試験	3
3.2 FA-200 改の飛行試験	3
3.3 高揚力装置の検討	3
3.3.1 2次元模型の風洞試験	3
3.3.2 STOL 実験機の風洞試験	3
4. STOL 化改造“FA-200XS”	18
4.1 主 翼	19
4.2 フラップ	21
4.3 補 助 翼	21
4.4 吸込み装置	22
5. 改造上の問題点および対策	23
5.1 縦の静安定 (重心, N_0 の移動)	23
5.2 失速迎え角の不均衡	24
5.3.1 フラップ操作力	25
5.3.2 フラップ角の戻り	26
6. テレメータ装置	26
7. 飛行実験 (FA-200XS) の計画	29
7.1 飛行実験要領	29
7.2 問 題 点	29
8. あとがき	29
付録 外国の吸込みBLC実験機	30
1. 米国の例	30
2. 英国の例	30

担当者	企画および全般	高 木 広 治, 幸 尾 治 朗
	B L C 関 係	尾 形 吉 和, ※ 天 野 完 一 ※※
	風 洞 試 験	広 末 健 一
	飛 行 実 験	幸 尾 治 朗, 塚 野 雄 吉, 小 野 孝 次
	計 測 関 係	岡 遠 一, 矢 沢 健 司, 田 村 征 一 ※※※
	操縦および評価	後 藤 芳 夫, 照 井 祐 之
	改 造 関 係	幸 尾 治 朗, 鎌 田 幸 男

※ 空気力学第2部, ※※ 日本航空機製造K.K.(元空力第2部), ※※※ 特許庁(元飛行実験部)

執筆者 幸 尾 治 朗

単発 STOL 実験機 (FA-200XS) について*

飛 行 実 験 部

Development of The FA-200XS Experimental Airplane

The FA-200XS is an experimental plane being developed in NAL to investigate the operational problems of STOL type airplane.

The plane is generally similar to the original FA-200 (Aerobatic Category Certification) light airplane, but is equipped with full span slats and flaperons, as well as a Boundary Layer Control system using distributed area suction located on the leading edges of flaps and ailerons.

The experiments for the developments consisted of 2 and 3-dimensional wind tunnel tests, and several series of flight tests to investigate the aerodynamic characteristics of the FA-200X and FA-200 XS.

1. ま え が き

STOL (短距離離着陸) 機に関する研究の一環として、適当な既存の小型単発機を改造して STOL 性を加え、小型 STOL 機の安定操縦性、特に離着陸形態における諸特性や離着陸オペレーションに関する資料を得るために、“単発 STOL 実験機に関する研究”が始められた。昭和40年度末における実験機原型 (FA-200 改) の購入から41年度、42年度には原型の風洞試験および飛行試験、高揚力装置の二次元風洞実験、STOL 化改造機の風洞試験がつづき、これと併行して STOL 化の改造工事を行なった。さらに、43年度、44年度には単発 STOL 実験機 (FA-200XS) の飛行実験が続行されている。

本報告では STOL 性を向上させるための改造に関する研究の概要と経過、STOL 化のための改造工事、改造に伴って起った技術上の問題点およびその対策、その他についてのべる。

STOL 性を加える手段として主翼前縁フルスパン固定スラットと動翼 (フラップおよび補助翼) の前縁 (膝部) からの境界層吸込み制御方式を採用した。

主エンジンの馬力不足ならびに、入手および装着が可能な補助エンジンの出力不足で十分な吸込みができなかったことと、主翼構造を改造する上での制限から引込みスラット採用が困難であったことのために実験を短距離着陸のオペレーションにしばらざるを得なかった。

2. 実験機原型“FA-200改”

小型単発実験機の原型機としては、STOL 化改造を加えるにあたって空気力学、構造、強度、飛行特性に関する必要な資料が容易に入手でき、かつ希望するような改修を容易に行ない得ると考えられる国産機を第一に選んだ。検討の結果、曲技飛行が可能なスポーツ機 (A 類) を目ざして富士重工業宇都宮製作所で開発試作中であった F-200 型機を採用した。この名称はのちに“FA-200”と改められた。この機体に将来 STOL 化を実施するに必要な改修 (第一次改修) を加えた。第一次改修後の実験機原型を“FA-200 改”と呼ぶ。“FA-200改”の三面図を図1に、諸元を図2に示す。

FA-200 に加えた第1次改修点は次の通りである。

- (1) 装着した主エンジンの馬力増大 (160HP→180HP) と定速プロペラの採用、ならびにこれに伴う機装関係その他の改修。
- (2) STOL オペレーションの実施に伴う着陸荷重の増大に備えて主翼、主脚および胴体の補強工事 (補強材の取り付け、板厚の増加等)。
- (3) 高揚力装置の装着による主翼吹下しの増大に備えて水平安定板の取付け角を可変に改造 ($0^\circ \pm 3^\circ$)。
- (4) 後部座席 (2 名分) を撤去、飛行試験用計測機器架台の取付けを可能にするための改造、および発電機の容量増大 (12V, 20A→24V, 50A), と計測用変換器接続線の取り出し端子の新設。
- (5) 迎え角計、スィベル型ピトー管を取り付けるための両翼端ブームの新設、および各動翼 (昇降舵、補助翼、方向舵) ならびにスロットルの操作角の変換

* 昭和45年10月29日受付

FA-200改

単位：m

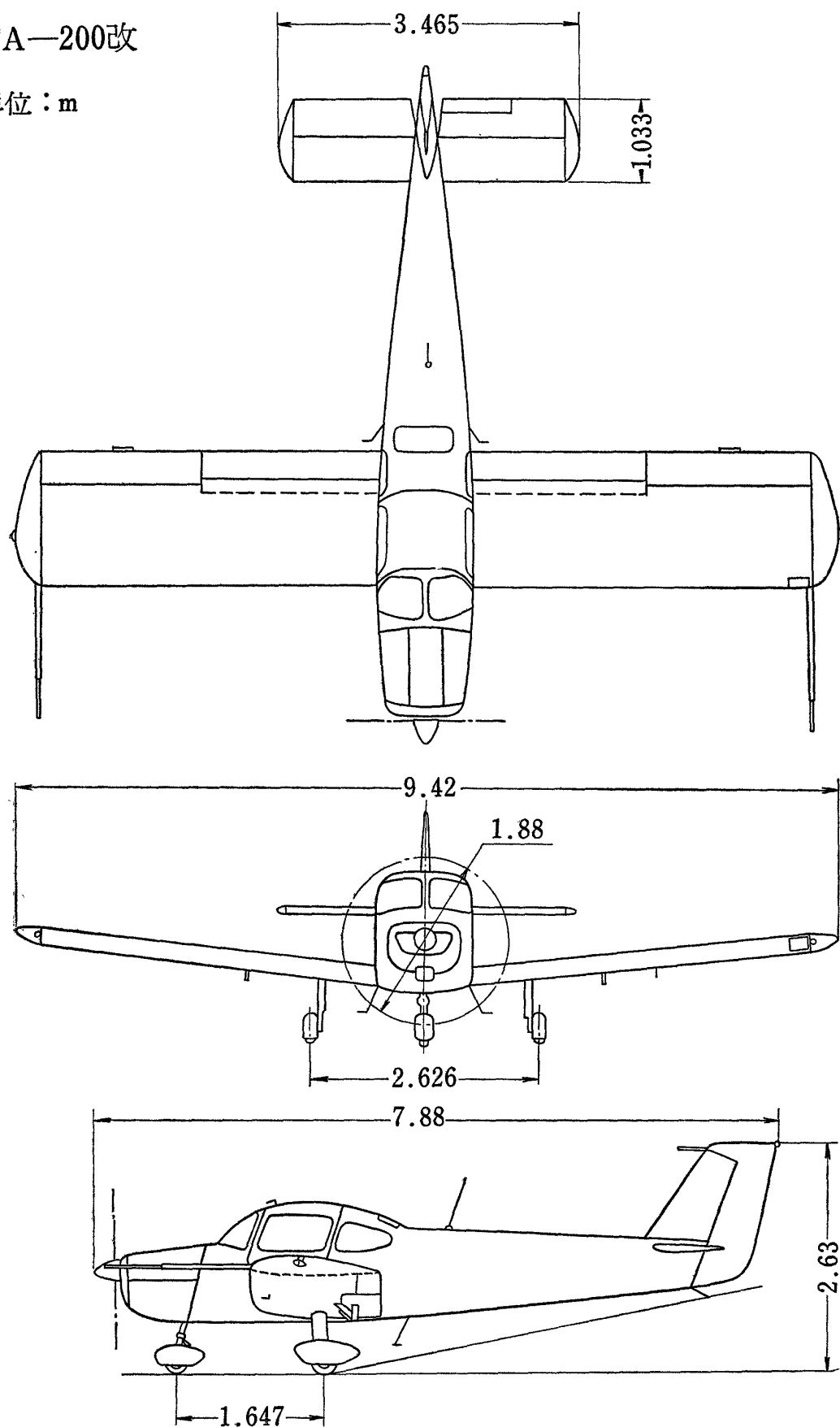


図1 FA-200改の三面図

図 2 FA-200 改 諸元

全寸度	項	目	
	全幅	長	9.42m
主翼	全高		7.88m
	面積		2.63m ²
発動機	縦横	下	14.0 m ²
	ねじり	反	6.34
プロペラ	取付	角度	0°
	直径		2.5°
重量	名	称	LYCO.
	馬力		IO-360-B1B
性能	名	称	180 HP
	直	径	MACAULEY
性能	全備	重量	2D34C 53/74E
	自重	重量	定速 2 枚
性能	最大	速度 (S.L.)	1.88m
	巡航	速度 (高度5,000 ft)	1,080 kg
性能	海面上	昇率	670 kg
	実用上	昇限	410 kg
性能	航続	距離 (高度5,000 ft)	880 ft/mm
	離陸	距離 (FLAP15°)	15,000 ft
性能	着陸	距離 (FLAP35°)	1,110 km
	着陸	距離 (FLAP35°)	545 m
性能	着陸	距離 (FLAP35°)	390 m
	着陸	距離 (FLAP35°)	

器の取り付け。

(6) スロットルレバーをクォードラント型式に改造。

3. STOL 化のための研究

3.1. FA-200 改の風洞試験

FA-200 改の空力特性を確認し、STOL 化のための基礎資料を得るためにプロペラ付き FA-200 改の縮尺 $\frac{1}{3}$ 模型を用いて風洞試験を行なった。

機体の 6 分力、プロペラ自身の 6 分力、昇降舵ヒンジモーメントなどを計測し、フラップ効果、横すべり効果、昇降舵の効き、補助翼と方向舵の効きなどについて、プロペラ付きと無しの場合を比較検討した。

3 分力の試験データの例を図 3 に示す。失速特性を検討するために行なった気流試験の写真を図 4 に示す。風洞試験の結果によれば失速迎角は $T'c$ の変化によって影響を受けることが少なく、翼端失速の傾向は全く見られない。

詳細は文献 1) に報告した。

3.2. FA-200 改の飛行試験

実験機原型の基本的な飛行性能、飛行特性を知るために一連の飛行試験を行ない失速特性、上昇性能、静安定、動安定、離着陸特性および実用運用包囲線などの資料を得た。図 5 及至図 7 に結果の一部を示す。

失速特性は風洞で行なった気流試験の様子とよく合った傾向を示し良好であった。

離着陸実験でのビンテンカメラの写真の 1 コマを図 8 に、離着陸実験の実測解析例を図 9、図 10 に示す。

3.3. 高揚力装置についての検討

原型機に STOL 化を加えるために高揚力を得る方法として、いわゆる境界層制御 (BLC) 方式を採用した。機体の大きさ、塔載可能な重量、所要の動力源などを考慮し、必要馬力当りの揚力の増しが大きいとされている境界層吸込みによる制御方式を採用した。(2 3)4)

境界層の吸込みに用いる分布多孔板の特性、すなわち流入空気の流れ損失、分布孔の大きさと形状、孔の分布と配列、板の厚さと材質などの関係を文献に基づいて検討した。5)

多孔板を通過する空気の流れ特性は主として開口比 (翼の吸込みを実施する部分の面積に対する吸込み孔の面積の総和の比) に関係し、孔の数や型 (円孔、角孔、長方形孔など)、板厚による影響はあまりない。

実験機に分布孔吸込みを実施するについては各種の資料 6)7) に基づいて検討した結果、動翼の前縁つまりゆる膝部で吸込みを行なう方式が必要な馬力の大きさに比して有効であることがわかった。

3.3.1. 2 次元模型による風洞実験

主翼の 2 次元模型には前節にのべたように動翼の膝部に分布孔吸込み機構を採用し、前縁部に固定フルスパンスラットを取付けた。2 次元実験に用いた模型を図 11 に示す。模型は実機翼型の $\frac{2}{3}$ 縮尺で前縁スラットの形状および取付け角度は可変であり、吸込み孔の分布および開口比はセロテープを用いて適宜にふさぐことにより可変である。本実験により STOL 実験機に用いるスラットの形状、取付け位置、取付け角度、取付け隙間などの決定の資料を得るとともに、吸込み部の孔の分布、吸込み空気量などと揚力の増し分との関係およびスラットの負荷について調べた。スラット取付け角が 1 度変化すると最大揚力係数はそのまま失速迎角が約 1 度変化するのは興味がある。図 12、図 13 に資料の一部を示す。

3.3.2. STOL 実験機の風洞試験

前節の実験で得られた資料そのほかに基づいて決めた前縁固定スラットおよびフラップ、補助翼の吸込み BLC を備えた STOL 実験機の $\frac{1}{3}$ 縮尺機模型を用いて風洞試験を行なった。

吸込み部分の位置と面積、吸込み孔の分布、吸込空気量をパラメータとして機体改造のための最終資料を得た。

吸込み孔の分布、位置、面積などについて 5 つの組み合わせを持った模型を図 14 に示す。この 5 つの模型を用いて行なった吸込み効果の実験値を図 15 に示す。

STOL 実験機には No. 2 の組み合わせのものを採用した。

FA-200 改の風試結果と本試験との比較資料の一部を図16に示す。詳細は文献⁸⁾に報告した。

また、STOL 実験機の $1/3$ 全機模型により、地面と機体の相対条件が等しくできるランニングベルト装置を

使って地面効果風洞試験を行ない、フラップ効果、吸込み効果、プロペラ効果、昇降舵効き等に対する地面の存在による影響を求めた。

機体が地面に接近するに従って変化する空気力の実験値を図17に、吸込み BLC 付きの場合の地面効果試験の写真を図18に示す。詳細は文献⁹⁾に報告した。

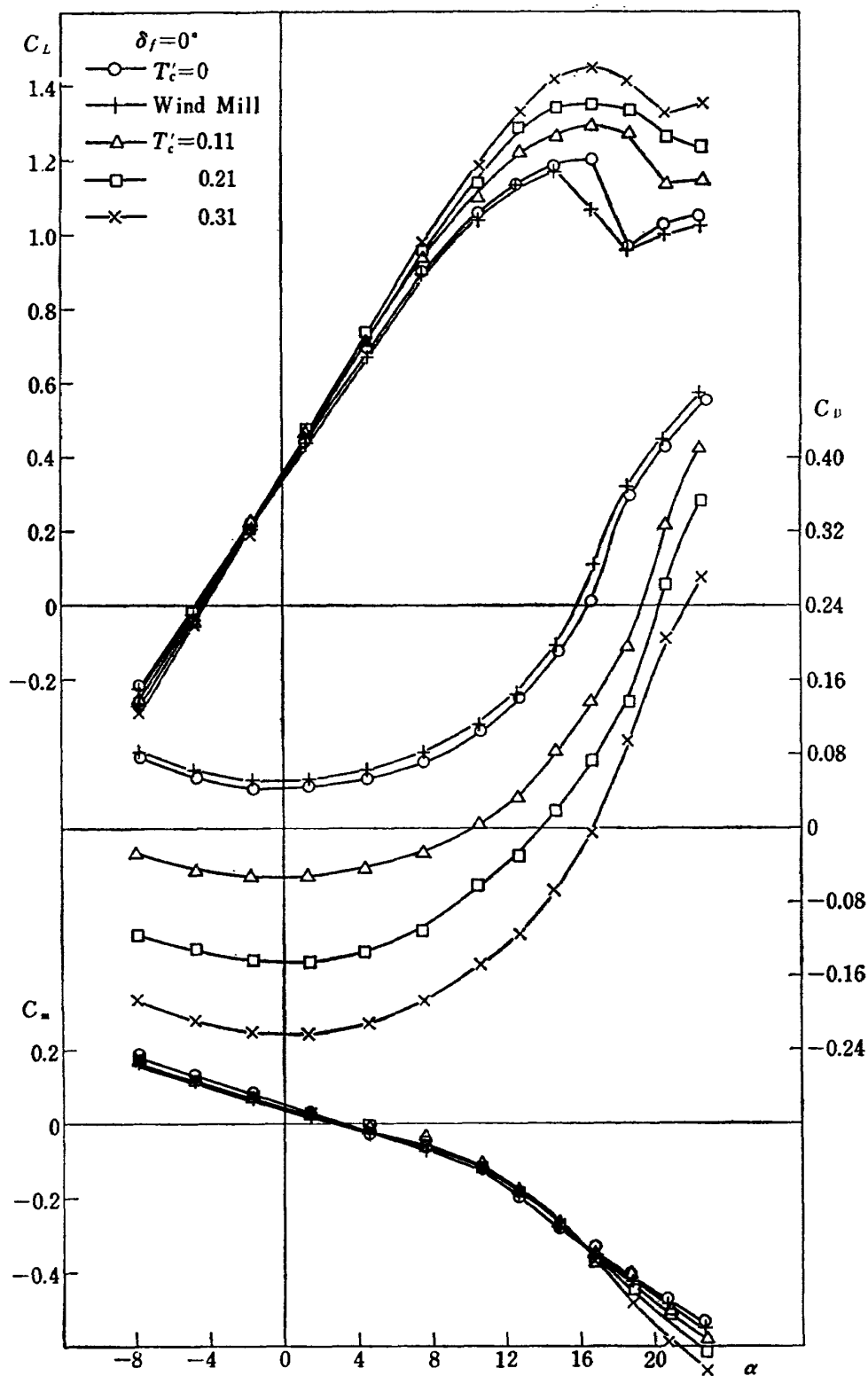


図3 T' 効果(全機) $\delta_f = 0^\circ$ FA-200 改

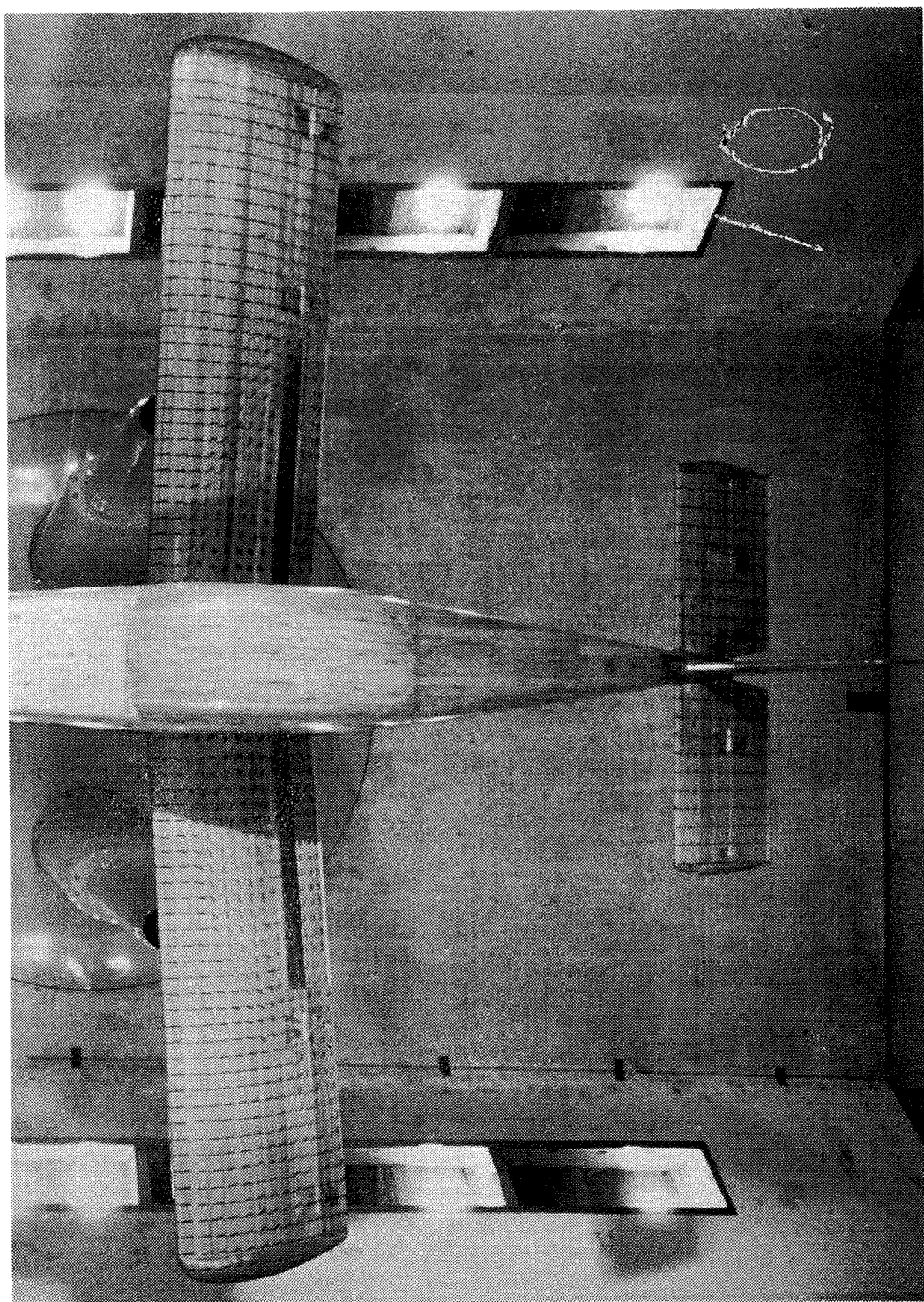


図4 FA-200改(原型機)気流系試験

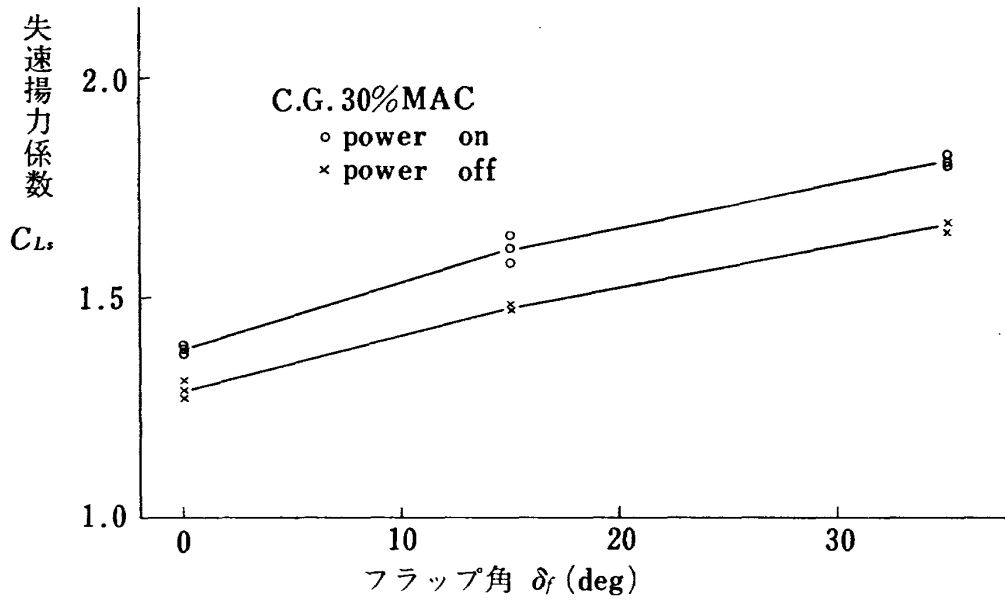


図5 FA-200改機の特性 (飛行試験)

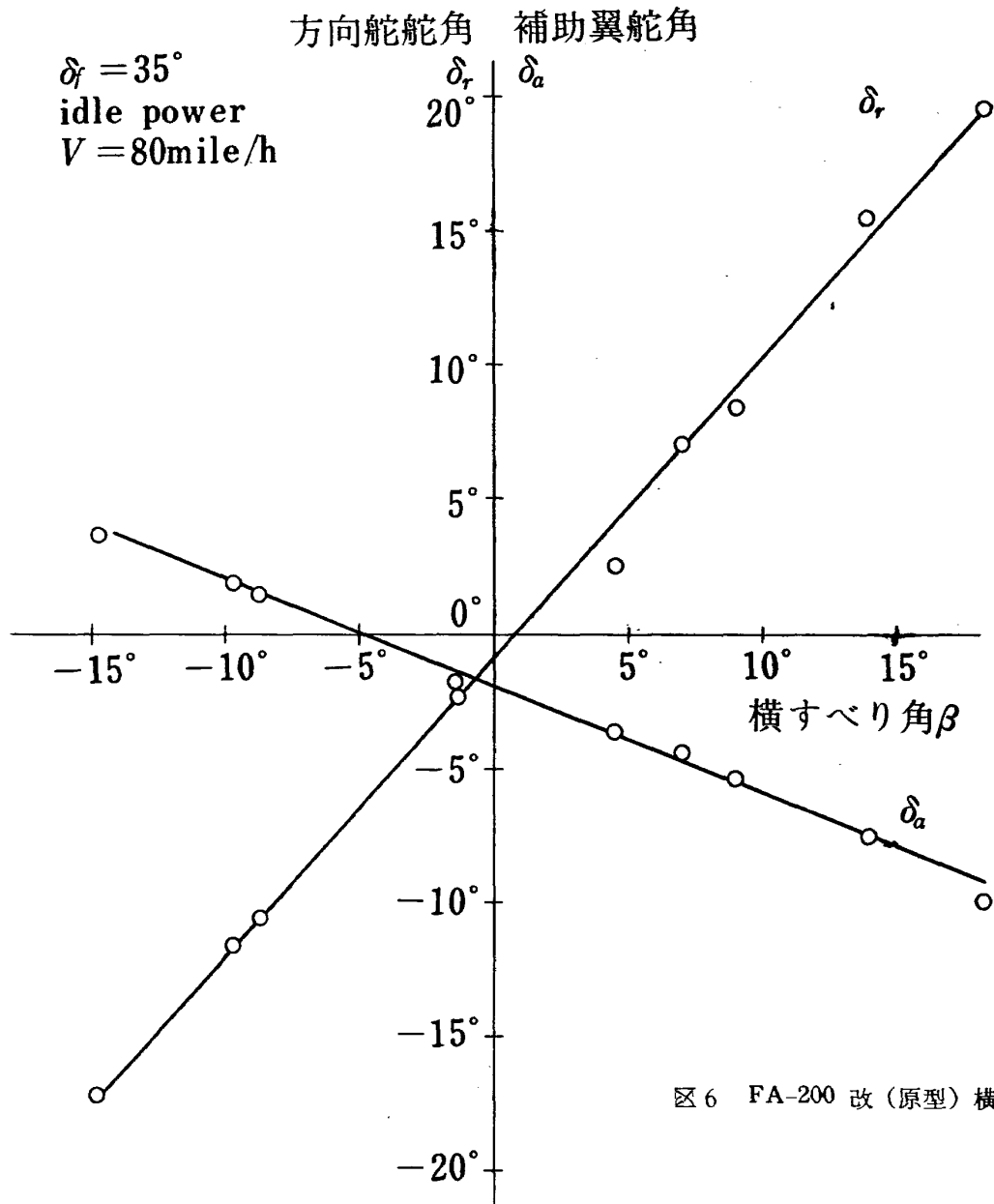


図6 FA-200 改(原型) 横方向静安定

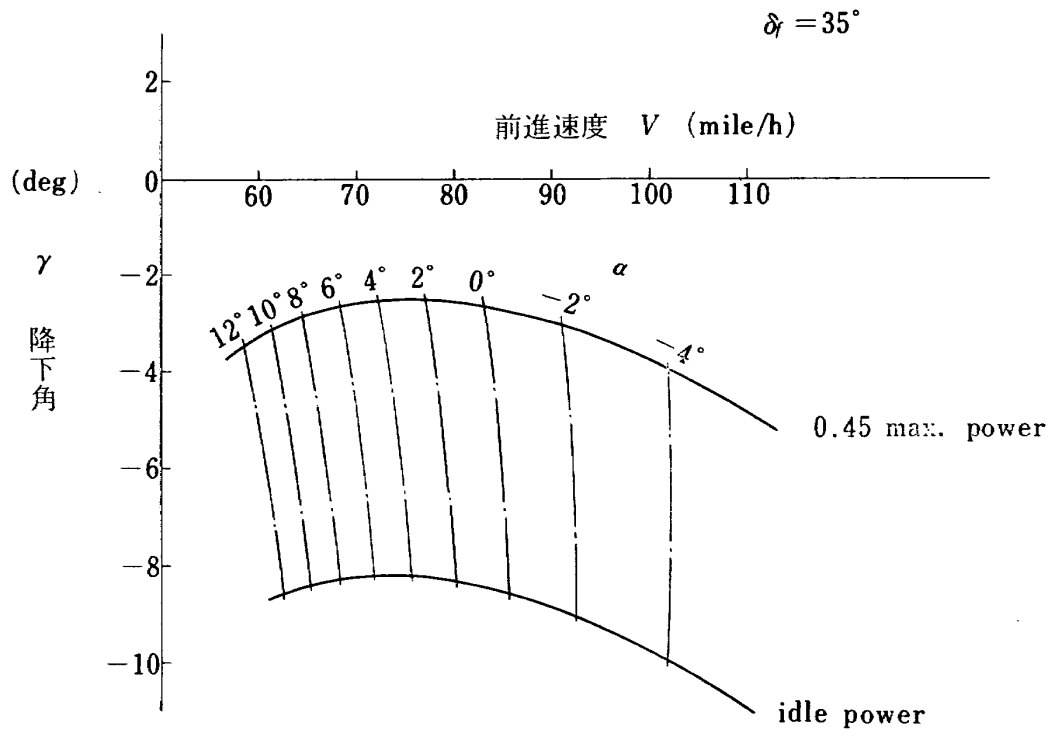


図7 運用包囲線 (FA-200 改)

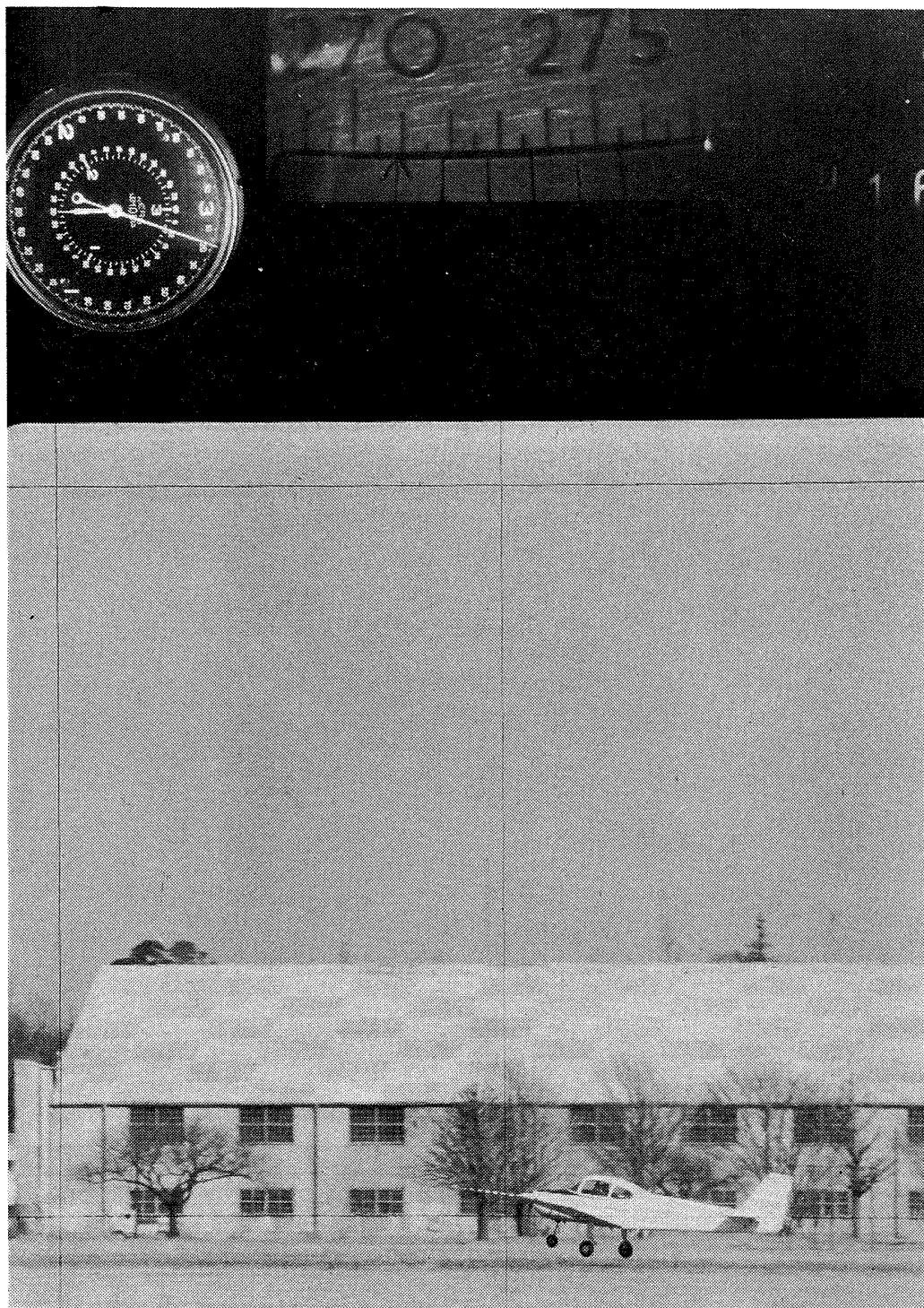


図 8 原型機FA-200改のピンテン写真

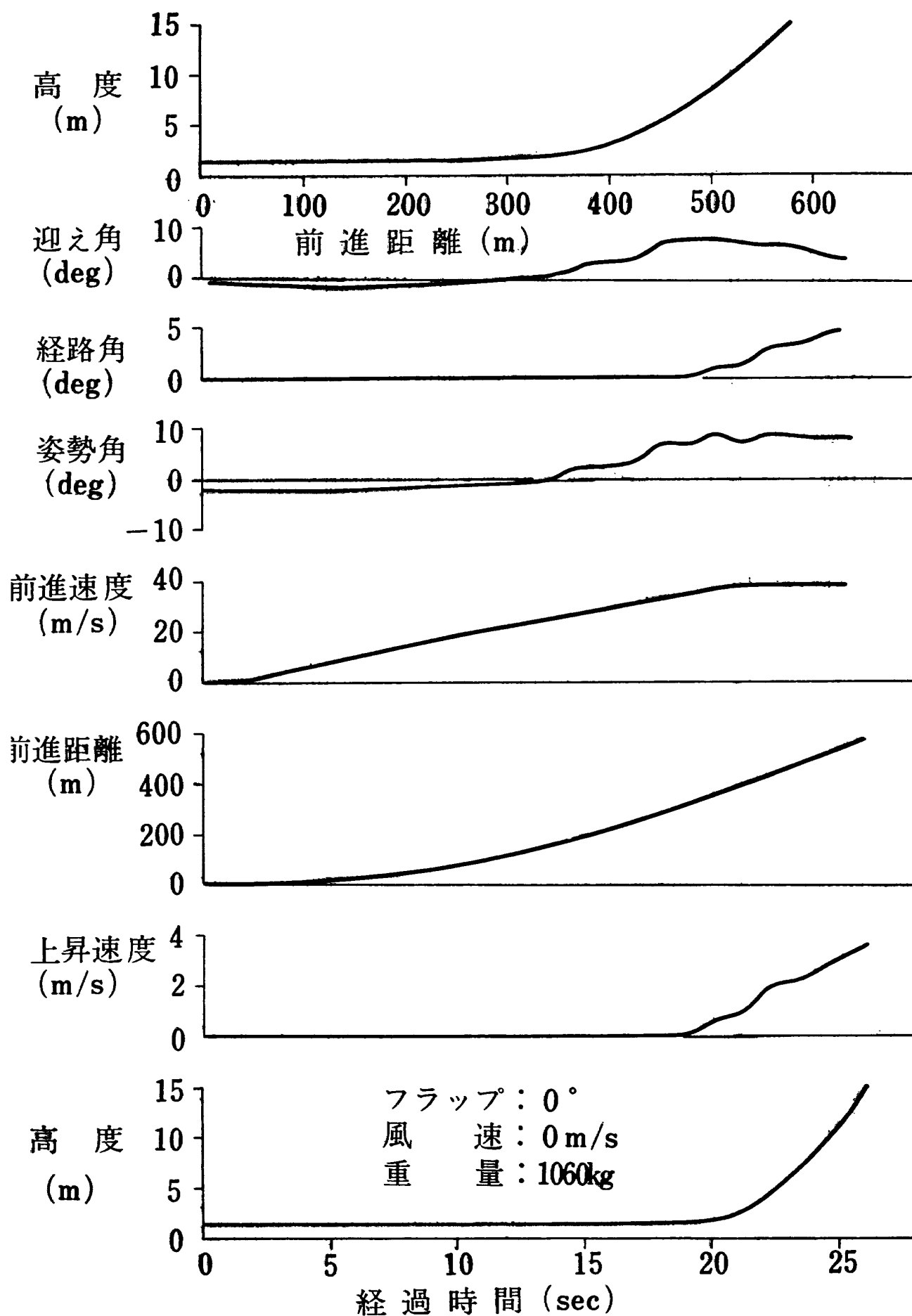


図9 FA-200 改(原型機) 通常離陸

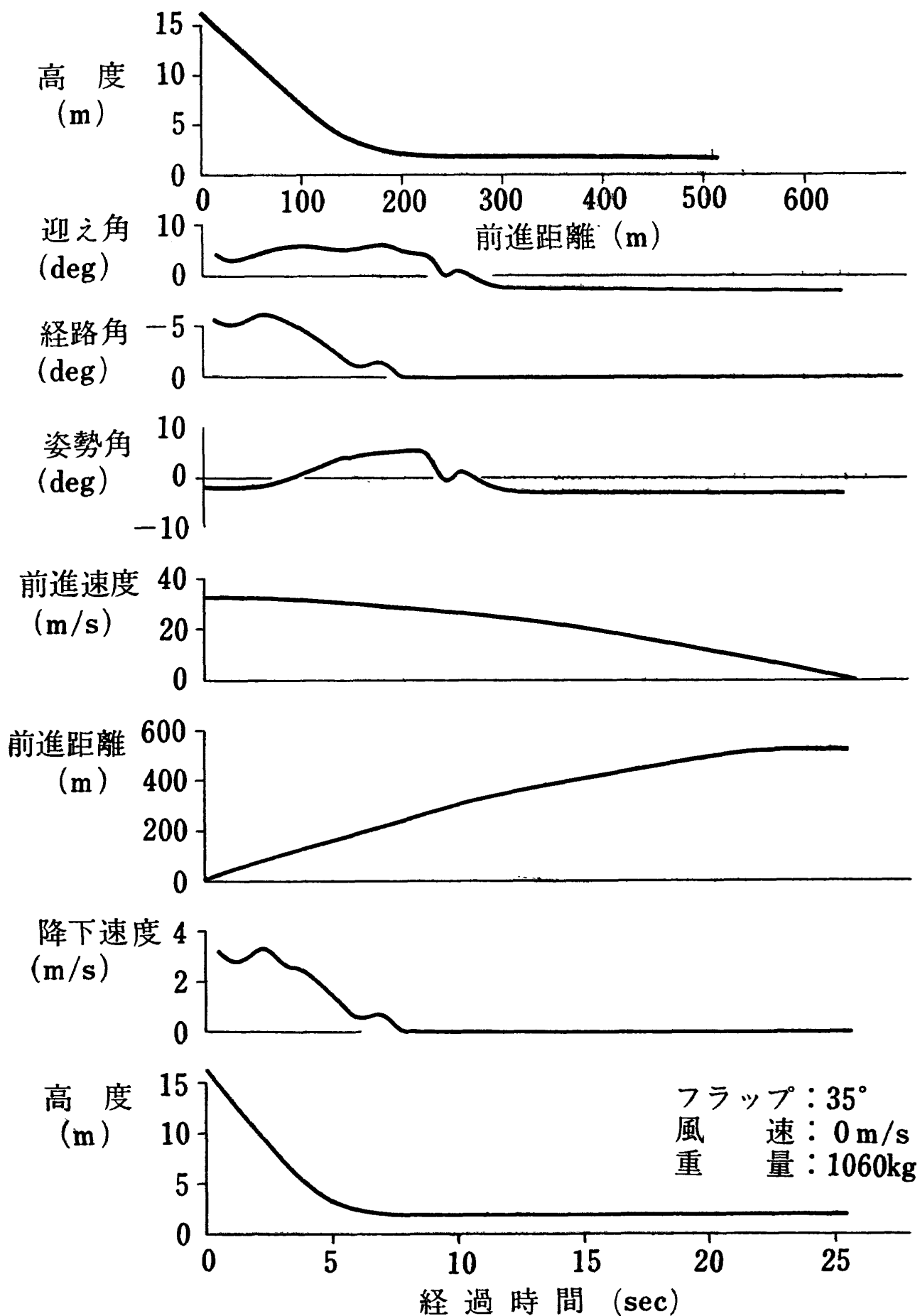


図10 FA-200 改(原型機)通常着陸

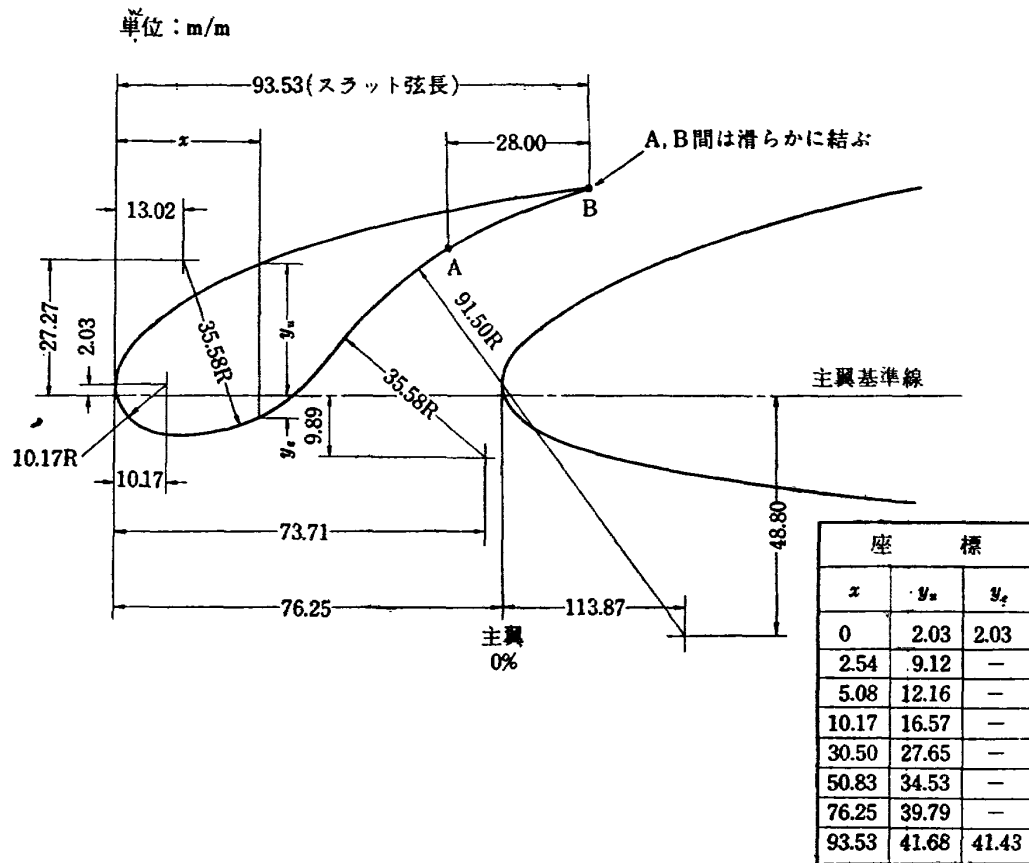


図11 2次元模型スラット寸法

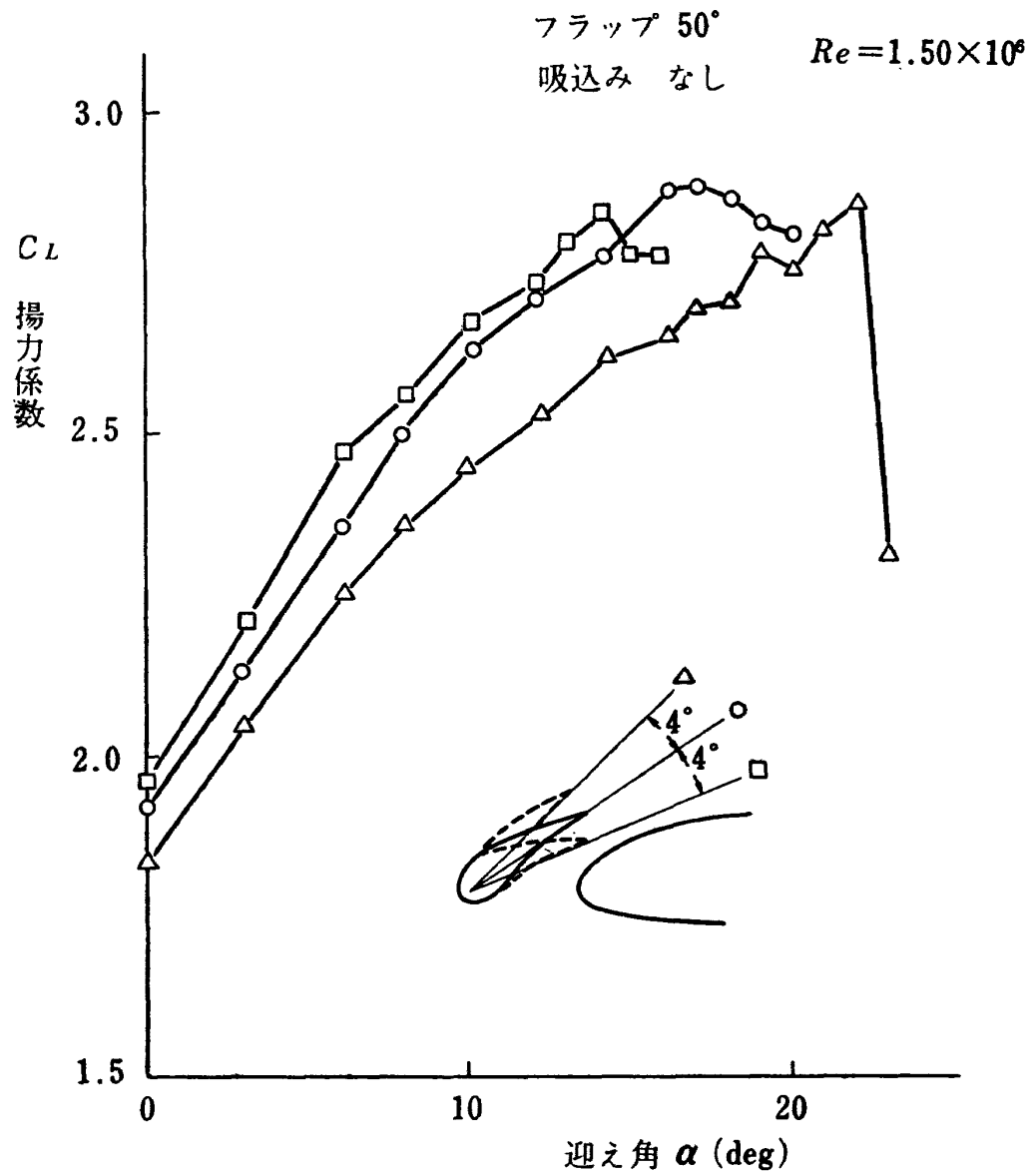


図12 2次元風洞試験スラット取付け角効果

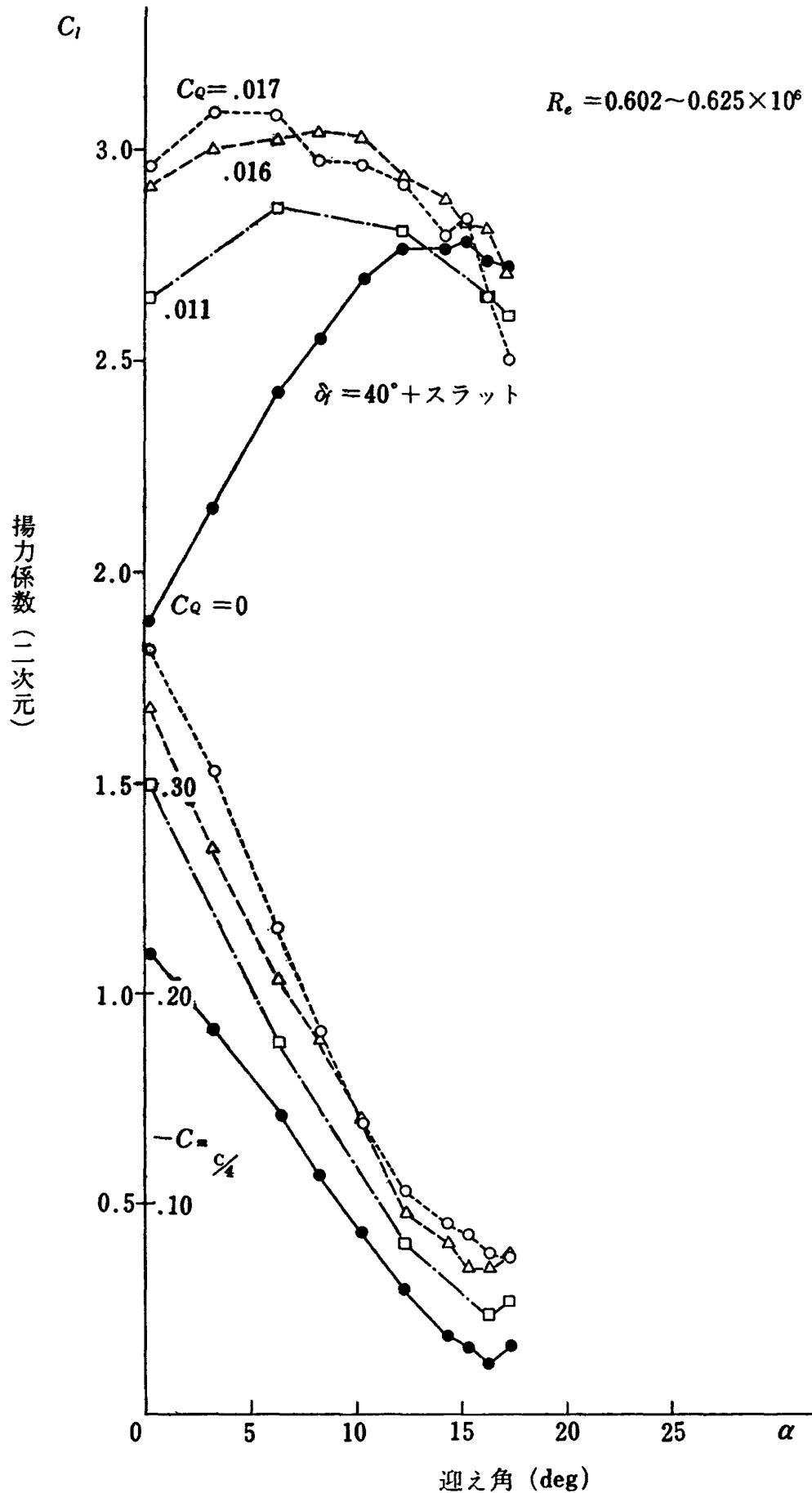
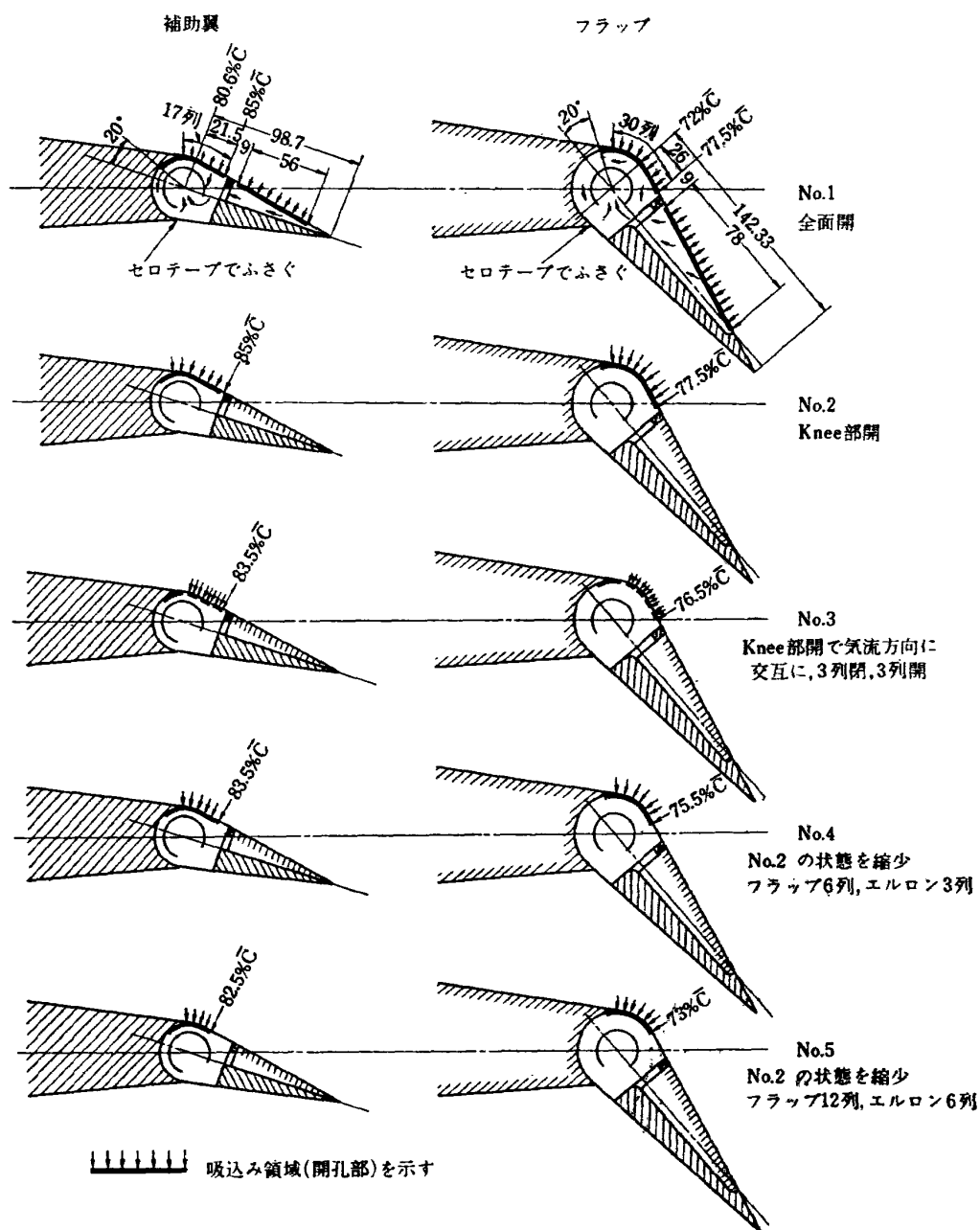


図13 2次元模型による吸込効果

図14 各種吸込みの形態 $\delta_f = 50^\circ$ $\delta_e = 20^\circ$

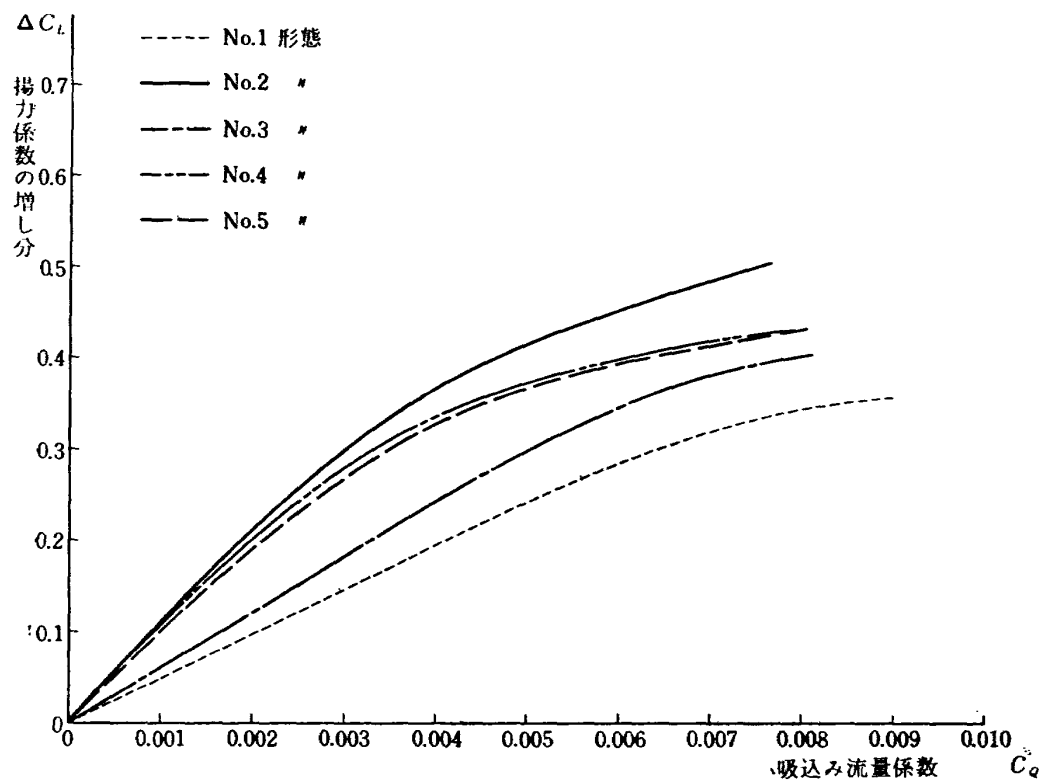
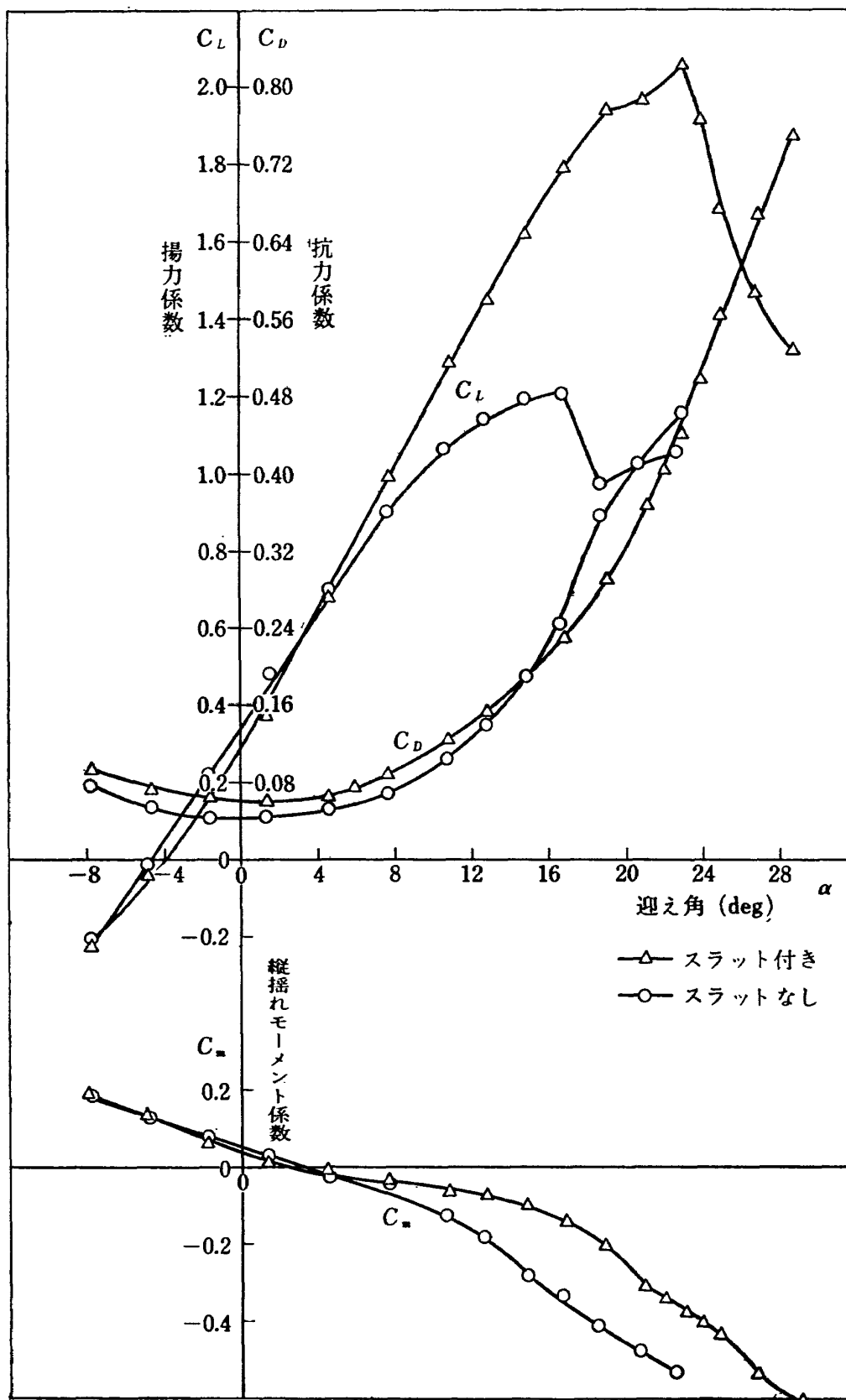


図15 吸込み効果 (全機, $\delta_f=50^\circ$, $\delta_a=20^\circ$, $\alpha=-1.4^\circ$)

図16 スラットの効果 ($\delta_f=0^\circ$, $\delta_a=0^\circ$, $C_q=0$)

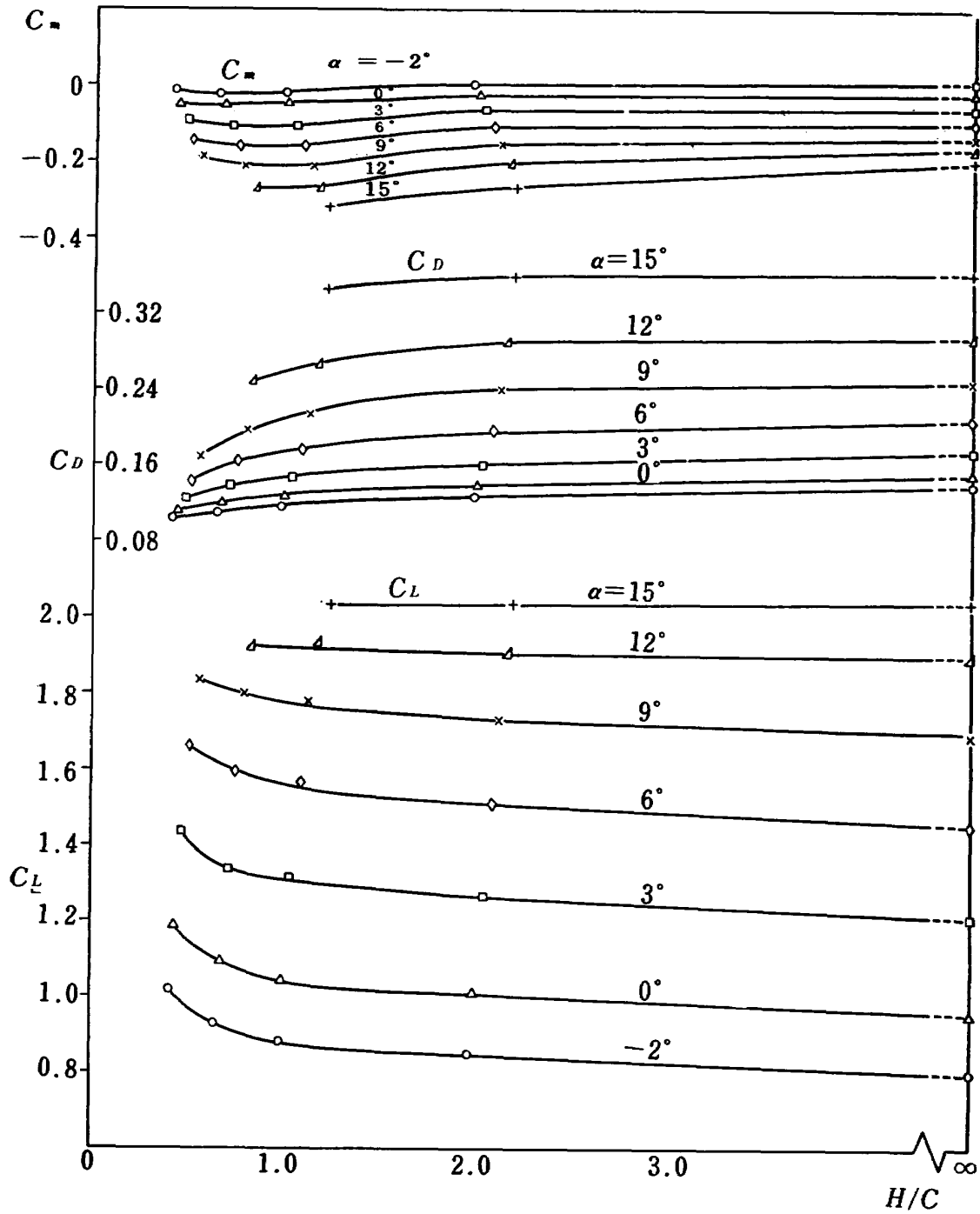


図17 FA-200XS 地面効果 ($\delta_f=50^\circ$, $\delta_s=20^\circ$, $C_Q=0$, $T'_e=0$)

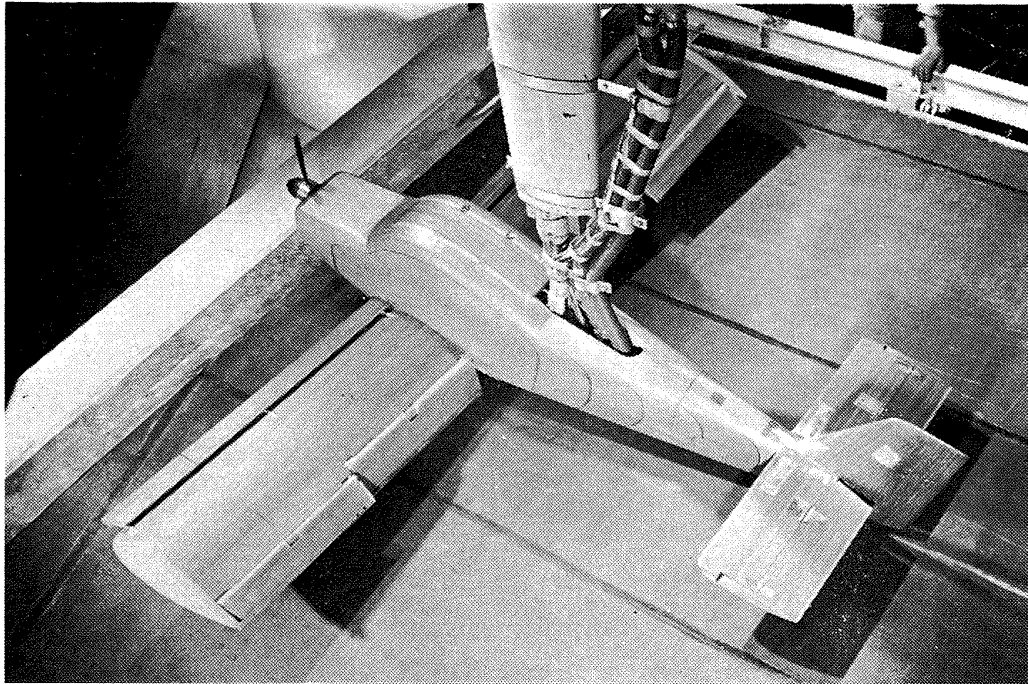


図18 地面効果 風洞試験

項 目	重 量	備 考
改 修 前 空 虚 重 量	668 kg	
エンジン, ブロワー	+ 103	
スラット, 主翼改修	+ 50	
胴 体 改 修	+ 30	防火壁関係を含む
操 縦 系 統	+ 8	フラップペロン機構に改修
電 装 関 係	- 1.5	
計 測, テレメータ	+ 30	
改 修 後 空 虚 重 量	877.5 kg	

図 19 重 量 表

4. 機体のSTOL化改造 “FA-200XS”

研究目的である“小型 STOL 機の離着陸形態における飛行特性や離着陸オペレーションに関する資料”を得るために「3.」の検討結果に基づいて設計した高揚力装置を実験機原型に取り付けた。固定式前縁スラットと分布孔による境界層吸込み方式の BLC を併用したものである。吸込み孔の分布形態は風洞試験の結果と、塔載することが可能なブロワーおよびエンジン系の吸気能力を考慮して定めた。

フラップおよび補助翼の前縁に分布吸込みを実施し、補助翼にはフラップペロン型式を用いた。吸込み流

量係数 ($C_q = \text{流量} / \text{流速} \times \text{主翼面積}$) $C_q = 0.003$ として、実用最大揚力係数は3.5程度を目標とした。

小型機（全備1,080kg）の改造工事であり、乗員2名減その他で得られた約 200 kgの重量余裕しかなく、これで改造、補強、増設部分の重量増および実験用計測装備の重量をすべてまかなうには不十分であった。改造後の全備重量を1,150kg（脚の強度からくる制限値）に増加したにもかかわらず、上記の重量増をカバーするために塔載燃料の削減を強いられ、飛行時間を縮めざるを得なかった。改造による重量の増減の模様を図 19に表示する。

STOL化改造を加えた本実験を“FA-200XS”と呼ぶ。



図20 実験飛行中のFA-200XS

FA-200XS の飛行中の写真および面図を図20, 図21に示す。

4.1. 主 翼

原型機 (FA-200改) の主翼と交換組立てが容易な構造のものを新製した。量産型の主翼を基本としたもので原型と同じ翼型を用いているが、燃料タンクはゴムタンクからインテグラルタンクに変わっている。主翼前

縁には風洞試験資料に基づいて定めた断面型の固定スラットを全幅にわたって取付けた。主翼内にはフラップ、および補助翼前縁の吸込みB.L.C用ダクトが左右各々2系統組込まれ、各ダクトに流量計測用オリフイスが設けられている。

主翼内ダクト系、吸込み用ポンプその他の組立て、配置状況を図22に示す。これらのダクト系はアルミ

FA-200XS

単位：m

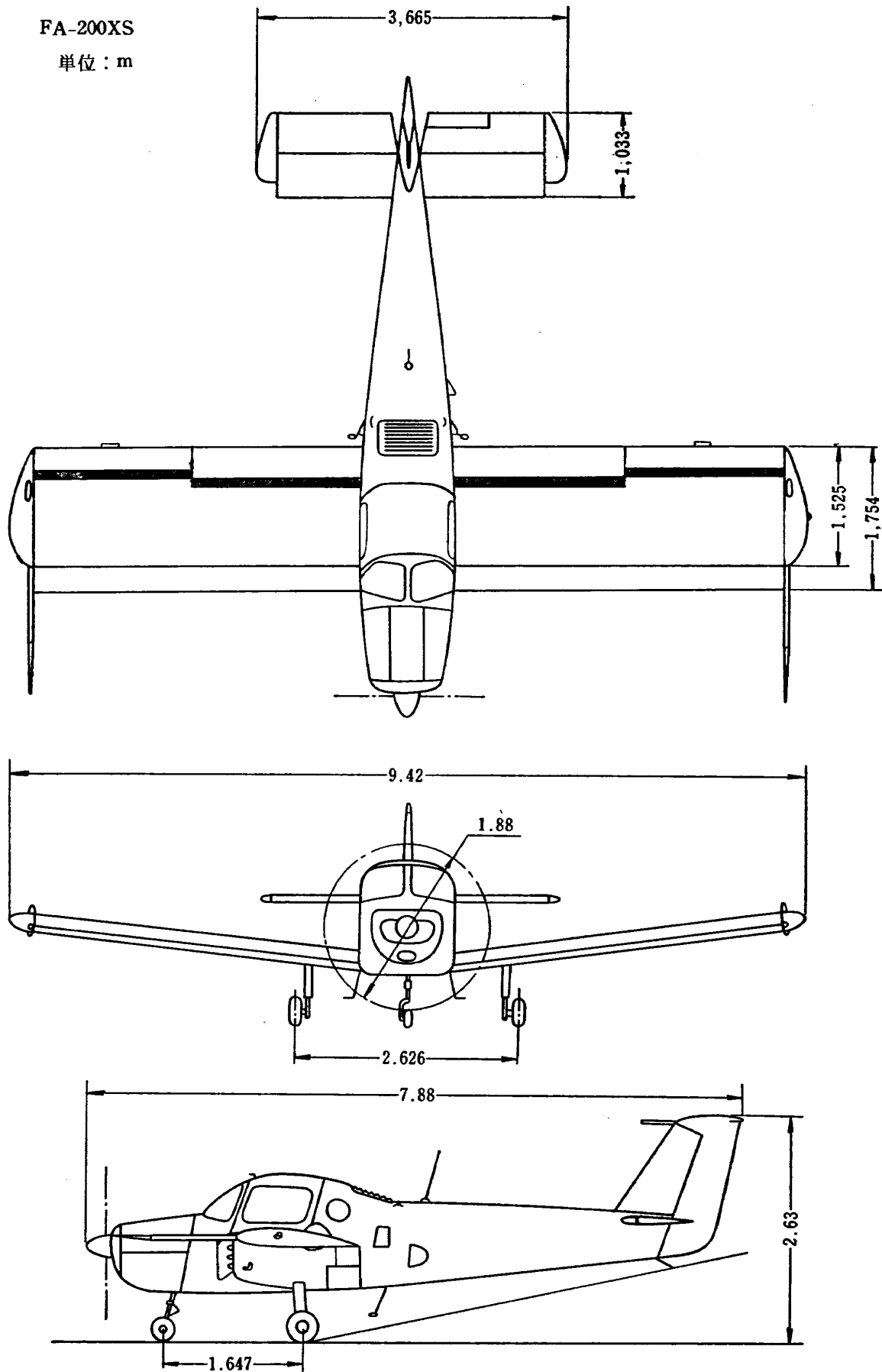


図21 FA-200XS の三面図

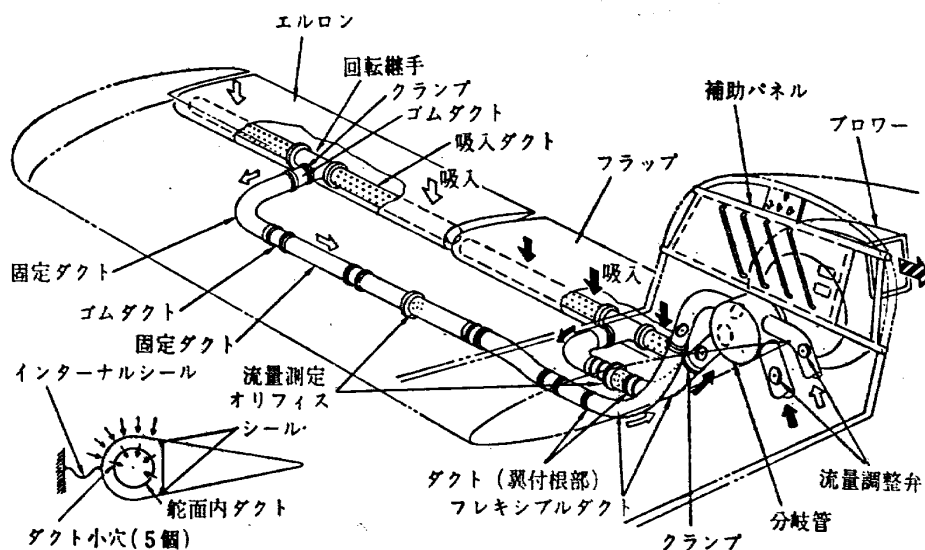


図22 吸込み系統図

合金板で作られ、途中数ヶ所の可撓式ゴム継手を経て吸込みポンプ前段の集合筒に集まる。既存の主翼構造の内部を通して、しかもできるだけ流路低抗の少ない形状のダクトを設けるように努力した。ダクト損失はほぼ $\Delta P \leq 660 \text{ mmAq}$ である。

4.2. フラップ

フラップは原型に用いられたスロットッドフラップをブレースフラップに改め、前縁のいわゆる膝部に空気吸込みの小孔を分布させた。吸込まれた空気は回転継手を介して主翼内ダクトを通り、胴体内に設置された送風機で機体外へ放出される。回転継手は回転摩擦を少なくすると同時に空気もれを防ぐ要求からピストンリング方式を採用し、テフロン製のリングを使用した。

図22に回転継手部の構造を示す。翼下面の空気が前縁部隙間を通して吸込み部へ吹抜けると吸込み効果が減少する¹⁰⁾ので可撓性をもつインターナル・シールを備えた。

吸込み孔径は0.75%, 開口比は約6%である。吸込み孔の翼弦方向分布は、前方はフラップ50°下げでも吸込み可能な線から、後方は翼弦長の77%までにわたっている。初期計画ではフラップ下げ角は、原型の0°, 15°, 25°, 35°に45°, 50°を加え5段階としたが、後述のごとく操作力の関係から最大35°(実際の角度)に改修された。

翼幅方向に吸込み部全面にわたって均一な吸込みが

得られるように、舵面前部内のダクトには回転継手(動翼のはぼ中央部)からはなれるにつれて大きな孔をあけている。

試験装置を用いて地上で行なったシミュレーション試験の結果によれば、フラップ、補助翼の吸込み分布の一樣性は良好である。

フラップ膝部から吸い取った空気を主翼内のダクトへ導く連結構造には前述のような回転継手を用いているので、原型に用いられているオフセットヒンチを採用することができず、ブレースフラップ方式に改造した。その結果、フラップ下げの時の操作力は過大となり、112km/h(70mile/h)の速度において45°下げの操作力は45kgに達した。

4.3. 補助翼

補助翼はドループさせることが可能なフラッペロン(フラッペーエルロン)型式である。フラップと同様な分布吸込み孔、回転継手を備え、可撓性をもつゴム製ダクトを介して主翼内の固定ダクト系へ連なる。前縁隙間部にインターナルシールを取り付けた点もフラップと同様である。

吸込み孔径、開口比はともにフラップと同じであり、孔の分布範囲は、後方は翼弦長の84%までとし、前縁は下げ一杯の状態でも吸込み可能な線とする。

ドループ角度は5°, 10°, 15°, 20°の4段階であり、エルロンの作動角範囲は20°ドループの場合に上げ24°, 下げ22°までである。

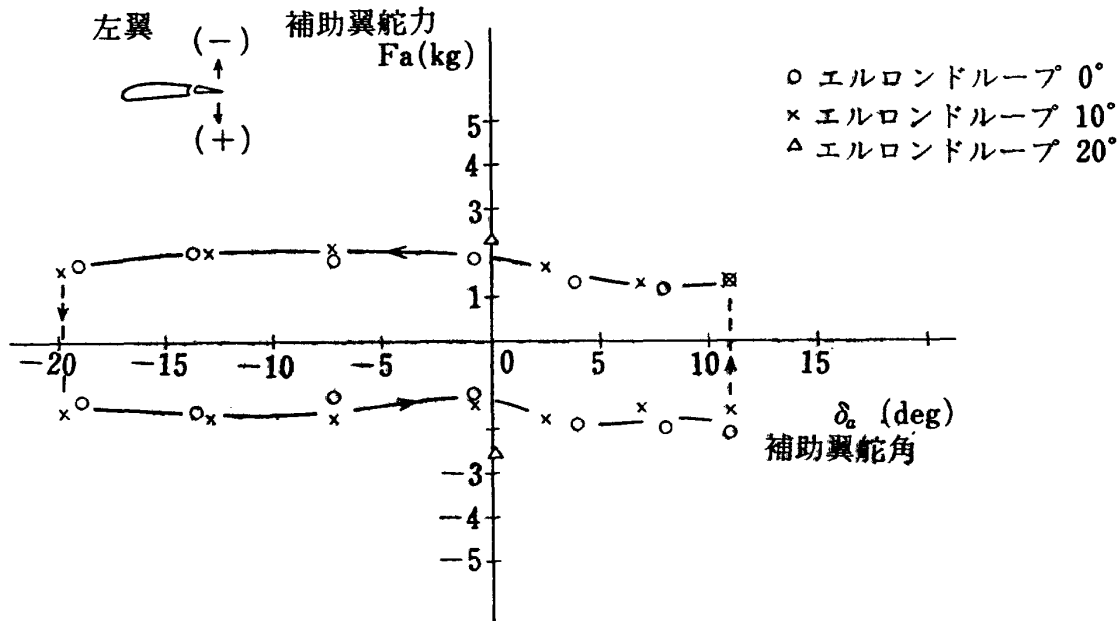


図23 エルロン操縦系統摩擦力

ドループが可能な補助翼の操縦系統は機構の複雑化に伴う摩擦力の増加などによりかなり重い。補助翼操縦系統の静止摩擦力のヒステリシス曲線を地上で実測したものを図23に示す。

この摩擦力は低速飛行時には操舵力のかんりの部分を占め、小舵の操舵について問題となり、操縦特性に対するパイロットの評定の低下を招く結果になる。

風洞試験によれば、空気吸込みなしの場合にはドループした時の補助翼の効きは低下するが、吸込みBLCの実施によって回復することが認められる。

一般に、吸込み制御によって補助翼の効きが低速まで確保されることはSTOL機としての大きな利点であると考えられる。

4.4. 吸込み装置

境界層制御用の空気吸込み装置は吸込みダクト系、吸込み用ブロワー、ブロワー駆動用エンジンおよびこれらの付属一式よりなる。

(1) 吸込みダクト系

主翼の項でのべた通り、ゴム製可撓ダクト、軽合金板熔接製の円筒形のダクト、回転継手、流量計測用オリフィス、流量調節弁などで構成される。

吸込み空気の流量は座席後部補助パネルの指示計器に従い塔乗研究員が制御調整する。

(2) 吸込み用ブロワーおよび駆動用エンジン

吸込みブロワーは遠心式のもので、地上運転試験時

の性能曲線を図24に示す。横軸は吸込空気流量(Q m^3/min)を、縦軸にプロアの吸込口静圧(H , $mmAq$)を取り、回転数(N rpm)、効率(k)をパラメータとして表示する。

$60m^3/min$ の空気吸込み量は $80km/h$ の飛行速度における吸込み流量係数 $C_q=0.003$ に相当する。

ブロワー駆動用エンジンは2気筒、2サイクル、20hp(軽自動車スバル360型のエンジンの改造型)のものである。後述するように機体重心の関係上、駆動用エンジンの燃料タンクの除去が要求されたので燃料は航空用(100/130)を飛行機エンジンと共用することにし、専用の電磁式ブースタポンプを備えている。動翼前縁の分布孔から吸込んだ空気は胴体左上方の開口部から機外に放出される。ブロワーとエンジンは同じ台枠に直列に固定し、台枠は後部座席を取り除いたあとの場所に防振ゴムを介して取り付けられている。ブロワーとエンジンはゴム製のたわみ継手で連結されている。

(3) 防火装置その他

エンジン室は胴体側外板とステンレス鋼板製の前、後防火壁でかこまれた空間よりなっている。

室内の上、下2ヶ所に火災警報用ピックアップを備え、操縦席パネルの警報ブザーによって発火を知る。

胴体側面にはエンジン室の換気用空気の入力口と出口、エンジン冷却空気取入れ口と出口とが開口している。火災発生時にはこれらの開口部をすべて閉鎖してからエンジン室内に化学消火剤を注入消火する。

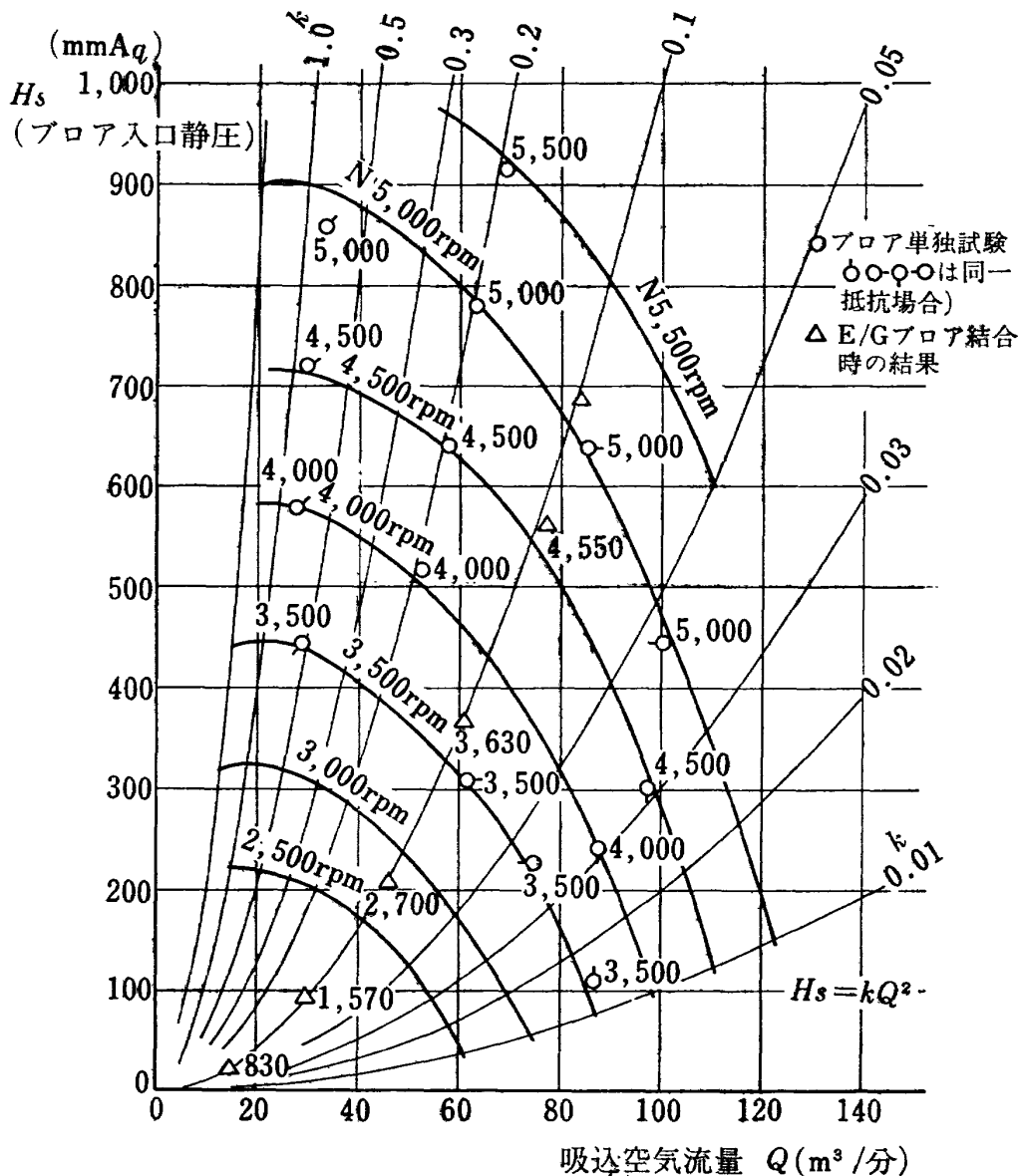


図24 プロア特性曲線

5. 機体改造に伴って生じた問題点

単発 STOL 実験機“FA-200XS”をまとめ上げるに伴って起った実際的な問題点がいくつかあった。予測していなかったもの、予測した値と異ったもの、対策が容易に立てられたもの、あるいは困難であったものなどいろいろであった。試作第2号機を実験機として購入した関係上、機体ができあがるまでに通常起るであろう問題が機体のSTOL化改造工事に派生した問題点と相まって製作のおくれ、やり直しなどを招いたことは止むを得なかった。以下、改造に伴う問題およ

びその対策についてのべる。

5.1. 縦の静安定の劣化対策

境界層吸込み用のプロワー、補助エンジン、ダクト系、防火壁、開口部とそのシャッター、補助エンジンの燃料タンクなどの取り付けによって生じた重心の後方移動に加えて前縁スラットの取り付けによる空力中心の前方移動に起因するニュートラルポイント（縦安定中正点）の前進が重なって縦の静安定余裕が減少し不安定領域に入る可能性が起った。

機体の重心位置は空虚重量(865kg)時に原型 FA-200 改のそれが 22.8% m. a. c. であったのが FA-200XS で

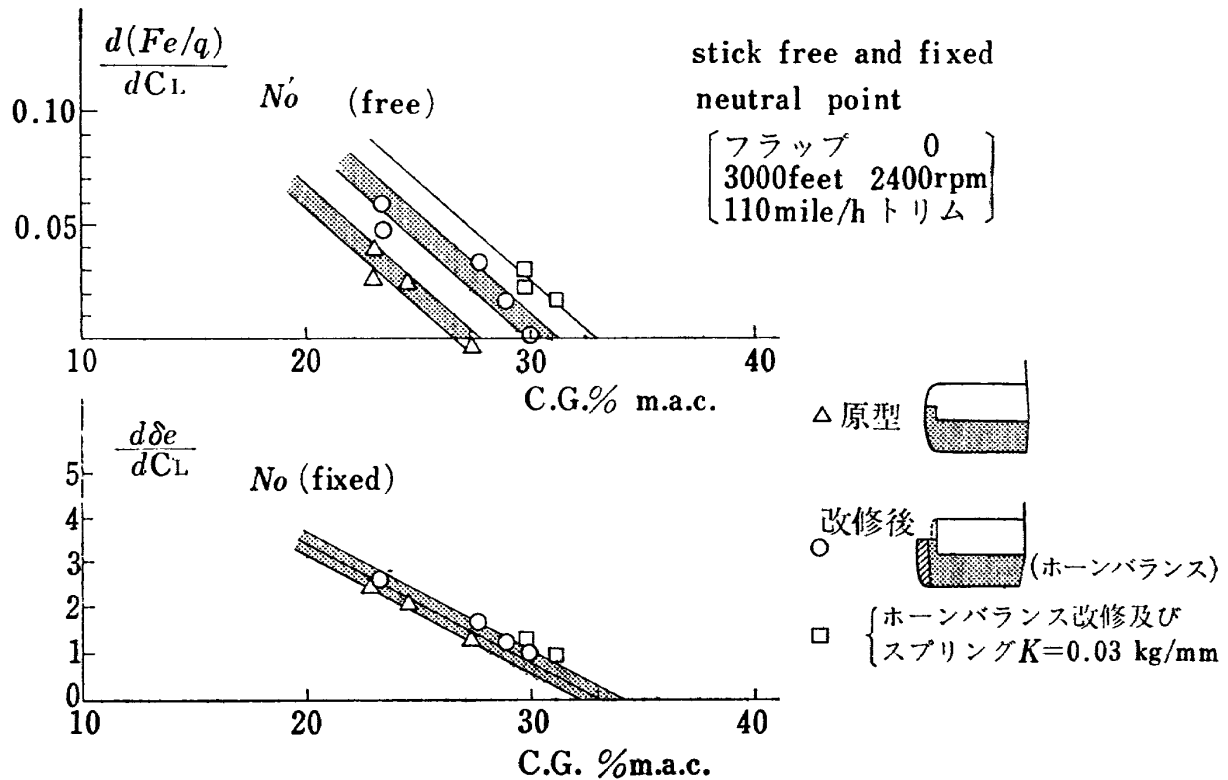


図25 縦安定中正点の改善

は 36.5% m.a.c. まで移動した。全備重量 (1150 kg) 時では若干前進して 33.8% m. a. c. である。

一方、風洞試験データから得た昇降舵固定の場合の縦安定中正点 (スティックフィックスドニュートラルポイント) N_o は原型での 46% m. a. c. が実験機 XS では 33% まで前進し、さらにパワー効果 2.5% m. a. c. と昇降舵自由 (スティックフリー) の効果 5% m. a. c. の分を加えて実機の値を推算すると、昇降舵自由の縦安定中正点 (スティックフリーニュートラルポイント) N'_o は原型での 39% m. a. c. から 26% m. a. c. まで前進する事が予想された。

以上から判断すれば N'_o は勿論のこと N_o でさえ機体重心より前方にあることを意味し、縦の静安定は不安定である。第 1 の対策としては重量物の位置をできるだけ前方へ移すことを試みた。

機体の吸込みエンジンの蓄電池を前方へ移設、吸込みエンジン燃料タンクの除去などの試みにより空虚重量時の重心位置は前述の 36.5% m. a. c. から 32.2% m. a. c. まで前進し、全備重量時では 33.8% m. a. c. から 30.9% m. a. c. まで移行した。実機の N_o はパワーオン状態で約 33% m. a. c. であった。(図 25 参照)

この結果、 N_o については一応安定域に持ち込めることになったが、 N'_o についてはさらに 5~6% m.a.c. の

後方移動を必要とした。

N'_o を後方へ移行させる手段としては昇降舵に逆流れを起す各種の空力的なバランスの採用、ダウンスプリングやボブウエイトの取り付けなどが考えられる。

われわれの場合には昇降舵のホーンバランス増積により 3%, ダウンスプリング (最大ストロークで 5 kg, バネ定数 $K=0.03 \text{ kg/mm}$) を付加することで 3% のマージンを得た。その結果、 N'_o は 33% m. a. c. に移行し N_o とほぼ同じ値になった。

これらを総合すると縦の静安定については安定域に入ったわけである。

図 25 に N_o , N'_o の飛行試験結果 (富士重工資料) を示す。

5.2. 失速迎え角の不均衡 (失速時の右傾)

前縁スラット、吸込み BLC 機構を取り付けた実験機では失速時に、左右の失速迎え角の不同があり、右傾 (30°~40°) を起す傾向が見られた。

翼上面に気流糸をはりつけて写真観察の結果、左右翼の剝離の経過、状況に明らかな差が見られた。

このような現象に伴って、失速近くで機体を水平に保つため、いわゆる補助翼のあて舵が必要になった。

この対策として、スラット後縁に全幅にわたって 25% 幅の板を取り付け、板を曲げることににより隙間を適

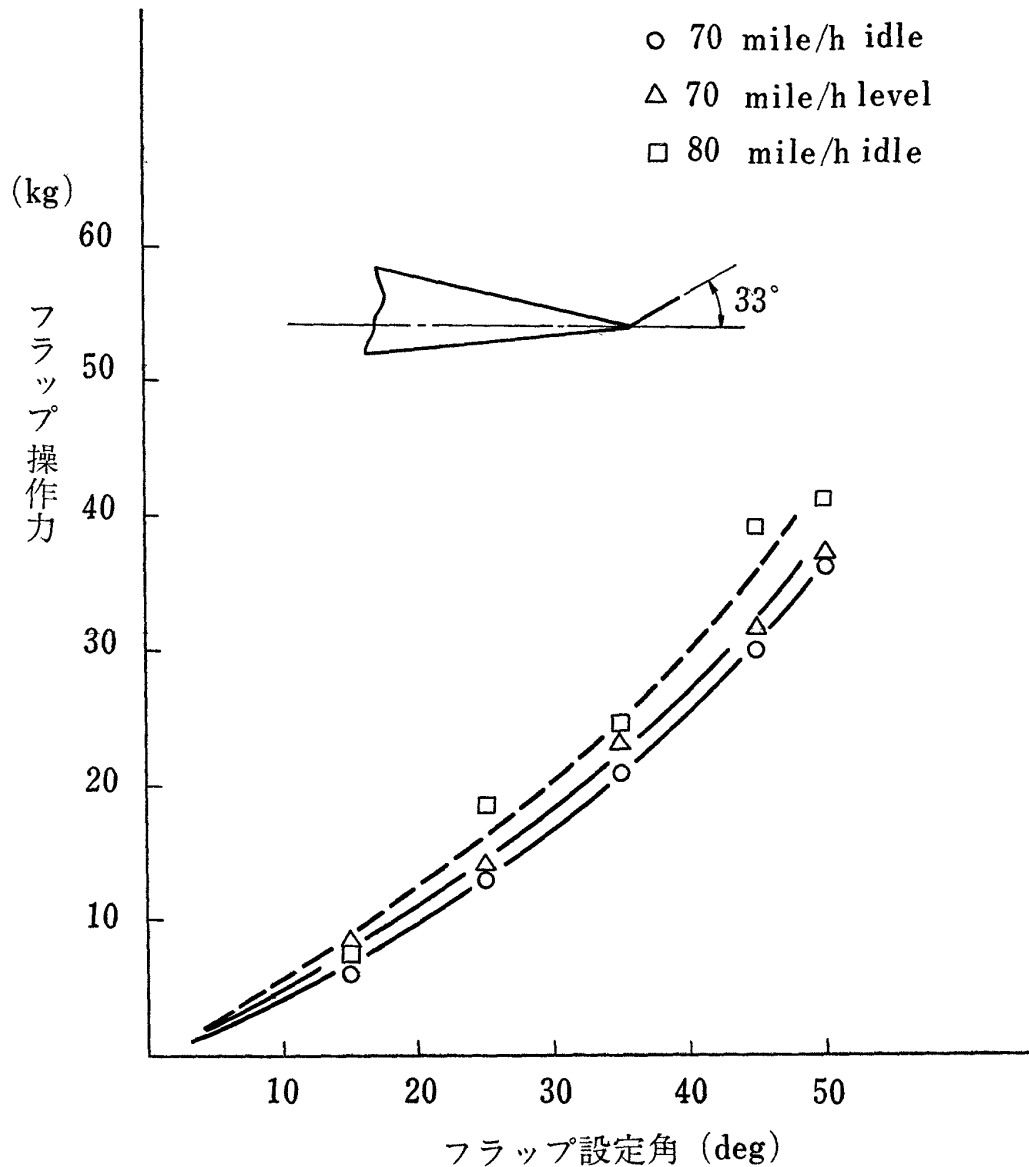


図26 タブ付フラップ操作力

宜調整増減することを試みたが効果は少なかった。

次に、上述の板を取り去り前述（図12）の2次元風洞試験データにもとづいてスラットの取付け角を調整し、右傾をなおすことができた。

スラット取付け角を1°変化させると失速迎え角が約1°変化するが、 $C_L \max$ に関しては変化は認められない。

5.3.1. フラップ操作力

フラップ前縁の境界層吸込み用ダクトを主翼内のダクトへ接続する部分にT型可動継手を用いた関係上、原型機のオフセットヒンジのスロテッドフラップは使用できなくなり、オフセットのないプレーンフラップ方式を採用した。

このためフラップの操作力が過大となったことは前にのべた通りである。112km/h(70mile/h)の速度で45°フラップ下げに45kgの操作力は、操縦士が左手で操縦桿をにぎりながら操作するには過大であった。通常の下げ操作の場合は副操縦士の協力を得ることもできるが、緊急時の上げ操作では問題である。

対策としてはフラップ後縁に30%幅の薄板をトリムタブとして取付け、取り付け角をセットすることにより空力的にフラップ操作力の軽減を試みた。タブ角を33°取った時の飛行速度とフラップ操作力の関係を図26（富士重工資料）に示す。

この方法で操作力は所望の値に減少したが、翼型が異型になり、境界層制御効果への影響も心配されたの

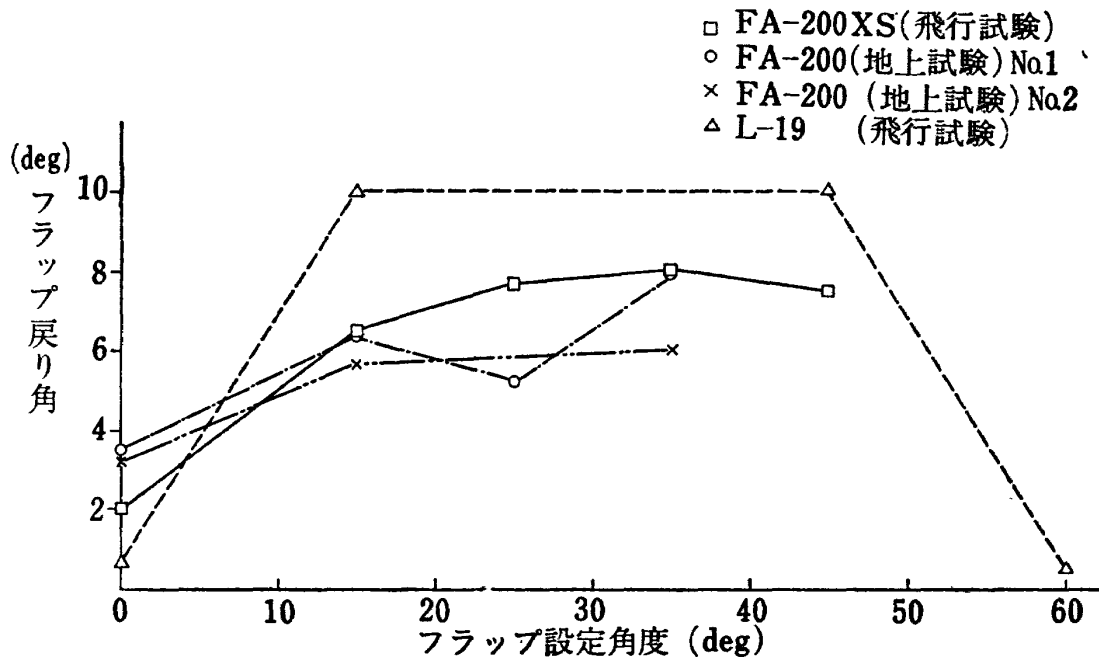


図27 フラップの戻り角

で採用を止め、フラップレバーの長さの延長とリンクのギヤ比の変更などの機構的な改造による操作力軽減策を取った。この改造により45kgの操作力が35kg程度にまで減少した。

低速での着陸進入飛行状態で、補助翼の効きが低下し、横の操縦に問題がある時点で過大なフラップ操作力を必要とすることは是非改善されるべき問題であった。

5.3.2. フラップ角の戻り (たわみ)

フラップ下げ角の設定は空気力が加わっていない地上でセットしてあるので、飛行中は飛行速度および下げ角の大きさによっては、空気力による戻りがかなり認められる。

図27にフラップ設定値と戻り角度の飛行時の実機資料を示す。図において2号機、3号機は想定される空気力を地上で加えて実測した戻り角であり、L-19のそれは飛行中の実測値である。

ロッド、鋼索その他の構造物で構成されている以上はたわみやのびの発生は予想できることであり、地上での実験機構による操縦系統作動試験のデータでも約9°のもどりがあ

る。風洞試験と飛行試験の結果を比較検討する場合にはこの点を十分考慮すべきであろう。

対策としては操作系統のガタと各部構造のたわみをできるだけ減少させ、最後に残った約5°の戻りについ

ては、その分だけ設定角をづらしておくことにより、飛行中のフラップ角を所望の角度±1°以内の範囲に入れることができた。

補助翼の下げ角および操舵角についても同様なことが想像できるから、舵角のセンサーの取り付け場所には注意せねばならない。

6. テレメータ装置

前述のごとく、実験機 (FA-200XS) は重量ならびに容積の余裕が非常に少なく実験用の計測器材を搭載する空間が激減している。操縦士1名のほかに実験の指示、境界層制御吸込空気量の調節、後部エンジンの制御、計測機器の監視のための研究員1名の搭乗がわずかに可能である。このため実験の計測にはロケット用に開発されたIC利用の小型テレメータシステムを採用した。三菱電機が試作を担当したものでFM-FM方式 (電波形式F-2) 10チャンネルである。

機上には、主として実験機の飛行特性を計測するための各種ピックアップ (例えば、加速度計、レイトジャイロ、パーチカルジャイロ、高度計、速度計、迎え角計、横すべり角計、操作舵角計、そのほか)、前置増幅器、副搬送波の変調器、送信器、VHF電話器をそなえ、実験の内容に応じて合計10チャンネルまで送信できる。地上での受信記録は計測車 (マイクロバス) 内に設置された受信器、復調器、磁気記録器、ペ

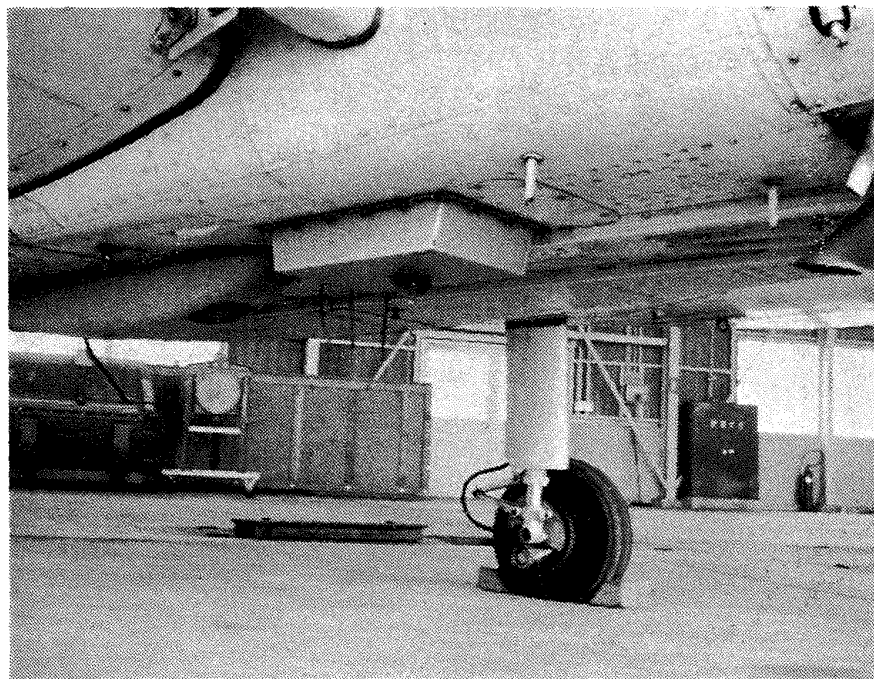


図28 ④ 送信機 ⑤ 受信車 テレメータ装置

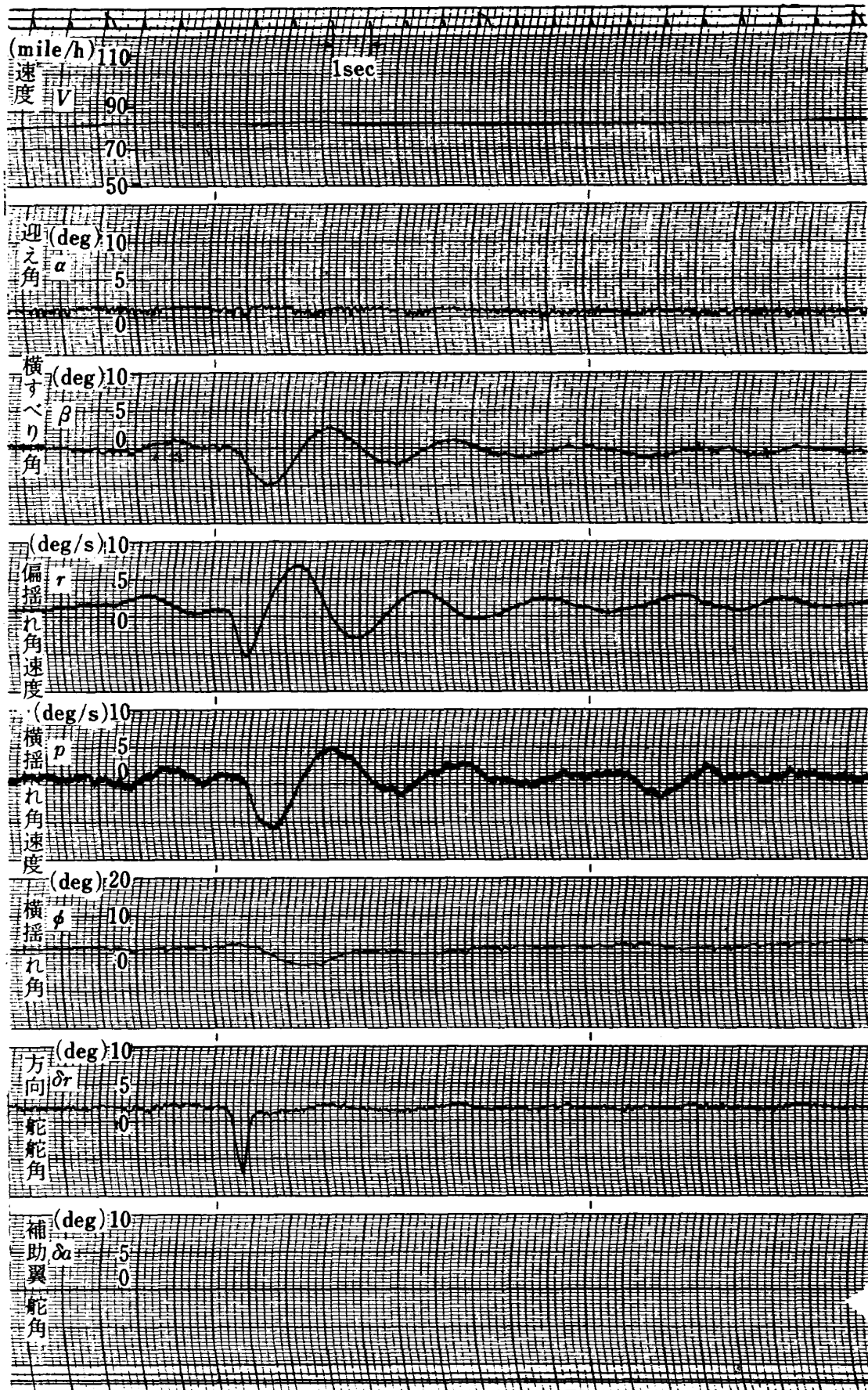


図. 29 受信データ (横・方向動安定)

ン書き記録器, 電源用発動発電機 (100V, 50Hz), 伸縮式アンテナ, などで構成される移動無線局によって行なう。送信側ではストレンゲージ, ポテンショメータ, などの変換器からの信号を前置幅器を通して副搬送波変調器で周波数変調する。変調された副搬送波の MPX 信号 (相加信号) でさらに主搬送波を変調し, 高周波電力として送信用ホイップアンテナから放射する。

受信側では受信用アンテナで電波をとらえ, 受信部で増幅, 復調して MPX 信号を得, さらに副搬送波の復調器で分離復調しペン書き記録する。磁気記録器は受信, 検波した MPX 信号をそのまま記録する。

テレメータ装置の仕様は次の通り。

主搬送波周波数	295.6MHz
チャンネル数	10 ch
周波数レスポンス	0~10 Hz
変調方式	FM-FM 方式
送信出力	5 W
機上送信部重量	4 kg
実用到達距離 高度1,500m以上で50Km	
磁気記録時間 (連続使用)	48 min.
車載発動発電機	100V, 50Hz, 5KVA

本装置の写真および受信データの一例を図28, 図29に示す。

7. 飛行実験 (FA-200XS) の計画

FA-200 改の STOL 化改造にともなって, 本実験機は特殊飛行機 X 類の耐空証明を取得した。この証明はスラットの取り付け, フラップ角最大35°まで操作可能な機体として得られたものであり, エルロンドループや境界層吸込み操作形態は含まれない。

フラップ角45°以上, エルロンドループ, BLCの実施形態については「航空法第11条但し書き」にもとづき, 期間を定めて運輸大臣の許可を得て, 耐空証明なしの飛行実験を行なう。この場合は, 実験高度, 空域が制限指定され, 搭乗者 (操縦士, 研究員) はパラシュートを装着するのを原則としている。この実験機による実験の目的はSTOL 機の安定・操縦性および離着陸方式の研究にあるので飛行実験は飛行機の運動に関するものが主である。

7.1. FA-200XS 機の飛行実験要領

FA-200XS の飛行実験を実施するについで, その項目, 内容を下に略記する。

(1) 慣熟飛行

単発実験機の操縦, フラップおよびフラッペロン

の操作, テレメータリング装置を含む計測器の取り扱い, 境界層吸込み系統の操作, その他に総合的に慣熟するための慣熟飛行 (研究員の慣熟を含む)。

(2) 失速特性試験

フラップ, フラッペロンの設定角の各組合せについて, エンジン出力を3通りに変えて, 境界層吸込みの効果について失速特性を検討する。

(3) 性能試験

最大速度, 上昇性能などについてBLC効果をしらべる。

(4) 運用包囲線

(2) 項の失速特性試験に用いた組合せについて運用包囲線を作り, STOL オペレーションを実施するについての基本的な資料を得る。

(5) 静, 動安定操縦性試験

各形態, 特に (4) 項の運用包囲線の上でSTOL オペレーションに相当と思われるものについて, 操縦性, 安定性の検討を行なう。

(6) 離着陸特性実験

(2) 項, (4) 項, (5) 項 で得た資料を総合的に検討して得られた最適オペレーションについて空中での離着陸操作のシミュレーションを実施, 最終的に離着陸の実験を行なう。

7.2. 飛行実験によって解明すべき問題点

前節の実験計画によって得られたデータに基づき, 今後検討, 解明すべき問題点は下の通りである。

(1) 進入時の問題点

場周経路に入ってから安定・操縦性の問題をはじめとして, 最終経路での降下速度, 経路角, 姿勢角, 操舵限界等が重要な因子となる。

(2) フレヤー, 接地時の問題点

進入時の問題点に加えて, 接地速度, 地面効果などが加わる。

(3) その他

着陸復行における問題, 緊急時の対策, 操縦法の検討も重要なテーマである。

8. あとがき

STOL 機の離着陸形態における安定操縦性およびSTOL オペレーションの研究を行なうために既製の小型単発機に高揚力装置を付加する改造を行なったのでその開発研究の経過を記した。

予算, 人員, 時間などの制限もあってSTOL 機としての性能は必ずしも満足ではなかったが運用上の問題点の研究という目的は達し得ると考える。

運用上の問題点を検討して行くには機体の諸特性の十分な把握が必要であり、このために現在本機による飛行実験が続行されされている。

高揚力装置として吸込みBLCを採用するについて、有益な御助言と報告、文献の入手へのご協力をいただいた米国ミシッピ州立大学航空学科長 S. C. Roberts 博士に厚く感謝する。

FA-200改機の改修にあたっては富士重工K・K・宇都宮製作所の技術陣の方々のご協力を得たこと、および耐空証明の取得その他については運輸省航空局の方々のご助力があったことを記して深く謝意を表わす。

さらに、当研究所荒木 浩機体第一部長、武田 峻新型航空機部長をはじめ空気力学第2部、原動機部、旧 VTOL 班、旧 STOL 班の方々のご指導、ご協力を得たことを付記する。

付録 外国の吸込み BLC 実験機

機境界層吸込みによる BLC を高揚力装置として備えた研究機は1950年代から各国で試作された。最近の実験機については文献 11) に紹介されているが、ミシッピ大学 (米)、ケンブリッジ大学 (英)、デルフト大学 (蘭)、ゲッティングン空力研究所 (独) などで各種の飛行機に分布孔吸込みによる境界層制御を施して飛行実験を行なっている。

(1) 米国における実施例

1950年頃から10数年にわたってミシッピ大学においてグライダー、パイパー L-21, セスナ L-19などの小型機を改造し吸込みによる高揚力装置の実験を行なっている。最終的には新しい設計によりマーベレット XAZ-1 型機を開発したが、主翼は可変キャンバーで全面に吸込み BLC を実施している。

プロペラは BLC 効果に悪影響をおよぼすのでシェラウド付きの推進方式を採用している。12)13)14)

(2) 英国における実施例 15)

英国での新しい例としてケンブリッジ大学で行なった研究がある。Auster Mk 7 型という単発、木製高翼機 (全備重量1300kg, 翼幅12.2m, エンジン出力135 HP) に主翼前縁の翼形の改良, 主翼前縁分布孔よりの吸込み, 主翼上面スリットよりの吸込み, フラップ前縁よりの吸込みを実施している。吸込みはガスタービンエンジンで軸流送風機を駆動し $C_q = 0.008 \sim 0.01$ で $C_{Lmax} = 5.3$ (スロットル全開), 失速迎え角 42° を示したが事故により破壊した。

参 考 文 献

1) 広末健一外3名: FA-200 改機の風洞試験 (I)

- プロペラ付, 航技研資料 TM-153, 1969 年 2 月.
- 2) Joseph J. Cornish, III: A Summary of the Present State of the Art in Low Speed Aerodynamic, Aerophysics Dept., Mississippi State Univ., (Jan., 1963)
 - 3) A. Raspet, J. J. Cornish, III, and G. D. Bryant: Delay of the Stall by Suction Through Distributed Perforations, Aerophysics Dept., Mississippi State Univ (Jan., 1956).
 - 4) Joseph J. Cornish, III: Prevention of Turbulent Separation by Suction Through a perforated Surface, Aerophysics Dept. Mississippi State Univ., Res. Report No. 7, (Oct. 1953).
 - 5) Robert E. Dannenberg, et al: Perforated Sheets as a Porous Material for Distributed Suction and Injection, NACA TN 3669, (1957).
 - 6) Robert E. Dannenberg, et al: A Fibrous-Glass Compact as a Permeable Material for Boundary-Layer-Control Applications using Area Suction, NACA TN 3388, (1955).
 - 7) R. E. Dannenberg, et al: Perforated Sheets as the Porous Material for a Suction-Flap Application, NACA TN 4038 (1957).
 - 8) 広末健一外3名: FA-200 改機の風洞試験 (II) 高揚力装置付き, 航技研資料 TM-154, 1969 年 2 月.
 - 9) 広末健一外3名: FA-200 改機の風洞試験 (III) 地面効果, 航技研報告 TR-201, 1970 年 月.
 - 10) Joseph J. Cornish, III: The Nature of the Boundary Layer Flow through a slotted Flap, Aerophysics Dept., Mississippi State Univ., Res. Note No. 3, (Aug. 1956).
 - 11) J. J. Cornish III: Some Aerodynamic and Operational Problems of STOL Aircraft with Boundary-Layer Control, J. Aircraft Vol. 2, No. 2 (March-April 1965).
 - 12) G. D. Bryant: The Marvel Project Part A, Aerophysics Dept., Mississippi State Univ., Res. Report No. 45 (May, 1963).
 - 13) G. D. Bryant, S. C. Roberts: The Marvel Project Part B, Aero. Dept., Mississippi State Univ., Res. Report No. 46 (June, 1963).
 - 14) S. C. Roberts: The Marvel Project Part C, Aero. Dept., Mississippi State Univ., Res. Report No. 48 (Jan. 1964).
 - 15) M. R. Head, D. G. Clark: Flight Experiments on Suction for High Lift, J. Aircraft Vol. 4, No. 2 (March-April 1967).

TR-216	横風中の3次元乱流ジェットの変曲と発達 Bending and Development Three-dimensional Turbulent Jets in a Cross Wind	1970年9月	遠藤 浩, 中村正義
TR-217	人工粘性付 LAX-WENDROFF およびその変 形差分法に関する数値実験 Numerical Test on Lax-Wendroff Difference Scheme with Artificial Viscosity and Its Variations by the Two-Step Method	1970年9月	安喜隆幸
TR-218	軸流回転機の翼の振動について II 翼根部による振動減衰 On the Vibration of Axial-flow Turbomachine Blade. II Vibration Damping Capacity of the Blade Mounting	1970年10月	宮地敏雄, 星谷昌二郎 祖父江 靖, 網十三郎 熊谷隆王
TR-219	二次元非圧縮性乱流境界層の近似について On an Approximation of Two-Dimensional in Compressible Turbulent Boundary Layer	1970年10月	尾形吉和
TR-220	Application of Dorodnitsyn's Technique to Compressible Two-Dimensional Airfoil Theories at Transonic Speeds	1970年10月	Juzo SATO
TR-221	先端のにぶいフレヤつき物体の空力特性 Aerodynamic Characteristic of a Flared Body with Blunt Nose	1970年10月	谷 喬, 河本 厳 柳原盛一, 野田順一 樋口 博 (東京大学)
TR-222	東北地方太平洋沿岸航空路上における乱気流 観測 Measurements and Analysis of Atmospheric Turbulence on the Pacific Coast Air Route of the TOHOKU District	1970年9月	竹内和之, 山根皓三郎 矢沢健司, 小野幸一 外崎得雄
TR-223	球の仮想質量の円筒境界干渉 Cylindrical Boundary Interference on Virtual Mass of a Sphere	1970年9月	河野長正
TR-224	吹出しをともなう鈍頭物体の衝撃波離脱距離 Shock Stand-off-Distance with Mass Injection	1970年12月	吉永 崇
TR-225	NAL-35DT 型ロケットの構造試験 Results of Structural Experiments on NAL-35DT Rocket Vehicle	1970年11月	ロケット構造研究グループ
TR-226	薄い片持後退角翼の遷音速フラッタ特性にお よぼす集中質量の位置の影響について Some Effects of Systematically Varied Location of One Concentrated Mass on Transonic Flutter Characteristics of Sweptback Thin Cantilever Wings	1970年11月	中井暎一, 森田甫之 高木俊朗
TR-227	高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて (II) 一二孔の実験および簡単な解析方法— Investigation of Air Stream from Combustor Liner Air-Entry Hole (I) —Experiments with Paired Air entry Holes and a Numerical Analysis—	1970年12月	相波哲朗, 井上真幸
TR-228	自由飛行模型 FFM-10 の運動特性と飛し う試験におけるデータ処理法 Flight Dynamics of Free-Flight Model FFM-10 and Data Analysis Method for Free-flight Tests	1970年2月	高島一明

航空宇宙技術研究所報告229号

昭和45年12月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)44-9171(代表) ㊞182
印刷所 第一印刷株式会社
東京都新宿区富久町58

