

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-793

小型二段式ロケットの前後翼のロール干渉と
ロール制御に関する研究

白水正男・曾我国男・山崎 喬
柴藤羊二・秋元敏男

1983年12月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

小型二段式ロケットの前後翼のロール干渉と ロール制御に関する研究*

白水正男** 曾我国男** 山崎 喬**
柴藤羊二*** 秋元敏男***

An Experimental Study on the Induced Rolling Moment due to Wing-Tail Interference and a Roll-Controllable Two-Stage Rocket

Masao SHIROUZU, Kunio SOGA, Takashi YAMAZAKI
Yoji SHIBATO, and Toshio AKIMOTO

ABSTRACT

A wind tunnel investigation of a roll-controllable two-stage rocket model was made at free-stream Mach numbers from 0.5 to 2.5. The model has ailerons on front-fins to generate rolling moment and free-rolling tail-fins to eliminate the effect of the induced rolling moment on tail-fins.

The results confirmed the feasibility of this type of roll-controllable rocket. The characteristics of the induced rolling moment were investigated by tests of a model with fixed tail-fins. The characteristics were compared with theoretical results based on the strip-theory. Values of roll-damping coefficient of the tail-fins were obtained by analysing their rolling rate. The effect of the free-rolling tail-fins on other aerodynamic characteristics, such as normal force coefficient, center of pressure and axial force coefficient, were also evaluated. A computer simulation of the rolling motion of the TT-500A rocket, which has a similar configuration to the present model, was made based on the results of the present study, whose results agreed well with the flight-data.

第1章 はじめに

二段式小型ロケットのような、1段目、2段目にそれぞれ安定翼をもつ飛翔体では、1段目翼（この報告では後翼と呼ぶことにする）が2段目翼（同じく前翼と呼ぶことにする）で乱された流れの中を通過するため、後翼に空力的干渉による力、モーメン

トが作用することはよく知られている¹⁾。ロケットをロール運動させるために、前翼にキャント角をつけてローリング・モーメントを発生させた際、後翼が迎角をもたなくても空力干渉によって後翼にもローリング・モーメントが作用する。この空力干渉によるローリング・モーメントは、前翼で発生させるローリング・モーメントと同程度の大きさを持ち、その大きさがマッハ数や機体迎角等によって大きく変化するため、この干渉の影響をとり除かない限り、ロケットの空力的ロール制御は極めて困難である。

* 昭和58年10月11日受付

** 空気力学第一部

*** 宇宙開発事業団

このような干渉により後翼に作用するローリング・モーメントの影響をとり除く方法のひとつに、後翼を一体で機体中心軸まわりに自由に回転する機構を設け、干渉によるローリング・モーメントが機体に伝わらなくする方法²⁾がある。この方法は、二段式小型ロケットに応用する際、制御機構を前翼だけに設ければよい点、1, 2 段分離後も同じ方法でロール制御が可能である点、ローリング・モーメント以外の力、モーメントについては後翼を固定した場合と大差なく空力安定性をそこなわないと考えられる点等、長所が多い。宇宙開発事業団では、TT-500 A型ロケットの発展型としてロール制御を行えるロケットの開発を検討し、その技術的可能性の検討のため航空宇宙技術研究所と共同で一連の風洞試験を行った。^{3),4)}ここで考えたロール制御型ロケットは、安定翼の取り付けミス・アライメント、重心の機体中心軸からのオフセット等によって生じるロール運動(ナチュラル・スピンと呼ばれる)を打ち消し、ロール角の定値制御を行おうとするものである。このナチュラル・スピンは、主として空力的なモーメントによって生じるため、その制御に舵面によって発生する空気力を用いることには有利な点が多い。

本報告では、最初に第3章で風洞試験の概要について述べる。次に第4～7章においてその結果を以下の面から解析する。まず第4章では、後翼を自由回転式にすることにより空力干渉によるローリング・モーメントの影響を取り除き制御可能な空力特性が得られ、この方法が実用可能であることを述べる。次に第5章では、空力干渉によるローリング・モーメントについてまとめ、ストリップ理論による結果との比較を行い、この理論で干渉量がある程度推定できることを示す。第6章では、空力干渉によって回転する後翼の回転数から後翼のロール・ダンピング係数を求める。続いて第7章で、垂直力、圧力中心位置、軸力の縦方向の空力特性におよぼす制御翼の舵角、後翼の位相、回転の影響についてまとめる。最後に第8章で、風洞試験及びその解析によって得られた結果に基づき、TT-500 A型ロケット上昇時のロール運動の計算機シミュレーションを行い、フライト・データと比較し、得られた風洞試験結果の総合評価を示す。また、付録に今後の参考となるよ

う風洞試験結果を図示した。

第2章 記号表

a	; 胴体半径
C_{AF} (CAF)	; 前面軸力係数 ($=X_F/(q_\infty \cdot S_1)$)
C_l (CLB)	; ローリング・モーメント係数 ($=L/(q_\infty \cdot S_1 \cdot d)$)
C_{lINT}	; 干渉により後翼に作用するローリング・モーメント係数
\bar{C}_{lINT}	; C_{lINT} の後翼 1 回転での平均値
C_{lp}	; ロール・ダンピング係数 ($=L_p/(q_\infty \cdot S_2 \cdot \lambda) V_\infty/(\pi \lambda \omega)$)
$C_{l\delta}$; ローリング・モーメント係数傾斜 (1/deg) ($=\partial C_l/\partial \delta _{\delta=0}$)
C_N	; 垂直力係数 ($=Z/(q_\infty \cdot S_1)$)
c_y	; 後翼の翼弦長
d	; 胴体直径
f (F)	; 後翼の回転数
FIX	; 後翼が固定された模型
I	; 慣性モーメント
i_T	; 干渉係数
$K_{B(W)}, K_{M(B)}$; 文献(1)参照
k_{INT}	; $-(干渉による C_{l\delta})/(R-F の C_{l\delta})$
L	; ローリング・モーメント
L_{INT}	; 干渉によるローリング・モーメント
L_p	; ロール・ダンピング・モーメント
M	; 飛翔マッハ数
M_∞ (MACH)	; 主流マッハ数
p	; 機体のロール角速度
q_∞	; 主流動圧
$R-F$; 後翼が自由回転な模型
s_T	; 後翼ハーフ・スパン
S_1	; ロール・ダンピング係数以外の基準面積 ($=$ 胴体断面積)
S_2	; ロール・ダンピング係数の基準面積 ($=$ 後翼 2 枚の面積)
t	; 時間, 打ち上げからの時間
V_∞	; 主流速度
$W-L$; 後翼がない模型
X_{cp} (XCP)	; 圧力中心位置 (先端基準点, 全長を 100%)

- X_F ; 前面軸力 (天秤出力に底面圧補正を加えた値)
- x, y, z ; 機軸系 (x ; 機体中心軸, うしろ向き正, y, z ; x 軸に直交し後翼面に含まれる軸)
- y_V ; 渦糸が発生する位置の x 軸からの距離
- Z ; 垂直力
- $Z_{T\alpha}$; 後翼の垂直力傾斜 (= 1/rad)
- α (ALPHA); 機体迎角
- A/β ; 垂直力係数傾斜の大きさを表すパラメータ
- Γ ; 渦糸の強さ
- Γ_N ; 前翼の垂直力に伴う渦糸の強さ
- Γ_l ; 制御翼のローリング・モーメントに伴う渦糸の強さ
- δ (DELTA); 制御翼舵角
- λ ; ロール・ダンピング係数の基準長 (= 後翼フル・スパン)
- λ ; テーパー比 (図 15 のみ)
- ρ_∞ ; 主流密度
- ϕ (PHI) ; 前翼のバンク角 (図 3 参照)
- $\Delta\phi$ (Δ PHI); 前翼と後翼のバンク角差 (図 3 参照)
- ω ; 後翼の回転角速度 (rad/s)
- ※ () の中の記号は付録の図中での表示を示す。

第 3 章 風洞試験概要

図 1 に風洞試験に用いた模型の外形を示した。この形状は、基本的には TT-500A 型ロケットと同一であるが、次の点が変更されている。2 段目飛翔時のスピン・アップのために設けられていた前翼後縁のキャント部が平面に改められ、4 枚の前翼のうち一対 2 枚の後縁にエルロン状のロール制御翼 (以下、制御翼と呼ぶ) を有する。この制御翼は互いに逆向きに同角度だけ舵角をとることができ、ローリング・モーメントを発生させる。また前翼は、2 段目飛翔時の空力安定性確保のためスピン安定を併用していた TT-500A 型ロケットに比べて面積が約 4 割拡大されている。後翼は、形状は TT-500A 型ロケットと同一であるが、4 枚が一体で機体中心軸まわりに自由に回転する。この回転部は自由に回転する状

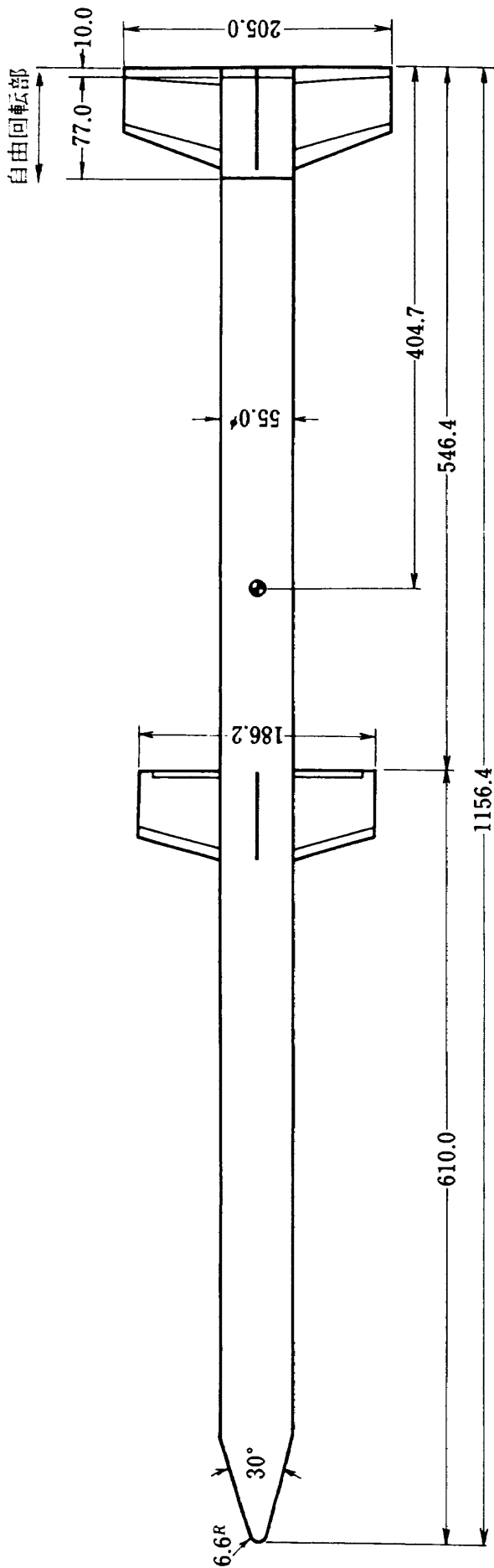
態 ($R-F$ と呼ぶことにする。以下同様) の他、前翼に対してバンク角が 0° , $\pm 15^\circ$, $\pm 30^\circ$, 45° ずれた位置で固定 (FIX) できる。また、回転部を含む 1 段目胴体後部を翼のない胴体と交換 ($W-L$) することもできる。この他、想定されたミッションの関係で頭胴部相当部分が全長に対して約 0.8% 延長されている。

模型縮尺は約 1/9.15 である。これは、特に超音速風洞での試験上、模型は極力、軽く小さいことが望ましいため、1 段目胴体部分に後翼を自由回転にする機構を組み込み、かつスティングとの間に天秤のたわみによる接触を避けるクリアランスを設ける最小の設計をしたためである。

図 2(1), (2) に制御翼駆動機構及び回転部の内部機構を示した。制御翼は 2 段目胴体内部に組み込まれた直流モーターにより駆動され、舵角はモーター軸に直結されたポテンショ・メーターにより検出される。舵角の制御は、風洞計測室内に置いた制御装置により、リード線を介して遠隔操作される。後翼回転部と胴体の間は 2.5mm ϕ のステンレス球で支持したが、これは回転機構部の厚みを小さくする都合上、完全なベアリングにはなっており、球は若干のすべりをもたせて回転する。

風洞試験は航空宇宙技術研究所の 2 m \times 2 m 遷音速風洞⁵⁾及び 1 m \times 1 m 吹出式超音速風洞⁶⁾で行った。試験時の主流条件を表 1 に示した。試験項目は、内挿式天秤を用いた六分力計測試験である。自由回転のケースでは後翼の回転数も測定したが、その方法については第 6 章で述べる。

表 2 に、風洞試験で用いたモーメント・タイプ天秤の定格等を示した。この試験で測定するローリング・モーメントの大きさは、安定翼のミス・アライメントによるローリング・モーメントと同程度であり、模型に作用する他の力、モーメントに比べて非常に小さなものである。この小さなローリング・モーメントを測定するために、新たに天秤を製作したが、その際、次のことに配慮した。ローリング・モーメントの定格は極力小さい方が望ましいが、天秤設計上、他の力、モーメントに比べて極端に小さくすることは困難であるため、他の力、モーメントの定格を、この試験において模型に作用すると予想さ



全体図

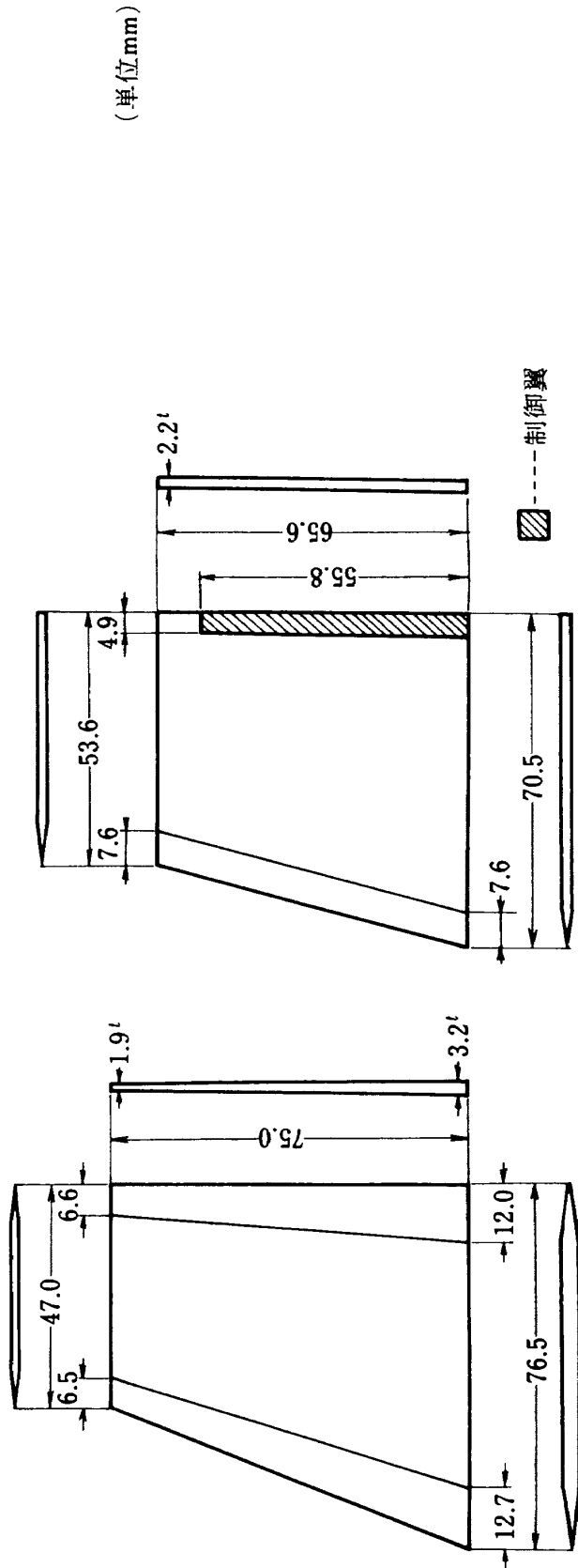
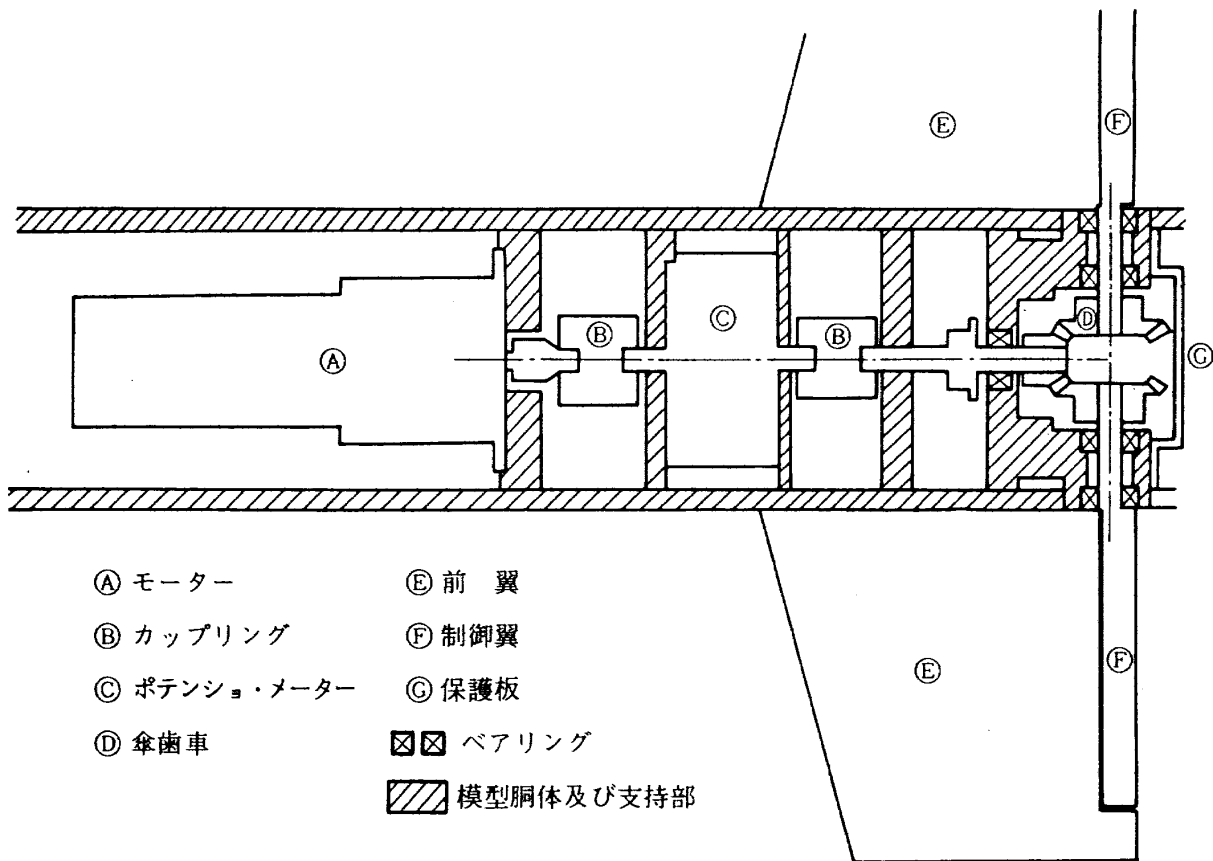


図 1 供試機型



- Ⓐ モーター
- Ⓑ カップリング
- Ⓒ ポテンショ・メーター
- Ⓓ 傘歯車
- Ⓔ 前翼
- Ⓕ 制御翼
- Ⓖ 保護板
- ⓧ べアリング
- ▨ 模型胴体及び支持部

図 2(1) 制御翼駆動機構

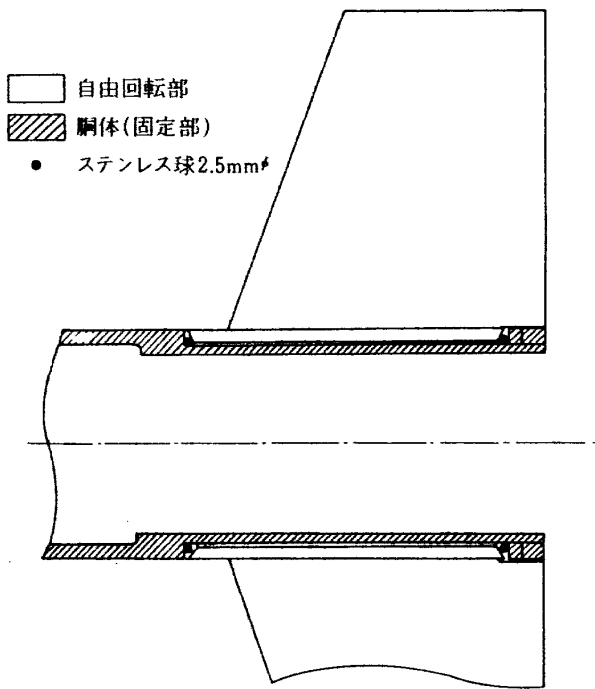


図 2(2) 後翼回転機構

模型両者の設計段階より配慮した。これは、天秤のたわみを小さくする効果をもち、スティングと模型のクリアランスが小さくてすむため、模型を小さく設計できる効果もある。また、この試験条件のように、他の力、モーメントに比べて非常に小さなモーメントを計測する場合は、天秤要素間の干渉の影響が相対的に大きくなる。この天秤要素間の干渉量の補正を正確に行うため、試験時の荷重条件を想定した天秤要素間の干渉特性試験を、天秤校正試験の際重点的に実施し、校正係数の変化を含む複合干渉係数の2次項までを、風洞試験範囲で最適になるように定めた。この天秤による測定値の再現性については、4.1.1で述べるように約1年の間隔において実施した試験測定値がよい一致を示したことから確認された。また、零点のドリフトについても5.1で述べるように非常に小さいことが確かめられた。このように、新たに製作したこの天秤は、今回の微小なローリング・モーメントの測定に十分な性能を有するといえる。

試験ケースは次の通りである。主流マッハ数 0.50,

れる力、モーメントを含む範囲で小さく抑えた。特に、ピッチング・モーメントを小さくするため、圧力中心位置と天秤中心位置が近くなるように天秤、

表1 風洞主流条件

項目 風洞	M_∞	cmあたりの Re 数 (1/cm)	q_∞ (Pa)	V_∞ (m/s)
遷音速風洞		$\times 10^4$	$\times 10^4$	
	0.50	7.7	1.15	173
	0.65	9.1	1.74	223
	0.80	10.2	2.28	269
	0.90	10.8	2.61	298
	0.95	11.0	2.76	313
	1.00	11.2	2.87	328
	1.05	11.3	2.99	345
	1.10	11.4	3.09	354
	1.20	11.6	3.24	378
	1.30	11.5	3.31	403
1.40	11.3	3.35	427	
吹出式 超音速風洞	1.5	25	6.96	427
	2.0	59	7.65	509
	2.5	65	7.94	569

表2 天秤の定格等

項目	使用風洞	遷音速風洞	吹出式超音速風洞
名称		LMC-6186-II (日章電機製)	LMC-6186-I (日章電機製)
軸力		392N (40kgf)	785N (80kgf)
垂直力		981N (100kgf)	4903N (500kgf)
横力		981N (100kgf)	4903N (500kgf)
ローリング・モーメント		15N·m (1.5kgf·m)	20N·m (2.0kgf·m)
ピッチング・モーメント		147N·m (15kgf·m)	294N·m (30kgf·m)
ヨーイング・モーメント		147N·m (15kgf·m)	294N·m (30kgf·m)

0.65, 0.80, 0.90, 0.95, 1.00, 1.05, 1.10, 1.20, 1.30 (又は1.40), 1.5, 2.0, 2.5 (0.50 ~ 1.40は遷音速風洞, 1.5 ~ 2.0は超音速風洞), 機体迎角は遷音速風洞では 0° , 4° , 8° (一部は -4° , -8° も含む)であるが, 超音速風洞では $\alpha=0^\circ$ 以外では空気力と天秤剛性, 模型重心等の関係で模型全体がピッチング振動を起こしたため, $\alpha=0^\circ$ のみである。模型形態は自由回転, 後翼なし (後翼なしについては一部マッハ数でのみ試験を行った), 固定式 ($\Delta\phi=0^\circ, 15^\circ, 30^\circ, 45^\circ$)を $\phi=90^\circ$ について行い, $\phi=0^\circ$ については, 自由回転と固定式の $\Delta\phi=0^\circ$ の

みである。舵角は, 遷音速風洞では $-16^\circ \sim +16^\circ$ の範囲で 4° 毎に手動操作により変化させたデータを取り, 超音速風洞では $-20^\circ \sim +20^\circ$ の範囲を 3° /秒で連続的に変化させ, その間に一定間隔でデータ・サンプリングを行った。そのため, 超音速風洞では, 例えば $\delta=4^\circ$ に対する測定値は得られたデータのうち $\delta=4^\circ$ に最も近い舵角での測定値を用いたが, その差は小さく無視できる。

図3に, 舵角 δ , 前翼バンク角 ϕ , 前翼と後翼のバンク角差 $\Delta\phi$, ローリング・モーメント及び回転の正の向き等を図示した。

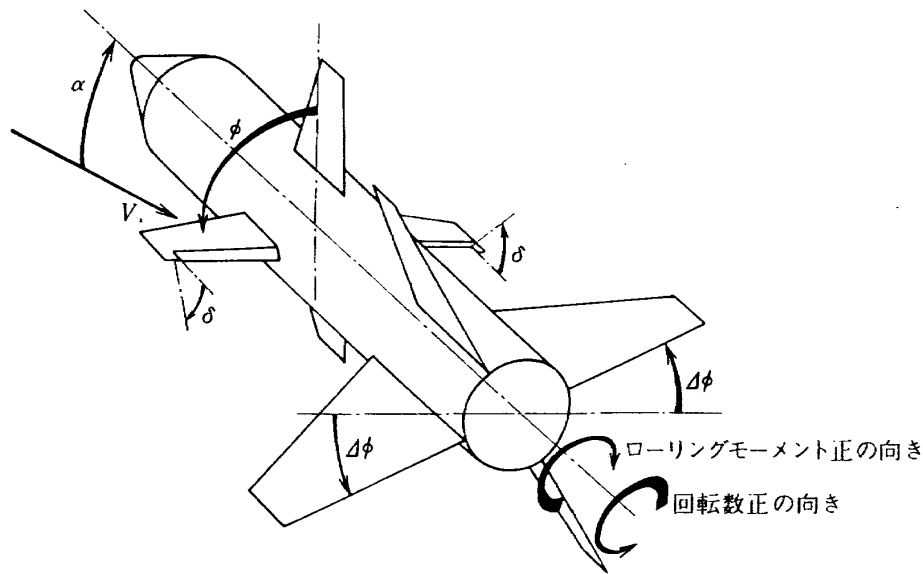


図3 角度，モーメント，回転数の向き等の定義

第4章 自由回転式後翼を用いたロール制御

前翼にエルロン状の制御翼を設け、後翼を自由回転式にしたロール制御方式が、ここで想定したロール制御型ロケットに実用可能であることを確認するためには、①この方式で、干渉によるローリング・モーメントの影響が十分とり除け、その結果得られるローリング・モーメント係数がナチュラル・スピンを打ち消すのに十分な大きさと、制御可能な舵角変化に対する特性をもっていること、②飛翔中の後翼の回転数が構造上問題となる程大きくないこと、③空力安定性等、ローリング・モーメント以外の空力特性が、この方式によって大きく変化しないこと、の3点を確認する必要がある。この章では、主として実用性という観点から、これらの面について試験結果の解析を行う。

4.1 結果及び解析

4.1.1 自由回転式後翼の効果とローリング・モーメント係数

制御翼で発生するローリング・モーメントや干渉によって後翼に作用するローリング・モーメントを定量的に評価するひとつの量として、ローリング・モーメント係数の舵角による変化率の $\delta=0^\circ$ での値、つまり $\partial C_l / \partial \delta |_{\delta=0^\circ}$ をローリング・モーメント係数傾斜 $C_{l\delta}$ と呼び、以下で用いることにする。この

$C_{l\delta}$ の値は、実験的には $\delta = -16^\circ \sim +16^\circ$ の 4° 毎の C_l の値9個を3次式で最小二乗近似し、その $\delta=0^\circ$ での勾配(1次項の係数)として求めた。

図4に $\alpha=0^\circ$ での $C_{l\delta}$ の値を M_∞ の関数として、 $R-F$ 、 $W-L$ 、 $FIX(\Delta\phi=0^\circ)$ の各模型について示した。 $\alpha=0^\circ$ では、 $\phi=0^\circ$ と 90° の差は空力的には意味をもたないが、 $\phi=0^\circ$ と 90° の試験が約1年の間隔をおいて実施されたことを考えると、 $C_{l\delta}$ の再現性のよさは試験結果の信頼性の高さを示しているといえる。この図で、 $W-L$ と FIX の差が干渉によって後翼に作用する $C_{l\delta}$ の値に相当し、干渉による $C_{l\delta}$ は制御翼による $C_{l\delta}$ と符号が逆で、大きさはその60~140%に達していることがわかる。この図で FIX の $C_{l\delta}$ が負であるということは、干渉の影響をとり除かなければ、制御翼によって回転させようとする向きと逆向きに機体が回転することを意味し、 FIX の $C_{l\delta}$ の正負が主流マッハ数によって逆転することから、そのままではロール制御が極めて困難であることがわかる。次に $R-F$ の $C_{l\delta}$ をみると、 $W-L$ に比べて若干小さいが、ほぼ同じ値を示しており、自由回転式にすることにより、干渉によるローリング・モーメントの影響がほぼ完全に取り除けることがわかる。回転の摩擦抵抗によると考えられるこの程度の $W-L$ と FIX の差は、制御上問題とはならないし、実機では回転機構をより抵抗の小さいものにできると考えられる。なお、いくつかの M_∞ に

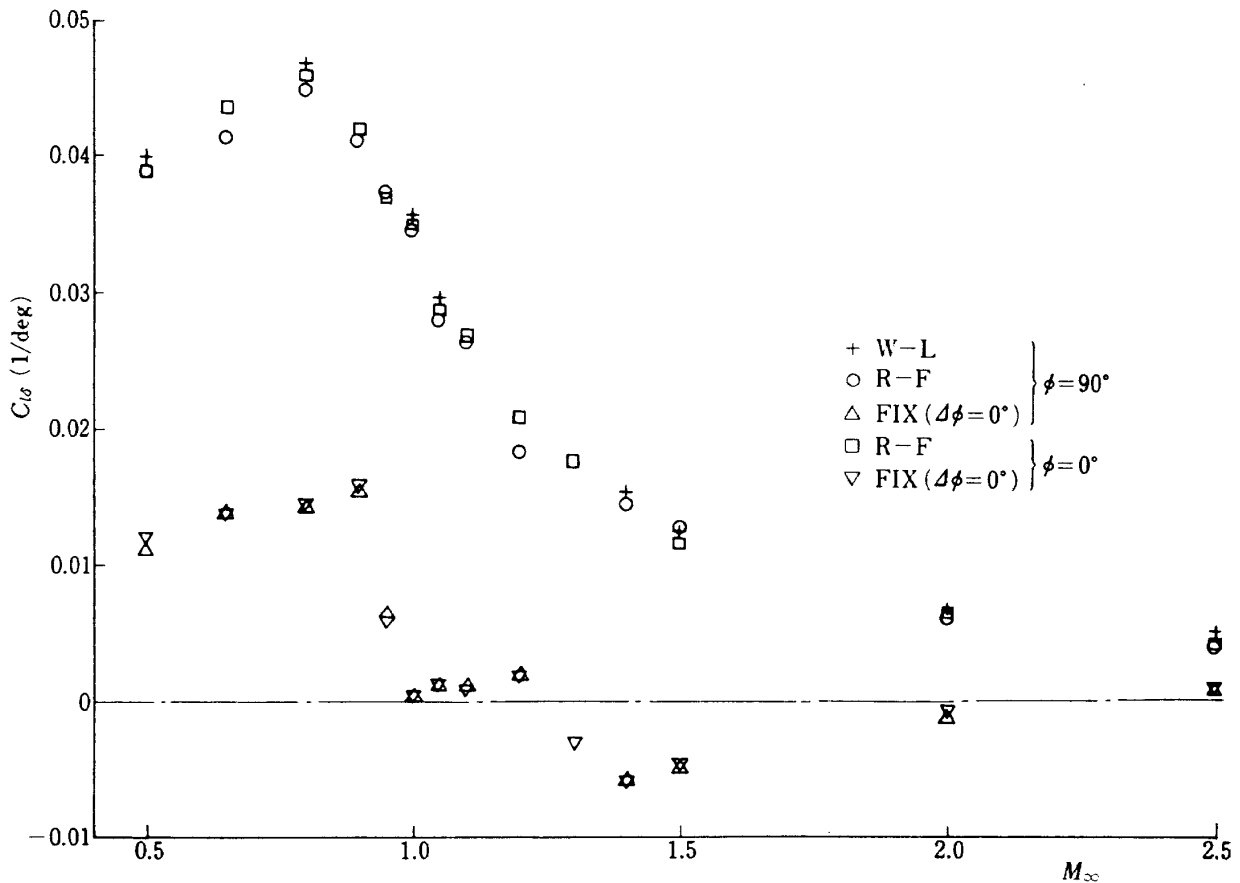


図4 自由回転式後翼の効果 ($\alpha=0^\circ$)

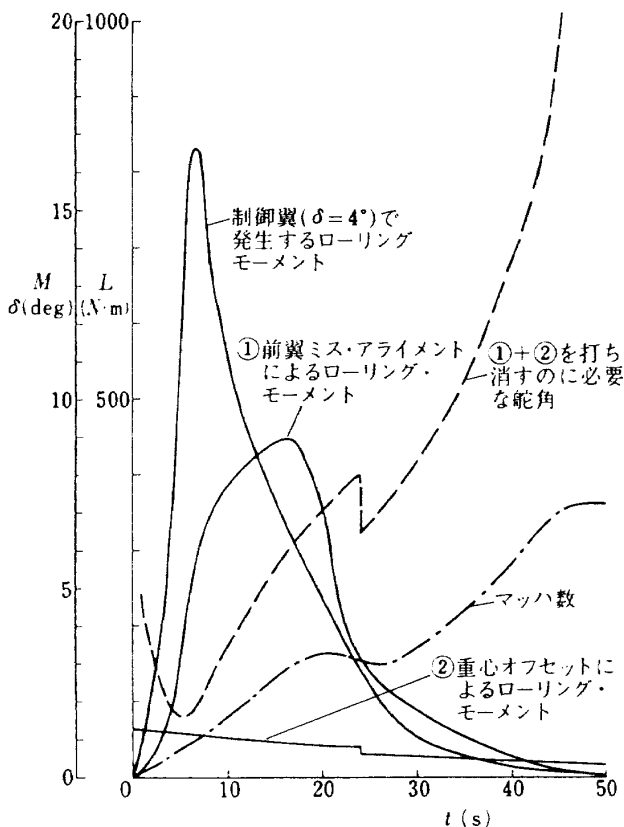


図5 ミス・アライメント、制御翼等によるローリング・モーメントの比較と制御に必要な舵角

対して、 $R-F$ は $W-L$ とほぼ同じローリング・モーメント値を示すことが確かめられたため、それ以外の M_{∞} では後翼回転数の測定をするため $R-F$ の試験を優先し、 $W-L$ の試験は試験時間節約のため省略した。

この制御翼で得られるローリング・モーメントとナチュラル・スピンを生じさせるローリング・モーメントの大きさを比較したのが図5である。このナチュラル・スピンは主として、前翼の取り付けミス・アライメントによる空力的ローリング・モーメント及び機体重心の機体中心軸からのオフ・セットによる力学的ローリング・モーメントにより生じる。この他、推力方向のミス・アライメントと重心のオフ・セットのカップリングによるローリング・モーメントが考えられるが、相対的に小さく無視できる。これらのローリング・モーメントを、ロケットの制御という立場から便宜上、外乱ローリング・モーメントと呼ぶことにする。これは、風等の空力的な外乱に基づくものという意味ではない点注意されたい。この外乱ローリング・モーメントを発生させる前翼

のミス・アライメントは4枚とも同じ向きに1/1000 rad, 重心オフ・セットは推進の燃焼, 1, 2段分離に無関係に3mm, であるとそれぞれ仮定した。これらは考えられるミス・アライメント及び重心オフ・セットをかなり過大に見積もったことに相当する。図5に, ミス・アライメント及び重心オフ・セットにより機体に作用するローリング・モーメントの大きさ, 舵角4°の時制御翼で発生するローリング・モーメントの大きさ, 及び図示した2つの外乱ローリング・モーメントを打ち消すのに必要な制御翼の舵角を打ち上げからの時間変化として示した。ここで, 前翼の揚力係数傾斜はTT-500A型ロケットの風洞試験⁸⁾から推定し, 軌道及び速度はTT-500A型ロケット(打ち上げ経路角78°)のもの⁹⁾を用いた。この図より, 速度又は空気密度が小さく動圧が十分でない打ち上げ後約1秒間及び44~45秒以降を除いて, この制御翼は20°以内の舵角でロール制御に十分なローリング・モーメントを発生させることができることがわかる。44~45秒以降については, ガス・ジェット等・他の方法によるロール制御が必要となる。また付録の図A1(1)~(2)に見られるように, 舵角によるローリング・モーメント係数の非直線性は($R-F$, $W-L$ については)それほど強くなく, 実際の制御ではロール角センサーからのフィード・バックによるクローズド・ループによる制御が行われることを考えると, この制御翼により発生するローリング・モーメントは大きさ, 舵角による変化特性とも実用上問題がないといえる。

4.1.2 後翼の回転数の推定

風洞試験における後翼の回転数については第6章で述べるが, ここではその結果に基づいて実飛行時の後翼回転数についての推定を行う。後翼の回転は, 干渉によって作用するローリング・モーメントによって生じるのであるから, 制御翼で発生させるローリング・モーメント, ひいては外乱ローリング・モーメントの大きさがわからないと, 回転数そのものの推定はできない。しかし, 構造上問題となるのは, 回転数の最大値であると考えられるので, ここでは以下のようにして回転数の上限を推定した。

後翼は前翼に作用するローリング・モーメントの結果として生じる渦の影響によって回転する。とこ

ろが, 前翼では, 制御翼によるローリング・モーメントと共に(一般には)それと逆向きに前翼全体のミス・アライメントによるローリング・モーメントも作用する。そのため, 両者が打ち消し合った残りとして正味に作用するローリング・モーメントは, 理論的には重心オフ・セットによるローリング・モーメントと等しいものとなり, 制御翼で発生させるローリング・モーメントに比べてかなり小さなものとなる。しかし, ミス・アライメントの大きさは4枚の前翼について一般にはそれぞれ異なるものであり, 一方, 制御翼によるローリング・モーメントはそのうち2枚に等しい大きさで作用するものであるから, 単純に打ち消し合った残りのローリング・モーメントの大きさに対応する干渉が後翼に作用するとはいえない。そのため, ここでは制御翼によって発生するローリング・モーメントの大きさに対応する渦の影響によって後翼にローリング・モーメントが作用すると考え, 前翼のミス・アライメントに対応する渦の効果は考慮しないこととした。この仮定は, かなり過大な結果を与えるので, 回転数の推定には使えないが, 回転数の上限を安全サイドに評価するという立場からは十分であろう。回転数の上限の推定に用いた舵角の大きさは, 図5に示した外乱ローリング・モーメントを打ち消すのに必要な舵角の値を用い, 後翼回転部の慣性モーメントによる回転数変化の遅れを無視した, 時々刻々の条件での定常回転数を求めた。この仮定も飛行中の最大回転数としては過大な結果を与える効果をもつ。推定した回転数の上限の時間的変化を図6に打ち上げ時から1, 2段分離時まで示した。回転数の最大値は約0.45 rpsであり, この回転数での遠心加速度の大き

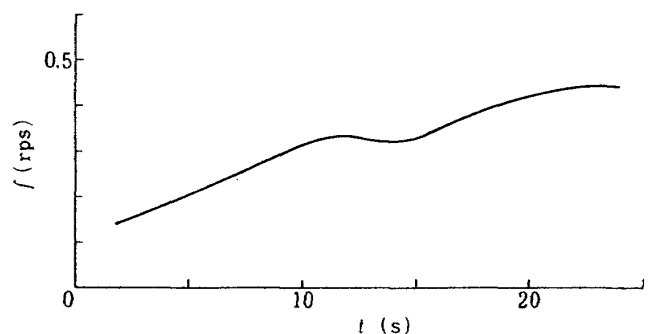


図6 実機後翼の推定回転数(上限値)

さは後翼端で約 7.5 m/s^2 ($\approx 0.76 \text{ G}$) に達するが、この程度の遠心加速度は構造上問題とはならない。(第 8 章で述べるように、TT-500A 型ロケットは 1, 2 段分離前に最大 0.5 rps 程度のロール運動を行っている。)

4.1.3 後翼の回転が他の空力特性におよぼす影響

ここでは、飛翔中の姿勢の安定という点から垂直力係数及び圧力中心位置、また飛翔経路への影響という点から軸力係数、それぞれにおよぼす後翼の回転の影響を評価する。

図 7 に垂直力係数、図 8 に圧力中心位置を、後翼が回転する場合 ($R-F$) と固定された場合 (FIX , $\Delta\phi=0^\circ$) で比較した。値は $\delta = \pm 12^\circ$ の平均値である。垂直力係数は $\phi=0^\circ$, 90° と $\alpha=8^\circ$ では回転する場合は固定された場合に比べて 1~10% 程度大きな値を示すが、 $\alpha=4^\circ$ では両者はほぼ一致する。このことから、 α が小さい実飛翔時の垂直力係数は後翼の回転によってほとんど影響を受けないと推定される。圧力中心位置は $\alpha=8^\circ$ では後翼が回転すると 1~3% 程度機首側に移動し、 $\alpha=4^\circ$ では同様な傾向がみられるがその移動量は小さくなっている。1, 2 段分離前は重心位置と圧力中心位置の差である安定マージンに余裕がある (TT-500A の 1, 2

段分離前の重心位置は、1 段モーター燃焼に伴い 56.8%~44.9% の間で変化する) ため、この程度の圧力中心位置の変化は問題とはならないであろう

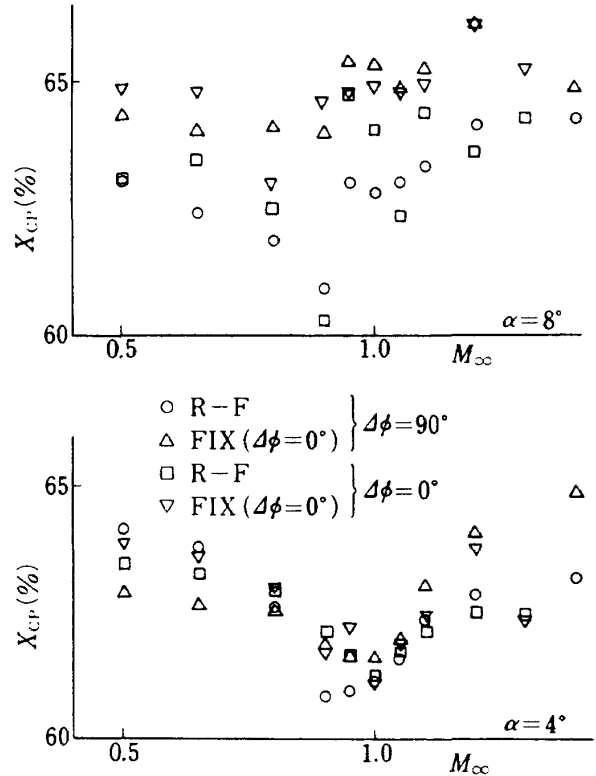


図 8 後翼回転による X_{cp} への影響

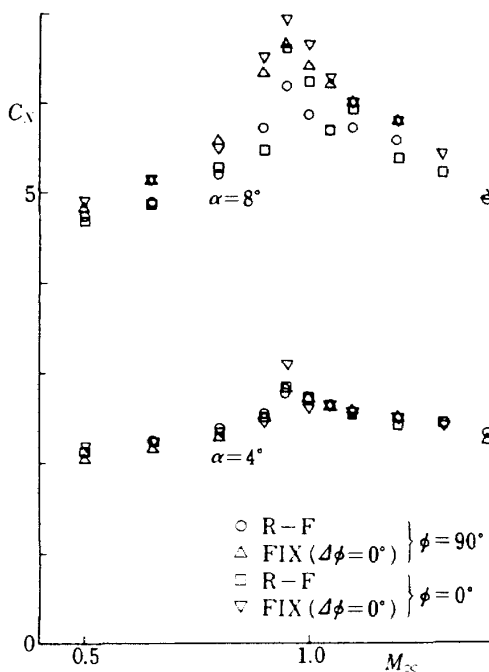


図 7 後翼回転による C_N への影響

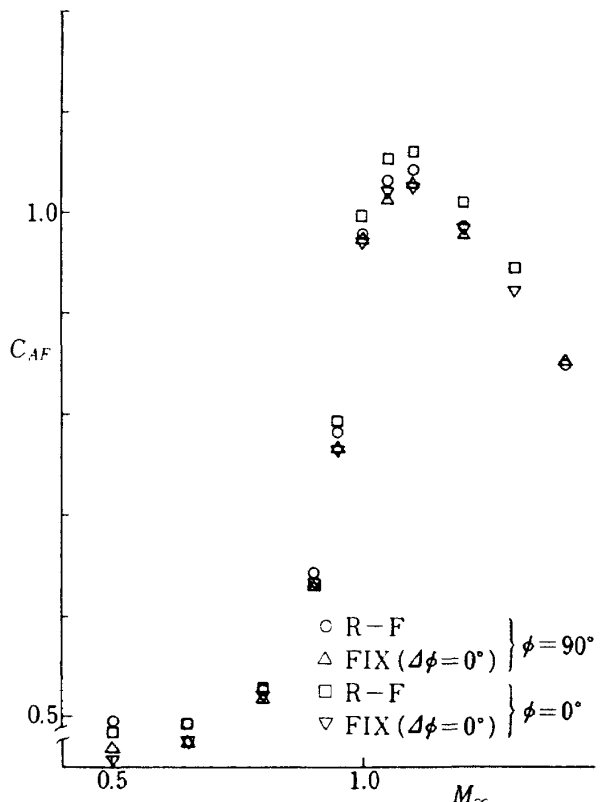


図 9 後翼回転による C_{Af} への影響

が、後翼の回転の影響は安定性を悪化させる向きに作用するので注意を要する。

図9に後翼の回転に伴う前面軸力係数の変化を示した。これは、 $\alpha=0^\circ$ で $\delta=\pm 12^\circ$ の平均値である。前面軸力係数の値は後翼の回転に伴い1～3%程度増大するが、空力的な抵抗の寄与は推力に対して平均で1割程度であることを考えると、後翼の回転が飛行経路に与える影響は小さいといえる。

後翼が回転する場合に、固定された場合に比べてこれらの空力特性が変化するのは、回転に伴う動的な効果と、後翼の前翼に対するバンク角が時々刻々変化する効果の両者が考えられる。しかし、回転に伴う周速度が主流速度に比べて小さいため前者の効果は比較的小さいと考えられる。後者の効果は、回転している場合の各係数値が定性的には各バンク角差 $\Delta\phi$ でのFIXの係数値の中間的な値になっていることから、確かめられている。これについては第7章で詳しく述べる。

4.2 まとめ

TT-500A型ロケットの発展型のひとつとして計画されたロール制御型ロケットの模型の遷、超音速風洞試験を行った。このロケット模型は、前翼に一对のエロン状ロール制御翼をもち、干渉によって後翼に作用するローリング・モーメントの影響をとり除くために後翼が機体中心軸まわりに自由回転できるようになっている。風洞試験結果の解析により次のことが確かめられた。

後翼を自由回転式にすることにより、回転の摩擦抵抗に基づくわずかなローリング・モーメントを除いて、干渉によるローリング・モーメントの影響をほとんど完全にとり除くことができる。制御翼によって発生するローリング・モーメントは、安定翼のミス・アライメント、重心のオフ・セット等により発生するナチュラル・スピンを、打ち上げ直後から打ち上げから約45秒までの間、 20° 以内の舵角で打ち消すことができる。またこの舵角範囲では、ローリング・モーメントの非直線性は弱く、この制御翼の面積、舵角範囲で制御に十分な大きさと特性をもったローリング・モーメントを発生することができる。実機での後翼の回転数は、過大な見積もりでも

0.5 rps以下であると推定され、構造上問題とはならない。また、後翼が回転することにより、垂直力及び前面軸力は増大、圧力中心位置は機首側へ移動するが、特に迎角が小さい場合はその変化は小さく、実機飛行時の安定性、飛行経路等への影響は実用上問題とはならない。

このように、本方式によるロール制御は空力的な観点から実用可能であることを示し、同時に開発に必要な基礎的空力データを得た。

第5章 前後翼間の空力干渉によるローリング・モーメント

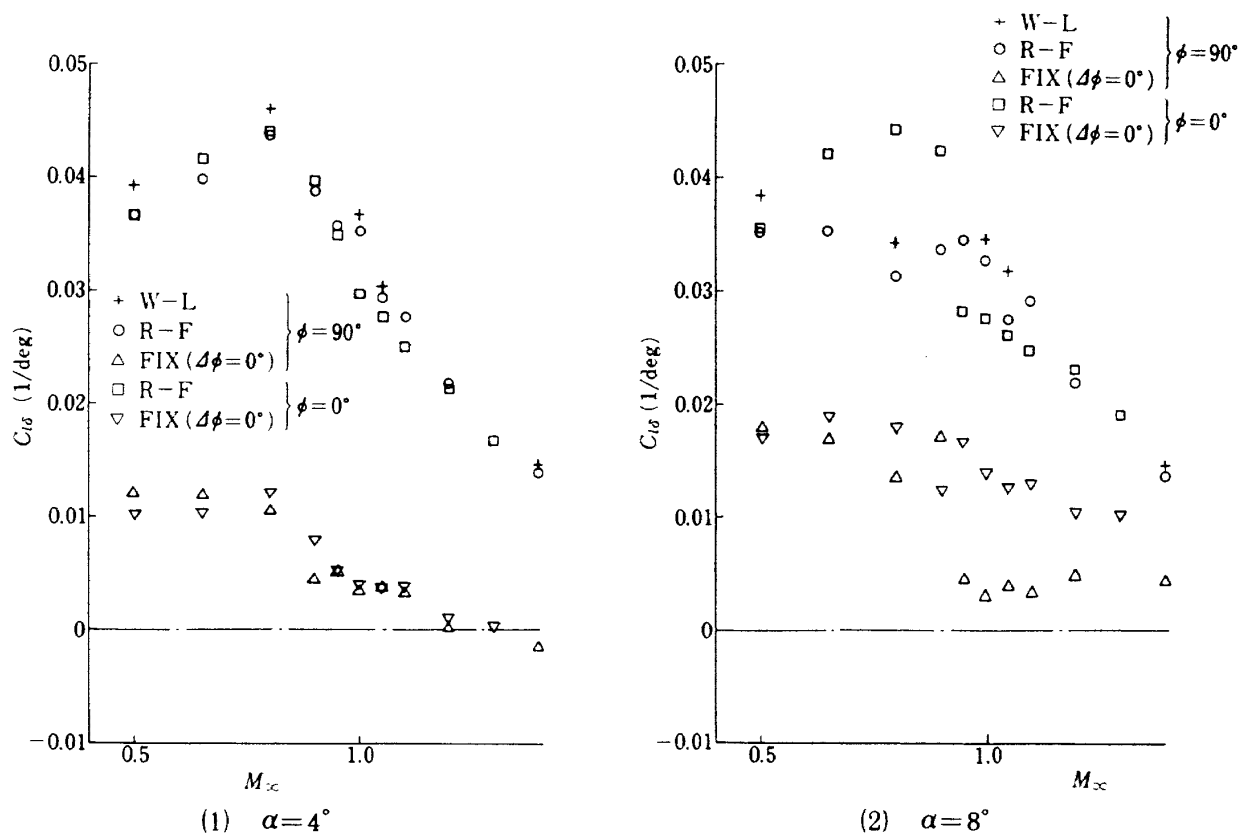
前章ではロール制御型ロケットの開発という観点から試験結果の解析を行ったが、本章では干渉により後翼に作用するローリング・モーメントの特性という点から風洞試験結果の解析を行う。

ここでは、まず α 、 $\Delta\phi$ 、 M_∞ による $C_{l\delta}$ の変化について解析を行い、干渉量がどのように変化するか述べる。次に $\alpha \neq 0^\circ$ では前翼に作用する垂直力によって生じた渦の影響により後翼に作用するローリング・モーメントについて解析を行う。ローリング・モーメント係数の δ による変化を3次式近似した時の、非直線性、非対称性を表わす2次、3次の項についての解析は行わなかった。

また、ストリップ理論による計算を行い、この理論で干渉特性がどの程度予測できるか試みた。

5.1 結果、解析

この章でも、前章で定義した $C_{l\delta}$ を用いる。図10(1)、(2)に迎角をとった場合($\alpha=4^\circ$ 、 8°)の $R-F$ 、 $W-L$ 、FIX($\Delta\phi=0^\circ$)の $C_{l\delta}$ を示した。まず、 $R-F$ と $W-L$ の差は図4の $\alpha=0^\circ$ の場合に比べて大きくなっており、これは回転機構にかかる横方向の力により回転の摩擦抵抗が増大したためと考えられるが、その差は依然として小さい。以下の解析において、干渉によって後翼に作用するローリング・モーメントの大きさを算出するために、制御翼単独で発生するローリング・モーメントの大きさを知る必要がある。 $W-L$ のローリング・モーメントがこれにあたるが、既述のように風洞試験においては、後翼回転数を測定するために $R-F$ の試験を優先し、

図 10 干渉の有無による $C_{l\delta}$ の比較

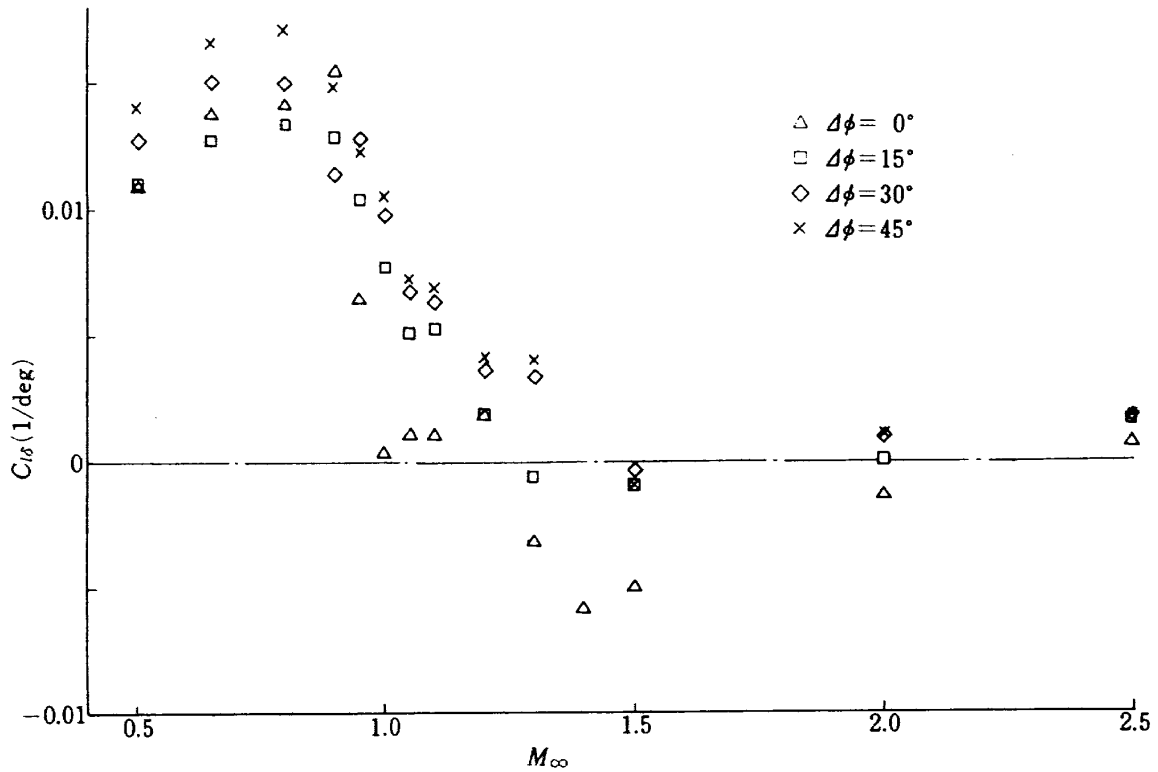
W-Lの試験はいくつかの M_∞ においてしか行わなかった。しかし、R-FとW-Lのローリング・モーメントの差は干渉によるローリング・モーメントの大きさに比べて小さいため、以下の解析では、W-Lの結果がある M_∞ も含めて、R-Fのローリング・モーメントの値を、制御翼で発生したローリング・モーメントとみなした。

R-Fの $C_{l\delta}$ の値は $\alpha = 4^\circ$ では $\alpha = 0^\circ$ とほぼ同じであるが、 $\alpha = 8^\circ$ になると $\phi = 90^\circ$ では亜音速領域で、 $\phi = 0^\circ$ では $M_\infty \approx 1.0$ 付近でそれぞれ $\alpha = 0^\circ$ に比べて小さな $C_{l\delta}$ を示している。これは、 $\phi = 90^\circ$ では制御翼付前翼が迎角をもつ効果、 $\phi = 0^\circ$ では機体迎角は制御翼付前翼に横すべり角を与えるにすぎないが2枚の制御翼のうち1枚が胴体の後流の中にはいることによる効果であると考えられる。FIX ($\Delta\phi = 0^\circ$)については、 $\alpha = 4^\circ, 8^\circ$ とも $\alpha = 0^\circ$ と異なった傾向を示しているが、 $\alpha = 4^\circ$ では $\phi = 0^\circ, 90^\circ$ であまり差がないのに対し、 $\alpha = 8^\circ$ では両者での差が大きくなっている。これは、 $\alpha = 8^\circ$ では前翼による渦と後翼の位置関係が $\phi = 0^\circ$ と 90° で大きく異なるため干

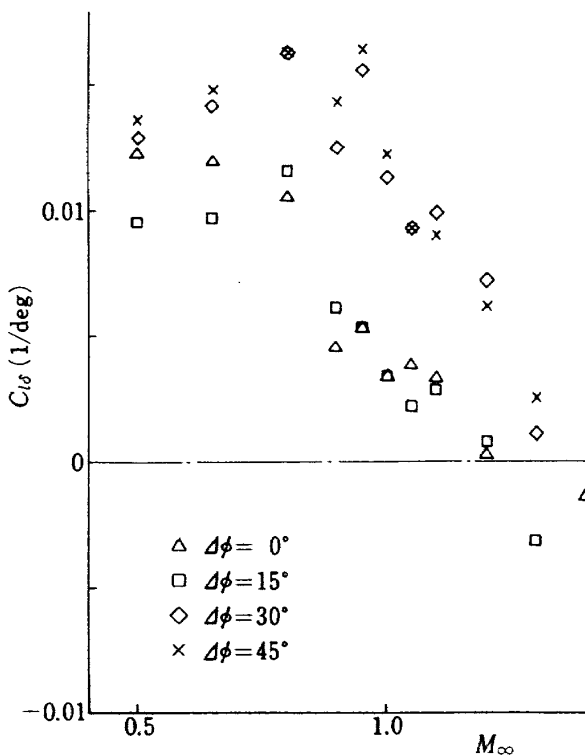
渉特性が変化したためであると考えられる。

図 11 (1)~(3)に、前翼に対する後翼のバンク角差 $\Delta\phi$ を変化させた時の(FIXの) $C_{l\delta}$ の変化を示した。これは $\phi = 90^\circ$ のみであるが、これは $\phi = 90^\circ$ の方が $\Delta\phi$ を変えた際の前翼による渦と後翼の位置関係の変化の影響が大きく、興味ある結果が予想されたためである。 $\alpha = 0^\circ$ では各 $\Delta\phi$ での $C_{l\delta}$ の M_∞ 依存性は互いに似た傾向を示すが、遷音速領域では $\Delta\phi$ による差がやや大きくなる。 $\alpha = 4^\circ$ では定性的には $\alpha = 0^\circ$ と大差ないが、 $\Delta\phi$ による差が拡大する。 $\alpha = 8^\circ$ では、 $\Delta\phi = 45^\circ$ 以外は $\alpha = 0^\circ$ と似た傾向を示すが、 $\Delta\phi = 45^\circ$ ではほとんど全ての M_∞ に対して $C_{l\delta}$ が負になっている。($C_{l\delta}$ が負であっても、後述のように $\delta = 0^\circ$ でもローリング・モーメントが作用するし、 δ に対する非直線性もあるため、必ずしも $\delta > 0$ で $C_l < 0$ または $\delta < 0$ で $C_l > 0$ を意味しない)

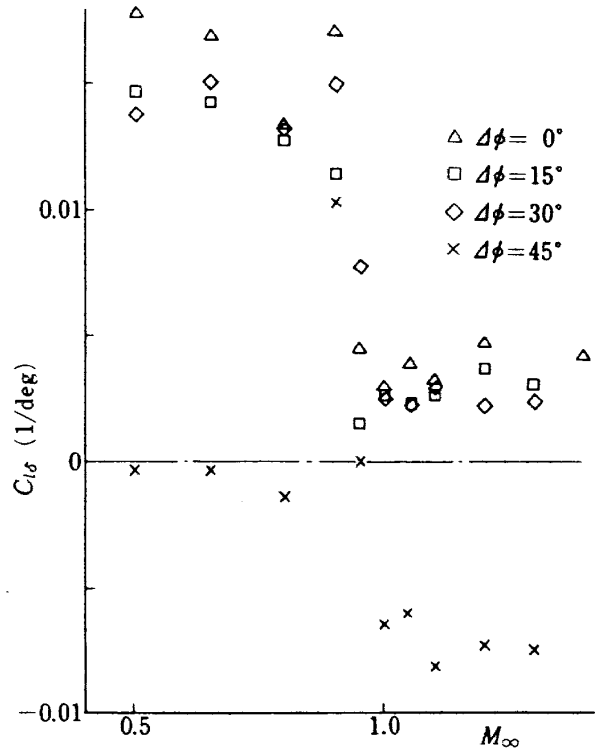
干渉の相対的な大きさを表わす量として、制御翼による $C_{l\delta}$ (R-Fの $C_{l\delta}$)に対する干渉による $C_{l\delta}$ (FIXの $C_{l\delta}$ とR-Fの $C_{l\delta}$ の差)の比の絶対値を k_{INT} と定義する。いうまでもなく、 $k_{INT} > 1$ は干渉



(1) $\alpha = 0^\circ, \phi = 90^\circ$



(2) $\alpha = 4^\circ, \phi = 90^\circ$

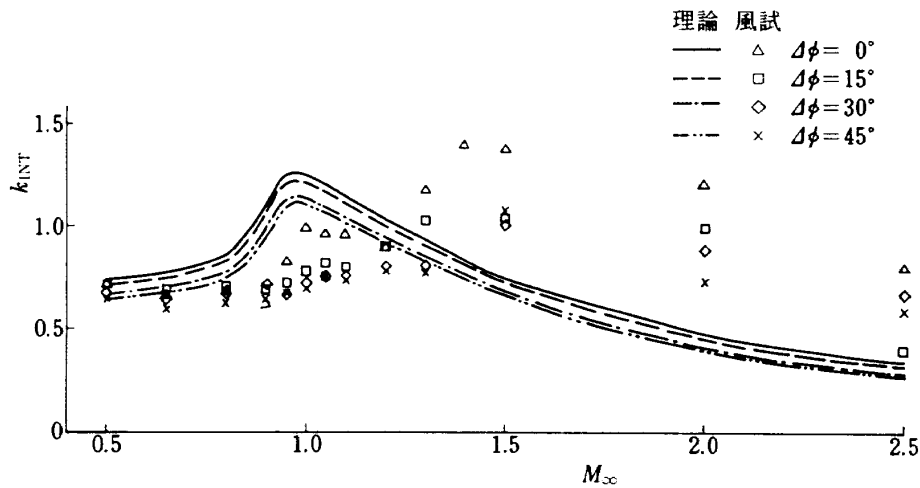


(3) $\alpha = 8^\circ, \phi = 90^\circ$

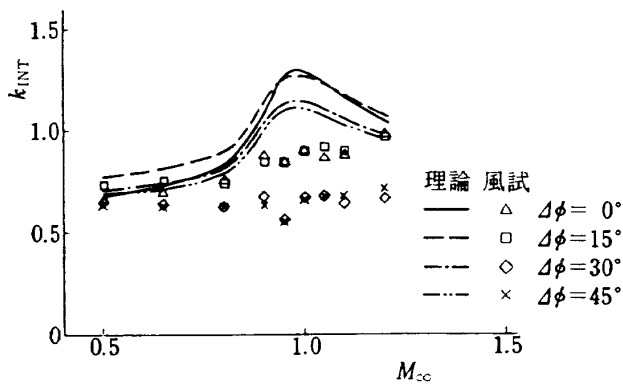
図 11 各 $\Delta\phi$ での $C_{l\delta}$ の比較

により後翼に作用するローリング・モーメント (の絶対値)の方が、制御翼で発生するローリング・モーメント (の絶対値)より大きくなることを意味する (次に述べるように $\alpha \neq 0^\circ$ では $\delta = 0^\circ$ でも前翼に

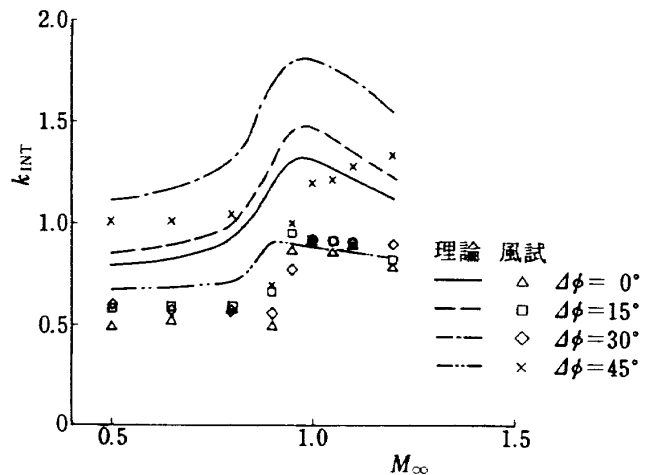
作用する垂直力による渦の影響によるローリング・モーメントが後翼に作用するため、厳密には、これは両者の勾配の大小関係についてのみ正しい)。図 12(1)~(3)に、各 $\Delta\phi$ に対する k_{INT} の値を示した。 α



(1) $\alpha = 0^\circ, \phi = 90^\circ$



(2) $\alpha = 4^\circ, \phi = 90^\circ$



(3) $\alpha = 8^\circ, \phi = 90^\circ$

図 12 各 $\Delta\phi$ による k_{INT} の比較

$\alpha = 0^\circ$ では、 $\Delta\phi$ による k_{INT} の差は遷音速領域で 1/4 程度、超音速領域では次第に大きくなり $M_\infty = 2.5$ では 2 倍程度となる。 $\Delta\phi$ 依存性は、 $\Delta\phi$ が大きくなる程 k_{INT} が小さくなる傾向を示す。これは、前翼で発生した渦は $\alpha = 0^\circ$ では機体中心軸にほぼ平行に伸びて行くであろう (図 16(1)参照) ことを考えると、 $\Delta\phi$ が大きくなると渦と後翼の間隔が大きくなり干渉が小さくなるものと定性的に説明される。 $\alpha = 4^\circ, 8^\circ$ になると $\Delta\phi$ による差が次第に大きくなる。 $\Delta\phi$ による大小関係も、 $\alpha = 4^\circ$ では $\Delta\phi = 0^\circ$ と $15^\circ, 30^\circ$ と 45° がそれぞれほぼ同じ k_{INT} の値を示し、 $\alpha = 8^\circ$ では $\Delta\phi = 45^\circ$ がそれ以外の $\Delta\phi$ に比べてかなり大きい k_{INT} の値を示している。このことは次のように説明される。ストリップ理論による計算によると、干

渉が最も大きくなるのは渦が後翼端に近づいた時 (図 15 参照) であるが、この供試模型の形状では、制御翼のスペンが後翼のスペンより短い (約 81%) ため、制御翼の翼端付近で発生した渦糸は一般には後翼の翼端より内側に到達する (図 16 参照)。しかし、 $\alpha = 8^\circ, \Delta\phi = 45^\circ$ では後翼が制御翼に対して 45° 傾くため、渦糸が後翼端近くに到達し、大きな干渉を示したものと考えられる。図 12 に示した理論結果については次節で述べる。

図 13 に C_l の風洞試験値の δ による変化を 3 次式近した場合の定数項、すなわち $\delta = 0^\circ$ での C_l の値を示した。このローリング・モーメントは次のようなメカニズムで作用する。機体が迎角をとると、前翼が垂直力を受ける結果左右一対の渦が発生するが、

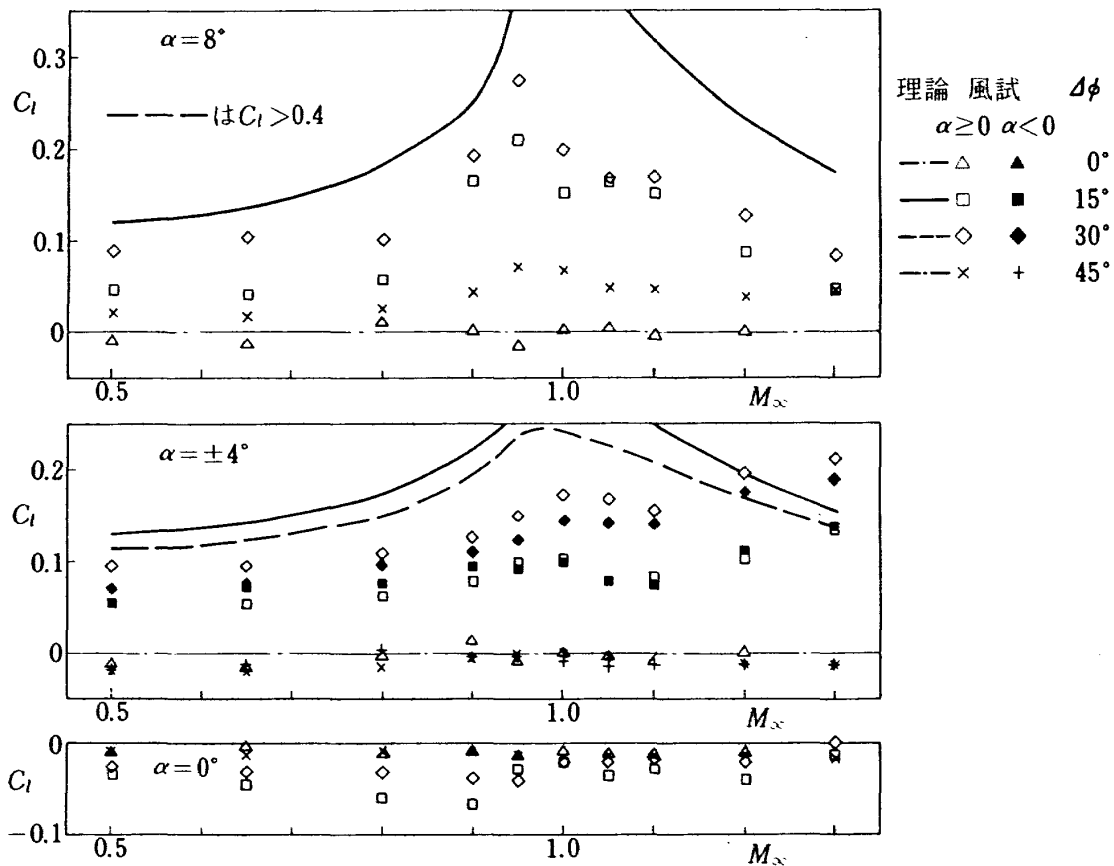


図 13 $\delta = 0^\circ$ での C_l

この渦糸は機体が迎角をもっているため機体中心軸に沿っては伸びず、後翼位置に達した時には互いに機体中心軸に対して対称位置にはない。そのため、 $\delta\phi = 0^\circ$ 、 45° 以外では左右の渦に対する後翼の配置は同一にならず、渦の影響で後翼に作用する空気力の和は左右の渦糸で等しくならない。その差としてのローリング・モーメントが後翼に作用する（ローリング・モーメントだけでなく、垂直力も作用するが本報告では扱わない。また、 $\delta\phi = 0^\circ$ 、 45° では後翼の配置は左右の渦に対して同一になり、渦の向きが左右で逆であることから打ち消し合ってこのメカニズムによるローリング・モーメントは作用しない）。

ここで、この $\delta = 0^\circ$ での C_l を測定する際に注意しなければならない天秤の零点ドリフトの影響について述べる。一般に風洞試験においては、通風中に天秤温度が変化するため、天秤の零点にドリフトが生じる。このドリフトは、ハードの面からもソフトの面からも補正する対策がされているが、特に今回のように天秤の定格に比べて極めて小さな量の計測

においては、その影響について評価しておく必要がある。このドリフトは、温度等、時間的にゆっくり変化する外的条件によって生じるものであるため、短時間に連続して計測したデータ間では零点の差は無視できると考えられる。今回の試験では、この理由から通風中に遠隔操作で舵角を変えられる模型を用いたため、ローリング・モーメント係数の舵角変化による勾配、 $C_{l\delta}$ についてはドリフトの影響はほぼ完全にとり除くことができる。しかし、 $\delta = 0^\circ$ での C_l のように、その絶対値を議論する際には、その影響についての定量的な評価が必要となる。実際の風洞試験では、 M_∞ を固定し、 δ 、 α を変えながら一連の計測を行うため、次の M_∞ に移るまでにかかりの時間が経過するし、全ての M_∞ について一度の通風で試験を終了することは時間的に不可能であるため、 M_∞ をいくつに区切って試験を行う。また、諸々の理由から必ずしも M_∞ の低い順、高い順に試験を行うとは限らない。つまり、計測結果にドリフトの影響があれば、その M_∞ 依存性は系統的に連続したものとならず、逆に系統的に連続していればド

リフトの影響は小さいといえる。図 13 をみれば、 C_l の値は M_∞ に対して連続的な変化を示しており、ドリフトの影響は小さいといえる。また、ドリフト量の直接的な評価は、空力的に 0 になることがわかっている場合のその量の計測値を調べることによって可能である。 $R-F$ 及び $W-L$ の $\delta=0^\circ$ の C_l の値は $\alpha \neq 0^\circ$ においても 0 であることは模型の対称性から明らかである。このケースの C_l について 3 次式近似した定数項の大きさを図 14 (縦軸が図 13 の 10 倍に拡大されていることに注意) に示したが、 $|C_l| < 0.025$ の中にほとんど含まれることから、ドリフトの大きさは係数値に換算してその程度以下であると推定される。

図 13 に戻って $\delta=0^\circ$ の C_l の大きさをみると、 $M_\infty = 0.95 \sim 1.00$ に極大があるが、これは前翼の垂直力係数の極大に対応している。また $\alpha = \pm 4^\circ$ では、 $M_\infty \geq 1.2$ で再び C_l が大きくなっているが、この領域では垂直力係数は減少していることを考えると、これは干渉が強くなる効果であろう。 4ϕ 依存性は、 $\alpha = \pm 4^\circ, 8^\circ$ と $4\phi = 30^\circ$ で最大で $4\phi = 15^\circ$ がこれよりやや小さくなる。 $4\phi = 0^\circ, 45^\circ$ や $\alpha = 0^\circ$ については、模型の対称性から本来 0 になるべきものであるが、特に $\alpha = 8^\circ$ の $4\phi = 45^\circ$ では値は小さいが $4\phi = 30^\circ$ や 15° と定性的に似た変化を示している。これらはドリフト量より大きく、また系統的な結果を示していることから、模型製作や風洞内設定のミス・アライメント等によるものと推定さ

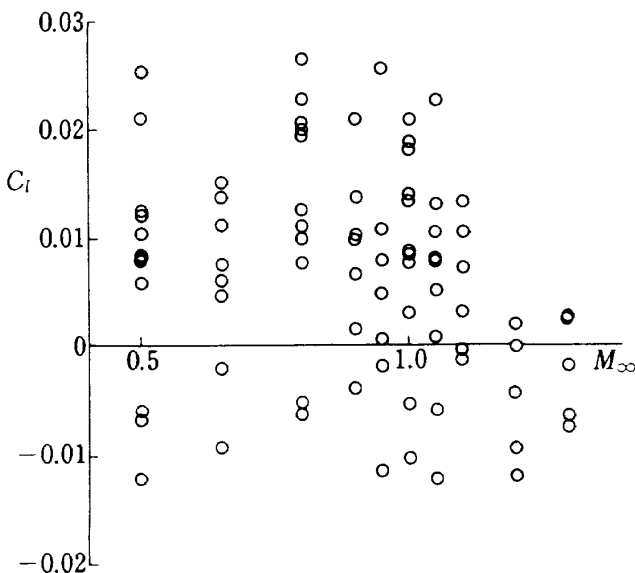


図 14 天秤ドリフトによる C_l への影響

れる。

ここで $4\phi = 15^\circ, 30^\circ$ に対する C_l がいずれも正であるということは、 4ϕ を小さくする向きにモーメントが作用することを意味する (図 3 参照)。また、対称性についての考察から $45^\circ < 4\phi < 90^\circ$ では逆に C_l が負、すなわち 4ϕ を大きくする向きにモーメントが作用することがわかる。このことは、実験的に、回転していた後翼が静止する位置が、 $\delta = 0^\circ$ では前翼と同位相、すなわち $4\phi = 0^\circ$ (又は $4\phi = 90^\circ$) であった事と対応している。 $\delta \neq 0^\circ$ については、制御翼により発生する渦の影響によるローリング・モーメントも作用するため、両者のバランスという条件で静止位置が決まるが、これについては 6.2 で述べる。また、図 13 の中の理論結果については次節で述べる。

この垂直力に伴う渦の影響で作用するローリング・モーメントの大きさは、今回の模型、試験条件では、制御翼によるローリング・モーメントと同程度の大きさになる。しかし、実機ではほとんど $\alpha = 0^\circ$ であることや、このメカニズムにより作用するローリング・モーメントの影響も後翼を自由回転にすることで取り除けることから、実機への影響はない。

5.3 理論結果との比較

この節では、干渉によるローリング・モーメントについて、理論計算と風洞試験の結果の比較を行う。

このような空力干渉によって作用する力、モーメントの大きさを理論的に推定する方法はいくつかあり¹⁾、また最近では計算プログラムも開発されている¹⁰⁾。ここでは、計算が比較的容易ないわゆるストリップ理論による結果と比較する。ストリップ理論では、下に述べる干渉係数の値がマッハ数に依存しない点等、必ずしも十分な予測を与えるとは思えないが、比較的簡便なこの方法でどの程度予測が可能であるか試みた。また、この理論による説明は、干渉現象の理解に役立つと考えられる。計算の具体的手順は、干渉によって作用する垂直力を扱った文献(1)の方法をローリング・モーメントに応用した。以下、その考え方、方法を簡単に述べる。

前翼に垂直力又はローリング・モーメントが作用すると、その大きさに応じた渦が前翼後縁から発生

し、いわゆる完全に巻き上がった渦糸となる。この渦糸は、他の翼から出る渦糸や胴体と相互作用しながら、下流に伸びるため、その軌跡は主流方向とは一致しない。後翼はその渦糸によって生じた流れ場の中にあるため、一様流中にある時には受けない力、すなわち干渉力を受ける。この干渉力を計算するため、同文献に準じてローリング・モーメントに関する干渉係数 i_T を

$$i_T = \frac{L_{INT}/(Z_{T\alpha} \cdot s_T)}{\Gamma/[2\pi V_\infty(s_T - a)]} \quad (1)$$

で定義する。ストリップ理論によると、 (y_0, z_0) にある強さ Γ の渦糸によって y 軸上にある後翼 1 枚に作用するローリング・モーメントの大きさは、

$$L_{INT} = \frac{q_\infty}{2\pi V_\infty} \cdot \frac{4}{\beta} \Gamma \int_a^{s_T} \frac{y_0 - y}{[z_0^2 + (y - y_0)^2]} \cdot y \cdot c_y dy \quad (2)$$

であり、ここで $4/\beta$ は

$$Z_{T\alpha} = 2q_\infty \cdot \frac{4}{\beta} \int_a^{s_T} c_y dy \quad (3)$$

で決まる後翼の垂直力係数傾斜の大きさを表わすパラメータである。(2)式の4枚の翼についての和をとったものと(3)式を(1)式に代入すれば、 i_T の値が求まるが、 i_T はマッハ数に依存せず a/s_T と λ (テーパ比) を決めると後翼に対する渦糸の位置だけの

関数となる。この供試模型の後翼 $a/s_T = 0.268$, $\lambda = 0.614$ に対する i_T の値を図 15 に示した。 i_T の値は全ての位置に対して負であり、このことは渦糸の影響で後翼に作用するローリング・モーメントは、前翼で渦を発生させたローリング・モーメントと必ず逆向きになることを意味する。また、この図で特徴的なことは、翼端付近で i_T の絶対値が非常に大きくなる、つまり干渉が大きくなることである。

前翼に作用する垂直力に伴う渦糸の強さは

$$\Gamma_N = V_\infty \frac{S_1 \cdot C_N}{4 \left(y_v - \frac{a^2}{y_v} \right)} \quad (4)$$

制御翼によるローリング・モーメントに伴う渦糸の強さは

$$\Gamma_l = V_\infty \frac{S_1 \cdot d \cdot C_l}{4 \left(y_v^2 - \frac{a^4}{y_v^2} \right)} \quad (5)$$

となる。¹²⁾ここで、 y_v は渦糸の発生するスパン方向の位置を表わし

$$y_v = \frac{K_{W(B)}}{K_{B(W)}} \quad (6)$$

で与えられる。制御翼による渦糸と前翼の垂直力による渦糸の発生位置は厳密には同一ではないが、ここでは(6)式によって決まる位置で発生し、その強さは(4)式と(5)式の和になるとした。 $Z_{T\alpha}$ は TT-500 A

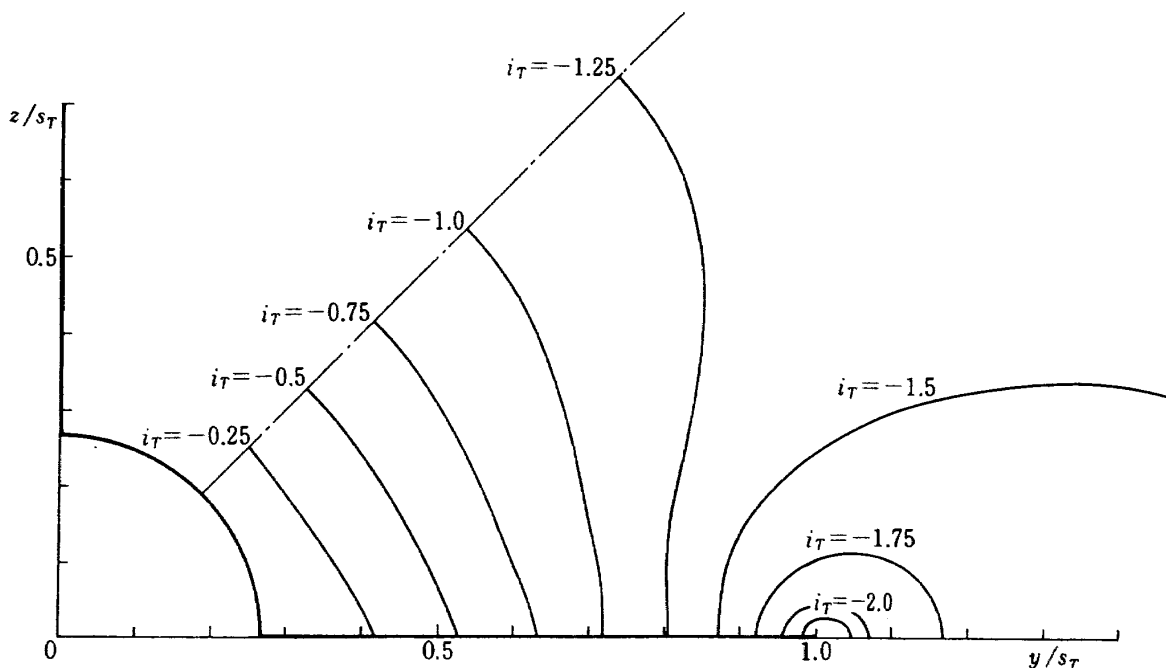


図 15 干渉係数 ($q/s_T = 0.268$, $\lambda = 0.614$)

型ロケット模型の風洞試験⁸⁾による後翼の値, C_N は同試験による値に面積の違いの効果を補正したものを用いた。 C_l は今回の風洞試験に基づいたが, 次の補正を加えた。この模型のように, 十字形前翼のうち一对2枚のみでローリング・モーメントを発生させる場合には, 前翼相互の空力干渉によって制御翼のない残り2枚の前翼にも逆向きのローリング・モーメントが作用するとされている¹³⁾これによると, 風洞試験で測定されるローリング・モーメントはそれらの和(絶対値の差)になり, 制御翼で発生するローリング・モーメントの76%になる。(5)式の C_l はその点を補正し, 風洞試験で得られた C_l を1/0.76倍して用いた。また, 同じ理由により, 制御翼のない残りの前翼からも渦糸が発生するとした。 $\alpha \neq 0^\circ$ では胴体が垂直力を受けることによる胴体からの渦も発生するが, その強さ, 位置の推定が困難であるため, この計算では無視した。

物理的に存在するのはこの4本の渦糸だけであるが, 模型表面で流れが表面に沿うという境界条件を満たすために, 胴体内部にそれぞれの渦糸に対応する4本の虚渦が存在する。4本の渦糸は, それ自身を除いた7本の渦糸でできる流れ場の中を下流に伸

びる。機体中心軸に垂直な面内での渦糸の軌跡の例を図16(1)~(3)に示した。これを見ると, 渦糸が相互作用によって移動する距離(図16(1)の移動量がこれに相当する)は比較的小さく, 渦糸の移動は主として迎角の効果によることがわかる。

後翼に作用するローリング・モーメントの大きさは, それぞれの渦糸の位置, 強さによって決まる(2)

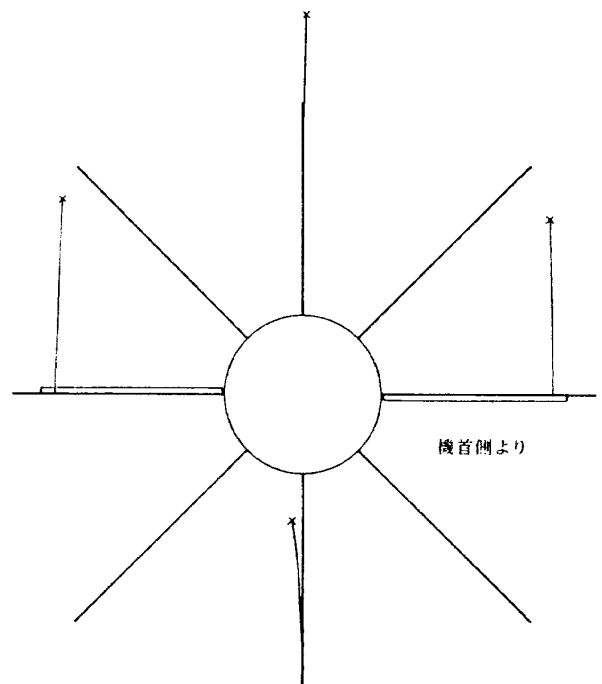
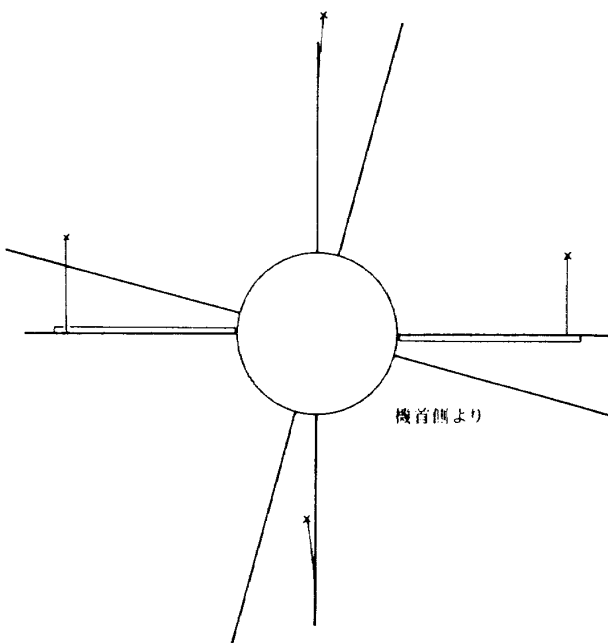
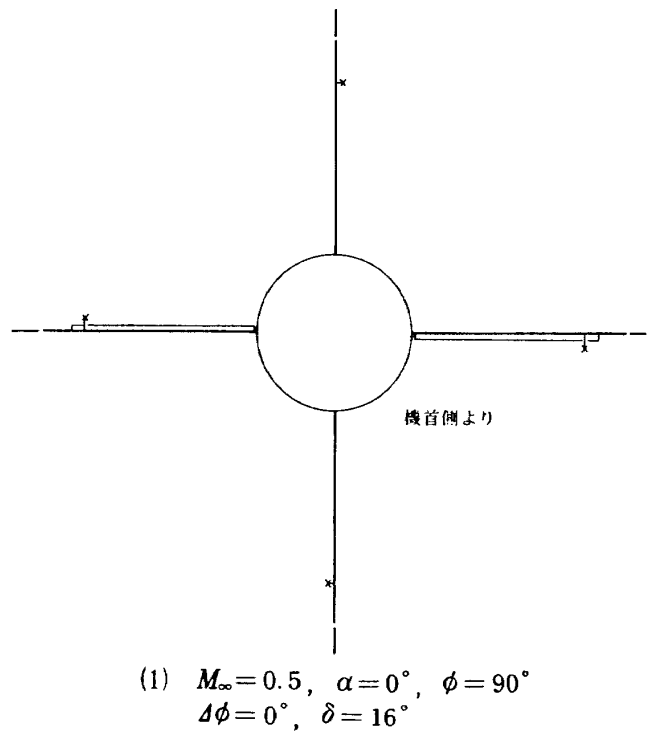


図16 渦糸の軌跡

式の値の、4枚の後翼、4本の渦糸についての和をとったものになる。

この理論による結果を、 k_{INT} と $\delta=0^\circ$ での C_l の2つの面で風洞試験結果と比較した。 k_{INT} と $\delta=0^\circ$ での C_l の値は、風洞試験結果の整理の場合と同じ手続きに従って求めた。すなわち、各 M_∞ 、 α 、 $\Delta\phi$ について $\delta=-16^\circ\sim+16^\circ$ の 4° 毎の9ケースの計算を行い、その結果得られたローリング・モーメント係数を3次式近似し、1次の項から k_{INT} を求め、定数項が $\delta=0^\circ$ での C_l となる。理論で求まるのは後翼に作用するローリング・モーメントであるから、 k_{INT} を算出するための制御翼による $C_{l\delta}$ は風洞試験値である。

図12(1)~(3)に $\alpha=0^\circ$ 、 4° 、 8° での各 $\Delta\phi$ に対する k_{INT} の理論値を合わせて示した。 k_{INT} の概ねの大きさは、 $\alpha=4^\circ$ 、 8° でやや大きめであるが風洞試験値と一致している。しかし、 M_∞ 、 $\Delta\phi$ 依存性は必ずしも予測されているとはいえない。まず M_∞ 依存性についてみると、風洞試験では $M_\infty=1.4\sim 1.5$ に極大がある($\alpha=0^\circ$ の場合)のに対し、理論値では $M_\infty=0.95$ 付近にある。これは次のような原因によると思われる。ストリップ理論によると、 i_T の値は M_∞ に依存しないため、理論計算における k_{INT} の M_∞ 依存性は渦糸の軌跡が渦糸の強さ、主流速度の変化に応じて変化し、対応する i_T の値が変化する効果と、後翼の垂直力係数傾斜の値が M_∞ によって変化する効果による。ところが、図16(1)にみるように、渦糸の相互作用による渦糸の軌跡の変動量は小さいため、 k_{INT} の大きさは主として後翼の垂直力係数傾斜の変化に因る。そのため、理論計算による k_{INT} は、垂直力係数傾斜と同じく $M_\infty=0.95$ 付近に極大ができたものである。次に $\Delta\phi$ 依存性をみると、 $\alpha=0^\circ$ では $\Delta\phi$ が大きい程 k_{INT} が小さいという傾向は一致している。また $\alpha=4^\circ$ でも、亜音速領域では $\Delta\phi=15^\circ$ が大きく、遷音速領域では $\Delta\phi=0^\circ$ と 15° 、 30° と 45° がそれぞれ同じような値を示す点等、風洞試験結果と一致している。しかし $\alpha=8^\circ$ では、風洞試験結果は $\Delta\phi=45^\circ$ が他に比べて大きくなっているのに対し、理論結果は $\Delta\phi=30^\circ$ が最も大きく、逆に $\Delta\phi=45^\circ$ は最も小さくなっている。ここで用いた渦糸の軌跡の推定法は必ずしも渦糸の軌跡を正確

に予測はしないといわれており¹¹⁾、渦糸軌跡の推定の誤差が、渦が翼端近くにくるこの $\alpha=8^\circ$ の $\Delta\phi=30^\circ$ 、 45° のケースで大きな影響を示したためであると考えられる。

次に $\delta=0^\circ$ での $C_{l\delta}$ の値をみる。図13に $\Delta\phi=15^\circ$ 、 30° に対する C_l の理論値を示した。 $\Delta\phi=0^\circ$ 、 45° では対称性により理論値は0になる。 $\alpha=4^\circ$ では $\Delta\phi=15^\circ$ 、 30° 共、理論値は風洞試験値のほぼ2倍、 $\alpha=8^\circ$ では $\Delta\phi=15^\circ$ ではほぼ2倍であるが $\Delta\phi=30^\circ$ では非常に大きな値($0.4 < C_l < 1.25$)を示し、図中にはいらなかった。これらの不一致は次のように、やはり渦糸の軌跡の推定の誤差によるものと考えられる。つまり、制御翼により発生する一対の渦糸は左右で同じ回転の向きをもつため、その影響で後翼に作用するローリング・モーメントは両者の影響の和になるが、揚力の結果として生じる渦糸は左右で逆回転であり、空力干渉で作用するローリング・モーメントは両者の影響の差になる。そのため、渦糸の推定の誤差による影響がこの場合は、 k_{INT} の計算の場合に比べて大きくなったものと考えられる。

また、この計算で仮定している、渦はいわゆる完全に巻き上がった渦糸であること、後翼の垂直力係数の翼幅方向分布がコード長に比例するとしていること等も理論結果と風洞試験結果の不一致の原因であると考えられる。

5.3 まとめ

ロール制御型ロケット模型の後翼の固定した場合の風洞試験を行い、天秤干渉、ドリフトの影響が小さい精度のよい結果を得た。主流マッハ数、機体迎角、前、後翼バンク角差、制御翼舵角を変化させた時の、制御翼で発生するローリング・モーメント及び干渉により後翼に作用するローリング・モーメントを系統的に調べ、その結果の解析により次のことを明らかにした。

制御翼で発生する渦の影響で後翼に作用するローリング・モーメントの大きさは、迎角によってそれ程大きな変化は示さないが、 $\Delta\phi$ 依存性が迎角によって変化する他、 $\alpha=8^\circ$ 、 $\Delta\phi=45^\circ$ の特定の組み合わせで大きな値を示す。また、主流マッハ数依存性は、 $M_\infty=1.4\sim 1.5$ に極大をもつ。 $\delta=0^\circ$ で前翼

に作用する垂直力の結果生じる渦の影響で後翼に作用するローリング・モーメントの大きさは、この風洞模型、試験条件では制御翼によるローリング・モーメントと同程度の大きさをもつ。また、その極大はほぼ $M_\infty = 0.95 \sim 1.00$ 付近にあり、これは前翼の垂直力係数の極大と対応している。

ストリップ理論による計算は、制御翼により発生する渦の影響で作用するローリング・モーメントについては、干渉の概ねの大きさやバンク角依存性はある程度予測できるが、主流マッハ数依存性については不十分な予測しか与えず、また、渦が後翼端に近い場合には誤差が大きくなる。前翼に作用する垂直力の結果生じる渦の影響で後翼に作用するローリング・モーメントについては予測の誤差が大きく、これはこの場合は渦糸位置の誤差の影響が大きいためであると考えられる。

本風洞試験結果には、制御翼舵角による非直線性、非対称性を含めて、このたび解析を行わなかった興味ある事実が数多く含まれており、さらに進んだ解析、理論の検証、計算プログラムの開発等に有用であると考えられる。そのため、今回の風洞試験によるローリング・モーメント係数の結果を付図の A 1 (1)~(12), A 2 (1)~(12)として巻末に示した。

第 6 章 後翼の回転数とロール・ダンピング係数

後翼は干渉によるローリング・モーメントを受けて回転するが、その回転数は回転させようとする干渉によるローリング・モーメントと、回転に対する抵抗となるロール・ダンピング・モーメントの大小関係で決まる。そのため、干渉によるローリング・モーメントと回転数の解析から、後翼のロール・ダンピング係数値を実験的に知ることができる。

6.1 回転数の測定

ここでは回転数の測定法及びその結果の処理について述べる。

後翼の回転数は次のようにして測定した。後翼端付近に風洞測定部のシュリーレン写真撮影用窓を通して He-Ne レーザー・ビームを通過させ、それを反対側に置いた光電素子で受けて電気信号に変換す

る。この素子は、後翼の回転に伴ってレーザー・ビームが断続されると、それに応じてパルス信号を発生させる。遷音速風洞試験では、回転数が各 δ で定常状態に達するため、パルスの時間間隔 (20 パルスの平均値) から回転数を算出した。超音速風洞試験では、通風中に δ を連続的に変化させるため回転数もそれに応じて時間と共に変化する。そこで、光電素子からの出力を一旦データ・レコーダーに記録し、試験終了後ペン・レコーダーに出力して読み取り処理をした。ここで、舵角変化に対する回転数変化の時間遅れの有無が問題となるが、それは後に述べるように空気力によるローリング・モーメントと回転部の慣性モーメントの大きさの比から無視し得る。

遷音速風洞試験では、 M_∞ , ϕ , α , δ の組み合わせによっては後翼が回転しなかったケースがある。しかし、その場合でも、 δ や α を一時的に変えて一旦回転状態にしてから元の δ や α に戻すとそのまま回転を続ける場合があり、それらのケースについてはそのようにして回転させた状態で回転数及び模型に作用する空気力の測定を行った。後翼が回転しなかったケースについての後翼の静止バンク角の測定は容易でないため行わなかった。回転数の再現性については、約 1 年の間隔をおいた同一条件での試験で測定誤差内で一致している。

6.2 結果、解析

各 ϕ , M_∞ , α , δ に対する回転数の値を付図 A 3 (1)~(7)に示した。回転数は ϕ , M_∞ , α , δ によって変化し $\delta = \pm 16^\circ$ に対する回転数はほぼ 4~16 rps である (回転しない場合を除く)。 δ による変化は、 $\alpha = 0^\circ$ の場合は $M_\infty = 0.65 \sim 1.00$ で非直線性が強いが、それ以外の M_∞ では比較的直線的である。これは、干渉によって作用するローリング・モーメントの非直線性と定性的に一致する。 $\alpha = 4^\circ$, 8° の場合は回転しない場合もあり、直線性、非直線性はそれほど明確ではない。回転しなかったケースは $\phi = 90^\circ$ では全部で 4 ケースであるが、 $\phi = 0^\circ$ については $\alpha = 4^\circ$ では小さい δ について回転しなかった場合が多く、 $\alpha = 8^\circ$ では $\pm 16^\circ$ までの全ての δ について回転しなかった場合もある。

後翼が静止する位置は、 $\delta = 0^\circ$ では (模型モニタ

一用TVで見る限りは) ほぼ $\Delta\phi=0^\circ$ であったのに対し、 $\delta \neq 0^\circ$ では必ずしも $\Delta\phi=0^\circ$ では静止しなかった。これは次のような理由によると考えられる。図17に $\phi=90^\circ$, $M_\infty=0.95$, $\alpha=8^\circ$ の場合について、干渉によって後翼に作用するローリング・モーメント係数の $\Delta\phi$ による変化を $\delta=0^\circ$ と 8° の場合について示した。 $C_l > 0$ は $\Delta\phi$ を小さくする向きにローリング・モーメントが作用することを意味する(図3参照)ので、 $C_l=0$ となる点のうち $\partial C_l / \partial \Delta\phi > 0$ である点が安定となる。つまり、図17の例では、 $\delta=0^\circ$ に対して $\Delta\phi \doteq 0^\circ$ の交点は安定なのに対し $\Delta\phi \doteq 45^\circ$ の交点は不安定である。 $\Delta\phi \doteq 0^\circ$ での安定点は $\delta=8^\circ$ では $\Delta\phi \doteq 20^\circ$ に移動し、この点が安定となる。しかし、ここに示した $\phi=90^\circ$ の例では、 $\delta=8^\circ$ では1回転中の C_l の積分値が抵抗に打ち勝って回転を維持するだけの大きさをもつため、この点では静止することなく回転を続ける。この図17は $\phi=0^\circ$ の場合も定性的には同一であると考えられ、 $\delta=0^\circ$ 以外で静止する後翼のバンク角は、このようにして α による効果 ($\delta=0^\circ$ での C_l) と δ の効果 ($\delta=0^\circ$ での C_l との差) で決まる交点に対応する $\Delta\phi$ になるものと説明される。

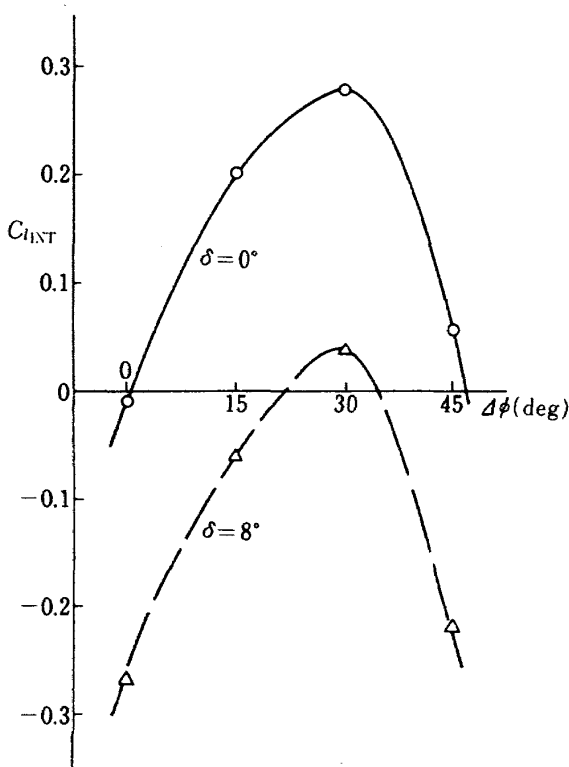


図17 $\Delta\phi$ による C_{IINT} の変化例 ($M_\infty=0.95$, $\alpha=8^\circ$, $\phi=90^\circ$)

次に、回転数よりロール・ダンピング係数を求める方法について述べる。干渉によるローリング・モーメントを受けて回転する後翼の運動方程式は、

$$I \frac{d\omega}{dt} = L_{INT} - L_p$$

$$= q_\infty S_1 d C_{IINT} - q_\infty S_2 \lambda \frac{\omega \lambda}{2V_\infty} C_{Ip} \quad (7)$$

である。典型的な例で(7)式の各項の大きさを見積もると、角速度変化の時定数は 10^{-2} 秒のオーダーであり、回転は舵角設定後ただちに定常回転 ($d\omega/dt=0$) になると仮定できる。定常回転では(7)式より

$$C_{Ip} = \frac{2V_\infty}{\omega \lambda} \frac{S_1}{S_2} \frac{d}{\lambda} C_{IINT} \quad (8)$$

が成り立つ。ここで、 ω は回転数より求まるので、 C_{IINT} の値を知ればロール・ダンピング係数 C_{Ip} の値を決めることができる。干渉によるローリング・モーメント係数 C_{IINT} の値は 5.1 で述べたように前翼と後翼のバンク角差 $\Delta\phi$ によって変化するため、後翼1回転中の C_{IINT} の平均値 \bar{C}_{IINT} を知る必要がある。干渉によるローリング・モーメントの $\Delta\phi$ による相対変化は $\alpha=0^\circ$ では超音速領域を除いて $1/4$ 以下であるので、 $0^\circ \leq \Delta\phi < 7.5^\circ$ での C_{IINT} を $\Delta\phi=0^\circ$ での C_{IINT} , $7.5^\circ \leq \Delta\phi < 22.5^\circ$ を $\Delta\phi=15^\circ$, $22.5^\circ \leq \Delta\phi < 37.5^\circ$ を $\Delta\phi=30^\circ$, $37.5^\circ \leq \Delta\phi \leq 45^\circ$ を $\Delta\phi=45^\circ$ で近似することが可能である。 $45^\circ < \Delta\phi < 90^\circ$ については、 $0^\circ < \Delta\phi < 45^\circ$ のくりかえしであると仮定できる(厳密には、 C_l の値が δ に関して非対称であるのでくりかえしにはならないが、非対称性は比較的小さいので無視できる。また、垂直力による渦の影響で作用するローリング・モーメントについては、1回転についての積分が0になるため無視できる。同じ理由から、ここで用いた C_{IINT} の値は、 $\delta=0^\circ$ での C_{IINT} との差である)。 $\alpha=8^\circ$ では干渉量の $\Delta\phi$ による変化の割合が大きくなる(図12(3)参照)ため、この近似の精度は悪くなるであろう。また、このFIXに対する結果から求まる C_{IINT} は後翼が静止している時のものであり、回転中の後翼に干渉によって作用するローリング・モーメントは静止時のものと異なることも考えられる。しかし、以下述べるように、このように静止時の C_{IINT} に基づいて求めたロール・ダンピング係数が回転数の大小

によって有意な変化をしないことから、回転に伴う C_{IINT} の変化はあるとしても小さいと考えられる。

以上の方法で得られた \bar{C}_{IINT} の値を(8)式に代入することにより、ロール・ダンピング係数 C_{lp} が求まる。一般に、 C_{lp} は回転数に依存しないとされており、この試験で得られた C_{lp} の値は各 M_∞ 及び α について、 δ によらず(つまり回転数によらず)誤差内で一定であった。図 18 に回転数と C_{IINT} ($\delta=0^\circ$ での C_{IINT} との差)の δ による変化の例を示したが、この例で回転数と C_{IINT} が同じような非直線性を示していることから、 C_{lp} が回転数に依存しないことが直観的にわかる。回転数が低く、 C_{IINT} も小さいため C_{lp} の誤差が大きくなる $|\delta| \leq 8^\circ$ を除いた 4 つの δ に対する C_{lp} の値の単純平均値を図 19 に示した。 $\alpha=0^\circ$ と 4° に対する C_{lp} はほぼ同じ値を示し、 $\alpha=0^\circ$ の C_{lp} は M_∞ の上昇に従って $M_\infty \approx 0.9$ 付近から増大をはじめ、 $M_\infty = 1.3 \sim 1.5$ 付近で極大を示した後減小する。 $\alpha=8^\circ$ に対する C_{lp} は $\alpha=0^\circ, 4^\circ$ とかなり異なる値を示した。これは、ロール・ダンピング係数自身が迎角の関数であり得ることの他、 \bar{C}_{IINT} を求める際の近似上の誤差や回転の摩擦抵抗の増大によるものと推定される。

この試験で得られる C_{lp} の値は、後翼が一樣流中ではなく前翼の影響を受けた後流の中を回転してい

る時のものである。この違いは、流れが主流と直角な速度成分をもつこと、及び主流方向の速度成分が一様流速と異なるという 2 つの効果にわけられる。しかし、前者については、その効果は干渉によるローリング・モーメントという形でとり入れられており、その速度成分は主流速度に比べて小さいため回転に伴う周速度の効果と分割して考えることができる。また、後者の効果については定量的にその影響は小さいであろう。

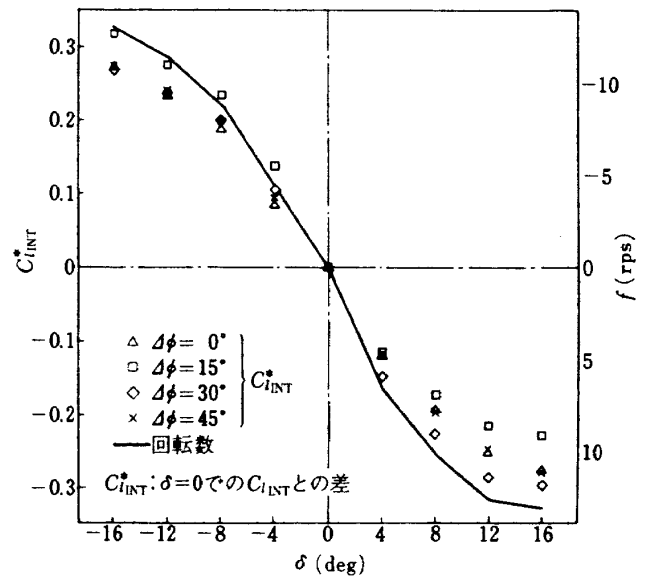


図 18 C_{IINT} と回転数の関係の例 ($M_\infty = 0.90, \alpha = 0^\circ$)

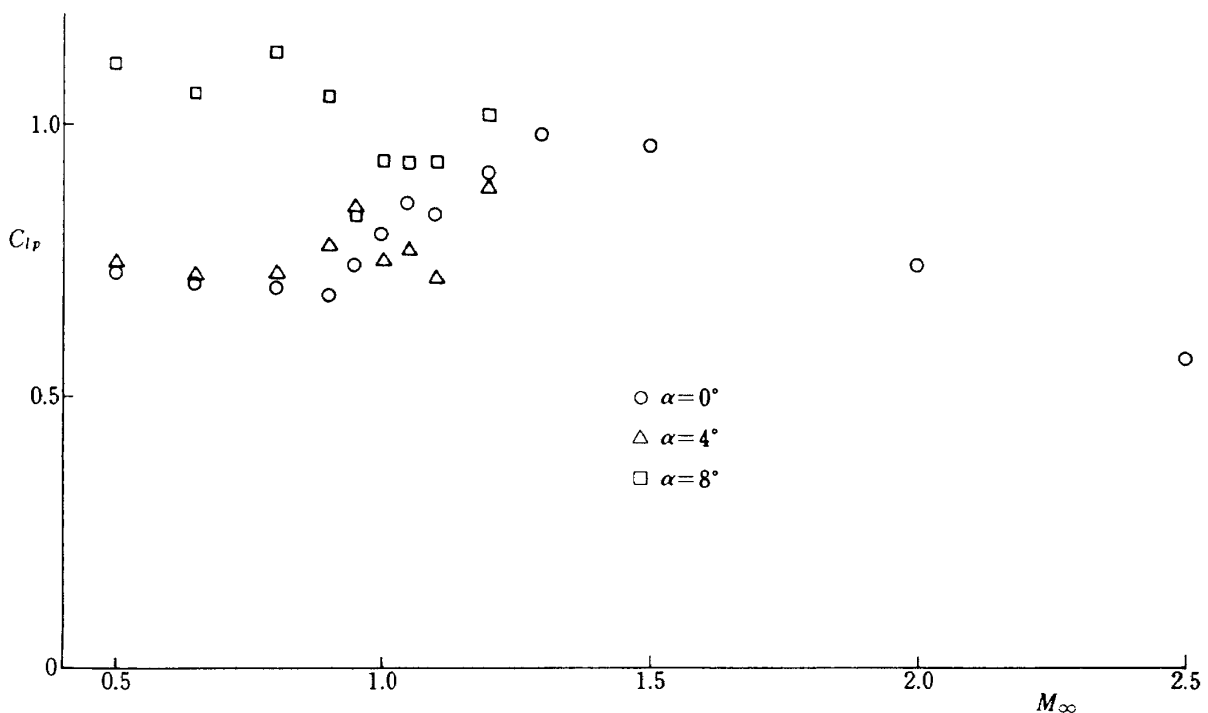


図 19 ロール・ダンピング係数

6.3 まとめ

干渉によるローリング・モーメントの作用で回転する後翼の回転数を測定し、その回転数と干渉により作用するローリング・モーメントの大きさの関係により後翼のロール・ダンピング係数を実験的に求めた。得られたロール・ダンピング係数は後翼の回転数に依存せず、小迎角では主流マッハ数が1.3～1.5付近に極大がある。

ここで用いた干渉によるローリング・モーメントの作用で回転する回転数からロール・ダンピング係数を求める方法では、複雑な形状の模型のロール・ダンピング係数を知ることは困難であり、また干渉により作用するローリング・モーメントを精度よく知るためには多くの予備試験を要すること等短所がある。しかし、模型を機械的方法で回転させる実験法に比べて、その機構が簡単であることや計測が比較的容易であること等実験上有利な点があり、開発データを得るためには有用な実験法になると考えられる。

また、ここで得られたロール・ダンピング係数値の信頼性は、第8章で述べるTT-500A型ロケットのロール運動シミュレーションと実フライト結果の比較により確かめられる。

第7章 ローリング・モーメント以外の空力特性への影響

制御翼の舵角を変化させること、及びそれに伴い後翼が回転することは、ローリング・モーメント以外の空力特性にも影響をおよぼす。この章では、 δ 、 $\Delta\phi$ の変化及び後翼の回転に伴う垂直力係数、圧力中心位置、前面軸力係数の変化について述べる。ただし、試験ケースの関係で、この章での解析はいずれも $\phi=90^\circ$ の場合のみである。

7.1 結果、解析

$\phi=90^\circ$ のR-F, FIX ($\Delta\phi=0^\circ, 15^\circ, 30^\circ, 45^\circ$)の5ケースについて、垂直力係数 C_N を付図A4(1)～(4)、圧力中心位置 X_{cp} を付図A5(1)～(4)、前面軸力係数 C_{Af} を付図A6(1)～(4)にそれぞれ示した。 $\phi=0^\circ$ については、R-FとFIX ($\Delta\phi=0^\circ$)の結果しかなく、 $\phi=90^\circ$ と明確な差は示さなかった

ので紙面の都合で省略した。

まず C_N についてみると、FIXでは、 $\alpha=8^\circ$ で $\Delta\phi$ が大きくなる程小さな C_N の値を示し、 $\Delta\phi=0^\circ$ と 45° で2割以上の差を示す場合もある。 $\alpha=4^\circ$ では $\Delta\phi$ 相互間の差は小さく、 $\Delta\phi$ による大小関係も $\alpha=8^\circ$ とは異なり $\Delta\phi=45^\circ$ が最大の C_N を示す。これらは次の理由から、後翼単独の C_N が $\Delta\phi$ によって変化したものではなく、前翼との空力干渉によって後翼に作用する垂直力が変化したためであると考えられる。先に行ったTT-500A型ロケットの前翼、後翼それぞれの空力特性を調べる風洞試験⁸⁾において、胴体の後翼のみがついた模型の C_N はバンク角が 0° と 45° で今回 $\Delta\phi=0^\circ$ と 45° の差とみられた程大きな差を示さなかった。すなわち、後翼単独の C_N は少なくとも $\Delta\phi=0^\circ$ と 45° でそれ程大きく変化しないと考えることができ、今回の試験で $\Delta\phi$ によって C_N の値が大きく変化したのは干渉による垂直力の変化によるものと推定される。この前翼との干渉により後翼に作用する垂直力については、上述の風洞試験結果を中心に、別に報告する予定である。

舵角を変化させた時の C_N の変化はFIXについてはほとんどみられないが、 $\alpha=8^\circ$ 、 $M_\infty=0.8\sim 0.9$ 付近(図A4(3), (4))では δ の変化に対してわずかに下に凸($|\delta|$ が大きくなると C_N が大きくなる)の傾向がある。これは次の理由から、舵角の変化により干渉によって後翼に作用する垂直力が変化したものではなく、前翼に作用する垂直力が変化したものであると考えられる。このケースに対応する X_{cp} (図A5(3), (4))をみると、 C_N の場合とは逆に上に凸の傾向を示している。いいかえれば、 C_N が大きくなると X_{cp} が機首側に移動することを意味し、この舵角変化に伴う C_N の増減が圧力中心位置より前方、すなわち前翼で生じていることを意味する。

R-Fに対する C_N の値は、後翼が回転しなかった $\delta=0^\circ$ ではいずれも $\Delta\phi=0^\circ$ のFIXの C_N と一致している。これは、 $\delta=0^\circ$ では後翼は $\Delta\phi=0^\circ$ で静止するためである。後翼が回転しているケースの C_N の δ による変化は、必ずしも規則的ではないがいずれもFIXの $\Delta\phi=0^\circ\sim 45^\circ$ での C_N の分布範囲に含まれている。このことから、回転中の C_N は回転に伴う $\Delta\phi$ の変化に対応して時々刻々変化している

ものと考えられる。ここで、回転中の C_N の値が各 $\Delta\phi$ に対する FIX の C_N の分布範囲内ではらついた原因については、風洞試験におけるデータ・サンプリングの方法と関係があると考えられる。すなわち、天秤からの出力は、後翼の回転に伴い周期的に変化すると考えられるが、この試験で用いた遷音速風洞でのデータ・サンプリングでは、そのような短い周期で変化する現象をとらえることを目的としていなかったため、約 1 秒間隔でサンプリングした 5 個の値の平均を測定値とする方法がとられた。そのため、測定値が必ずしも回転中の平均値とならず、結果的にばらついたものと考えられる。

次に圧力中心位置 X_{cp} をみると、 FIX の X_{cp} の $\Delta\phi$ による変化は C_N の変化と対応していて、 $\alpha=8^\circ$ では $\Delta\phi$ が大きい程 X_{cp} は機首側に移動し、 $\alpha=4^\circ$ では $\Delta\phi=45^\circ$ が概ね最も後方に位置する。つまり、 C_N が大きい程 X_{cp} は後方に位置している。 $\Delta\phi$ による X_{cp} の差は、 $\alpha=8^\circ$ では最大で全長の 7% 程度になるが、 $\alpha=4^\circ$ では小さくなる。回転中の X_{cp} も C_N と対応して、 $\Delta\phi=0^\circ\sim 45^\circ$ の FIX の X_{cp} の分布範囲内にある。

δ の変化による X_{cp} の変化は C_N と同様に FIX についてはほとんどないが、 $M_\infty=0.8\sim 0.9$ 付近では上に凸となっている。この点の解釈については、 C_N のところで述べた。

最後に前面軸力係数 C_{AF} への影響をみると、 FIX の C_{AF} の $\Delta\phi$ による差は $M_\infty=0.5$ で最も大きく 1 割余となるが、他の M_∞ では概ね 5% 以下である。また回転中の C_{AF} もその範囲に含まれる。この C_{AF} は $\alpha=0^\circ$ での値であり、 $\Delta\phi$ の変化は前翼に対する後翼の位相を変えるのみであり、主流に対する関係は一定であるためここでみられた $\Delta\phi$ による変化は前翼の影響で後翼に作用する軸力が変化したものと考えられる。

δ による C_{AF} ($\alpha=0^\circ$) の変化は $|\delta|$ が大きくなると C_{AF} が増大し、 $\delta=0^\circ$ と 16° でその差は最大 1 割程度になる。制御翼が舵角をとることによる前面投影面積の変化は、 $\delta=0^\circ$ と 16° で約 4% であり、 C_{AF} の変化量はそれを上まわっている。しかし、 δ による C_{AF} の変化は、次の理由から前翼(制御翼を含む)の抵抗増によるものと考えられる。結果は省

略したが、 $W-L$ の C_{AF} の値は後翼の抵抗に相当する分だけ $R-F$ や FIX に比べて小さな値を示すが、 δ に対する変化だけをみると $R-F$ や FIX と同じ大きさだけ変化しており、このことは δ による C_{AF} の変化が、前翼で生じていることを意味する。

7.2 まとめ

制御翼が舵角を変えること、それに応じて後翼が回転すること、また、後翼を固定したバンク角の前翼との差を変えること、によるローリング・モーメント以外の空力特性、すなわち垂直力係数 C_N 、圧力中心位置 X_{cp} 、前面軸力係数 C_{AF} の変化について、風洞試験結果の解析を行い次の結論を得た。なお、 $\phi=0^\circ$ と 90° の違いによる効果については、 $\phi=0^\circ$ の試験ケースが十分でないため除き、ここに述べたのはいずれも $\phi=90^\circ$ (C_{AF} については $\alpha=0^\circ$ であるため ϕ の値は空力的に意味をもたない) についての解析である。

δ による C_N の変化はほとんどないが、 $\alpha=8^\circ$ 、 $M_\infty=0.8\sim 0.9$ 付近では $|\delta|$ が大きくなると C_N も大きくなる傾向がある。これは、前翼に作用する垂直力の変化によるものと考えられる。一方、 $\Delta\phi$ による C_N の変化は $\alpha=8^\circ$ で最大 2 割程度あり $\alpha=4^\circ$ ではそれより小さくなる。これは、前後翼間の空力干渉により後翼に作用する垂直力の大きさが変化したものであると考えられる。

δ による X_{cp} の変化は C_N と同じように $\alpha=8^\circ$ 、 $M_\infty=0.8\sim 0.9$ 付近で $|\delta|$ が大きくなると前方に移動する傾向があるが、他のケースではほとんど δ に依存しない。 $\Delta\phi$ による X_{cp} の変化は $\alpha=8^\circ$ では最大で全長の 7% 程度になるが、 $\alpha=4^\circ$ ではそれより小さくなる。

δ による C_{AF} の変化は $\delta=0^\circ$ と 16° で最大 1 割程度であり、これは前翼に作用する軸力が増大したものと考えられる。 $\Delta\phi$ による C_{AF} の変化は $M_\infty=0.5$ で 1 割程度ある他は 5% 以下である。これは前後翼間の空力干渉により後翼に作用する軸力が変化したものであると考えられる。

後翼が回転中の C_N 、 X_{cp} 、 C_{AF} の値は、いずれも $\Delta\phi=0^\circ\sim 45^\circ$ のそれぞれの値の分布範囲内にある。以上のように、 $\Delta\phi$ 、 δ の変化が C_N 、 X_{cp} 、 C_{AF} に

およぼす影響について定量的な解析を行ったと共に、それぞれの変化が前翼、後翼のいずれで生じているか、また、空力干渉によるものかどうかも明らかにした。

第 8 章 TT-500 A 型ロケットのロール運動シミュレーション

TT-500 A 型ロケットは、2 段目飛翔中の姿勢安定性を増すため、4 枚の前翼後縁にキャント部を設け空力的にローリング・モーメントを発生させスピンをかける機構になっている（図 20 に TT-500 A 型ロケットの前翼形状を示した。後翼は、図 1 に示したロール制御型ロケットの後翼と同形状である）。ところが 1, 2 段分離前には、このキャント部で発生した流れの影響で、対称翼である後翼にもローリング・モーメントが作用し、上昇中にロケットは複雑なロール運動を行う。このロール運動については、1, 2 段分離前には安定翼のみで十分な姿勢安定性が確保されることや、ミッションへの影響がないことなどからこれまで十分な解析がされてなかった。¹⁴⁾

このたびの風洞試験で、TT-500 A 型ロケットと類似のロケット模型について、前翼で発生するローリング・モーメント、干渉により後翼に作用するローリング・モーメント、及び後翼のロール・ダンピング係数値を調べた。これらの結果に基づいて TT-500 A 型ロケットのローリング・モーメント係数値、干渉によるローリング・モーメントの大きさ、ロール・ダンピング係数値を推定することが可能である。

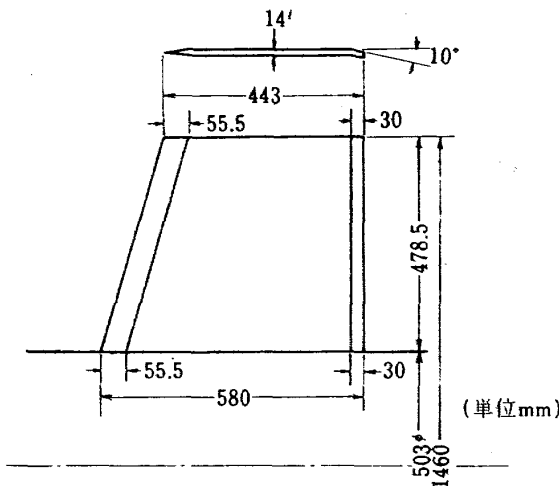


図 20 TT-500 A 型ロケットの前翼

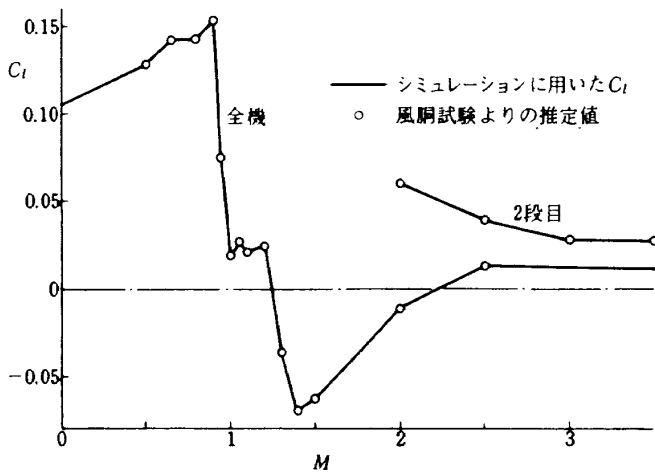
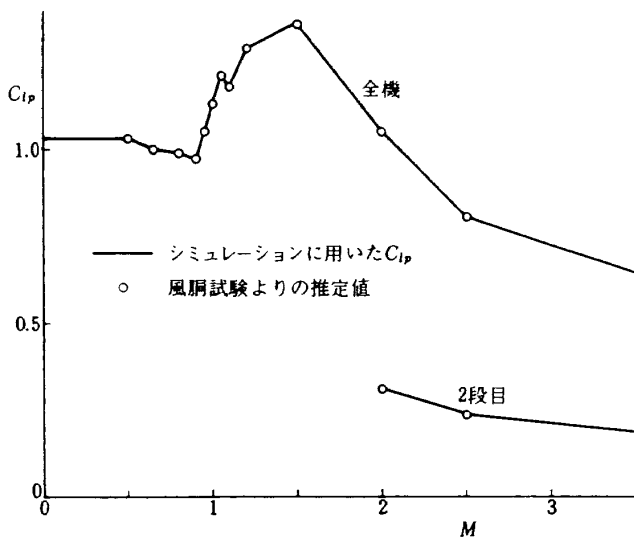
それらの値を用いて TT-500 A 型ロケットの上昇時のロール運動の、計算機シミュレーションを行い、フライト・データと比較した。

8.1 シミュレーションの方法

計算機シミュレーションは以下のように行った。

ローリング・モーメント係数は、風洞試験の $\alpha = 0^\circ$ での $FIX (\Delta\phi = 0^\circ)$ での値を 3 次式近似した式より $\delta = 10^\circ$ に対応する値を求め、それに制御翼とキャント部の面積、枚数、スパンの違いによる次の補正を加えた。面積、枚数による違いは、形状（アスペクト比）の違いを無視し、合計面積に比例するとした。スパンの違いは、制御翼（又はキャント部）に作用する垂直力が翼幅方向に一樣に分布していると仮定して機体中心軸からの距離の違いを補正した。 FIX 模型のローリング・モーメント係数は干渉によって後翼に作用するローリング・モーメントを含むため、上の仮定は次のことを意味する。干渉の大きさを表わす k_{INT} (5.1 参照) の値は前翼の制御翼とキャント部のスパン、枚数の差等によって変化すると考えられるが、それらの効果を推定する適当な方法がないため、風洞試験で得られた k_{INT} と TT-500 A 型ロケットの k_{INT} は等しいと仮定したことになる。図 21 (1) にこのようにして求め、シミュレーションに用いた C_l の値を示した。図中の 2 段目に対する値は、今回の報告には含めていないが同時に行った 2 段目模型の超音速風洞試験結果より同様の方法で推定した値である。なお、図中の C_l の係数化に用いた基準量は TT-500 A 型ロケットのものである。

ロール・ダンピング係数は、前翼と後翼のロール・ダンピング係数の和とし、胴体等によるものは無視した。後翼の形状は風洞試験を行ったロール制御型ロケットと TT-500 A 型ロケットで同一であるので、後翼のロール・ダンピング係数は $\alpha = 0^\circ$ での風洞試験値をそのまま用い、前翼については面積、スパンの違いを次のように補正した。面積の違いは、面積に比例するとし、スパンの違いは、回転に伴う減衰力の大きさの翼幅方向分布が周速度に比例するとして機体中心軸からの距離の違いを補正し、翼平面形（アスペクト比）の違いは無視した。図 21 (2)

図 21 (1) シミュレーションに用いた C_l 図 21 (2) シミュレーションに用いた C_{ip}

にこのようにして求め、シミュレーションに用いた C_{ip} の値を図示した。ここで係数化に用いた基準量は TT-500A 型ロケットのものであるが、2 段目についても 1 段目後翼のフル・スパンを基準長として統一した。ローリング・モーメント係数、ロール・ダンピング係数とも風洞試験結果がないマッハ数については図のように外挿したが、ここで行った時間範囲ではシミュレーション結果は、この外挿にあまり依存しない。

ロケットの高度、速度の時間履歴については、各フライトのレーダー・データによるものを用いた。大気密度は U.S. Standard Atmosphere 1976¹⁵⁾ による値を用い、気温は MT-135P 型ロケット観測による種子島上空での夏期、冬期それぞれの平均的なものを用いた。ロケットの慣性モーメントはノミナル

な値¹⁶⁾を用い、推進剤が同心状に燃焼することによる変化を取り入れたが、慣性モーメントとローリング・モーメントの比で決まる回転立ち上がりの時定数が、打ち上げ直後と $t > 20$ 秒での動圧が低い領域を除いて 0.2 秒程度であるため、慣性モーメントのこまかい変化はシミュレーション結果に影響は与えない。1, 2 段分離の時刻は実フライト結果に基づいた。

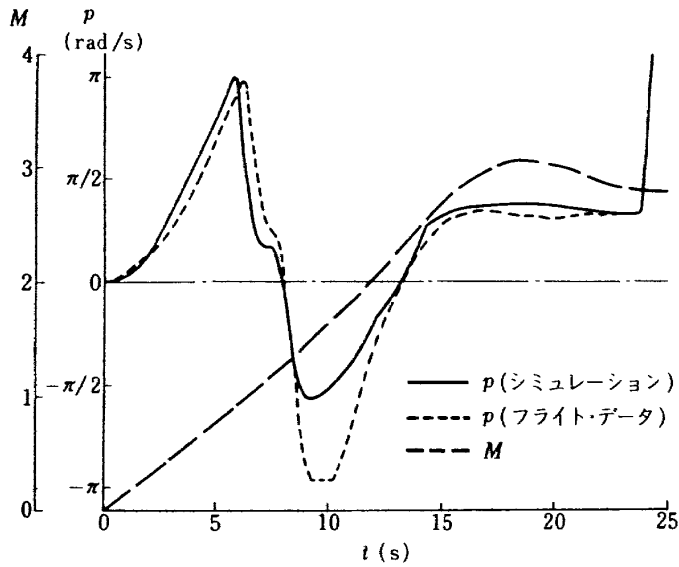
ロール角速度のフライト・データは、1, 2 段分離前のは、ロケット頭胴部に搭載されたロール角速度センサー (レンジ=±約 π rad/s) による値を用いたが、一部の時間領域でレンジを超えて値が飽和したものがある。また、1, 2 段分離後は、角速度が大きすぎて上記のセンサーが使えないため、同じく頭胴部に搭載された磁気センサーのピッチ軸成分出力の変化周期よりロール角速度を推定した。

シミュレーションは、打ち上げから約 30 秒間について行った。これは、それ以降ではロール・ダンピング係数の外挿の精度が悪くなるためである。

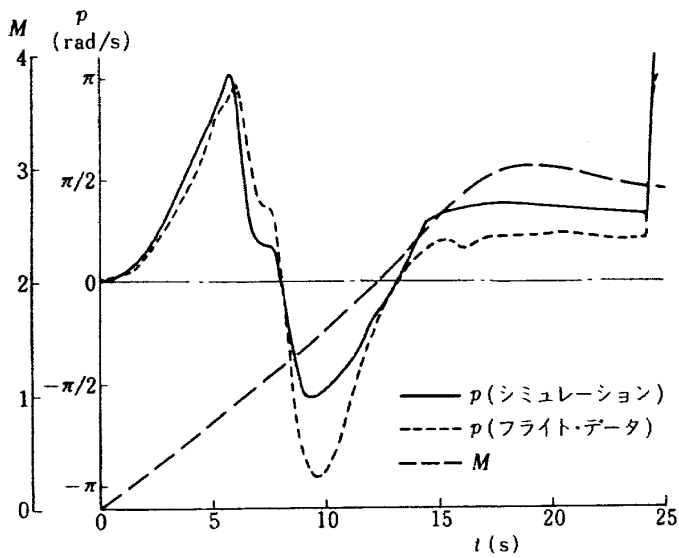
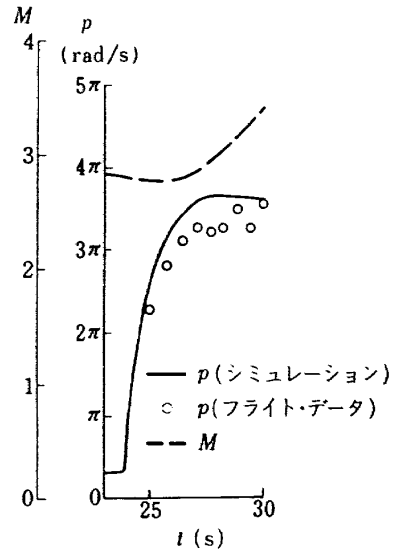
8.2 シミュレーション結果とフライト・データの比較

比較はフライト・データ入手の関係で TT-500A、10 号機～12 号機について行い、結果を図 22 (1)～(3)に示した。シミュレーション結果は、各号機で速度、高度の履歴、気温等が少しずつ異なるのに対応してわずかな違いを示したが、概ね同一の結果を示した。これに対しフライト・データは各号機間の差が大きい。特に $t > 15$ 秒で角速度がほぼ定常になる領域の角速度の大きさが、11 号機では 10, 12 号機に比べて小さくなっており、1, 2 段分離後の角速度も 11 号機は他の号機よりやや小さい、この、各号機による違いは、製作上の誤差 (翼取り付けミス・アライメント等) や細部の違い (アンテナ形状の違い等) によるものと推定される。

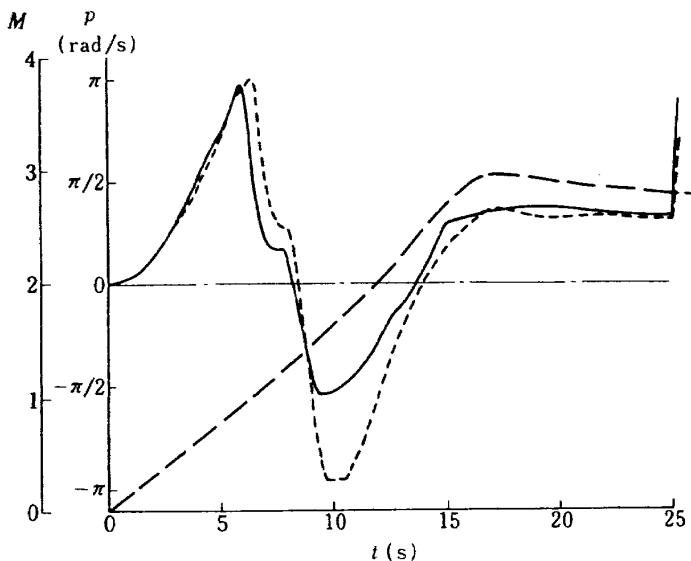
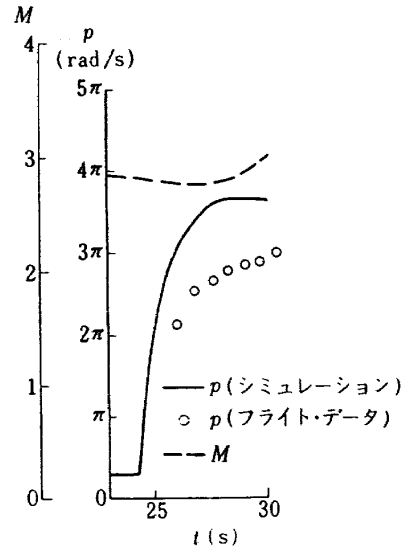
フライト・データとシミュレーション結果を比較すると、定量的に若干の差があるものの、概ねよい一致をしている。両者の差としては、 $t \approx 6$ 秒付近の角速度の正側の極大の時刻の差や、 $t \approx 10$ 秒付近の負側の極大の大きさの差等があるが、前者は速度、気温等の誤差で説明されるより大きく、実機と風洞



(1) TT-500A 10号機



(2) TT-500A 11号機



(3) TT-500A 12号機

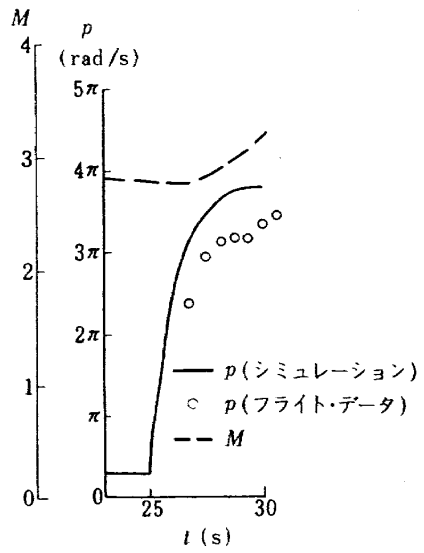


図 22 シミュレーション結果とフライト・データの比較

試験での諸条件の違いによるものであると推定される。また、後者については、この領域は干渉の最も著しい領域であるため、TT-500Aと風洞試験の形状の差の影響であると推定される。しかし、運動の複雑さを考えると、シミュレーション結果は、定性的、定量的に実フライトとよい一致をしているといえる。

8.3 まとめ

TT-500A型ロケットは、上昇時に前後翼間の空力干渉によると思われる複雑なロール運動をするが、今回のロール制御型ロケット模型の風洞試験結果に基づいたTT-500A型ロケットのロール運動の計算機シミュレーションを行い、フライト・データと比較した。シミュレーションに用いたローリング・モーメント係数、ロール・ダンピング係数の値は、風洞試験で得られた値に翼面積、スパン等の違いを補正したものである。シミュレーション結果は細部を除いて定性的、定量的にフライト・データとよい一致を示し、TT-500A型ロケットのロール運動が前後翼間の空力干渉によるものであることを確かめた。また、両者がよい一致を示したことから、係数値の補正の方法を含む風洞試験結果、特に本報告で示したロール・ダンピング係数の測定法が妥当なものであると考えられる。

第9章 おわりに

二段式小型ロケットの打ち上げ時のナチュラル・スピンを制御することを目的としたロール制御型ロケット模型の風洞試験を行った。このロール制御型ロケットは、前翼のエロン状の制御翼でローリング・モーメントを発生させ、空力干渉によって後翼に作用するローリング・モーメントの影響をとり除くために後翼を自由回転式にしたものである。この実験的研究の結果、以下の成果を得た。

この方法により空力干渉によって後翼に作用するローリング・モーメントの影響がほぼ完全に取り除けることが確認された。また、制御翼で発生するローリング・モーメントの大きさ、特性がナチュラル・スピンの制御に十分であること、後翼の回転数が構造上問題となる程高くないこと、後翼が回転

することによる空力安定性、抵抗等他の空力特性への影響も小さいことが確かめられ、この方式が技術的に実用可能であることが空力的見地から確かめられた。

後翼を固定した模型のローリング・モーメント係数を、自由回転式の模型と比較することによって、干渉によって後翼に作用するローリング・モーメントの主流マッハ数、機体迎え角、前後翼のバンク角差等に対する依存性を定量的に調べ、また、その結果をストリップ理論による結果と比較した。ここで得られた実験的結果は、今後の理論的研究、計算プログラムの開発等のための資料となろう。

後翼の回転数はローリング・モーメントとロール・ダンピング・モーメントの大小関係で決まるため、干渉により作用するローリング・モーメントと回転数から、後翼のロール・ダンピング係数を実験的に求めた。この方法によるロール・ダンピング係数の測定は、機構が比較的簡単であるという特長をもっている。

制御翼が舵角をとること、後翼の前翼に対するバンク角を変えること、及び後翼が回転することによる、垂直力係数、圧力中心位置、前面軸力係数の変化を実験的に調べ、その影響を定量的に明らかにした。

TT-500A型ロケットの上昇時にみられる複雑なロール運動について、ここで得られたロール制御型ロケットのローリング・モーメント係数、ロール・ダンピング係数を補正した値を用いた計算機シミュレーションを行った。その結果は、実フライトとよい一致を示し、このTT-500A型ロケットのロール運動が空力干渉によるものであることを明らかにしたと共に、このたびの風洞試験で得られたローリング・モーメント係数、ロール・ダンピング係数値の信頼性を確認した。

以上のように、本研究はロール制御型ロケットの開発に大きく寄与すると共に、空力干渉に関する今後の研究に基礎的資料を提供する。

謝 辞

この研究を実施するにあたり御協力下さった空気力学第二部、遷音速風洞及び吹出式超音速風洞関係

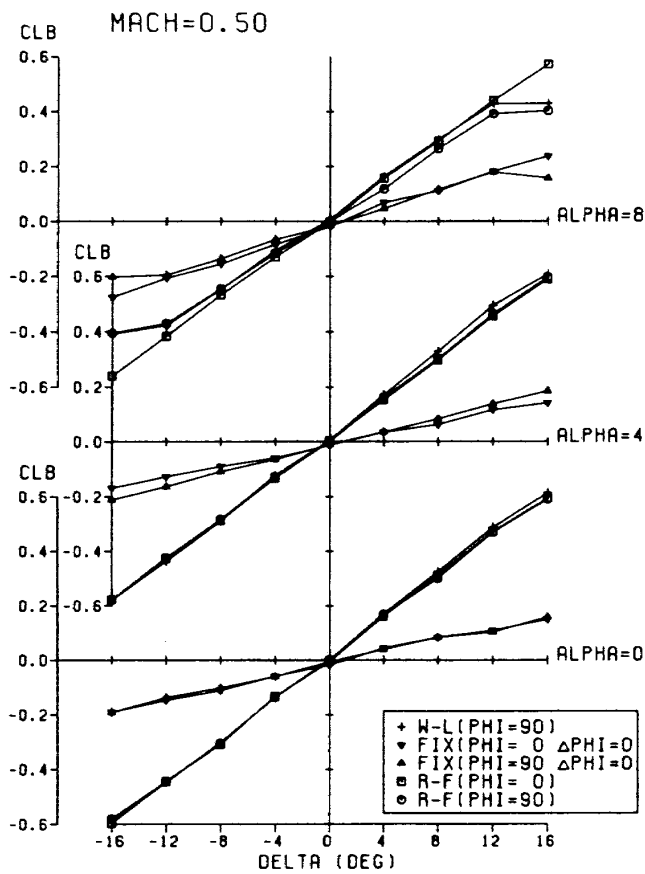
者各位に深く感謝いたします。

参 考 文 献

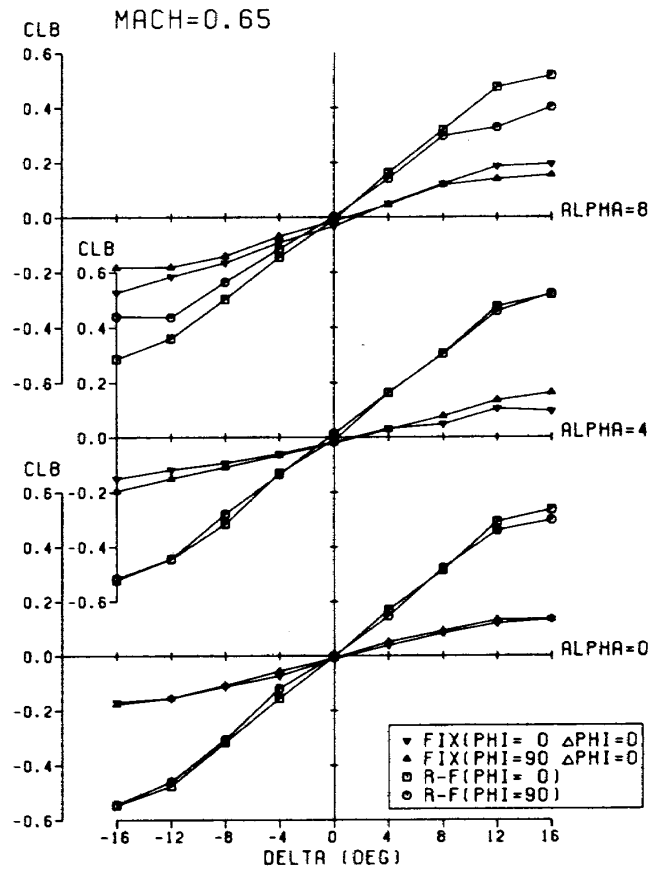
- 1) Nielsen, J.N. ; Missile Aerodynamics, McGraw-Hill, New York (1960).
- 2) Schult, E.D. ; Free-Flight Measurements of the Rolling Effectiveness and Operating Characteristics of a Bellows-Actuated Split-Flap Aileron on a 60° Delta Wing at Mach Numbers between 0.8 and 1.8, NACA RM L54H17 (1954).
- 3) 航空宇宙技術研究所, 宇宙開発事業団 ; 共同研究成果報告書, TT-500 型ロケット制御系の空力特性に関する研究 その1. 可動翼方式による超音速風洞試験 (1980).
- 4) 航空宇宙技術研究所, 宇宙開発事業団 ; 共同研究成果報告書, TT-500 型ロケット制御系の空力特性に関する研究 その2. エルロン方式による遷音速風洞試験 (1981).
- 5) 航空技術研究所 ; 航空技術研究所 2m×2m 遷音速風洞の計画と構造, 航技研報告 TR-25 (1962).
- 6) 航空技術研究所空気力学第二部 ; 1m×1m 吹出式超音速風洞の計画と構造, 航技研報告 TR-29 (1962).
- 7) 宇宙開発事業団ロケット設計グループ ; TT-500 A ロケットによる慣性誘導装置飛行試験の可能性の検討, ロケット設計グループ資料 DV-5701 (1980).
- 8) 航空宇宙技術研究所, 宇宙開発事業団 ; 共同研究成果報告書, TT-500 A 型ロケットの空力特性と回収に関する研究 その3. TT-500 A 型ロケット全機の遷音速風洞試験 および TT-500A 型ロケットの超音速空力特性の研究. TT-500 A 型ロケット全機および二段の超音速風洞試験 (1980).
- 9) TT-500C 動翼検討(II), 日産自動車 (株) 内部資料 621-M-55-060 (1980).
- 10) Blair, A.B, Jr. ; Experimental and Analytical Comparison of Aerodynamic Characteristics of a Forward-Control Missile, AIAA-80-0374 (1980).
- 11) Pitts, W.C., Nielsen, J.N. and Kaattari, G.E. ; Lift and Center of Pressure of Wing-Body-Tail Combinations at Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds, NACA Rep. 1307 (1957).
- 12) Gur, I., Shinar, J. and Rom, J. ; Prediction of Roll-Controllability of Slender Cruciform Canard Configurations, AIAA Paper 78-1338 (1978).
- 13) Adam, G.J. and Dugan, D.W. ; Theoretical Damping in Roll and Rolling Moment due to Differential Wing Incidence for Slender Cruciform Wing and Wing-Body Combinations, NACA Rep. 1088 (1952).
- 14) 秋元敏男, 曾我国男, 白水正男, 浅井達朗, 木内重基 ; TT-500 A 型ロケットにおける前後翼の干渉について, 昭和55年度宇宙輸送と推進系シンポジウム講演集 (1980).
- 15) National Oceanic and Atmospheric Administration ; U.S. Standard Atmosphere 1976, U.S. Government Print Office, Washington D.C. (1976).
- 16) 宇宙開発事業団ロケット設計グループ ; TT-500 A 型ロケット・データ・ブック, ロケット設計グループ資料 DV-5706 (1980).

付 図 一 覧 表

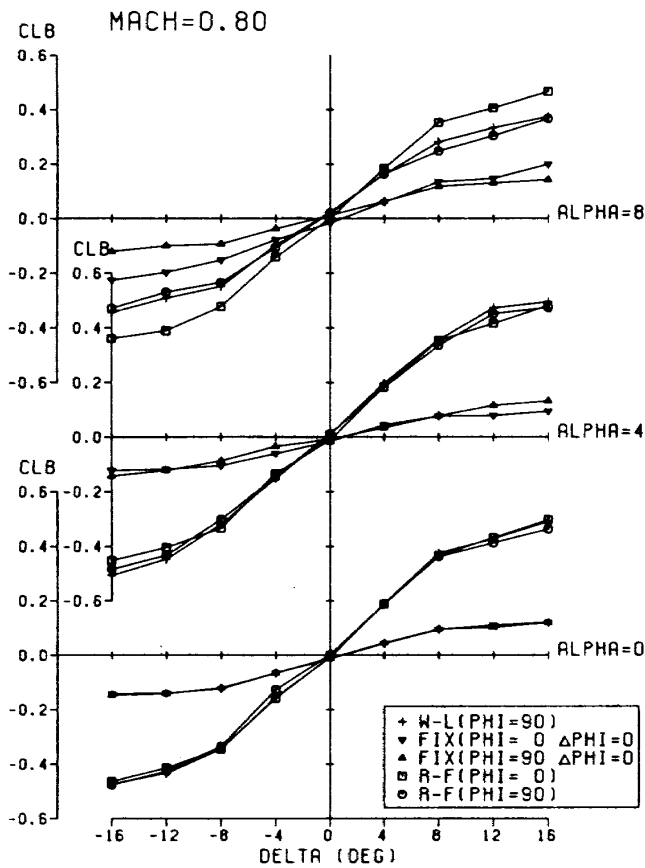
A 1 (1)~(12)	$C_l - \delta$	($R-F$, $W-L$, FIX ($\Delta\phi = 0^\circ$) の比較)
A 2 (1)~(12)	$C_l - \delta$	(FIX ($\Delta\phi = 0^\circ \sim 45^\circ$) の比較)
A 3 (1)~(7)	後翼の回転数	
A 4 (1)~(11)	$C_N - \delta$	($R-F$, FIX ($\Delta\phi = 0^\circ \sim 45^\circ$) の比較)
A 5 (1)~(11)	$X_{cp} - \delta$	(" ")
A 6 (1)~(14)	$C_{AF} - \delta$	(" ")



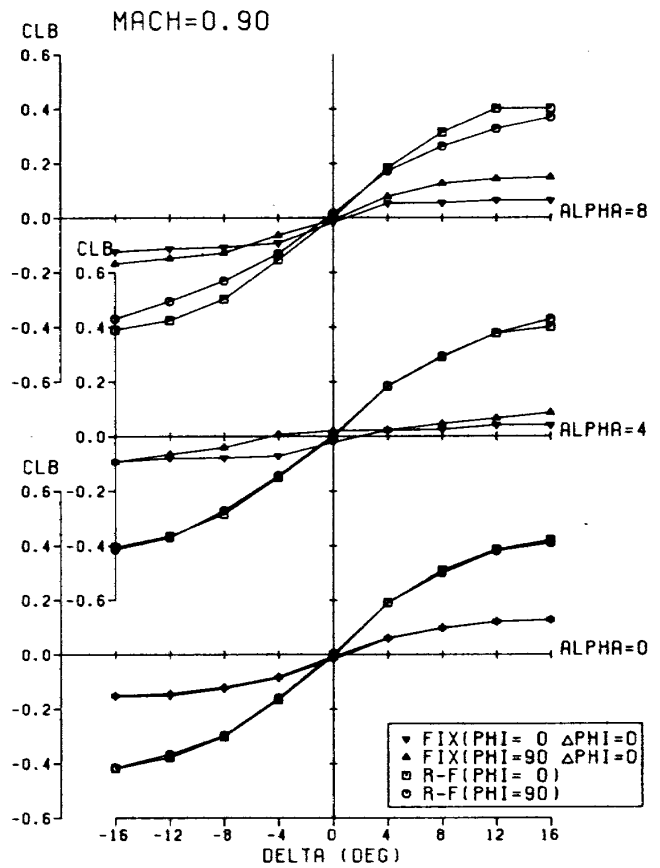
A 1 (1)



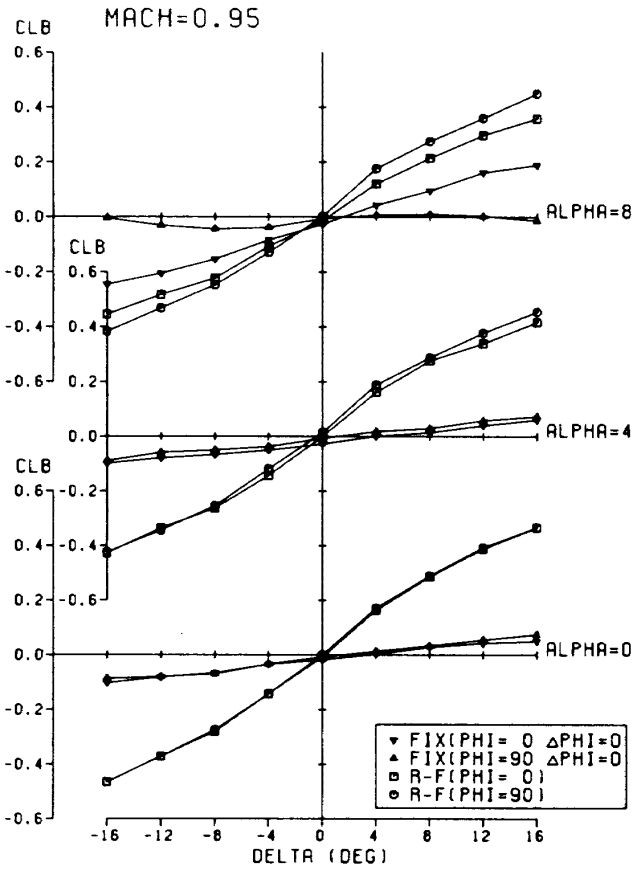
A 1 (2)



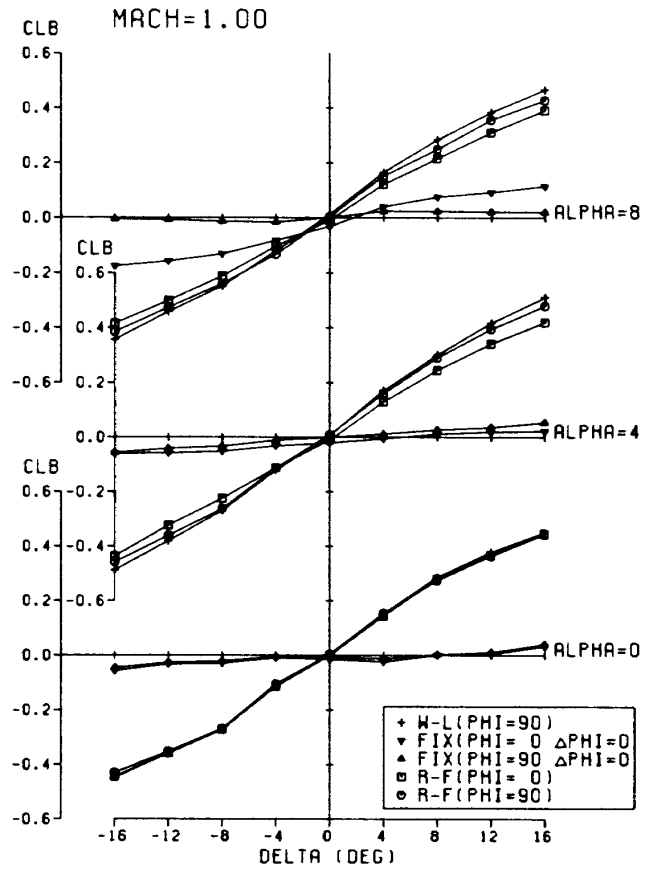
A 1 (3)



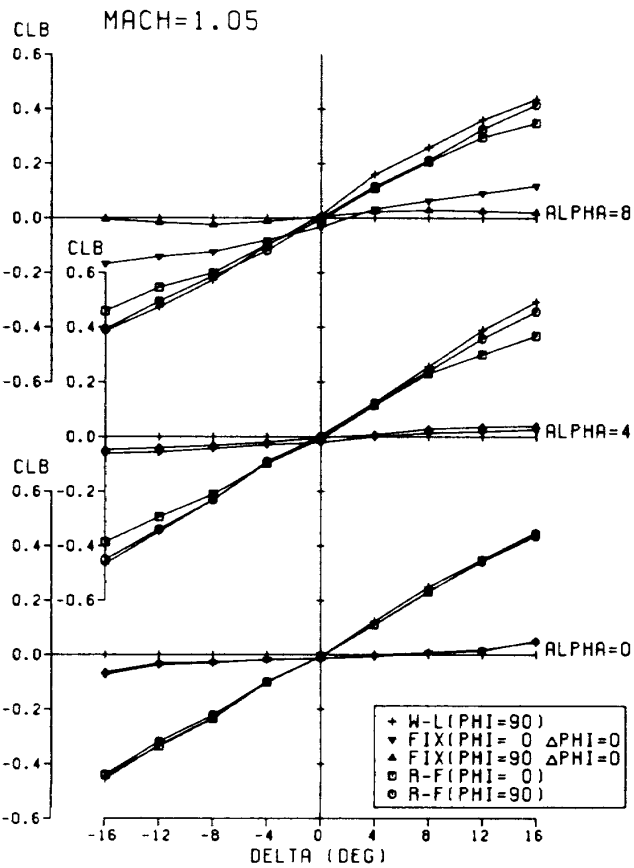
A 1 (4)



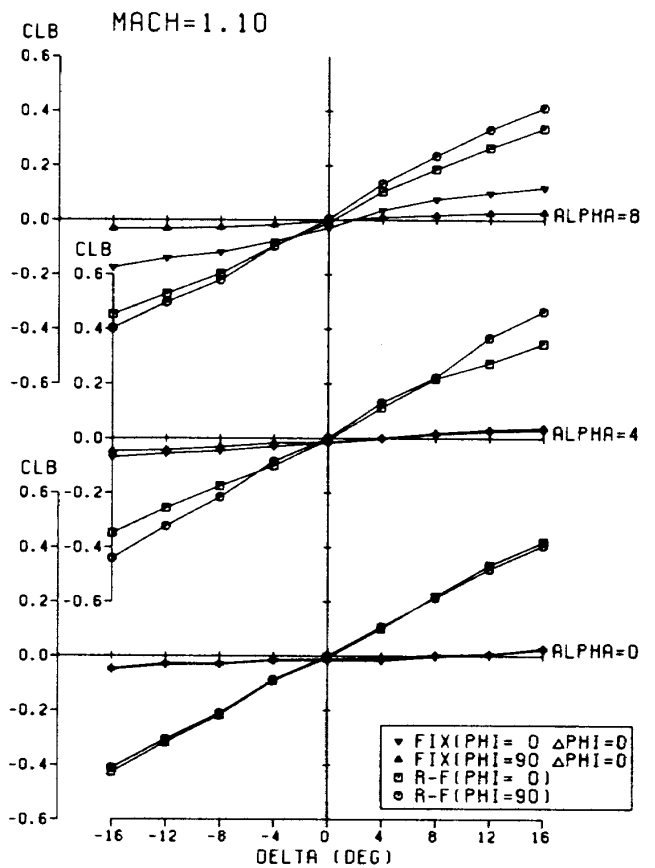
A 1 (5)



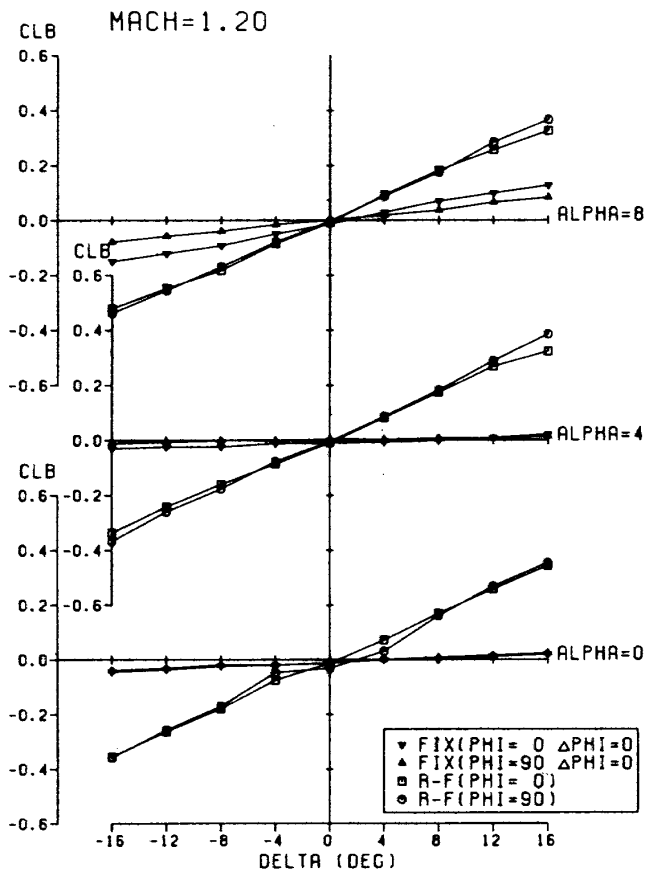
A 1 (6)



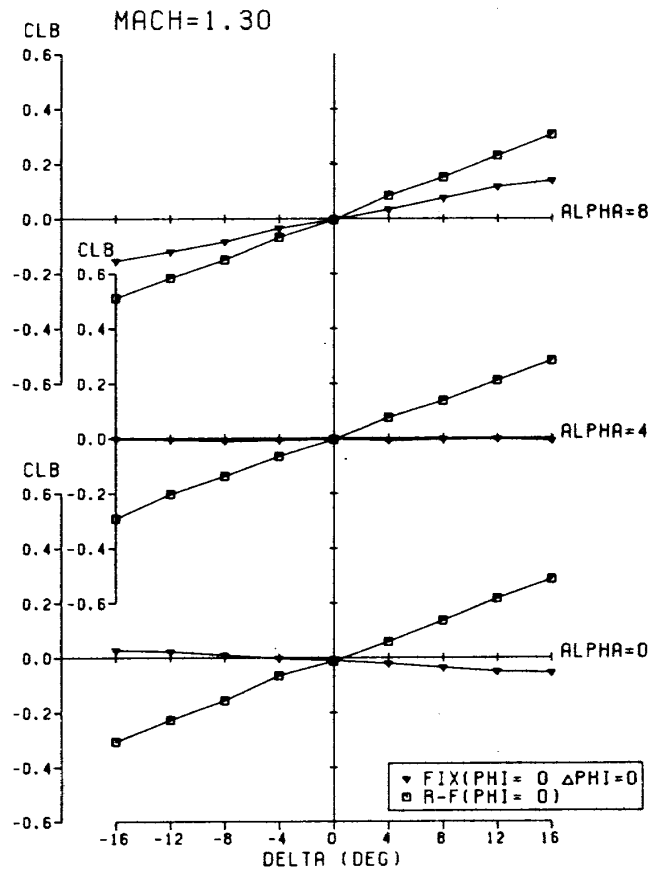
A 1 (7)



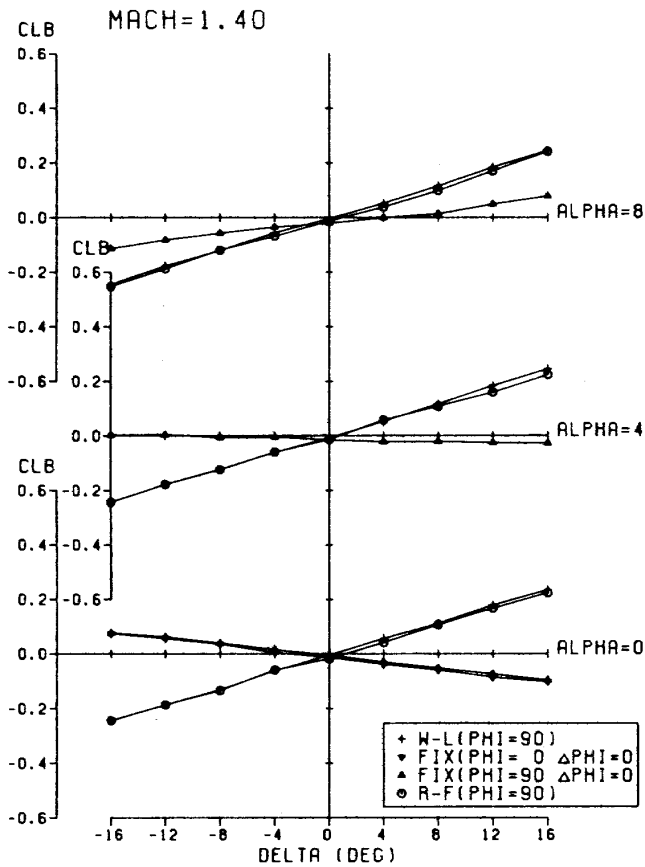
A 1 (8)



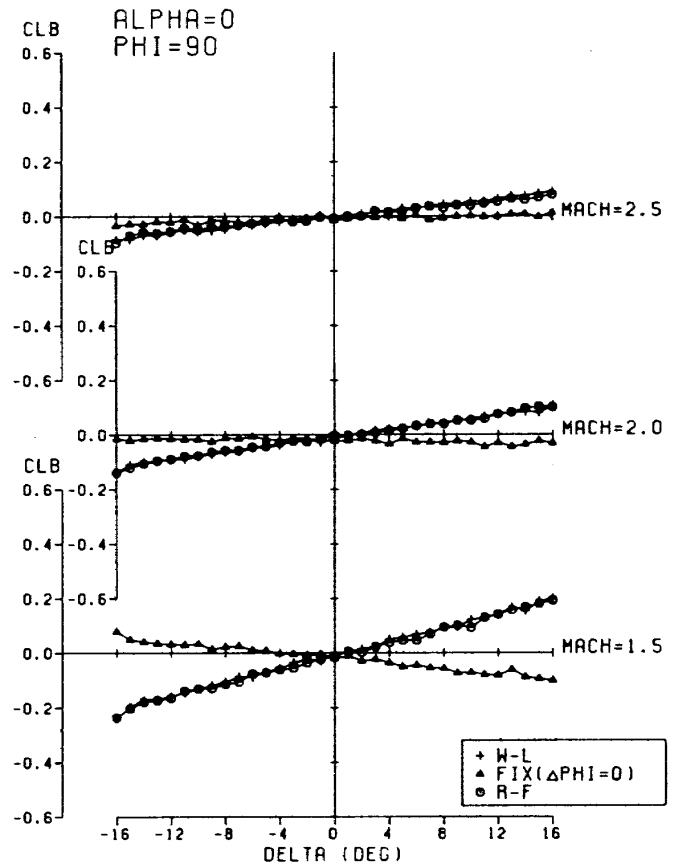
A 1 (9)



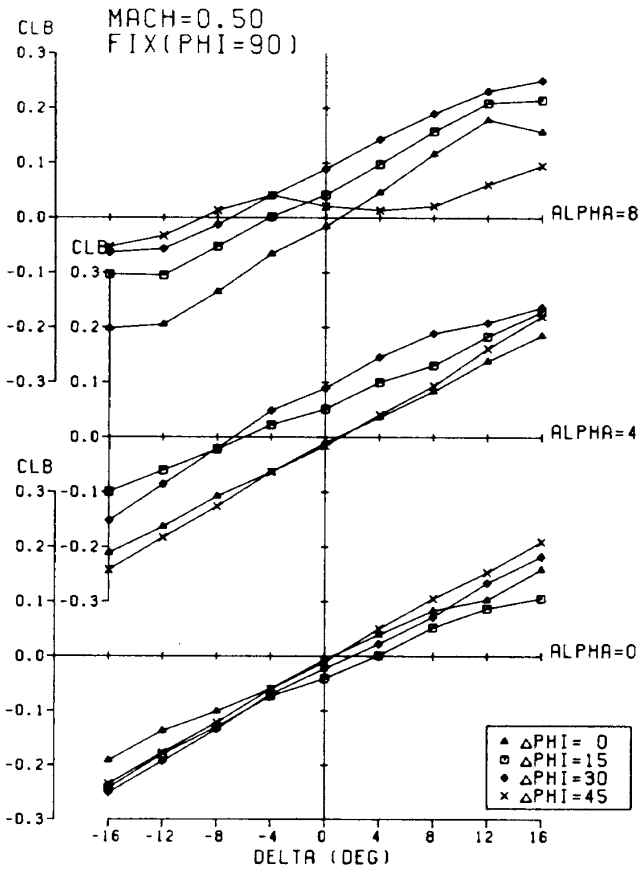
A 1 (10)



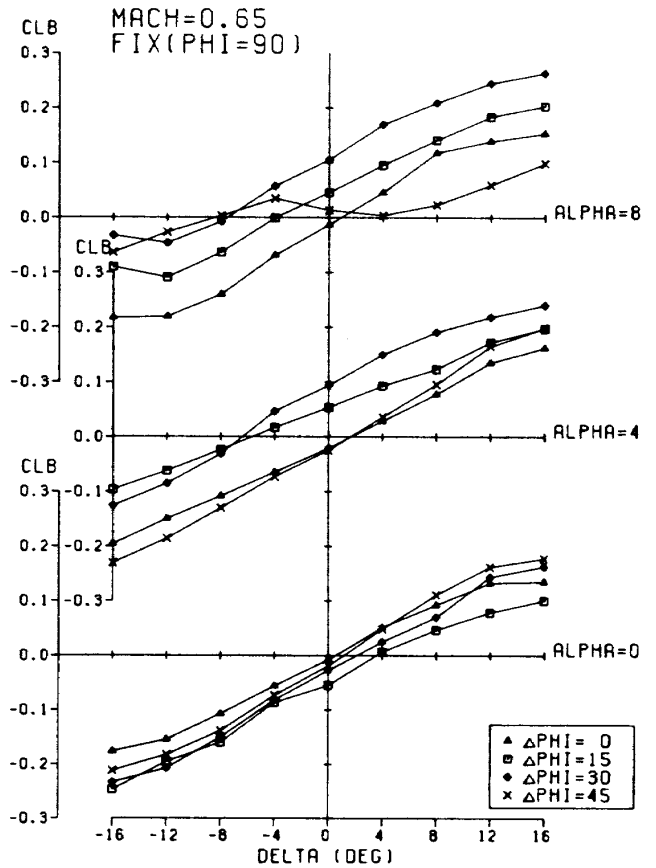
A 1 (11)



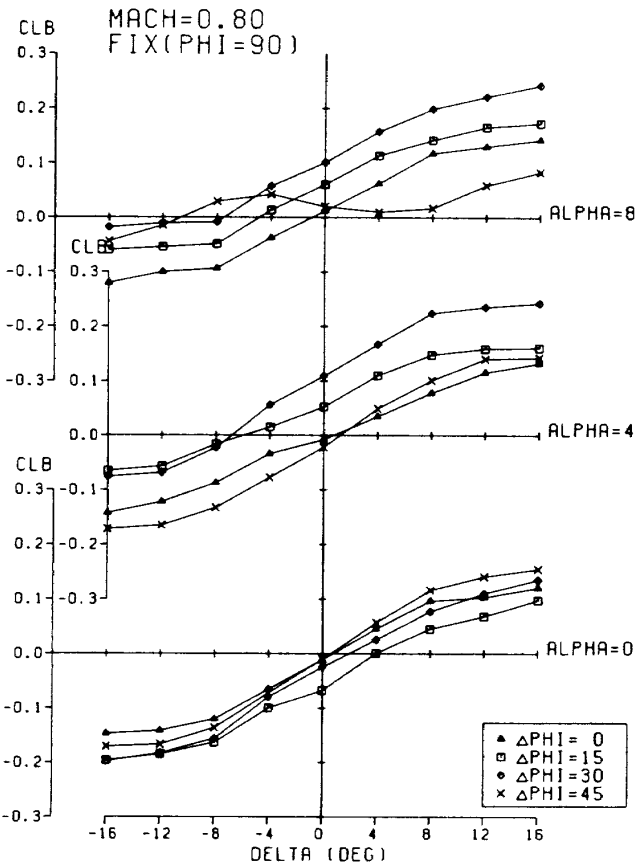
A 1 (12)



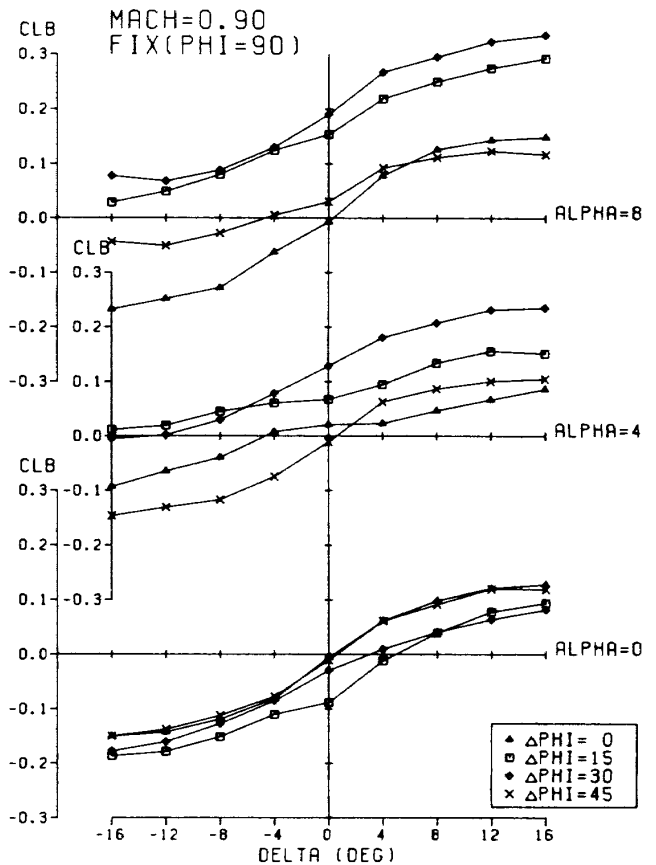
A 2(1)



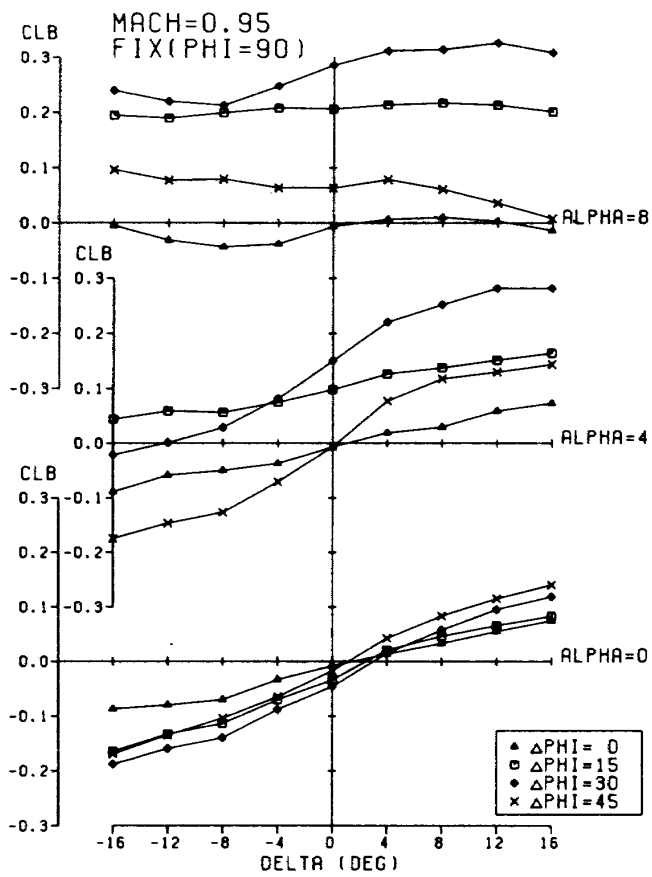
A 2(2)



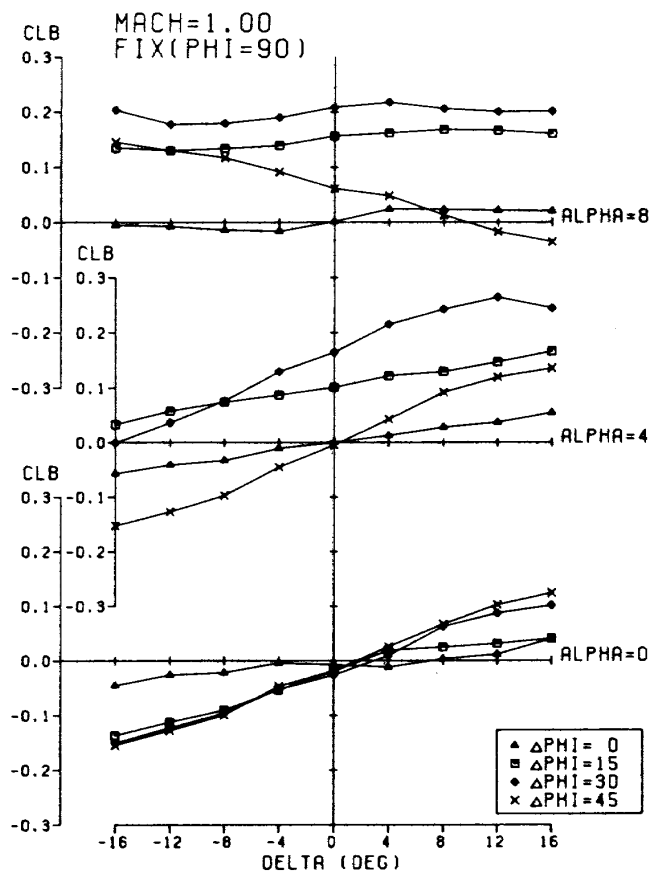
A 2(3)



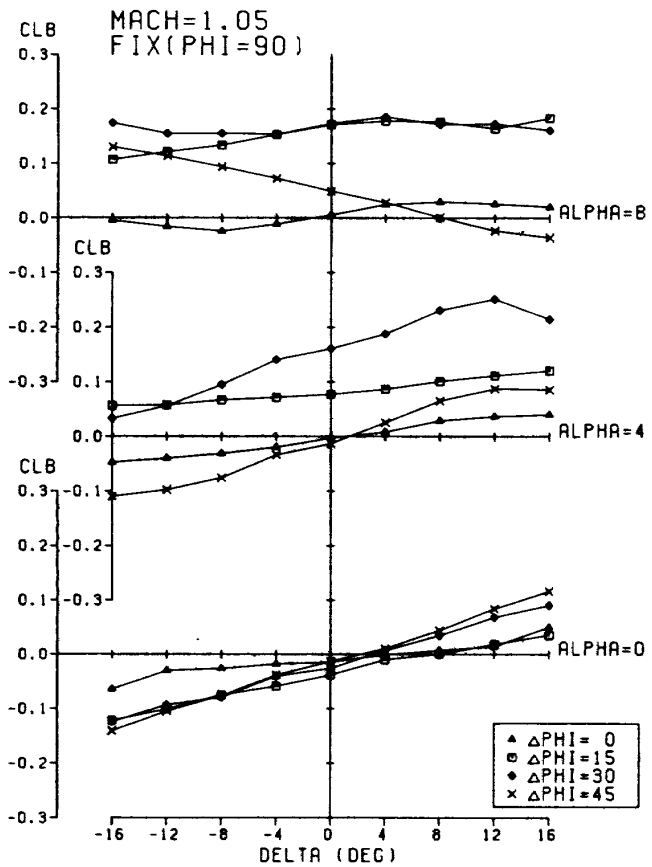
A 2(4)



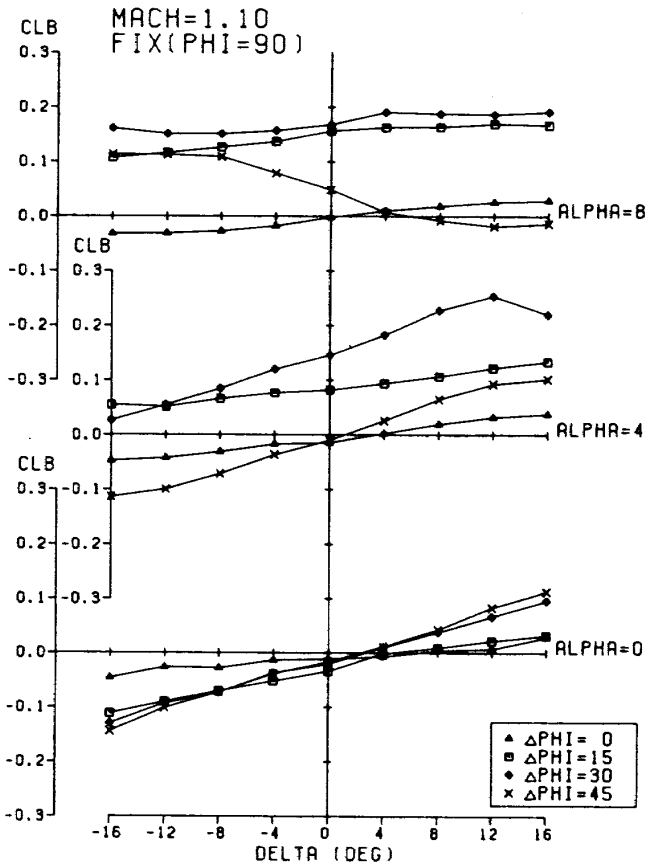
A 2(5)



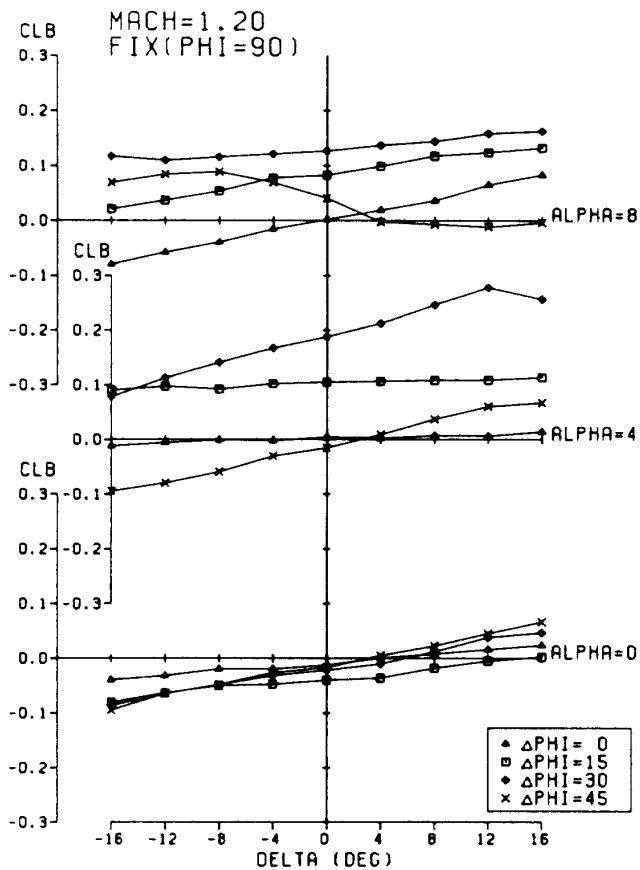
A 2(6)



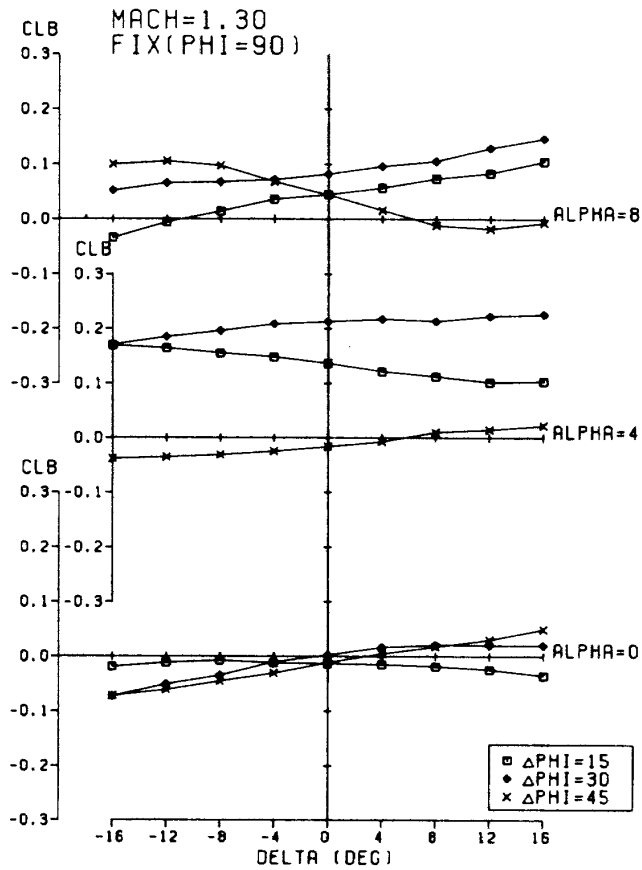
A 2(7)



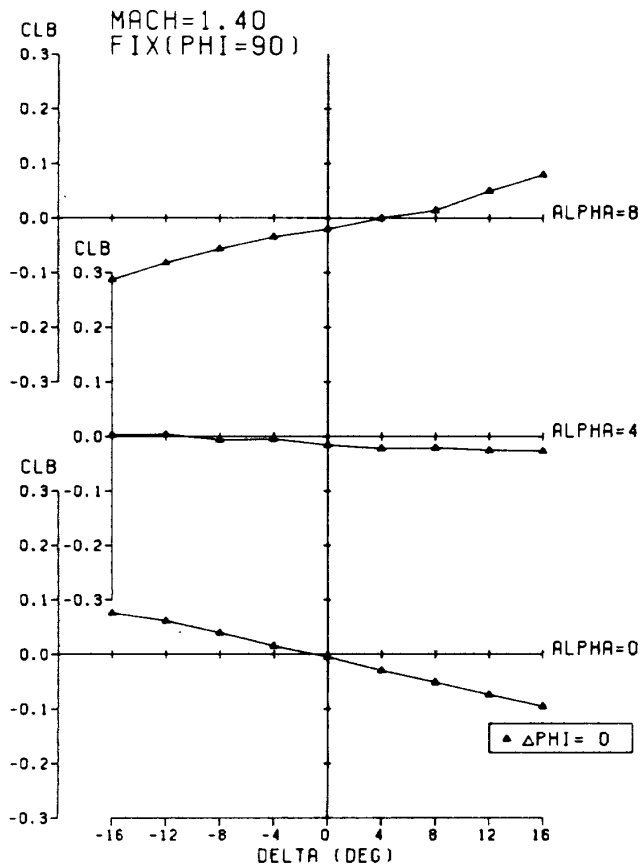
A 2(8)



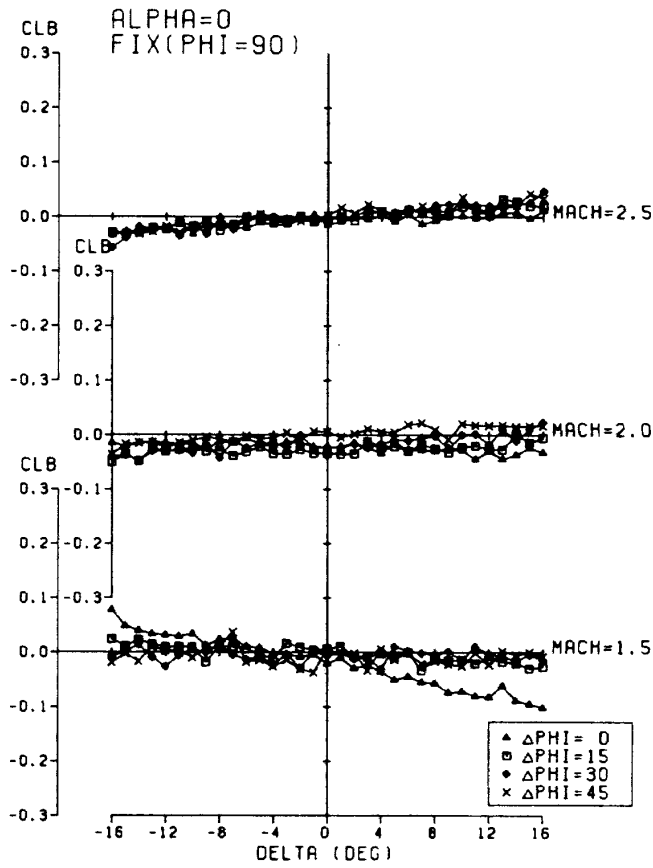
A 2(9)



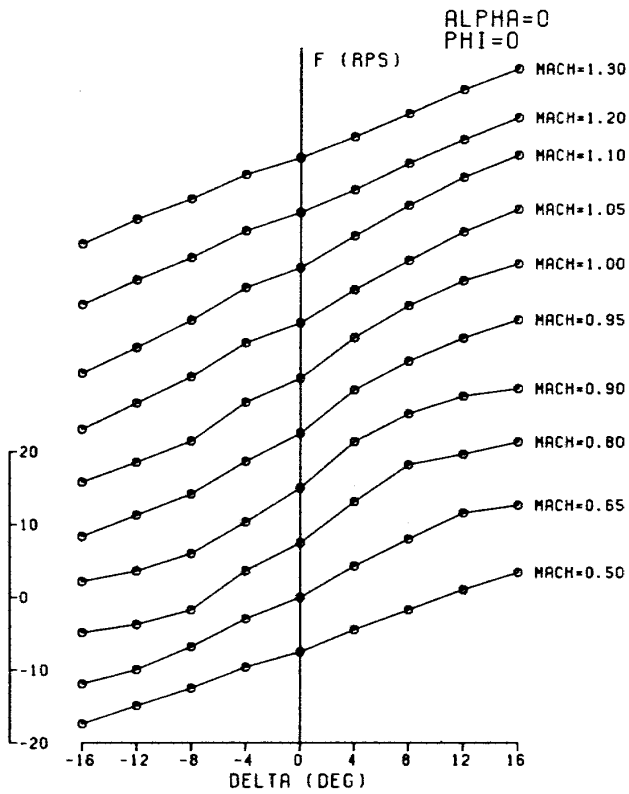
A 2(10)



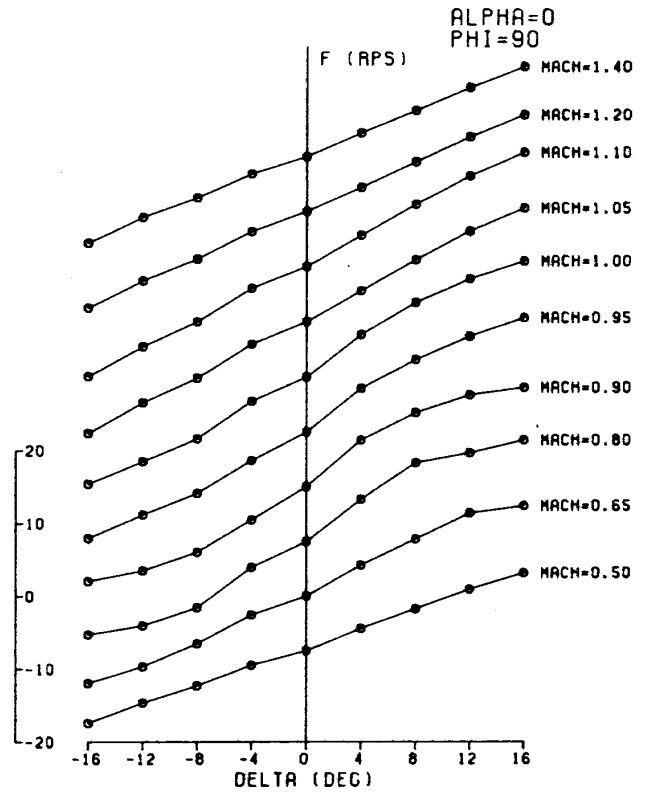
A 2(11)



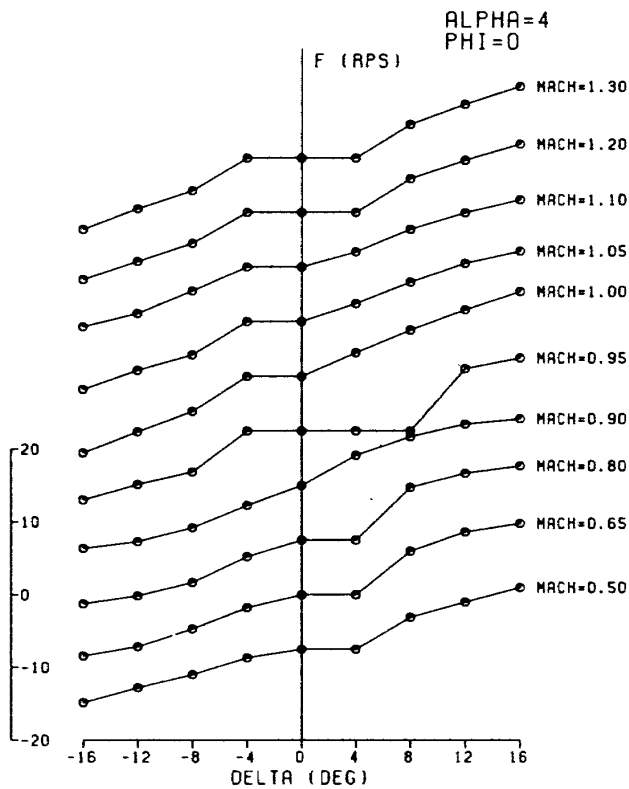
A 2(12)



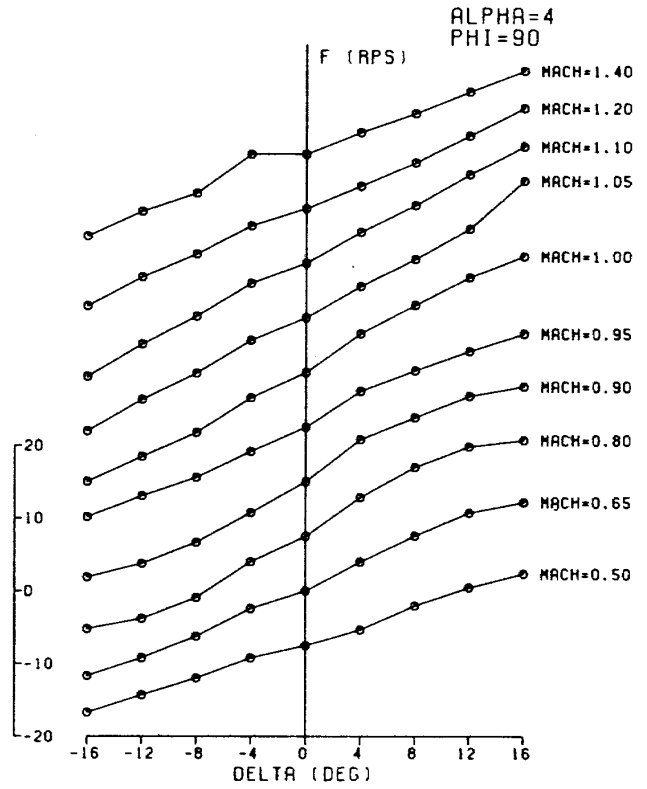
A 3 (1)



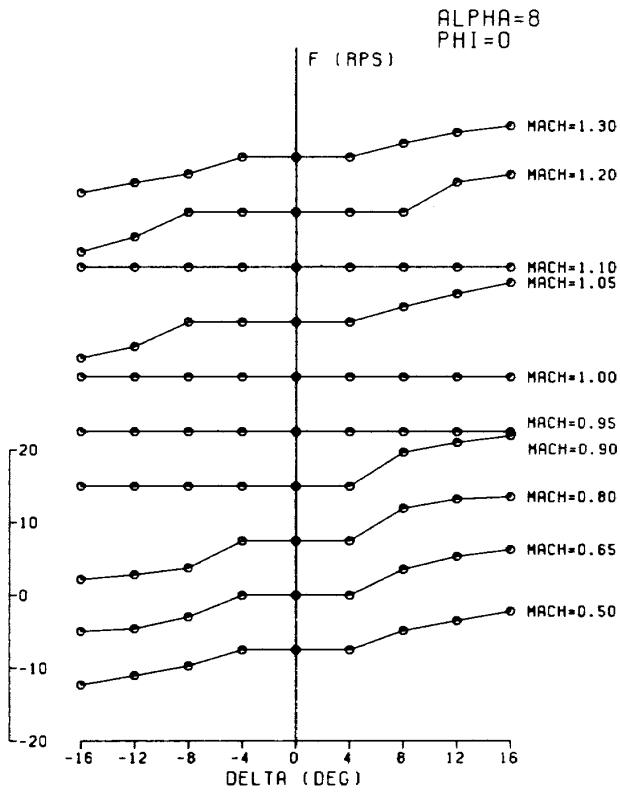
A 3 (2)



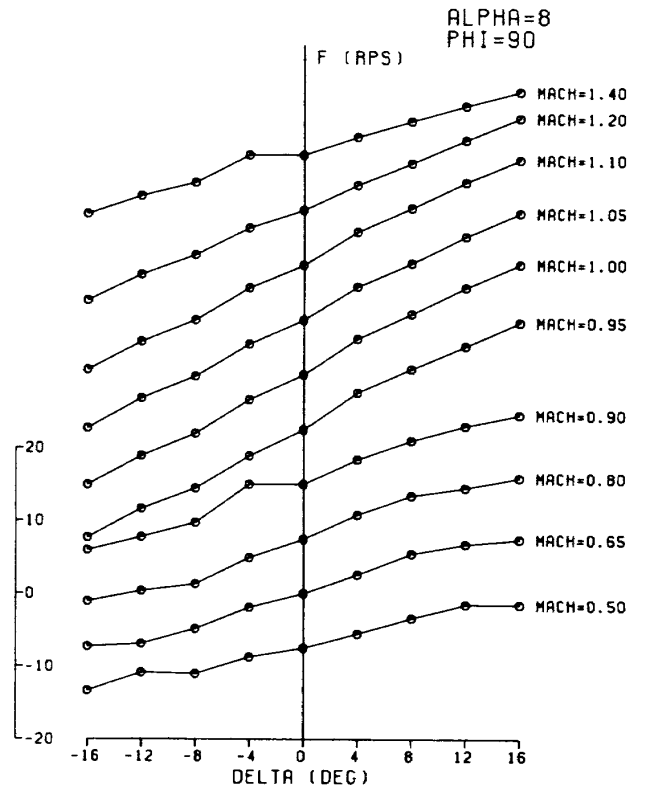
A 3 (3)



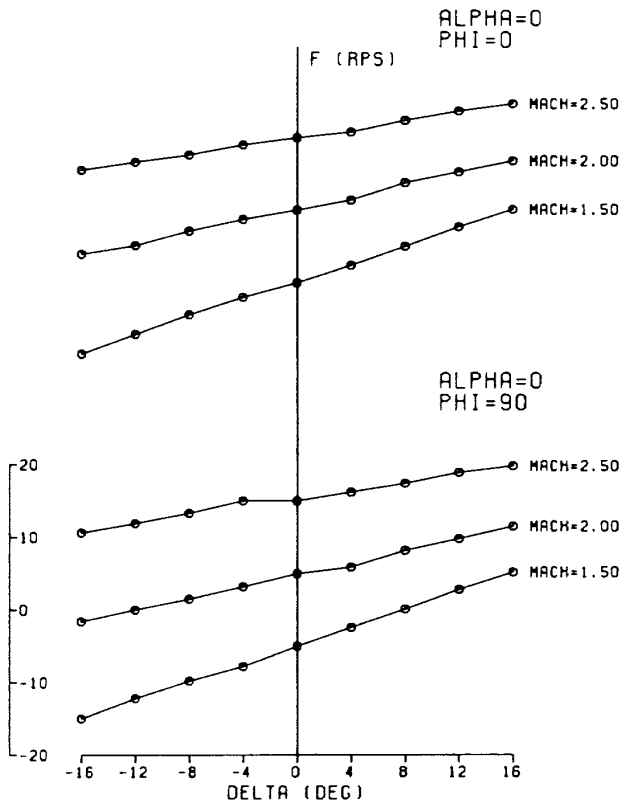
A 3 (4)



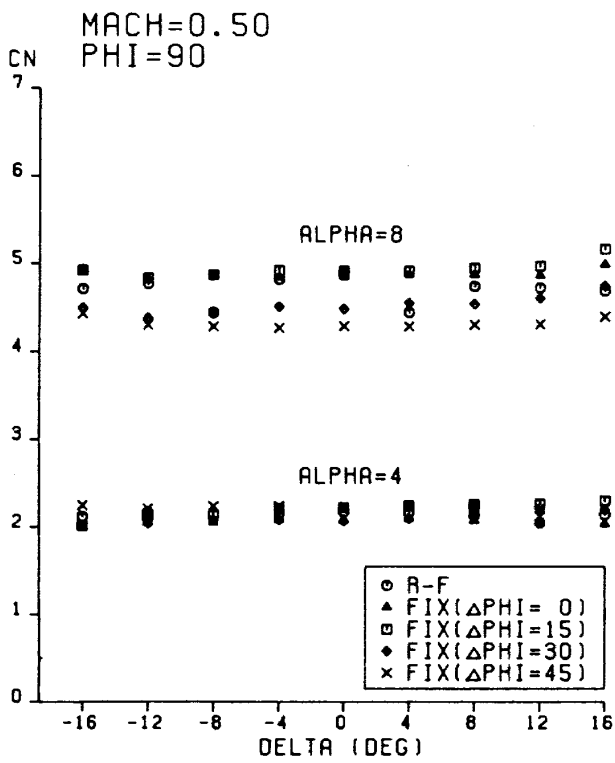
A 3 (5)



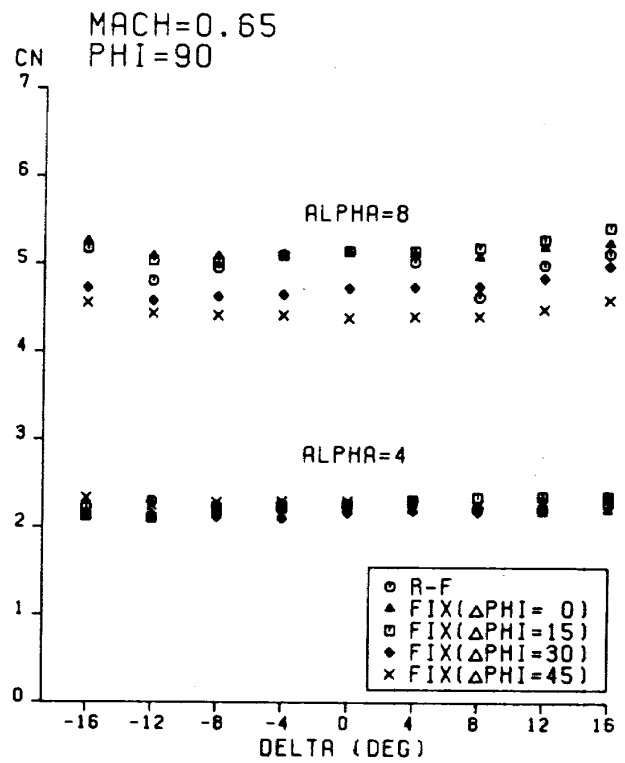
A 3 (6)



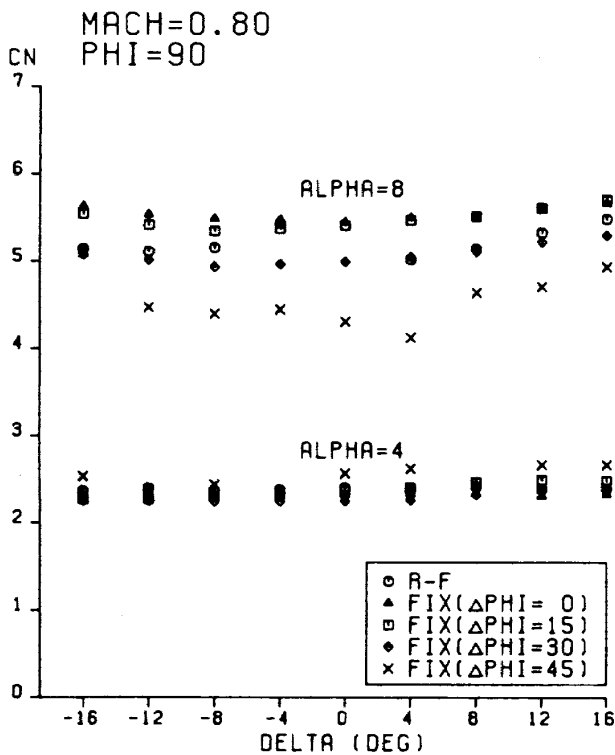
A 3 (7)



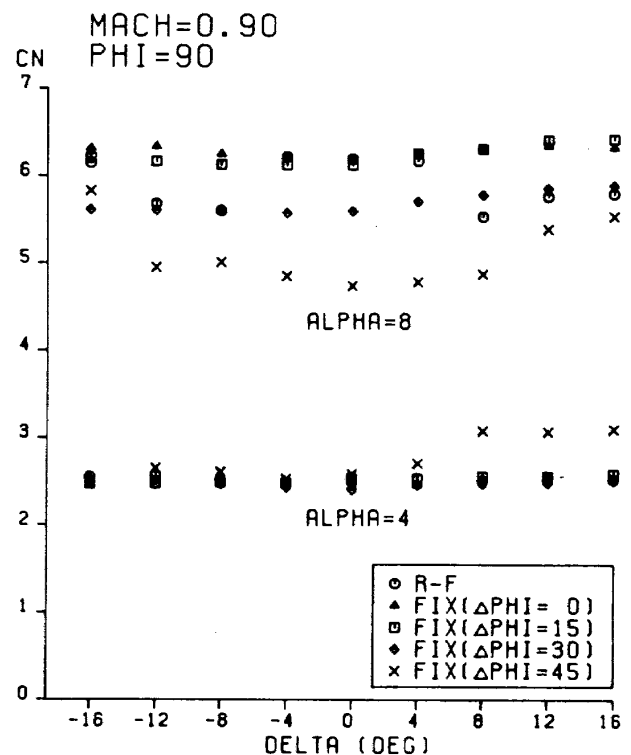
A 4 (1)



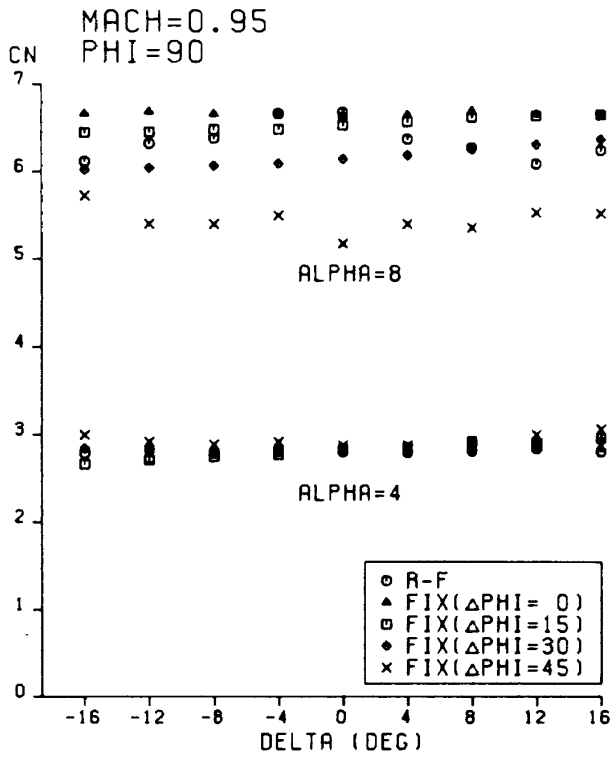
A 4 (2)



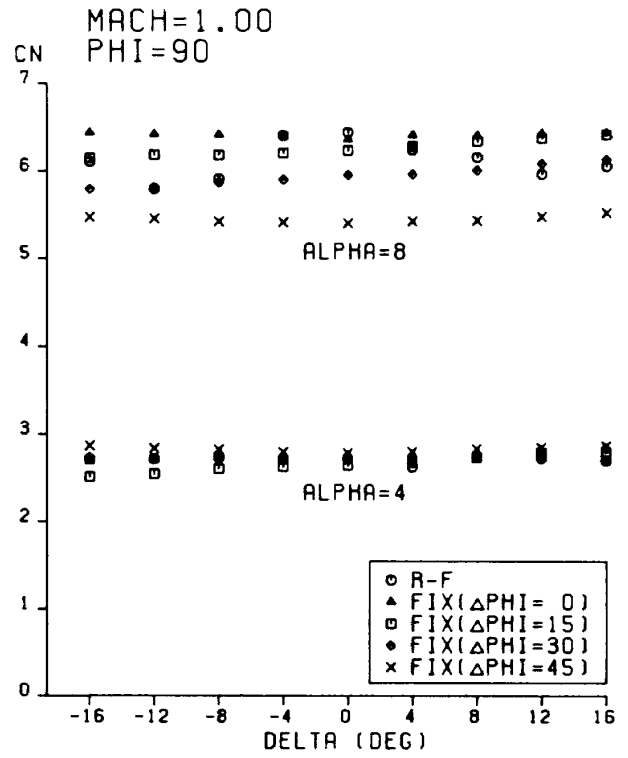
A 4 (3)



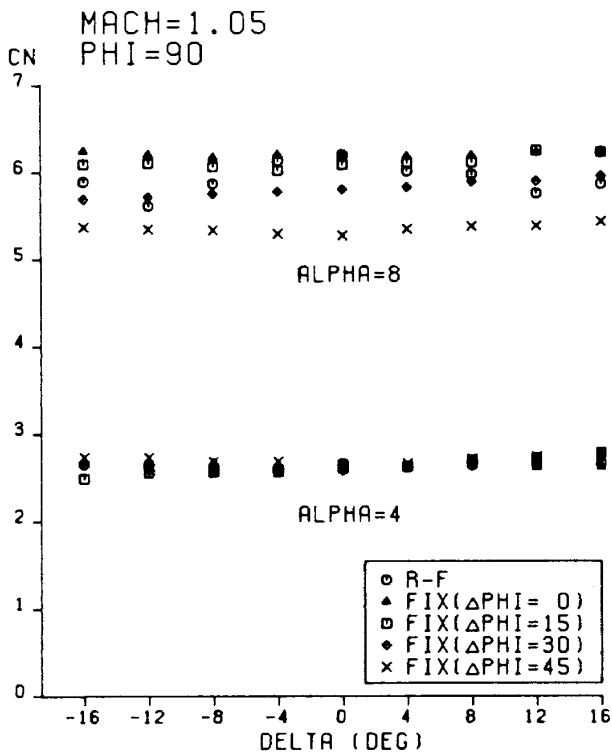
A 4 (4)



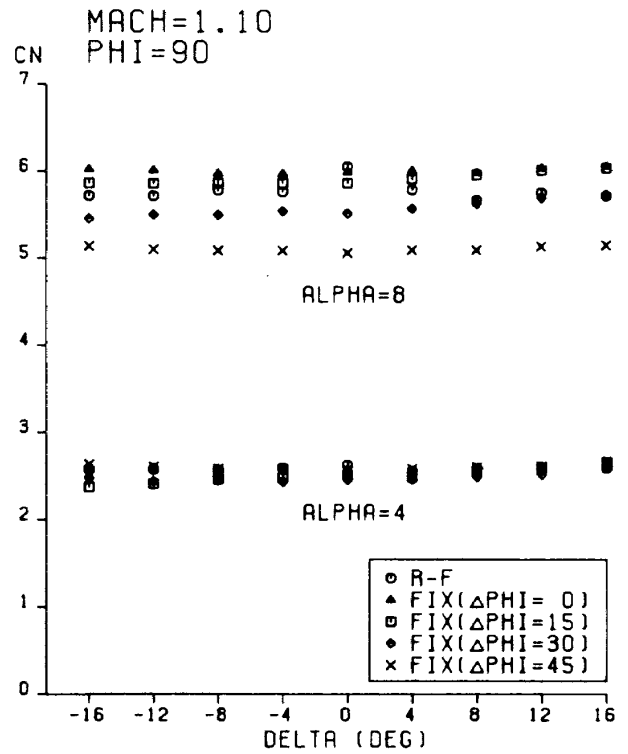
A 4 (5)



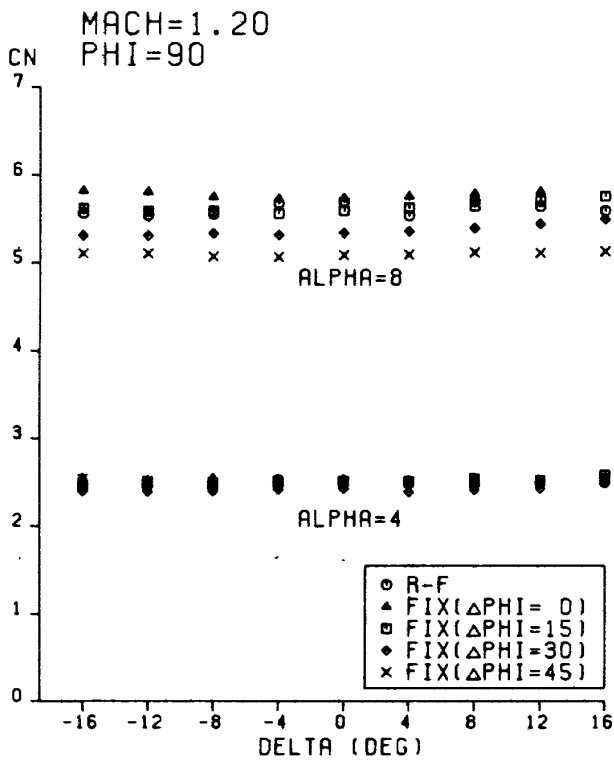
A 4 (6)



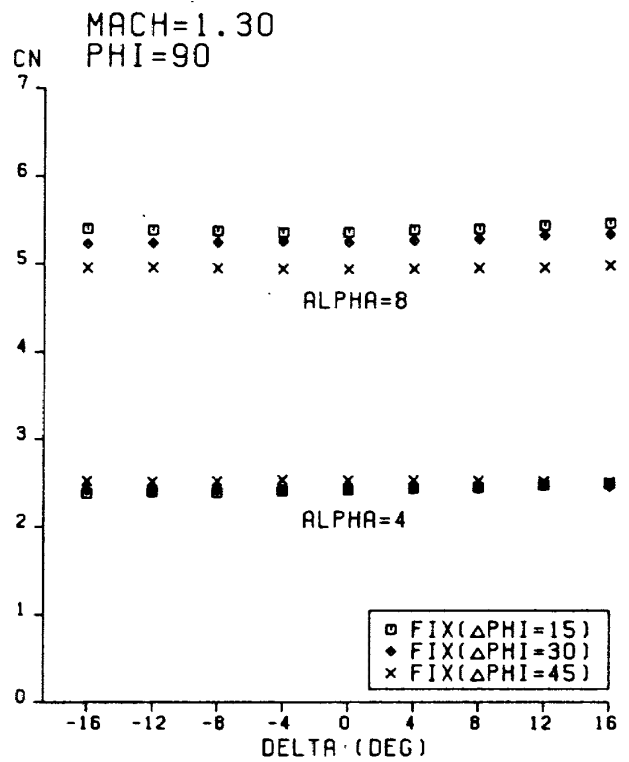
A 4 (7)



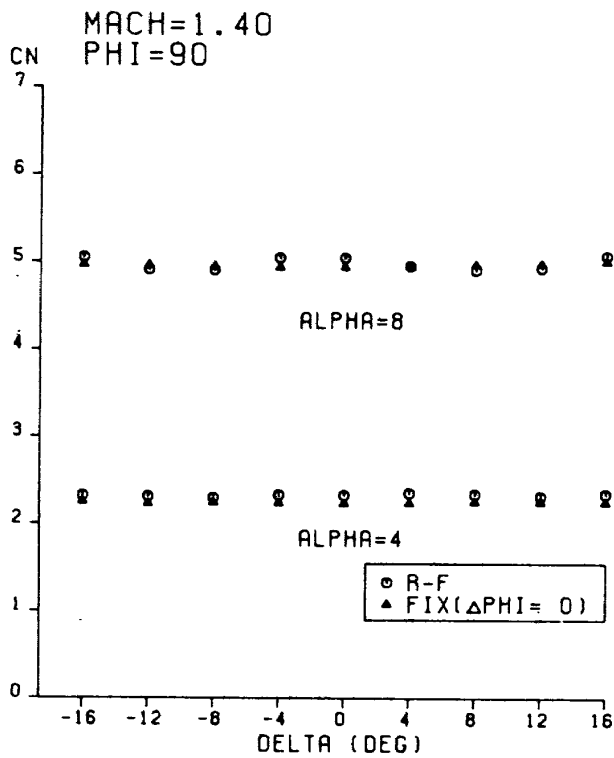
A 4 (8)



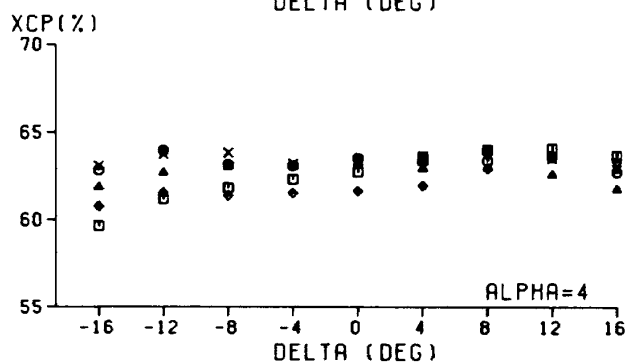
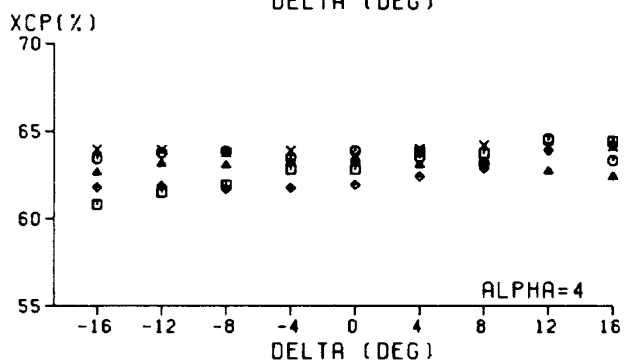
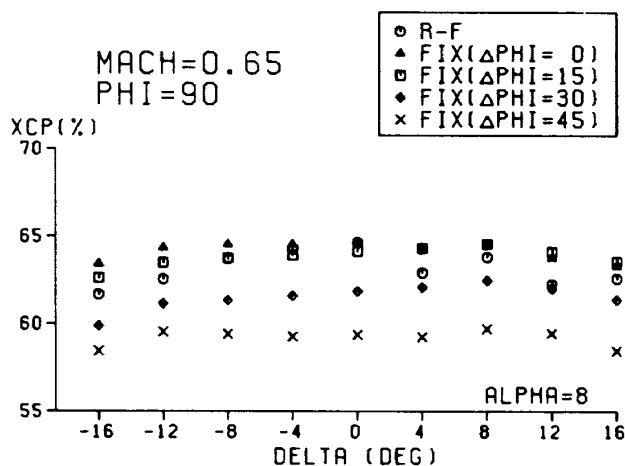
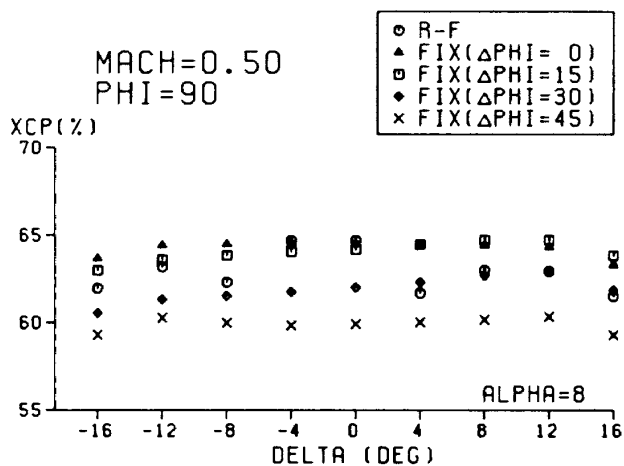
A 4 (9)



A 4 (10)

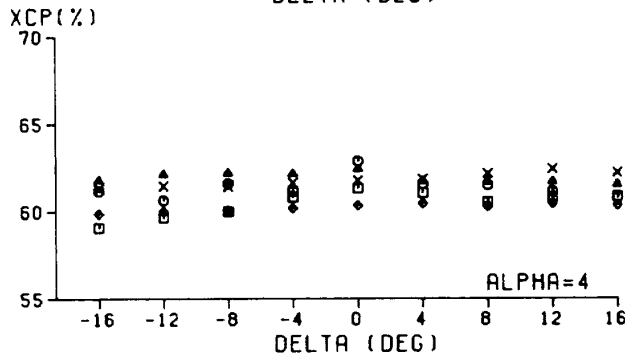
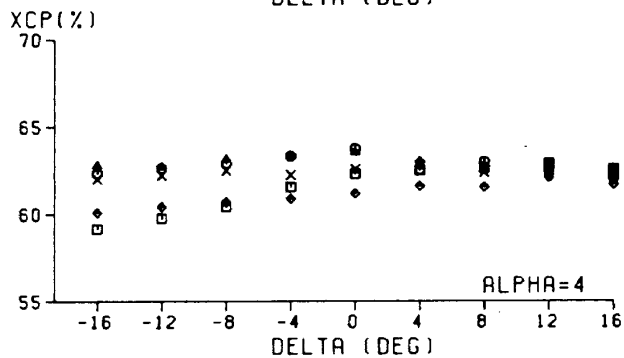
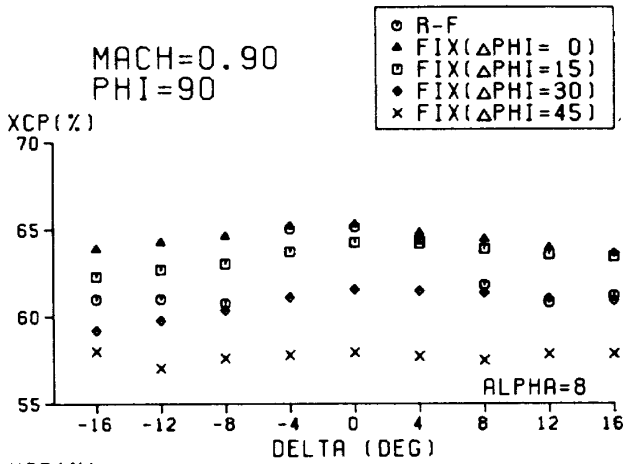
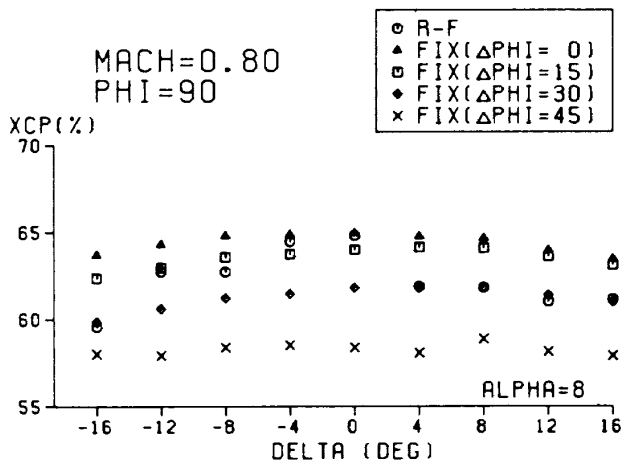


A 4 (11)



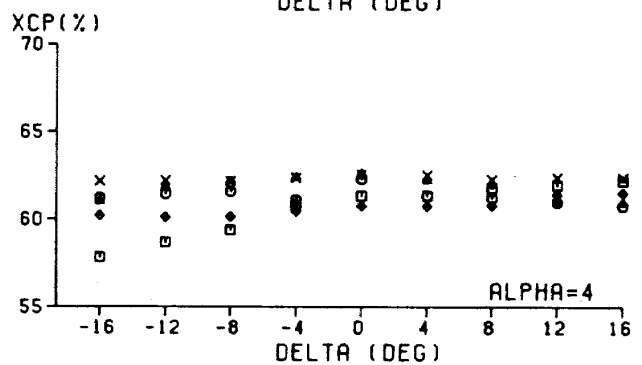
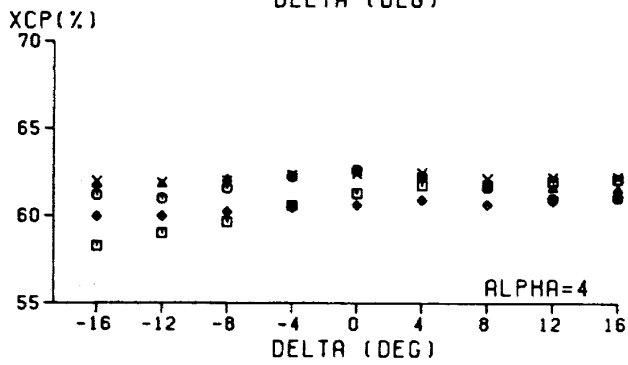
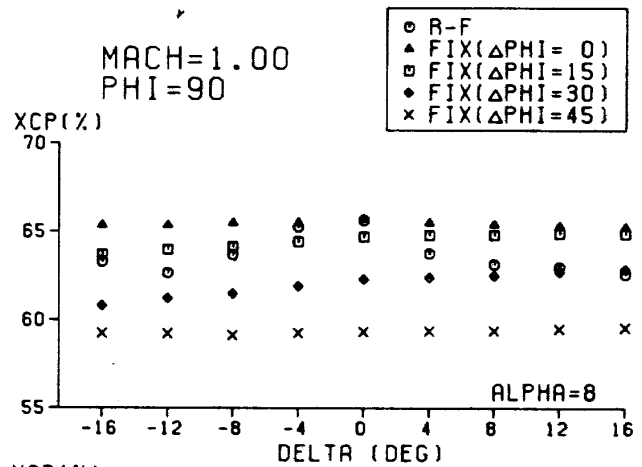
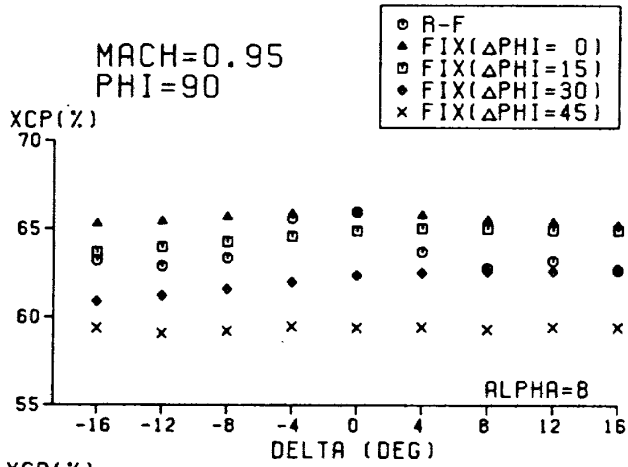
A 5 (1)

A 5 (2)



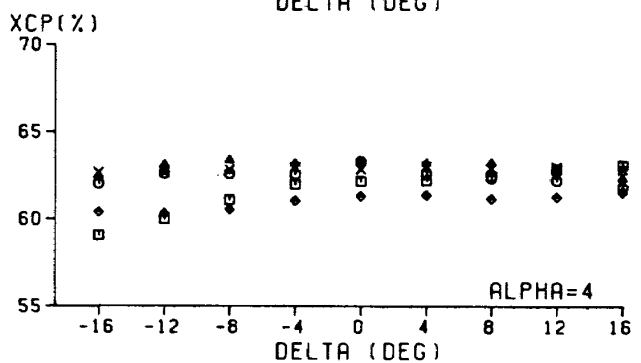
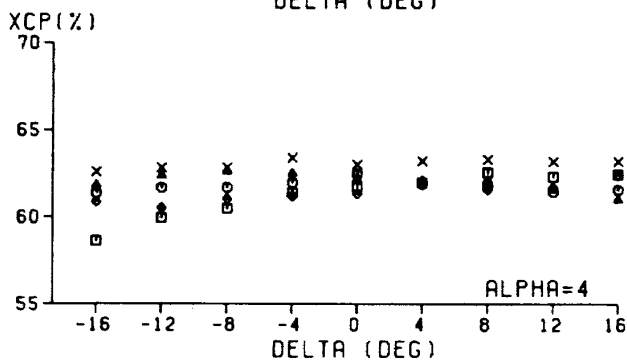
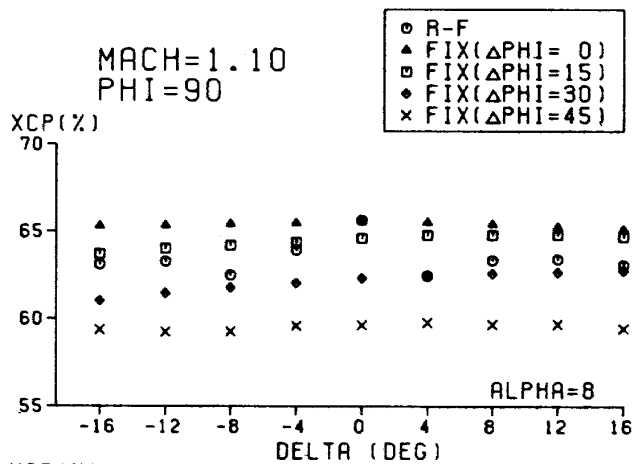
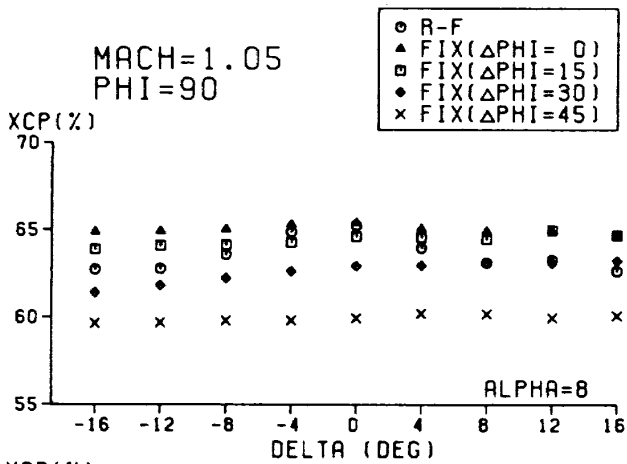
A 5 (3)

A 5 (4)



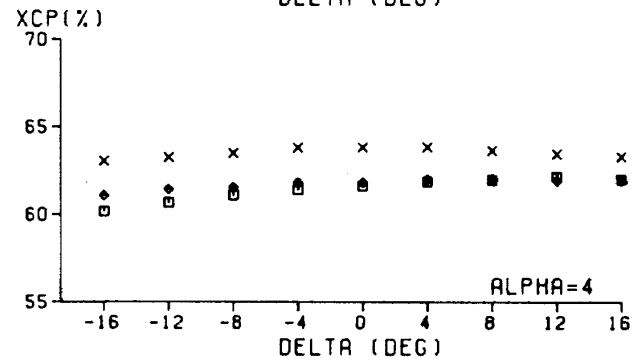
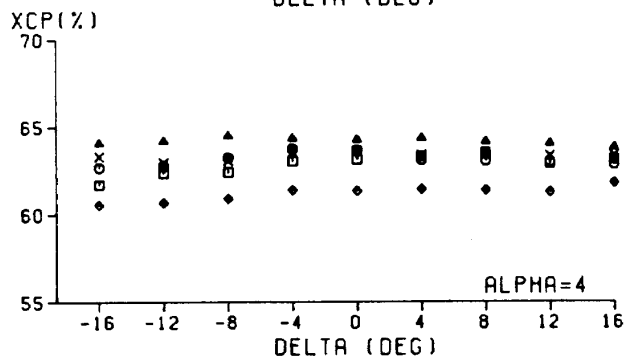
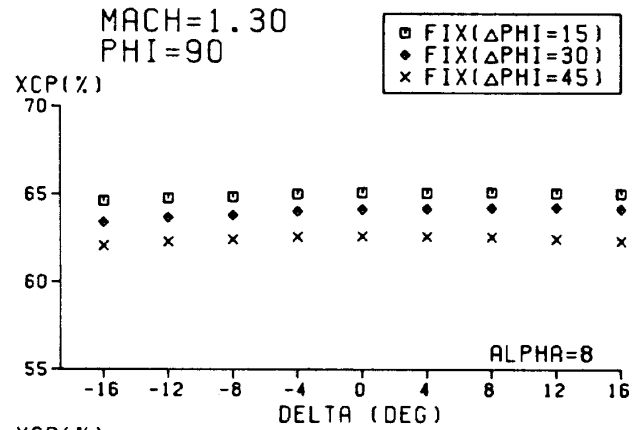
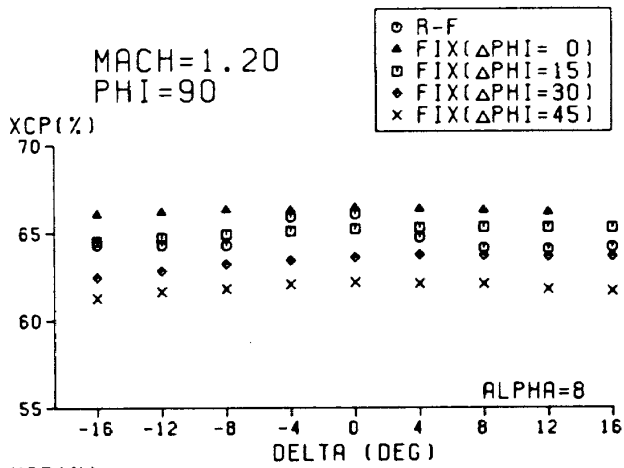
A 5(5)

A 5(6)



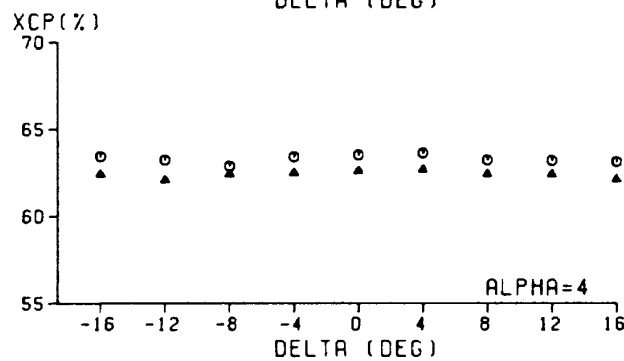
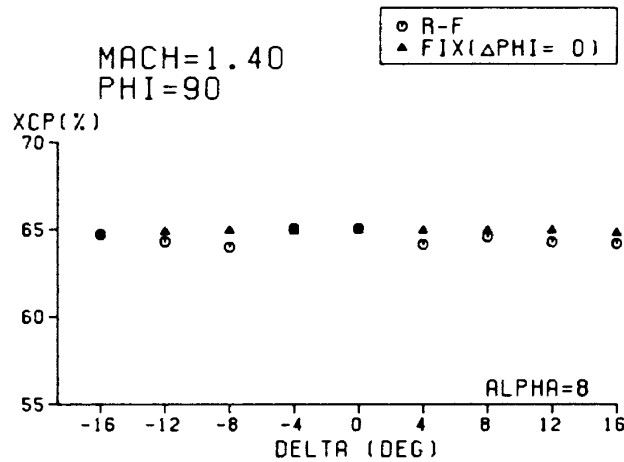
A 5(7)

A 5(8)

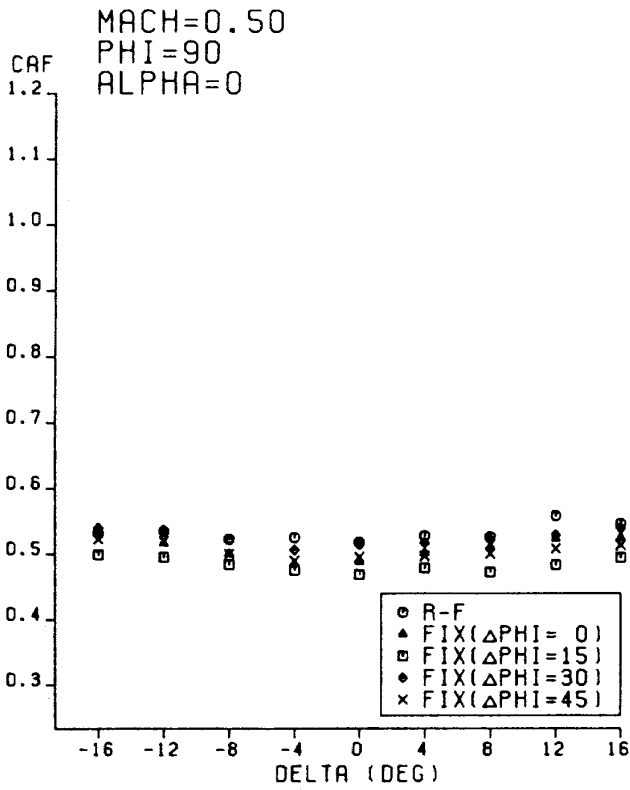


A 5(9)

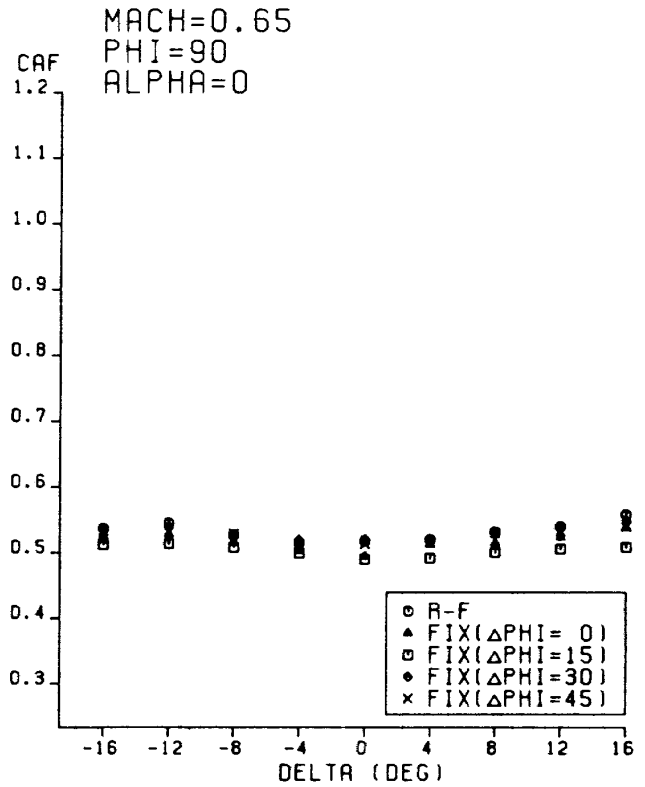
A 5(10)



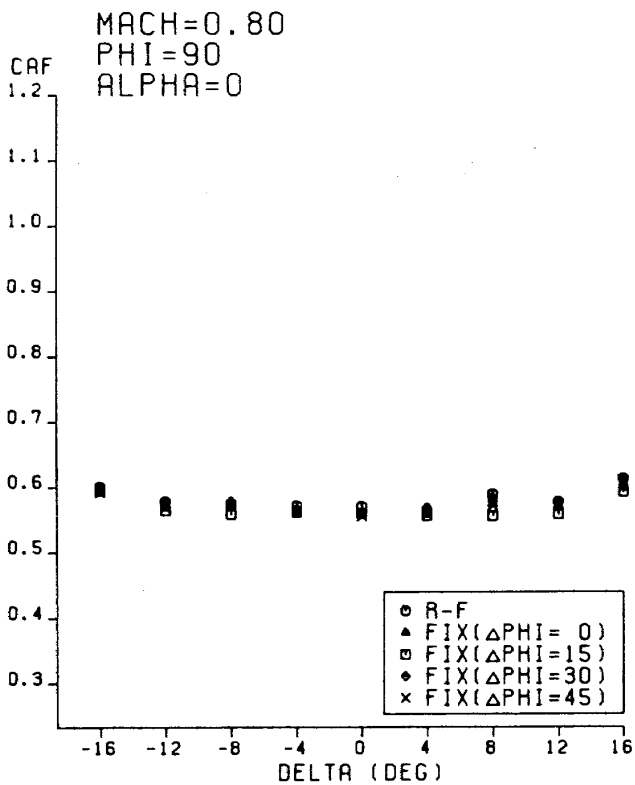
A 5(11)



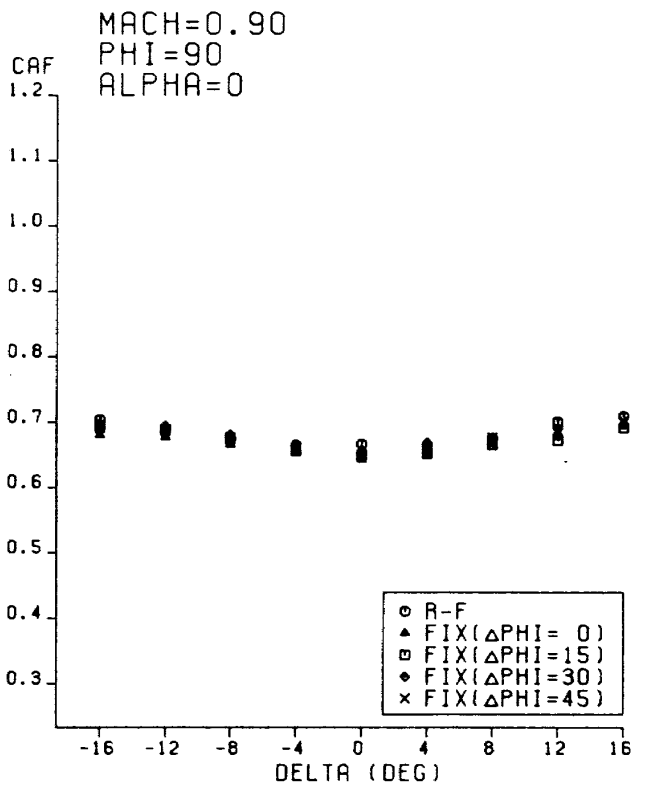
A 6 (1)



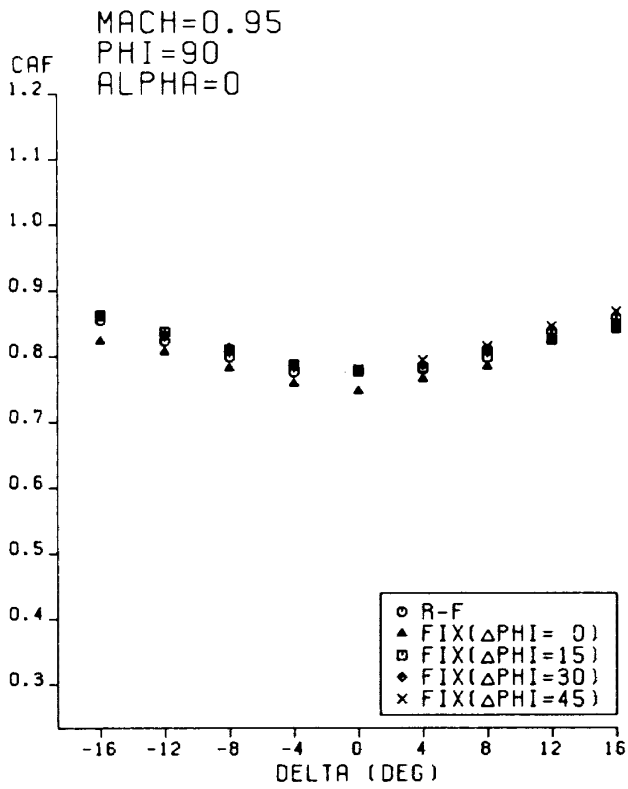
A 6 (2)



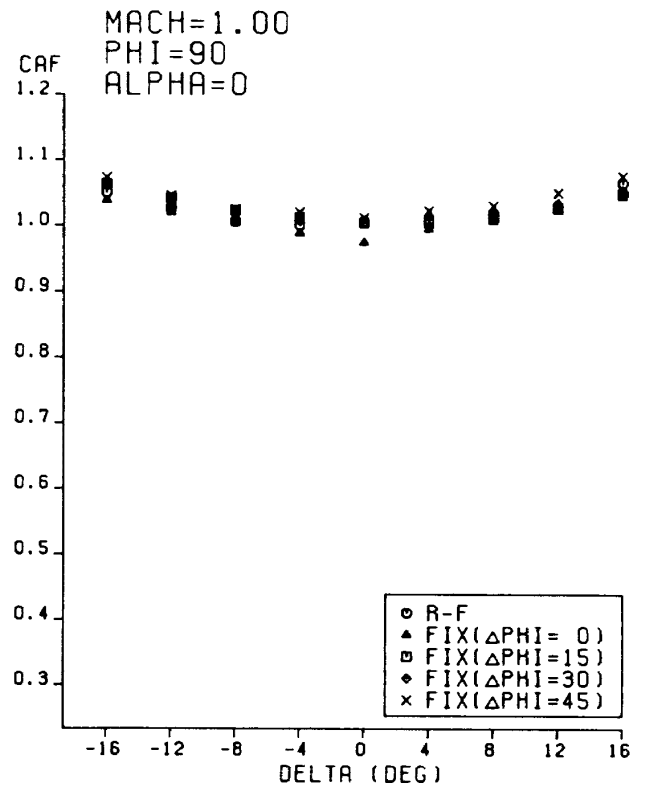
A 6 (3)



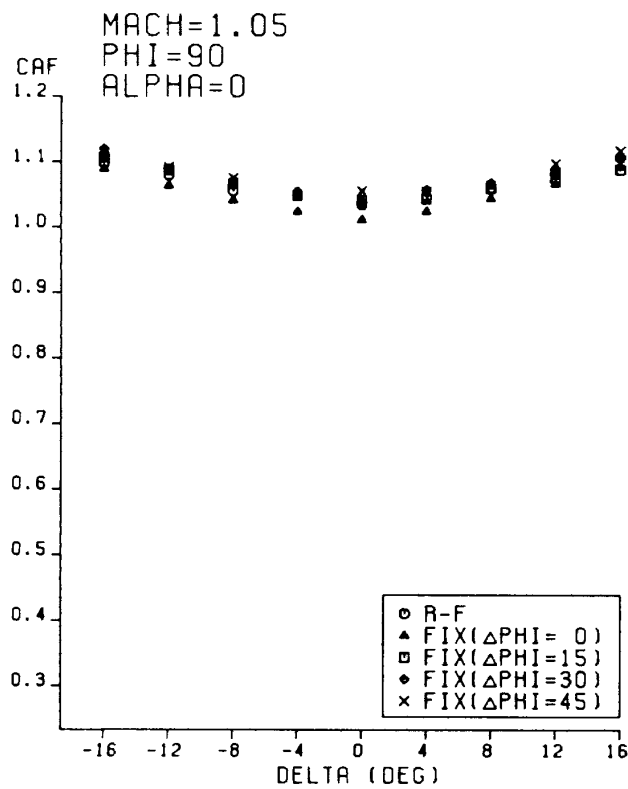
A 6 (4)



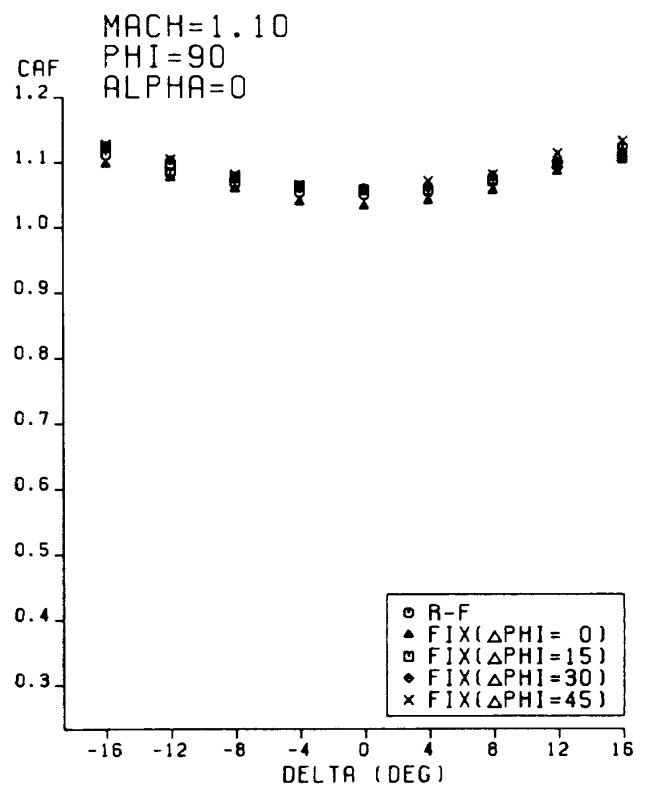
A 6 (5)



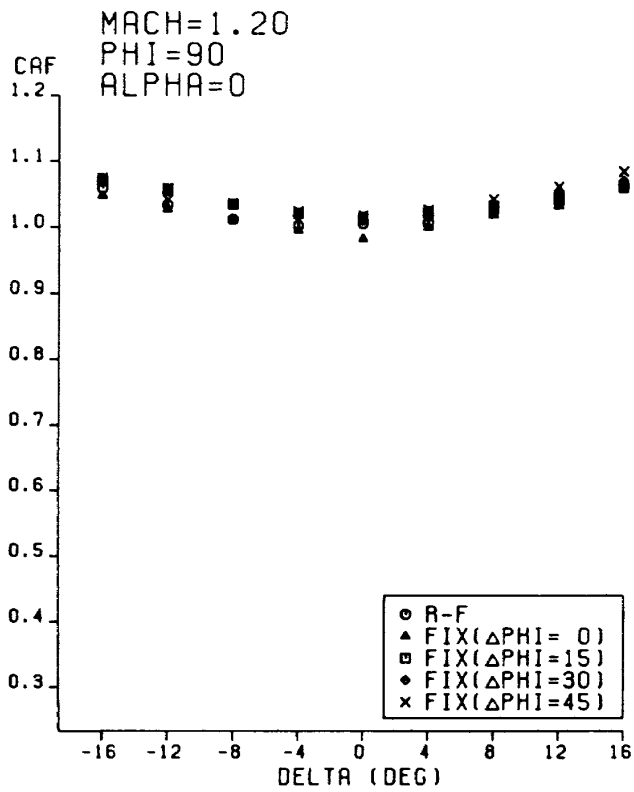
A 6 (6)



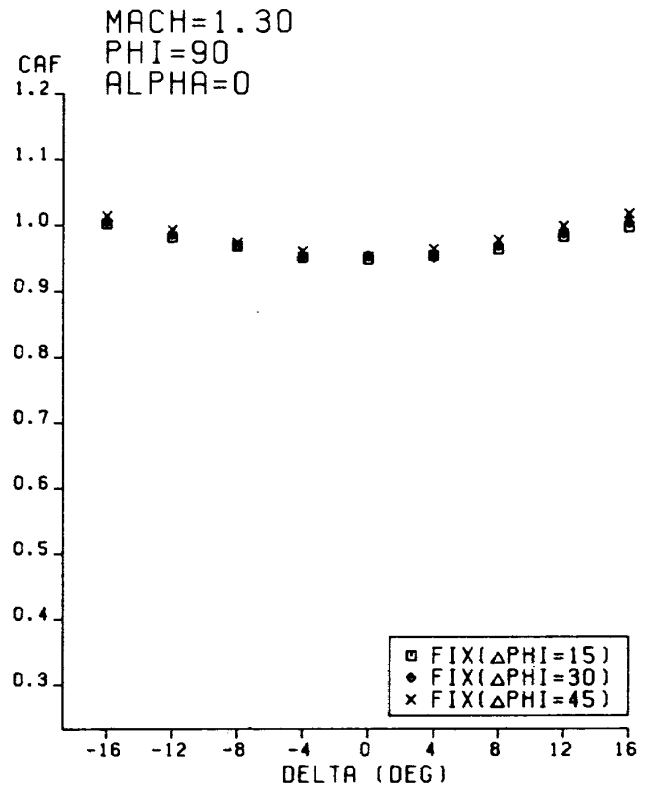
A 6 (7)



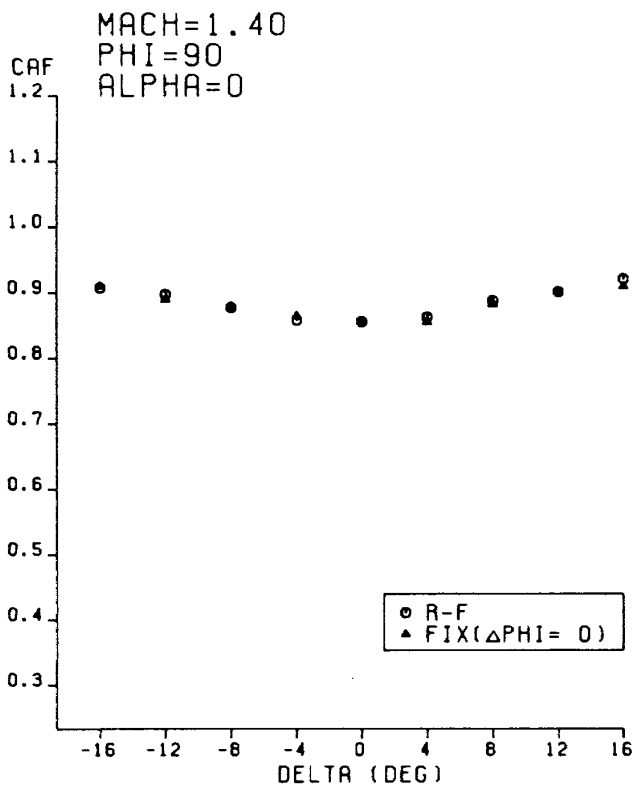
A 6 (8)



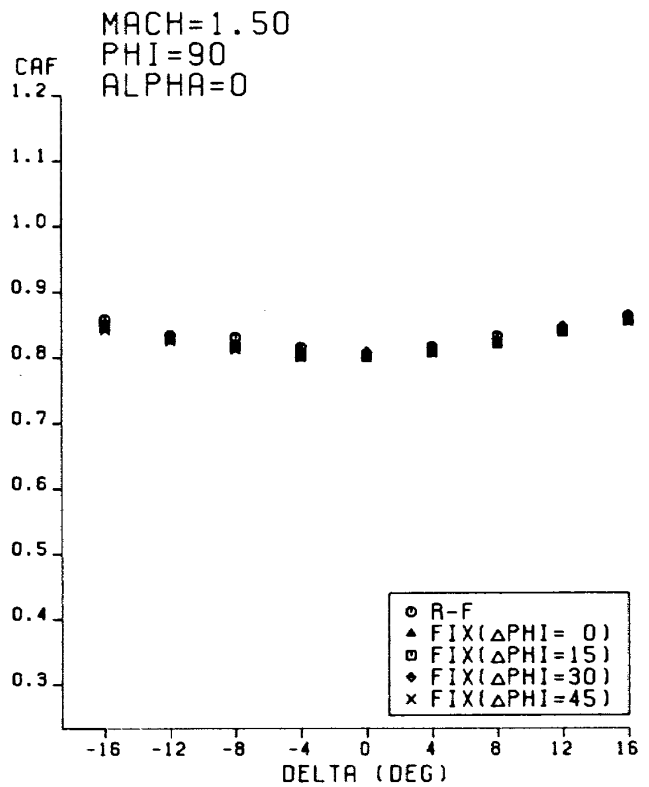
A 6 (9)



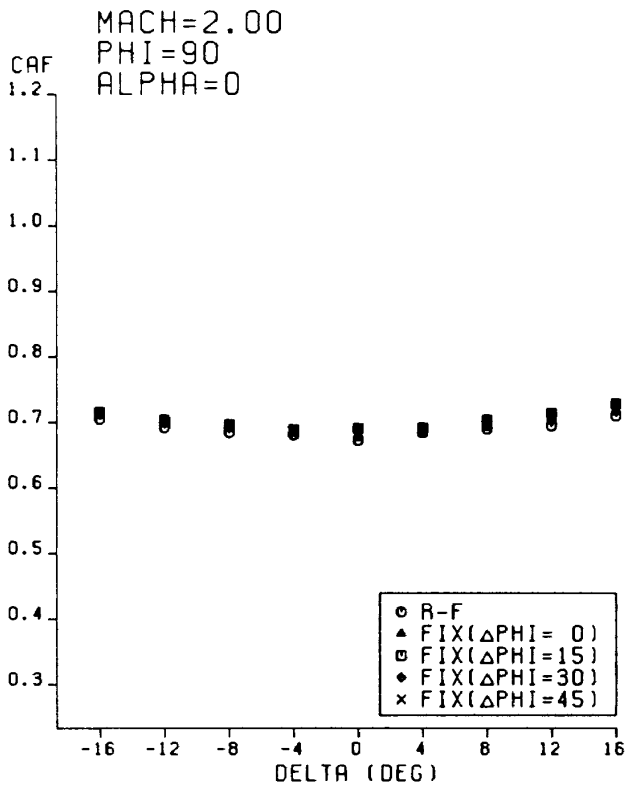
A 6 (10)



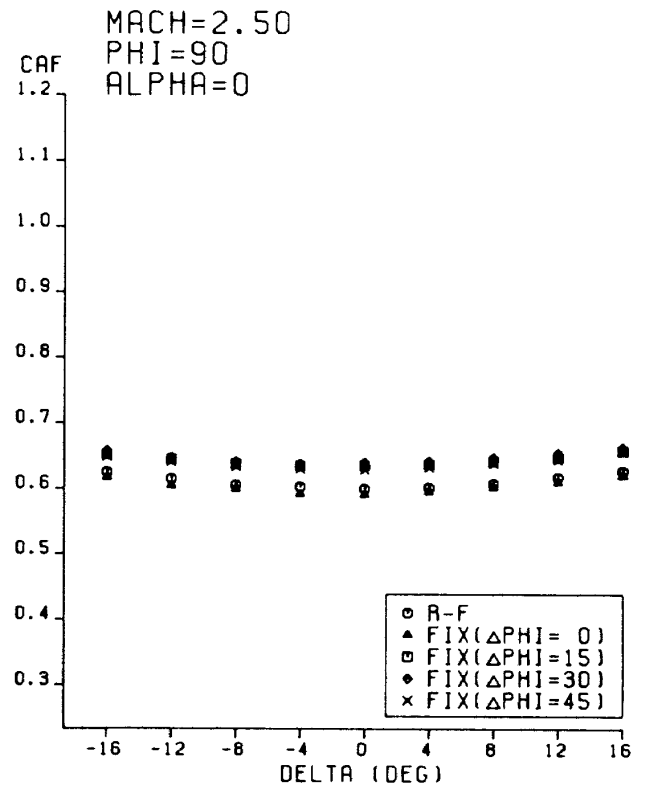
A 6 (11)



A 6 (12)



A 6 (13)



A 6 (14)

航空宇宙技術研究所報告793号

昭和58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)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社三興印刷
東京都新宿区信濃町12三河ビル

Printed in Japan