

UDC 533.6.013.66:
629.735.014.16

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-278

単発 S T O L 実験機に関する研究

—— 失速特性試験 ——

小 野 孝 次 ・ 塚 野 雄 吉

1975 年 6 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

単発STOL実験機に関する研究^{*}

——失速特性試験——

小野孝次^{**}

塚野雄吉^{**}

Flight Investigation on Stall Characteristics of a Light Airplane Equipped with a BLC System

by Takatsugu ONO and Yūkichi TSUKANO

ABSTRACT

Flight tests were conducted using a light airplane to investigate the effect of high lift devices upon stall speed. The “1-g-break Technique” was used for determining the stall speed.

Test configurations were (1) modified configuration by incorporating slats as well as the boundary layer control on flaps and flaperons and (2) the same configuration less slats installation. The results were compared with the original configuration.

For each test configuration, lift coefficients corresponding to the stall speeds obtained were plotted against flap setting angle with various test parameters such as power setting, suction capacity and flaperon droop angle.

The flight test results were compared with wind tunnel test data.

摘 要

単発STOL実験機に関する研究の一環として失速特性試験を行なった。飛行試験は前縁スラット、フラップロンを装着し、フラップ及びフラップロン前縁部にBLC装置を装備した形態(FA-200XS)及び、これからスラットのみを除去した形態(FA-200XS—スラットなし)について行ない原型機と比較した。失速々度の決定には1-gブレイク方式を用いた。失速々度から失速時の揚力係数を求めて、上記各高揚力装置及び出力の効果を調べまた風洞試験結果との比較も行なった。

1. まえがき

当所々有の単発STOL実験機¹⁾(FA-200XS)を用いて一連の研究を行なってきた。その一環として離着陸時のオペレーションの問題点について飛行実験を進めて

きた。そしてオペレーショナル・エンベロープ(運用包囲線)に一つの限界を与えるのが失速々度である。そこで小型単発機をSTOL(短距離々着陸)化した機体, FA-200XS(フラップ及びフラップロンにBLC用吸込み装置を取付け, 主翼前縁に固定スラットを装備)について失速試験を行なった。また, 上記STOL化を行なう前の原型機及びSTOL化したFA-200XSからスラットを除去した形態についても同様の失速試験を行なった。(原型機の失速試験結果については文献1)で報告してあるが, 他の形態との比較の為, 併せて報告する。)

一般に, 機体を失速状態に入れる為には操縦桿を引いて, 機体の迎え角を増し, できる限り減速していけばよい。失速状態に対する特徴づけについては次の様な事がある²⁾。「主翼の迎え角が最大揚力に対する迎え角より明らかに大きくて, 当該機のもつ飛行特性が, 飛行機が失速しているという明瞭で特異な徴候を操縦者に与える場合は, 飛行機は失速していると考えられる。」, また

^{*}昭和50年1月21日 受付

^{**}飛行実験部

「典型的な失速の徴候としては容易に制御できない機首下げまたは横揺れ、若しくは十分に明瞭であれば、操縦の効きの減少、操縦力または運動の急激な変化、特有のパフエッティング、若しくは操縦装置の明白な振動がある。」

失速々度を決定するには、従来、FAR方式(The Federal Aviation Regulation Demonstration Technique)と呼ばれるものが使われている。機体をトリム状態から一定減速度で失速状態まで減速し、失速から回復までの間に生じる最小速度を求める。そして、減速度と最小速度の関係図を作り $\dot{V} = -1 \text{ kt/sec}$ に相当する最小速度をその形態における失速々度と決める方式である。(図1参照)この方式によれば、機体が失速状

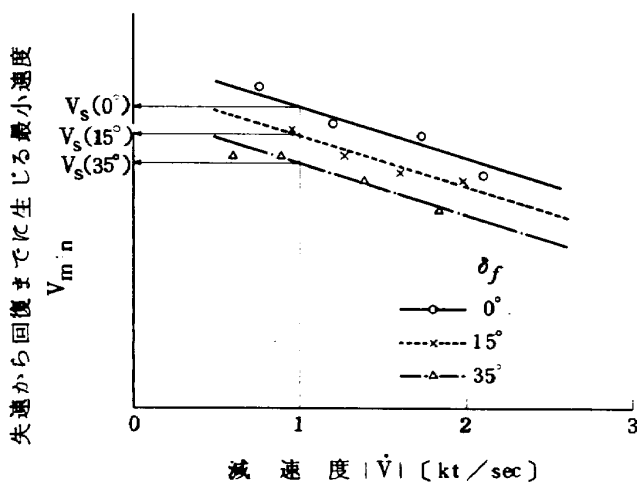


図1 FAR方式による失速々度の例

態に入ったかどうかの判断の仕方によって、最小速度が影響を受ける場合がある。これに対して、1-gブレイク方式(1-g-break Technique)^{3),4),5)}と呼ばれるものがある。飛行経路に対する法線加速度を1gに保ちながら機体を減速していき、1g状態をもはや保てなくなるまで減速すれば、この加速度は一般に急激な減少を呈する。この現象を1-gブレイクと呼び、対応する速度を失速々度と定めるのがこの方式である。この方式によっても、失速時のパフエッティングによる影響等が計測データに重畳してくることがあり、1-gブレイク点を判定することが困難な場合がある。

本実験では、前に当所のビーチクラフト社製65型「クィーン・エアー」機の失速実験でも採用し⁶⁾、実験回数も少なくすむ、1-gブレイク方式を採用して失速試験を行なった。

計測方式は、原型機では機上でデータを電磁オシログラフに記録する方法をとったが、FA-200XS及びスラットを除去した機体の実験では主なデータは全部テレメ

ータにより地上で受信記録する方法をとった。また、スラットを除去した機体の実験では、「オン・ライン」方式(付録参照)による計測を試みた。

2. 記号

- a_X : X軸(胴体基準線に平行)方向の加速度倍数(前後加速度倍数)
- a_Z : Z軸(胴体基準線に垂直)方向の加速度倍数(上下加速度倍数)
- C_L : 揚力係数(基準面積はS)
- C_{Lmax} : 最大揚力係数
- C_Q : 吸込み空気流量係数($= Q/(VS)$)
- g : 重力加速度 [m/sec^2]
- H : 高度 [ft]
- L : 揚力 [kg]
- m : 機体質量 [$\text{kg} \cdot \text{sec}^2/\text{m}$]
- Q : 吸込み空気流量 [m^3/sec]
- q : 縦揺れ角速度 [rad/sec]
- q_0 : 動圧($= \frac{1}{2} \rho V^2$) [kg/m^2]
- q'_0 : ビトー系統の「時間おくれ」を修正した動圧 [kg/m^2]
- S : 主翼面積(スラット部を含まず) [m^2]
- T : 推力 [kg]
- T_0 : ビトー系統の「時間おくれ」 [sec]
- T'_0 : プロペラの推力係数($= T/(q_0 S)$)
- V : 速度 [m/sec], [mile/hour], [kt]
- V_{min} : 最小速度 [m/sec], [mile/hour], [kt]
- \dot{V} : 加減速度 [m/sec/sec], [mile/hour/sec], [kt/sec]
- W : 機体重量 [kg]
- α : 迎え角 [deg], [rad]
- β : 横すべり角 [deg]
- γ : 上昇角 [deg]
- θ : 縦揺れ角 [deg]
- ϕ : 横揺れ角 [deg]
- δ_{af} : 補助翼ドループ角 [deg]
- δ_e : 昇降舵々角 [deg], [rad]
- δ_f : フラップ角 [deg]
- δ_r : 方向舵々角 [deg]
- ρ : 空気密度 [$\text{kg} \cdot \text{sec}^2/\text{m}^4$]
- ρ_0 : 標準大気の高面上空気密度 [$\text{kg} \cdot \text{sec}^2/\text{m}^4$]

添字 s は失速点を示す。

3. 実験機

実験機¹⁾は富士重工業株式会社で開発された“FA-200”(エアロスバル)を実験機用に改修(出力増大, 脚補強, 水平尾翼取付角可変, 計測機器の取付可能構造に改修, 並びにこれらに伴う重量増加対策としての部分補強等)したものである。さらに, 迎え角計やピトー静圧管取付用ブームを左右の翼端に取付けたり, 舵角を

検知出来るように各動翼ヒンジにセンサを取付ける等を含む第一次の改修を行ない, これを原型機とした。(文献1)ではFA-200改と称しているが本報告では“原型機”と呼ぶ。

“原型機”は失速実験を含む所期の飛行実験終了の後, 第二次の大幅な改修によってSTOL化を試み, “FA-200XS”と称して“原型機”同様一連の飛行実験を行ってきた。この二種の機体の三面図を図2及び図3に

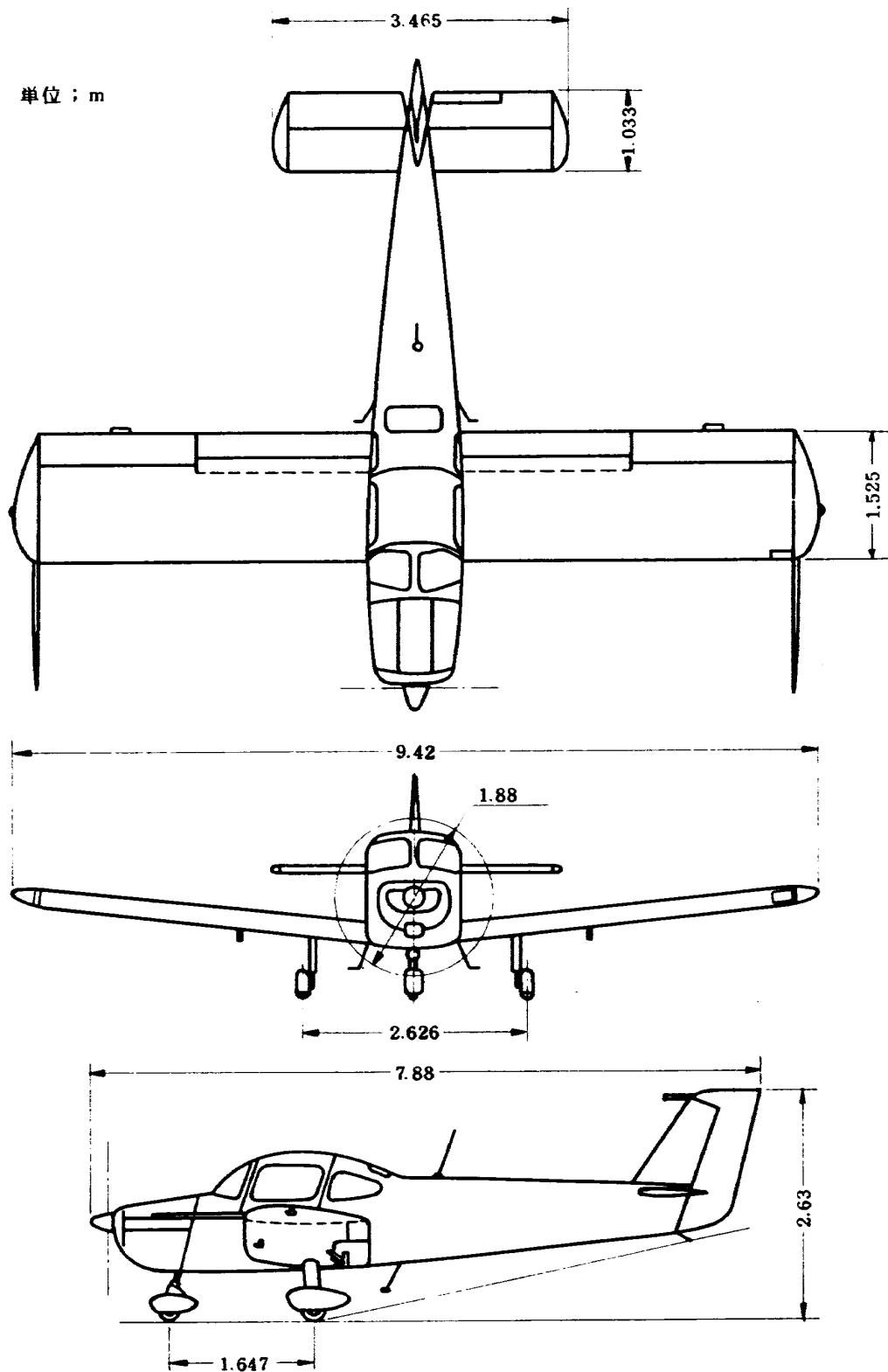


図2 “原型機”三面図

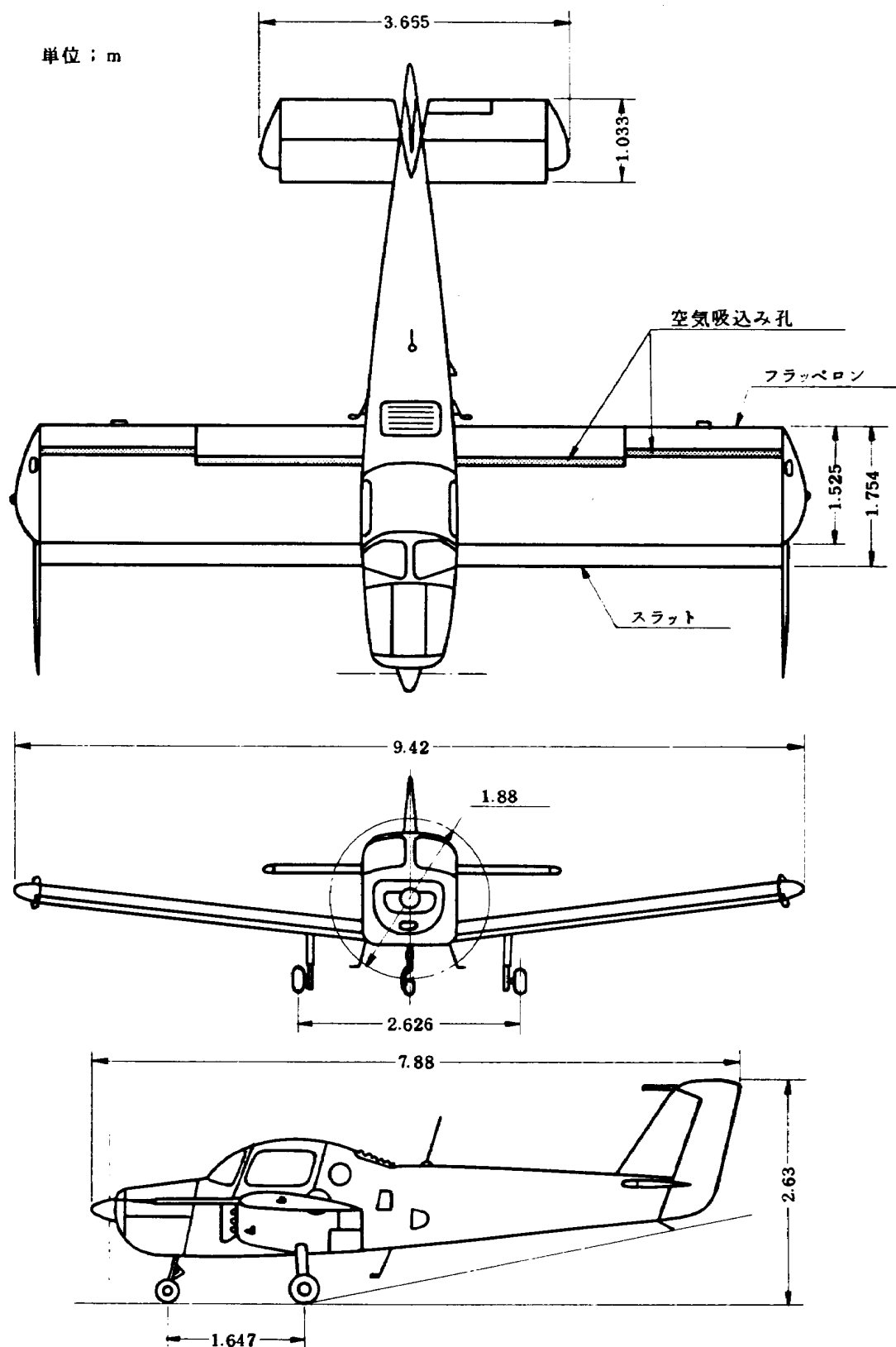


図3 "FA-200XS" 三面図

示す。また、主要諸元を表1に示す。第二次改修におけるSTOL化改造の主要な点は次の通りである。¹⁾

- 1) BLC (境界層制御) 用として、フラップ及び補助翼前縁に空気吸込み孔を分布させ、機体後部座席位

置に空気吸込み用エンジンを搭載した。

- 2) 主翼前縁には全幅にわたって固定スラットを取付けた。
- 3) 補助翼はドループ可能なフラップペロン型式に改造

表1 主要諸元

項 目		
全 寸 度	全 幅	9.42 m
	全 長	7.88 m
	全 高	2.63 m
主 翼	面 積	14.0 m ²
	アスペクト比	6.34
	ねじり下げ	0°
	取 付 角	2.5°
	上 反 角	7.0°
発 動 機	名 称	LYCOMING 式 IO-360-B1B型 1基
	馬 力	180 HP
プ ロ ペ ラ	名 称	McCAULEY 式 2D34C53/74E-O型
	直 径	定 速 2枚 1基 1.88 m
全 重 量	“原型機”	1080 kg
	“FA-200XS” “スラットなし”	1150 kg
S T O L 特 殊 化 装 備	面 積	2.183 m ²
	翼 弦	0.281 m
	翼 幅	7.768 m
	E/G 名 称	X203S-EK32A
	吸入源 ブロー流量	40 m ³ /min 以上

した。

4) 以上の改造に伴う縦の静安定の劣化対策として昇降舵空力バランスの改修を行なった。

その後、吸込みBLCのみの効果を調べる為、第三次の改修として“FA-200XS”機の主翼前縁の全幅につけていた固定スラットを取りはずした。この機体を“FA-200XS (スラットなし)”と称する。(以下“スラットなし”と呼ぶ)

4. 計測装置及び飛行実験概要

失速実験は次の三通りについて行なった。

- 1) “原型機”の失速実験(文献1)で報告済み)
- 2) “FA-200XS”の失速実験
- 3) “スラットなし”の失速実験

この三機種の失速実験は他の飛行実験(静安定及び動安定実験, 離着陸実験等)や改修等が間に入って時間的に間隔があった関係上, 計測装置(センサ部も含む)や計測方式にも変更があった。また, STOL化の改造によって実験形態(フラップ角, BLC等)の組合せも増加してきた。計測項目, 形態要素, 計測方式についての比較を表2に示す。但し, 計測項目は本実験ではかならずしもこれら全部が必要ではなく, 計測器のチャンネル数の制限もあって, 適宜そのいくつかを組合せて記録した。

4.1 計測装置

“原型機”の実験では, 舵角や高度, 速度トランスジューサ等の各センサからの出力を機内に搭載した6チャンネル

表2 実験内容比較表

機 種	計 測 項 目	形 態 要 素	計 測 方 式
“原 型 機”	V (q ₀) H α δ _e α _Z	パワー: アイドル 40%出力 δ _f : 0° 15° 35°	電磁オシログラフ (機上にて)
“FA-200XS”	V (q ₀) H α β θ ϕ δ _e δ _{af} δ _r α _X α _Z q	パワー: アイドル 35%出力 70%出力 δ _f : 0°, 15°, 25°, 35° δ _{af} : 0°, 10° BLC: オン, オフ	テレメータ (地上にて)
“スラットなし”	V (q ₀) H α β θ ϕ δ _e δ _{af} δ _r α _X α _Z q	パワー: アイドル 35%出力 70%出力 δ _f : 0°, 15°, 25°, 35° δ _{af} : 0°, 10° BLC: オン, オフ	テレメータ (地上にて) “オン・ライン”方式

ネルの小型電磁オシログラフで記録した。迎え角計はポテンショメータを内蔵したペン型のものを使用し、主翼々端のブームの先端に取付け、信号を得た。速度及び高度は機体のピトー管と静圧孔からの圧力をトランスジューサに導き電気信号に変換し記録した。得られた速度（動圧で計測）のデータに対しては位置誤差（position error）^{注）7）}の修正を行なった。（図4参照）

“FA-200XS”及び“スラットなし”の実験ではS TOL 化改造に伴なり計測器搭載用のスペース及び搭載可能重量が制限された為、あらたに小型の計測装置^{8）}（バーチカルジャイロ、レートジャイロ、高度・速度トランスジューサ等への電源及び各々の増幅器等が組込ま

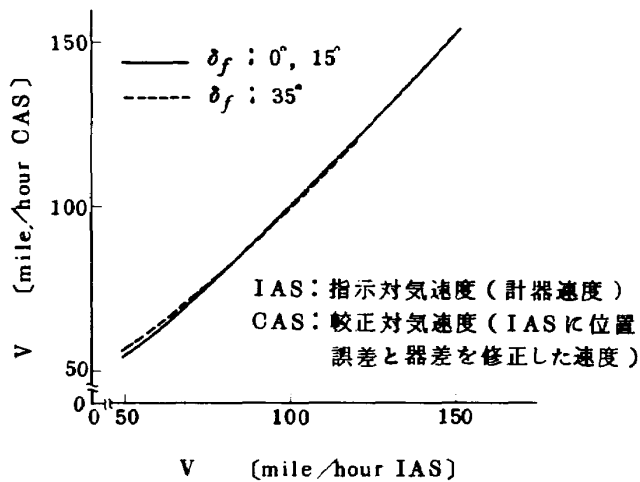


図4 “原型機”位置誤差⁷⁾

れている。)を製作し、信号はすべてテレメータ装置により機上の送信器から地上の計測室内の受信器へ送る方式をとった。各センサからの信号のとり方は“原型機”の場合とほぼ同様であるが、主翼々端のブームの先端に迎え角、横すべり角が同時にとれるスウィーベル型ピトー静圧管を取付け、迎え角、横すべり角を高度、速度と共に計測した。ブーム先端に取付けたので、主翼及び胴体の影響は少なく、また、気流に対して正対するので速度の位置誤差の修正はほとんど無視することが出来た。

テレメータ装置はFM変調方式で搬送周波数295.6 MHz、定格出力5 Wattで10チャンネルの信号の送信が可能である。

4.2 飛行実験

表2に示すように、形態要素の組合せによっては実験形態が非常に多くなるので“原型機”、“FA-200XS”“スラットなし”の実験形態の組合せを表3のようにしぼった。併せて、実験データも示す。実験データを平均化する為に一つの形態につき各々3回程度の失速試験を行なった。いずれの実験も高度は約5000 ftで気流の静かな所を選び行なわれた。

表2の出力の設定値は基準としてアイドル出力状態（以下アイドルと呼ぶ）をとり“原型機”の40%最大出力（以下%最大出力は%出力と表わす。）及び“FA-200XS”の35%出力は各々着陸進入時の出力を想定したものである。

表3 実験形態組合せ及び実験データ表

(1) “原型機”

No.	形 態	C_{Ls}	C_{Ls} (平均値)	α_s (deg)	No.	形 態	C_{Ls}	C_{Ls} (平均値)	α_s (deg)
1	$\delta_f : 0^\circ$ 出力: アイドル	1.37	1.35	21.0	4	$\delta_f : 15^\circ$ 出力: 40%出力	1.60	1.65	23.3
		1.36		19.7			1.66		21.5
		1.34		19.2			1.69		21.9
		1.34		18.0	5	$\delta_f : 35^\circ$ 出力: アイドル	1.78	1.75	19.4
2	$\delta_f : 0^\circ$ 出力: 40%出力	1.40	1.41	22.7			1.75		18.6
		1.42		23.3			1.73		19.5
		1.42		21.5	6	$\delta_f : 35^\circ$ 出力: 40%出力	1.89	1.87	21.0
3	$\delta_f : 15^\circ$ 出力: アイドル	1.58	1.57	19.3			1.89		21.7
		1.58		17.9			1.84		21.0
		1.56		16.8					
		1.55		17.4					

注) 一般に、対気速度を測るピトー管及び静圧孔からの圧力はその取付位置、気流との相対角度、飛行形態等の影響を受ける為、実際の速度である自由流の速度との間に差が生じる。この速度差を対気速度計の位置誤差という。

表 3 実験形態組合せ及び実験データ表

(2) - 1 "FA-200XS"

No.	形 態	C_{Ls}	C_{Ls} (平均値)	α_s (deg)	No.	形 態	C_{Ls}	C_{Ls} (平均値)	α_s (deg)
1	$\delta_f: 0^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: アイドル BLC: オフ	2.14	2.18	22.3	7	$\delta_f: 25^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: アイドル BLC: オフ	2.22	2.31	21.0
		2.17		20.0			2.34		26.0
		2.22		20.6			2.36		21.0
2	$\delta_f: 0^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: 35%出力 BLC: オフ	2.62	2.60	26.1	8	$\delta_f: 25^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: 35%出力 BLC: オフ	2.75	2.75	25.0
		2.55		26.0			2.71		26.0
		2.62		25.3			2.79		26.1
3	$\delta_f: 0^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: 70%出力 BLC: オフ	2.96	2.86	25.6	9	$\delta_f: 25^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: 70%出力 BLC: オフ	3.09	2.97	23.9
		2.81		25.5			2.88		22.6
		2.80		25.1			2.94		22.5
4	$\delta_f: 15^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: アイドル BLC: オフ	2.24	2.27	21.1	10	$\delta_f: 25^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: アイドル BLC: オン	2.20	2.37	22.3
		2.17		23.0			2.49		25.9
		2.22		22.1			2.43		28.5
5	$\delta_f: 15^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: 35%出力 BLC: オフ	2.74	2.68	26.5	11	$\delta_f: 25^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: 35%出力 BLC: オン	3.15	3.22	25.5
		2.69		26.1			3.13		24.5
		2.61		25.8			3.39		26.3
6	$\delta_f: 15^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: 70%出力 BLC: オフ	3.01	2.95	24.5	12	$\delta_f: 25^\circ$ $\delta_{af}: 10^\circ$ 出力: アイドル BLC: オフ	2.37	2.26	20.8
		2.98		23.5			2.07		16.8
		2.87		23.0			2.34		19.5
							2.30		20.0

表3 実験形態組合せ及び実験データ表

(2)-2 "FA-200XS"

No.	形 態	C_{Ls}	C_{Ls} (平均値)	α_s (deg)	No.	形 態	C_{Ls}	C_{Ls} (平均値)	α_s (deg)
13	$\delta_f: 25^\circ$ $\delta_{af}: 10^\circ$ 出力: 35%出力 BLC: オフ	2.78 2.67 2.72	2.72	27.0 26.0 26.7	19	$\delta_f: 35^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: 35%出力 BLC: オン	3.10 3.46 3.41	3.32	23.7 26.8 26.7
14	$\delta_f: 25^\circ$ $\delta_{af}: 10^\circ$ 出力: アイドル BLC: オン	2.38 2.55 2.55	2.49	22.3 25.9 25.6	20	$\delta_f: 35^\circ$ $\delta_{af}: 10^\circ$ 出力: アイドル BLC: オフ	2.51 2.35 2.32	2.39	24.0 21.1 20.0
15	$\delta_f: 25^\circ$ $\delta_{af}: 10^\circ$ 出力: 35%出力 BLC: オン	3.42 3.44	3.43	25.0 24.5	21	$\delta_f: 35^\circ$ $\delta_{af}: 10^\circ$ 出力: 35%出力 BLC: オフ	2.76 2.66 2.77	2.73	25.0 24.0 26.1
16	$\delta_f: 35^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: アイドル BLC: オフ	2.28 2.27 2.50 2.45 2.58	2.42	21.0 21.0 22.1 16.3 20.0	22	$\delta_f: 35^\circ$ $\delta_{af}: 10^\circ$ 出力: アイドル BLC: オン	2.58 2.52 2.74 2.52 2.56 2.72	2.61	23.2 22.5 22.1 20.0 21.9 26.5
17	$\delta_f: 35^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: 35%出力 BLC: オフ	2.80 2.73 2.74	2.76	26.9 25.0 25.7	23	$\delta_f: 35^\circ$ $\delta_{af}: 10^\circ$ 出力: 35%出力 BLC: オン	3.64 3.55	3.60	24.5 26.5
18	$\delta_f: 35^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: アイドル BLC: オン	2.64 2.33 2.33	2.43	27.0 23.2 25.5					

表 3 実験形態組合せ及び実験データ表

(3) - 1 "スラットなし"

No.	形 態	C_{Ls}	C_{Ls} (平均値)	α_s (deg)	No.	形 態	C_{Ls}	C_{Ls} (平均値)	α_s (deg)
1	$\delta_f: 0^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: アイドル BLC: オフ	1.38 1.29	1.34	17.8 16.0	8	$\delta_f: 15^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: 35%出力 BLC: オフ	1.65 1.48 1.60	1.58	18.3 16.0 18.9
2	$\delta_f: 0^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: 35%出力 BLC: オフ	1.40 1.49 1.32	1.40	18.3 17.8 17.8	9	$\delta_f: 15^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: 70%出力 BLC: オフ	1.86 1.70 1.68	1.75	18.3 15.5 16.6
3	$\delta_f: 0^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: 70%出力 BLC: オフ	1.62 1.62 1.57	1.60	21.2 16.6 17.8	10	$\delta_f: 15^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: アイドル BLC: オン	1.77 1.55 1.68	1.67	17.8 17.8 18.3
4	$\delta_f: 0^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: アイドル BLC: オン	1.34 1.41 1.63	1.46	16.0 18.3 17.2	11	$\delta_f: 15^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: 35%出力 BLC: オン	1.86 1.61 1.88	1.78	17.8 16.0 18.9
5	$\delta_f: 0^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: 35%出力 BLC: オン	1.66 1.49 1.56	1.57	21.2 18.9 19.5	12	$\delta_f: 15^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: 70%出力 BLC: オン	2.29 2.02 2.29	2.20	18.9 18.9 18.3
6	$\delta_f: 0^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: 70%出力 BLC: オン	1.93 1.86 1.86	1.88	18.3 18.3 18.9	13	$\delta_f: 25^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: アイドル BLC: オフ	1.48 1.43 1.61 1.44 1.88 1.54 1.55	1.56	14.3 14.3 14.3 12.0 16.0 15.5 12.0
7	$\delta_f: 15^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ 出力: アイドル BLC: オフ	1.33 1.35 1.48	1.39	16.0 14.3 17.8					

表 3 実験形態組合せ及び実験データ表

(3) - 2 "スラットなし"

No.	形 態	C_{L_s}	C_{L_s} (平均値)	α_s (deg)	No.	形 態	C_{L_s}	C_{L_s} (平均値)	α_s (deg)
14	$\delta_f : 25^\circ$ $\delta_{af} : 0^\circ$ 出力: 35%出力 BLC: オフ	1.68	1.85	16.6	19	$\delta_f : 25^\circ$ $\delta_{af} : 10^\circ$ 出力: 35%出力 BLC: オフ	1.91	1.84	14.9
		1.72		15.5			1.84		14.9
		1.88		16.0			1.78		16.0
		1.86		17.8	20	$\delta_f : 25^\circ$ $\delta_{af} : 10^\circ$ 出力: アイドル BLC: オン	1.78	1.83	16.0
		1.88		16.0			1.87		15.5
		1.86		13.8			1.84		15.5
		1.88		15.5	21	$\delta_f : 25^\circ$ $\delta_{af} : 10^\circ$ 出力: 35%出力 BLC: オン	1.87	1.87	15.5
		1.93		16.0			1.87		16.6
		1.86		15.5			1.87		15.5
15	$\delta_f : 25^\circ$ $\delta_{af} : 0^\circ$ 出力: 70%出力 BLC: オフ	1.87	1.96	16.6	22	$\delta_f : 35^\circ$ $\delta_{af} : 0^\circ$ 出力: アイドル BLC: オフ	1.64	1.64	18.3
		2.09		15.5			1.63		16.0
		1.93		16.0			1.66		16.0
16	$\delta_f : 25^\circ$ $\delta_{af} : 0^\circ$ 出力: アイドル BLC: オン	1.72	1.76	15.5	23	$\delta_f : 35^\circ$ $\delta_{af} : 0^\circ$ 出力: 35%出力 BLC: オフ	1.73	1.80	17.2
		1.88		16.6			1.70		16.6
		1.68		13.8			1.59		14.3
17	$\delta_f : 25^\circ$ $\delta_{af} : 0^\circ$ 出力: 35%出力 BLC: オン	1.86	1.90	15.5			1.98		12.6
		2.02		15.5	24	$\delta_f : 35^\circ$ $\delta_{af} : 0^\circ$ 出力: アイドル BLC: オン	1.67	1.73	16.0
		1.86		18.3			1.86		13.8
		1.84		16.6			1.66		15.5
18	$\delta_f : 25^\circ$ $\delta_{af} : 10^\circ$ 出力: アイドル BLC: オフ	1.74	1.72	13.2					
		1.69		13.2					

表 3 実験形態組合せ及び実験データ表

(3) - 3 “スラットなし”

No.	形 態	C_{L_s}	C_{L_s} (平均値)	α_s (deg)	No.	形 態	C_{L_s}	C_{L_s} (平均値)	α_s (deg)
25	$\delta_f : 35^\circ$ $\delta_{af} : 0^\circ$ 出 力: 35%出力 BLC: オン	1.8 6 1.9 3	1.9 0	1 6.6 1 6.6	28	$\delta_f : 35^\circ$ $\delta_{af} : 10^\circ$ 出 力: アイドル BLC: オン	1.8 7 1.8 7	1.8 7	1 5.5 1 1.5
26	$\delta_f : 35^\circ$ $\delta_{af} : 10^\circ$ 出 力: アイドル BLC: オフ	1.7 5 1.6 6	1.7 1	1 6.6 1 6.0	29	$\delta_f : 35^\circ$ $\delta_{af} : 10^\circ$ 出 力: 35%出力 BLC: オン	1.9 3 1.9 3 1.8 7	1.9 1	1 5.5 1 7.2 1 5.5
27	$\delta_f : 35^\circ$ $\delta_{af} : 10^\circ$ 出 力: 35%出力 BLC: オフ	1.8 1 1.8 1 1.7 5	1.7 9	1 8.3 1 8.9 1 8.3					

また、70%出力及び“スラットなし”の出力の設定値はパワー効果を比較検討する為に選んだ。

“FA-200XS”及び“スラットなし”における“BLC・オン”状態については吸込み空気流量係数 C_Q をパラメータとして風洞試験⁹⁾で検討したが、実機においては速度が変化する為、 C_Q をある設定値に保つことが非常に困難である。それ故、BLC用エンジンの回転数をほぼ最大にし、吸込み空気流量 Q を一定とした。従って、失速々度により失速時の C_Q は若干変化する。本実験では $V = 45 \text{ mile/hour}$ の時 $C_Q = 0.003$ に相当する。

本実験は前述の様に1-gブレイク方式を採用し、実際の操作手順は次の様に行なわれた。パイロットは機体をトリムしながらフラップ角、出力等の設定を行なう。(BLCの設定は計測員が行なう。また、出力の設定に必要なプロペラ回転数とエンジン吸気圧、BLCの吸込み空気の流量指示計器の値はあらかじめ作製したチャートで求める。)そして、機体の“wing level”を保ちながら昇降計が“0”を示すように操縦桿を引き、減速していく。 $(\dot{V} = -0.4 \sim -2 \text{ kt/sec})$ 程度急激な上下加速度の変化が感じられ“頭下げ”が生じるまで操縦桿を引く操作を続ける。失速後の回復操作で1回の失速実験が終了する。

実験時の重量を推定する為に、実験時の時刻を記録した。

5. 結果及び検討

水平定常飛行状態(1g)から急激な上下加速度の減

少(1-gブレイク)をもたらす点をもって失速点と判定し、 $C_{L_s} = W_s / (q_{os}' S)$ として計算した。ここで、 q_{os}' は失速時の動圧 q_{os} にピトー系統の“時間おくれ”を修正したものである。(“時間おくれ”の修正については付録参照)また、 W_s は離陸時と着陸時の燃料の量を測って(燃料消費量)、実験時刻から失速時の機体重量を推定した。失速時の上下加速度が緩慢に変化しか示さない場合、失速点の判定が困難となるが、高度、迎え角等の他のデータの変化を考慮して判定材料とした。

同一形態について約3回の実験を行なったが、表3に示すように得られた C_{L_s} のバラツキは最大約0.3程度であった。計測した速度(動圧)は1mile/hour以内の精度があるので、このバラツキはパイロット操作の非再現性を含む失速状況の差異によるものと考えられる。さらに1-gブレイク点の判定の仕方にも問題があり、今後検討の余地があるが、以下では C_{L_s} の平均値のみを図示する。

失速時の揚力係数 C_{L_s} と失速々度 V_s との関係を図5に示す。この図によって以後の図の C_{L_s} を速度に換算することが出来る。但し、重量は最大離陸重量で、海面上の標準大気密度を使用した。 $(C_{L_s} = W / (\frac{1}{2} \rho_0 V_s^2 S))$

図6から図14までに実験結果をまとめた。各図は横軸にフラップ角、縦軸に失速時の揚力係数を取り、パワー効果、吸込みBLC効果(以下BLC効果と呼ぶ)、補助翼ドループ効果、スラット効果について示した。また、失速時の迎え角については実験値(表3参照)を記するだけに留めた。

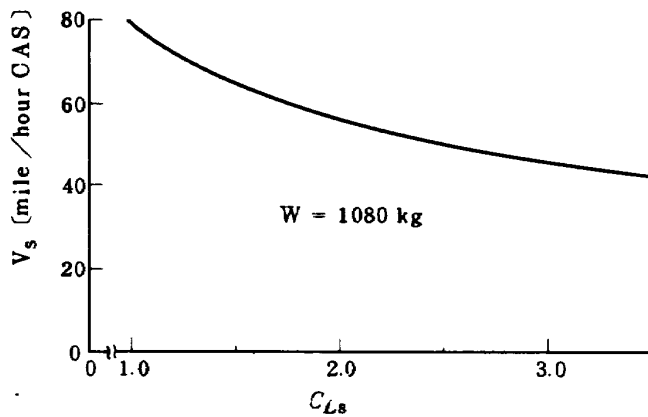


図5(1) “原型機”

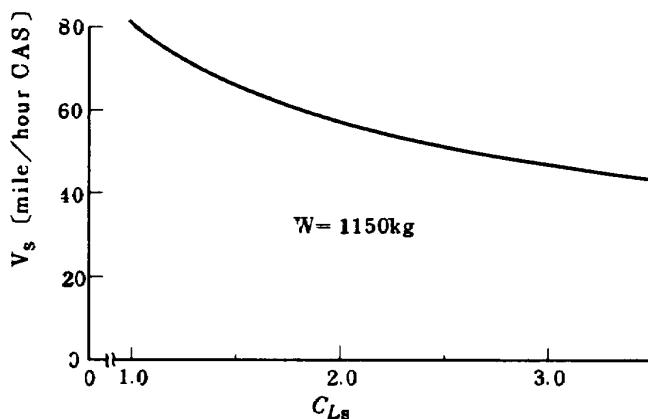


図5(2) “FA-200XS” “スラットなし”

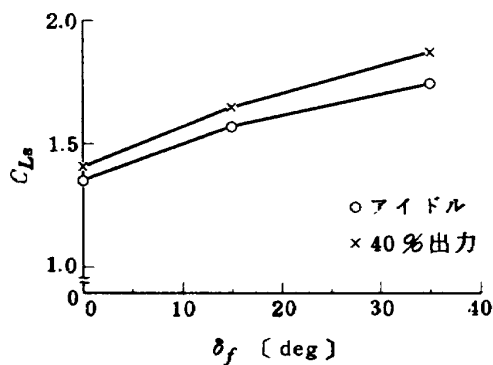


図6 パワー効果 “原型機”

5.1 “原型機”

1) パワー効果

図6に“原型機”のパワー効果を示す。(“まえがき”でも述べた様に本結果は文献1)ですでに報告したものである。)アイドル(O印)と40%出力(X印)では各フラップ角で $\Delta C_{Ls} \approx 0.1$ の差が見られ、出力の違いによる C_{Ls} の増加分はフラップ角にかかわらずほぼ一定であった。

2) 失速時の迎え角

失速時の迎え角はフラップの設定角の違いではほとんど変わらず、出力の設定値によりほぼ決まってしまった。アイドルでは $\alpha_s \approx 19^\circ$ 、40%出力では $\alpha_s \approx 22^\circ$ であった。

5.2 “FA-200XS”

1) 補助翼ドループなしの場合

図7に“FA-200XS”の補助翼ドループなしの場合

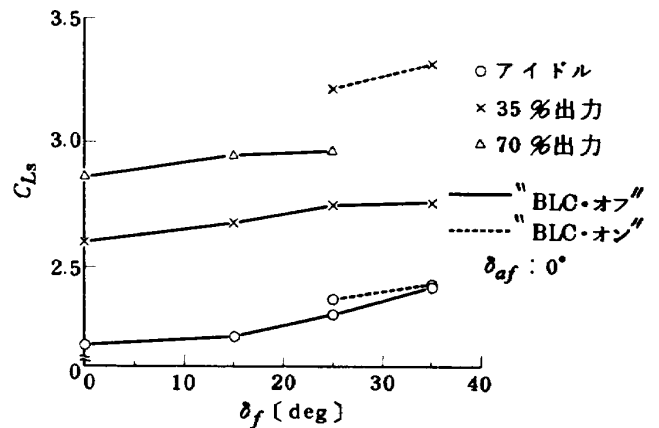


図7 補助翼ドループなし：パワー効果，BLC効果

“FA-200XS”

のパワー効果及びBLC効果を示す。出力はアイドル(O印)、35%出力(X印)、70%出力(delta印)の三通りである。“BLC・オフ”の場合のパワー効果を見ると(実線)、アイドルに比較して35%出力では $\Delta C_{Ls} \approx 0.4$ 、70%出力で $\Delta C_{Ls} \approx 0.7$ の増加が見られた。BLC効果を見ると、アイドルで“BLC・オン”と“BLC・オフ”との C_{Ls} の差はほとんど見られず(O印の実線と破線を比較)、BLC効果は明らかでなかったのに対して、35%出力で比較してみると(X印の実線と破線を比較) $\Delta C_{Ls} \approx 0.5$ の大幅な増加が見られた。つまり出力があるとBLC効果は顕著になる。このことは空力的説明はつかないが、プロペラ後流がBLC効果を助長させると考えられる。

2) 補助翼ドループありの場合

図8に“FA-200XS”の補助翼ドループ効果及びBLC効果を、補助翼ドループなしの場合(図7)と対比させて示す。“BLC・オフ”の場合、補助翼をドループするとかえって C_{Ls} が減少する傾向が見られた。これは出力に関係なく、アイドル、35%出力でも同様であった。(実線のO印とdelta印を比較)但し、実験値のバラツキの範囲内の減少である。それに対して、“BLC・オン”の場合、補助翼ドループの効果が現われ、アイドルで

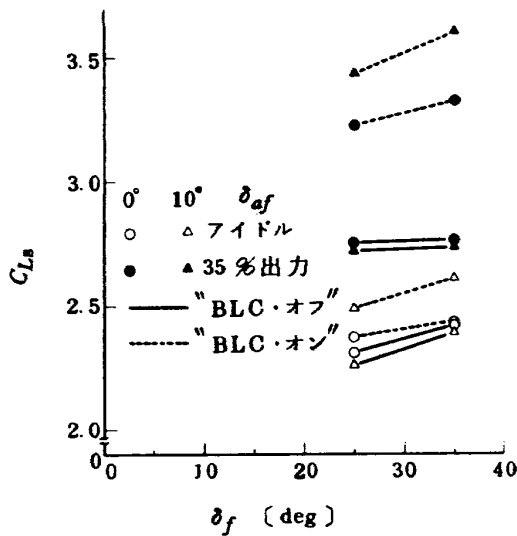


図8 補助翼ドループあり：補助翼ドループ効果，BLC効果
"FA-200XS"

$\Delta C_{Ls} \approx 0.15$, 35%出力で $\Delta C_{Ls} \approx 0.25$ の C_{Ls} の増加が見られた。(破線の○印と△印を比較)この様に ΔC_{Ls} の増加量が出力により異なり，前述の例のごとく，出力が入った状態が，よりBLC効果を助長させると考えられる。

3) 失速時の迎え角

失速時の迎え角は“原型機”同様，フラップ設定角よりも出力の影響を多く受けている。“BLC・オフ”の場合，出力がアイドルで $\alpha_s \approx 20^\circ$ ，35%出力で $\alpha_s \approx 26^\circ$ ，70%出力で $\alpha_s \approx 24^\circ$ であった。一方，“BLC・オン”の場合，アイドルで $\alpha_s \approx 25^\circ$ ，35%出力で $\alpha_s \approx 26^\circ$ であった。35%出力を考えた時，図7に示した様にBLC・オン，オフを比較すると C_{Ls} に大きな差が見られたにもかかわらず失速時の迎え角は上述の様に同程度である。これはBLC効果の一つの現われであろう。

5.3 “スラットなし”

1) 補助翼ドループなしの場合

図9に“スラットなし”の補助翼ドループなしの場合のパワー効果及びBLC効果を示す。“BLC・オフ”の場合のパワー効果を見ると(実線の○印×印△印を比較)アイドルに比較して35%出力では $\Delta C_{Ls} = 0.1 \sim 0.3$ ，70%出力で $\Delta C_{Ls} = 0.3 \sim 0.4$ の増加が見られた。“FA-200XS”と比較すると(図7参照) C_{Ls} の増加は非常に少ない。BLC効果を見ると，アイドルで $\Delta C_{Ls} = 0.1 \sim 0.3$ ，35%出力で $\Delta C_{Ls} = 0.1 \sim 0.2$ ，70%出力で $\Delta C_{Ls} = 0.3 \sim 0.4$ の増加が見られた。(実線と破線を比較)また，“FA-200XS”と比較すると，アイドルの場合“FA-200XS”のBLC効果はほとんど現われなかったのに対して，“スラットなし”では明

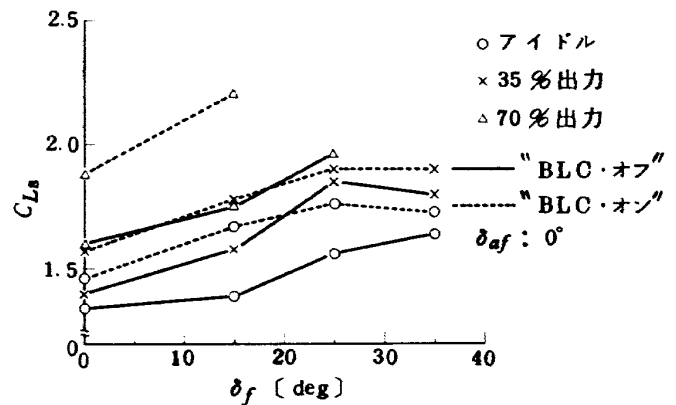


図9 補助翼ドループなし：パワー効果，BLC効果
“スラットなし”

らかにこの効果が現われた。しかしながら35%出力の場合，BLC効果による C_{Ls} の増加量は“FA-200XS”の $\Delta C_{Ls} \approx 0.5$ に対して“スラットなし”では $\Delta C_{Ls} = 0.1 \sim 0.2$ と，かなり小さかった。

2) 補助翼ドループありの場合

図10に“スラットなし”の補助翼ドループ効果及びBLC効果を，補助翼ドループなしの場合(図9)と対比させて示す。アイドルでは“BLC・オフ”でも“BLC・オン”でも，わずかながら補助翼をドループした事により C_{Ls} の増加の傾向が見られたが，35%出力では補助翼ドループ効果は見られなかった。しかしながら，“FA-200XS”の“BLC・オン”，35%出力では(図8)明らかにこの効果による C_{Ls} の増加が出ている。このことはスラットが補助翼ドループ効果を助長する一因と考えられる。

3) スラット効果

図11に補助翼ドループなしの場合のスラットの有無による C_{Ls} の相違を図7及び図9にもとづいて示す。同様に図12に補助翼ドループありの場合について図8及

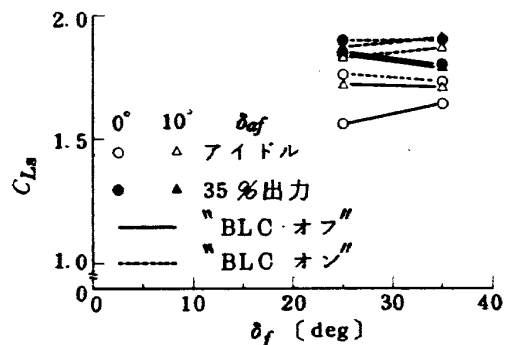


図10 補助翼ドループあり：補助翼ドループ効果，BLC効果
“スラットなし”

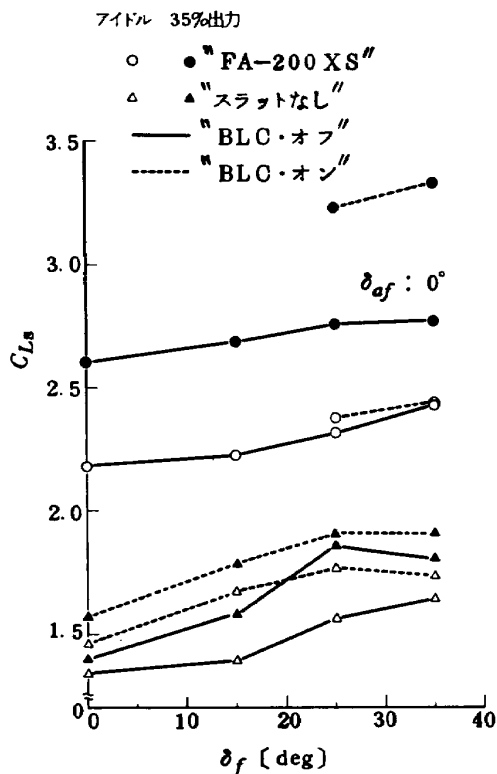


図 11 補助翼ドループなし：スラット効果

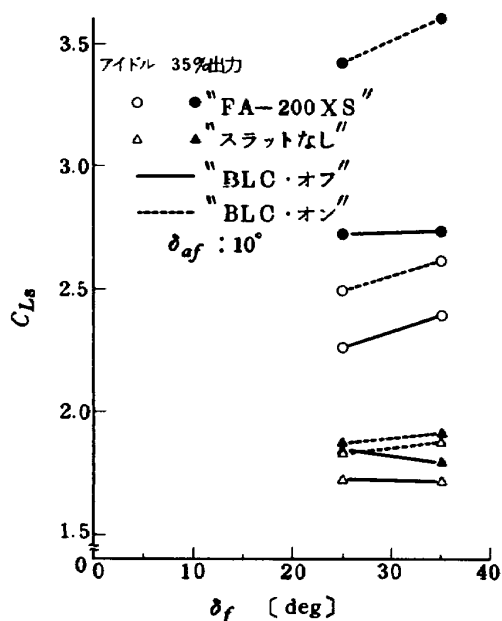


図 12 補助翼ドループあり：スラット効果

び図 10 にもとづいて示す。補助翼ドループなしの場合、スラット効果による C_{Ls} の増加分は、35%出力、"BLC・オン" 形態が $\Delta C_{Ls} = 1.3 \sim 1.4$ 程度の大きな値を示した。(図 11, 破線の●印と▲印を比較) 一方、補助翼ドループありの場合でも、35%出力、"BLC・オン" 形態が非常に大きく、 $\Delta C_{Ls} = 1.6 \sim 1.7$ の値を示した。(図 12, 破線の●印と▲印を比較)

この様にスラットは本機体において、非常に有効な高

揚力装置であることがわかった。

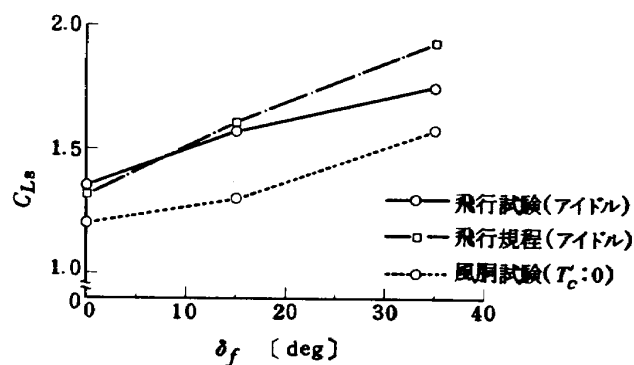
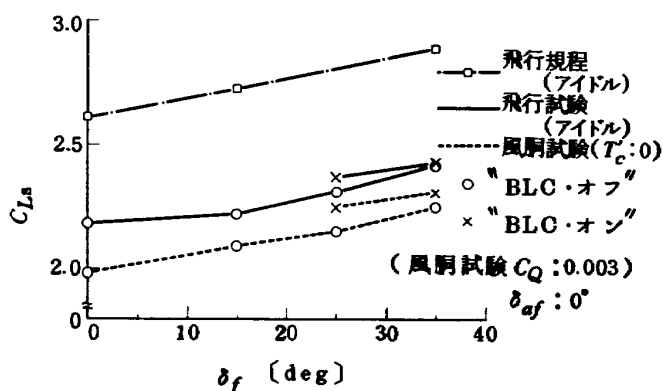
4) 失速時の迎え角

失速時の迎え角は"原型機"や"FA-200XS"の場合と異なり出力及びBLCによる影響はほとんどなく、ほぼ $\alpha_s = 15^\circ \sim 18^\circ$ であった。

5.4 風洞試験結果との比較

図 13 に"原型機", 図 14 に"FA-200XS"の飛行試験結果と風洞試験結果^{9), 10)}の比較図を示す。主翼々弦長に基づくレイノルズ数は風洞試験において"原型機"が 0.75×10^6 程度, "FA-200XS"が 0.63×10^6 程度であった。一方、飛行試験では 2.07×10^6 程度 ($V = 50 \text{ mile/hour}$, 高度 5000 ft) である。図の飛行試験結果は出力がアイドルであり、風洞試験結果は $T_c' = 0$ (プロペラなし) のデータである。"原型機"の $\delta_f = 0^\circ$ において、レイノルズ数効果¹¹⁾によって C_{Ls} (C_{Lmax} と仮定) を推定¹²⁾すると、かなり良く風洞試験結果と飛行試験結果は一致した。

図 13 と図 14 に示されている一点鎖線 (□印) は機体製造会社の飛行規程の失速々度を C_{Ls} に換算したもの

図 13 風洞試験結果との比較
"原型機"図 14 風洞試験結果との比較
"FA-200XS"

である。これは FAR 方式によって失速々度を求めたものである。図 13 の“原型機”では 1-g ブレーク方式と FAR 方式の違いによる C_{L_s} の差はフラップ角 $\delta_f = 0^\circ$, 15° でほとんど無く, 35° で $\Delta C_{L_s} \approx 0.2$ であった。(実線○印と□印を比較)これに対して, 図 14 の FA-200XS”では非常に大きな C_{L_s} の差が見られた。(実線○印と□印を比較) FAR 方式の方が $\Delta C_{L_s} \approx 0.5$ 程大きな値を示したが, フラップ角の増加に対する C_{L_s} の増加の傾向は良く一致していた。失速々度決定方式の違いにより C_{L_s} に差が大きくなる一例と考えられる。この様な場合がある事を考えると, どの方式を用いて失速試験を行なったかを明らかにすることが必要であろう。

6. あとがき

本報告は FA-200XS 及びその原型機について行なった 1-g ブレーク方式による失速試験の結果をまとめたものである。失速々度に対するフラップ, 出力, スラット, フラップベロン, BLC の効果を比較する為の資料が得られたが, 今後, 減速度の影響を含め, 失速試験方式による相異点を気流系の剝離状態と関連させて失速特性の問題を検討する必要があると思われる。

おわりに本実験全般にわたって幸尾治朗飛行実験部長の指導を, 本報告をまとめるにあたって同部古茂田真幸飛行試験研究室長の助言, 計測及び“オン・ライン”方式について同部矢沢健司技官の援助を得た事を付記する。尚, 実験飛行にあたって同部後藤芳夫飛行課長, 照井祐之専門職, 鎌田幸男整備係長の協力を得た。

付録 “オン・ライン” 方式

“オン・ライン”方式とは揚力係数 C_L を失速実験中、時々刻々他のデータと同時に示していこうとするものである。即ち、テレメータで機上から送られてくる二つの加速度(a_X, a_Z)、速度(動圧)及び迎え角のデータをアナログコンピュータ(以下アナコンと呼ぶ)に入れ、 C_L を計算させる方法である。計測システムを図15に、その計測例を図16に示す。この様に解析を“オン・ラ

イン”で行なえば、実験結果の良し悪しを実時間である程度まで判断でき、実験効率をあげることが出来る。以下に“オン・ライン”における揚力係数 C_L の解析方法を述べる。

図17の様に座標をとり、飛行方向に垂直な力をX軸及びZ軸に取付けた加速度計の出力で表わすと、常に次式が成立つ。

$$L + T \sin \alpha = mg (a_Z \cos \alpha + a_X \sin \alpha)$$

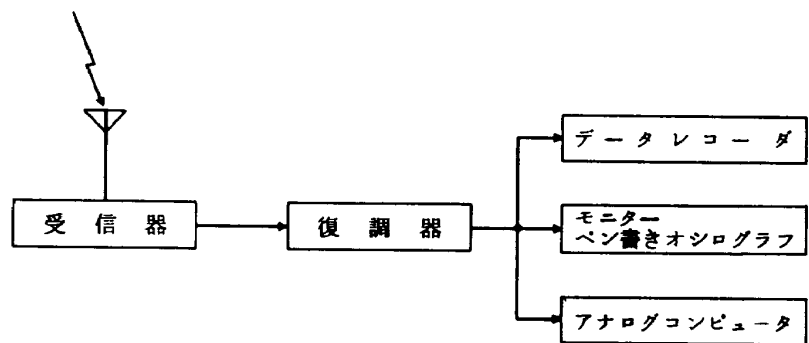
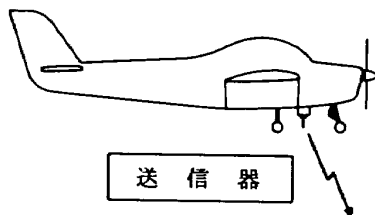


図15 計測システム図

実際には、推力 T は飛行実験で測定が困難であり、また、ば
風洞試験^{9), 10)}においても一般に推力成分を含んだ値を C_L
としているので

$$C_L = \frac{L + T \sin \alpha}{q_0 S} = \frac{mg (a_Z \cos \alpha + a_X \sin \alpha)}{q_0 S}$$

と定める。

失速時の迎え角を小さいとし、アナコンを使用する上で下式のごとく簡略化して C_L の計算を行なう。

$$C_L \approx \frac{a_Z + a_X \alpha}{q_0 S / (mg)}$$

ここで、動圧 q_0 にピトー静圧管から圧力を電気信号に変換するトランスジューサまでの配管による“時間おくれ”を修正する。“時間おくれ”を“一次おくれ”と仮定すると

$$q'_0 = q_0 (1 + T_0 s) \quad s: \text{ラプラス演算子}$$

アナコンでは近似の $(1 + T_0 s)$ を作る。 T_0 はあらかじめ測定¹³⁾しておく必要がある。 q_0 の代りに q'_0 を用いれ

$$C_L = \frac{a_Z + a_X \alpha}{q'_0 S / (mg)} \quad mg = \text{一定とする。}$$

アナコンの計算ブロック図を図18に示す。

以上の様に“オン・ライン”解析を行なえば、図16の計測例に見られるように C_L の変化は一目瞭然である。ここで、飛行経路に垂直な加速度の1-gブレイク点(B点)を判定すれば1-gブレイク方式による結果が得られる。減速度 $\dot{V} = -1 \text{ kt/sec}$ で試験が行なえば速度(動圧で計測)の最小値点(C点)がFAR方式の結果にもなるわけである。また、 C_L の最大値 $C_{L\max}$ 点(A点)をもって失速点と判定する方法もある。(風洞試験の失速時の判定法)

実際問題として、テレメータの送信電波の電界強度の減少やノイズ等によりアナコンを常時良好な状態に保ちながら実験を進めることはかなり困難であり、また、失速時の迎え角を微小として行なった C_L の簡略式では $C_{L\delta}$

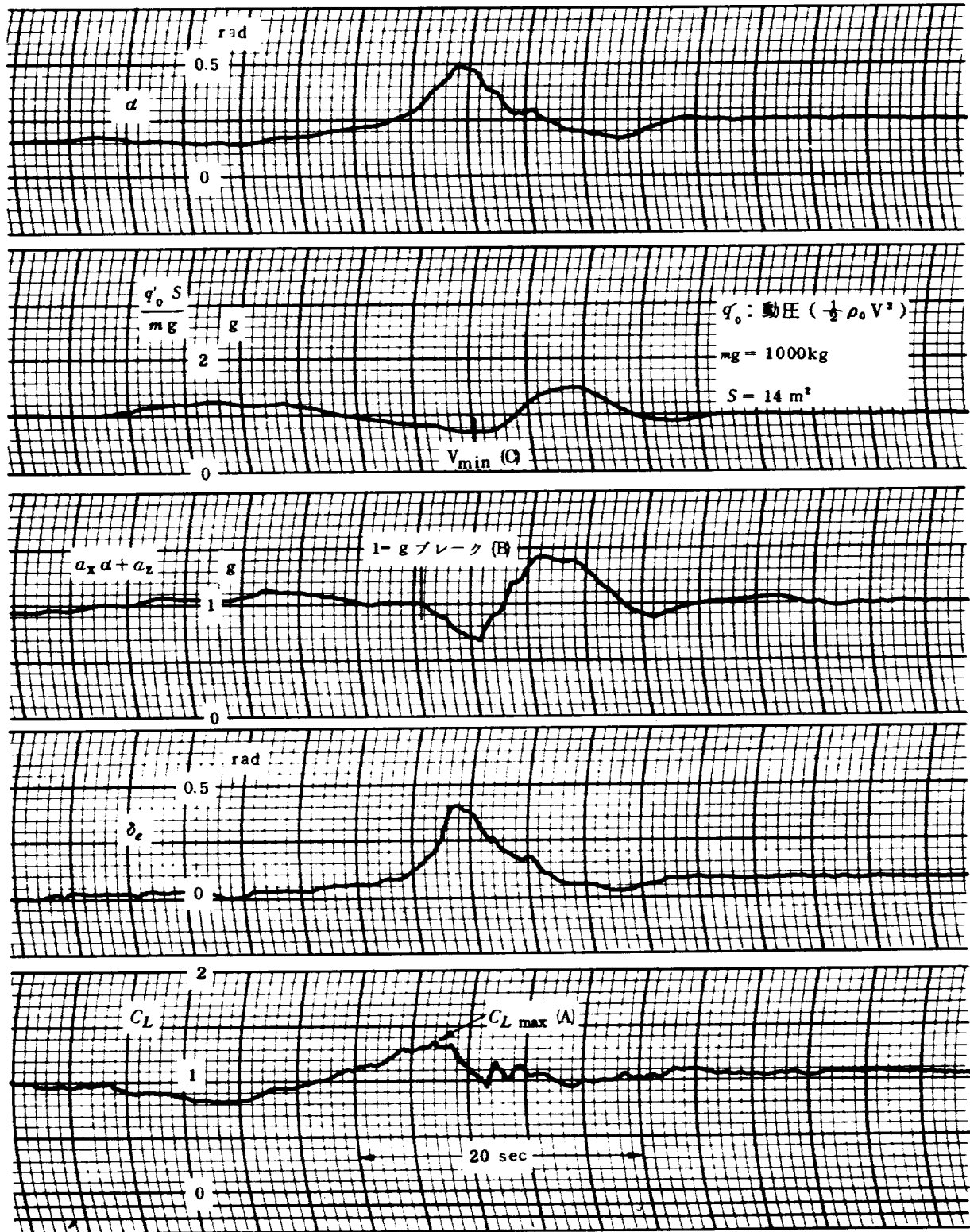


図 16 “オン・ライン” 方式による計測例
 “スラットなし” $\delta_f: 35^\circ$ $\delta_{af}: 0^\circ$ パワー: 35% 出力 “BLC・オフ”

の値にかなり誤差が生じる。(失速迎え角 20° で 6% 程度) その他、実験時の機体重量を正確に推定しなければならぬことは言うまでもない。この様に “オン・ライン” 方式の実施上には問題がいくつかあり、まだ検討の余地が多いが、計測方式または解析方法の一手段とし

て有効と思われる。

参 考 文 献

- 1) 飛行実験部: 単発 STOL 実験機 (FA-200XS) について 航技研報告 TR-229 (1970 年)

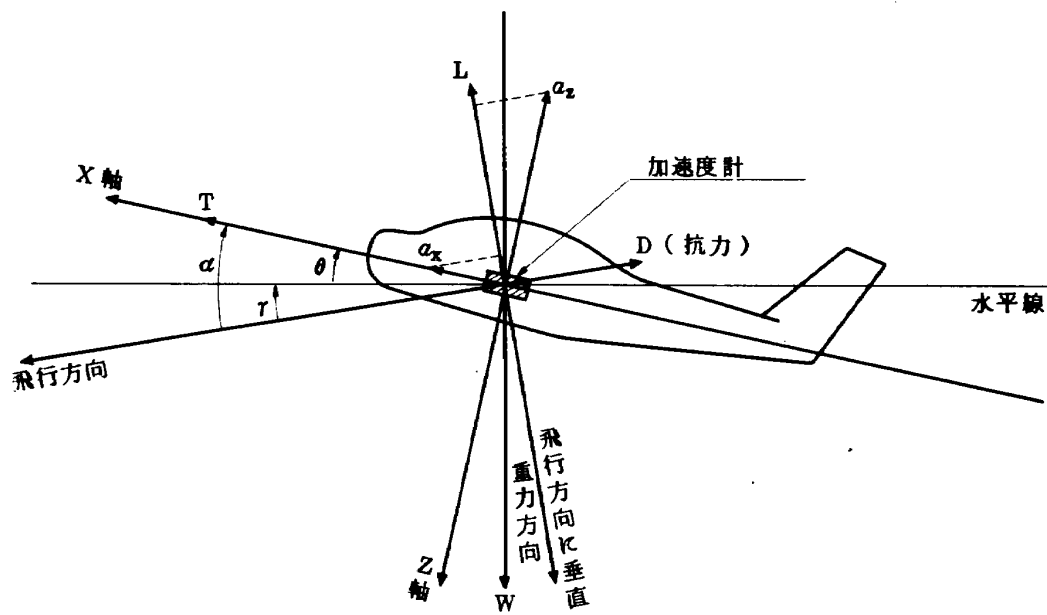
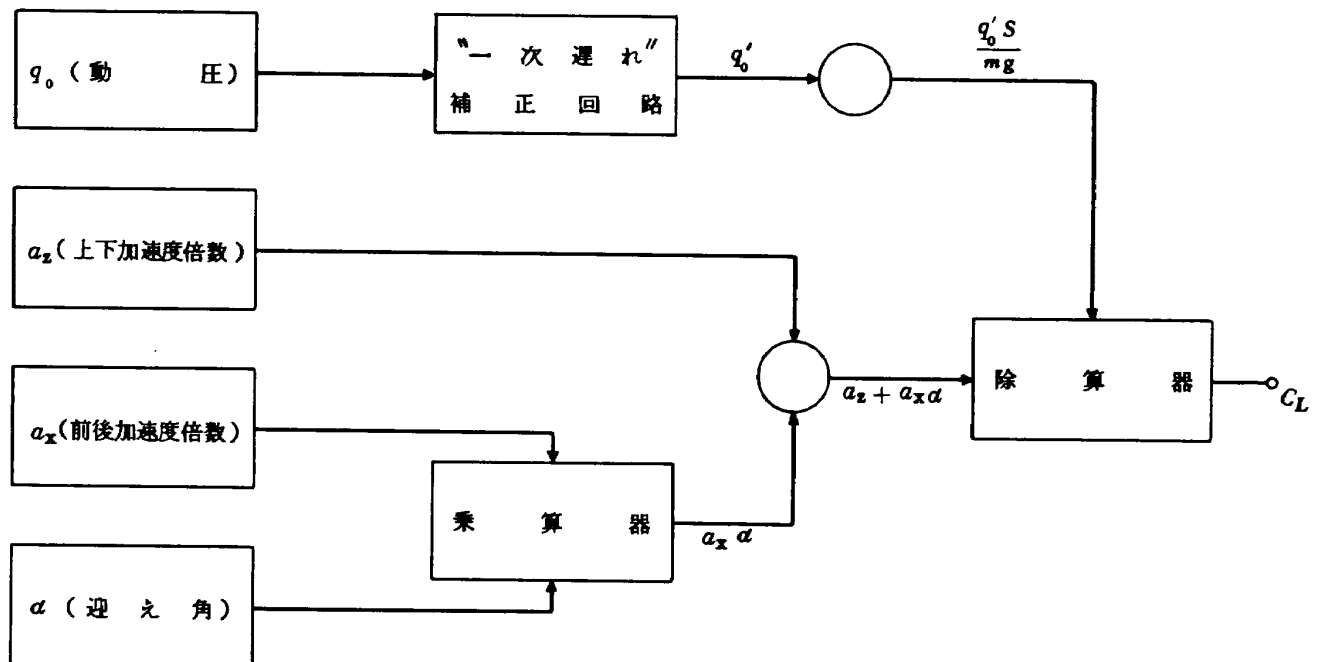


図 17 座 標

図 18 アナコンによる C_L 計算ブロック図

- 2) 運輸省航空局検査課編集：耐空性審査要領 (1973年)
- 3) 1. ICAO 耐空性委員会 飛行性に関するワーキンググループ報告書 (1971年)
2. ICAO 耐空性委員会 第10回会議報告書 (1973年)
3. ICAO Airworthiness Technical Manual (1974年)
- 4) D.A.Kier: Flight Comparison of Several

Techniques for Determining the Minimum Flying Speed for a Large, Subsonic Jet Transport. NASA TND-5806 (1970年)

- 5) B.G. Powers, N.W. Matheny: Flight Evaluation of Three Techniques of Demonstrating the Minimum Flying Speed of a Delta-Wing Airplane. NASA TND-2337 (1964年)
- 6) 幸尾, 岡, 照井, 鎌田: Queen-Air 機の失速特

性について，航技研資料 TM-49 (1965 年)

- 7) 富士重工業株式会社：富士重工式 F-200 改型飛行機飛行規程 (1966 年)
- 8) 矢沢，小野，塚野：単発 STOL 実験機に関する研究－飛行試験計測装置の試作－，航技研資料 TM-264 (1974 年)
- 9) 広末，木村，高橋，綿貫：FA-200 改機の風洞試験 (II)－高揚力装置付－ 航技研資料 TM-154 (1969 年)
- 10) 広末，坂井，高橋，綿貫：FA-200 改機の風洞試験 (I)－プロペラ付－ 航技研資料 TM-153 (1969 年)
- 11) 日本航空学会：航空工学便覧 (1963 年)
- 12) 滝沢：翼型寸法効果に関する一つの簡易推定法
日本航空宇宙学会飛行機シンポジウム講演集
(1972 年)
- 13) AGARD: Flight Test Manual Vol.1. (1962 年)

航空宇宙技術研究所資料 278 号

昭和 50 年 6 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)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山 4-1-7(羽田ビル)
