

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-814

小型二段式ロケットの前後翼間の
空力干渉による垂直力について

白 水 正 男 ・ 曾 我 国 男
柴 藤 羊 二 ・ 秋 元 敏 男

1984年5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間の 空力干渉による垂直力について*

白水正男** 曾我国男**
柴藤羊二*** 秋元敏男***

An Experimental Study on the Induced Normal Force on Tail-Fins due to Wing-Tail Interference

Masao SHIROUZU, Kunio SAGA,
Yoji SHIBATO and Toshio AKIMOTO

ABSTRACT

The normal force on the tail-fins induced by aerodynamic load on front-fins was studied.

The magnitude of the induced normal force was obtained experimentally from a wind tunnel test of two-stage rocket models with both front- and tail-fin, with either front- or tail-fin, and without any fin. The test was performed at $M_{\infty} = 0.5 \sim 0.95$ and $1.5 \sim 2.5$, and the induced normal force in this region was about 30%, at maximum, of the normal force which acts on the entire model. The variation of the induced normal force with bank angle difference between front- and tail-fin was also obtained from wind tunnel tests of a roll-controllable rocket model at $M_{\infty} = 0.50 \sim 1.20$. Those results were compared with predictions based on the strip theory. This simplified theory succeeded in giving approximate magnitude and Mach number dependence of the induced normal force; however, it is not sufficient for precise prediction.

第1章 はじめに

小型二段式ロケットは姿勢の安定化のために安定翼を1段目、2段目にそれぞれもつが、飛翔中に1段目安定翼（本報告では後翼と呼ぶことにする）は2段目安定翼（同じく前翼と呼ぶことにする）の後流の中を通過することになるため、後翼に作用する

空気力は、前翼が存在しない場合に比べて変化し、いわゆる（前後翼間の）空力干渉が生じる。

このような空力干渉についての研究は1950年代より行われており、実験的^{(1),(2)}にも理論的^{(3)~(5)}にもその数は多い。しかし、理論計算の精度は十分であるとはいえず、実験的研究の必要性は高い。二段式小型ロケットにおいては、この空力干渉は後翼に作用する垂直力を減少させる効果をもつ。この垂直力の減少は場合によっては空力安定性を損う恐れがあり、その効果を定量的に見積もる必要がある。

* 昭和59年4月6日受付

** 空気力学第1部

*** 宇宙開発事業団

筆者らは、宇宙開発事業団のT-500A型ロケットの開発のためその空力特性に関する研究を共同で行ってきたが^{(6), (7)}, その一環として同ロケットの前翼, 後翼それぞれの垂直力係数と共に前後翼間の空力干渉による垂直力を定量的に調べる風洞試験⁽⁸⁾, ⁽⁹⁾を行った。これは、TT-500A型ロケットの発展型の開発等のための基礎的資料を取得することを目的として行ったものであり、前翼, 後翼共に有する基本形状の他、前翼ないしは後翼のみをもつ模型及び胴体だけの模型それぞれの空力特性について計測を行った。そのデータの解析から、空力干渉によって後翼に作用する垂直力を定量的に求め、また、圧力中心位置に対する空力干渉の影響も調べた。

一方、TT-500A型ロケットの発展型のひとつとして技術的検討を行ったロール制御型ロケットについての風洞試験⁽¹⁰⁾においても、前後翼間の空力干渉によって後翼に作用する垂直力の、前後翼のバンク角差による変化についてのデータが得られており、それについての解析も行った。

このような空力干渉についての理論計算法としてはいくつかの方法が知られている⁽¹¹⁾が、それらのうちストリップ理論と呼ばれる方法は比較的計算が容易であるという特長を有する。反面、同理論は干渉係数(第4章参照)の値がマッハ数に依存しない点など不十分な点もあるが、同理論による予測が風洞試験結果とどの程度一致するか比較すると共に、同理論による干渉現象の定性的説明を試みた。

風洞試験結果の解析により、この空力干渉の主流マッハ数、機体迎角、バンク角依存性について定量的資料を得ることができると共に、圧力中心位置の移動量についても定量的に知った。また、前翼に対する後翼のバンク角の変化による干渉量の変化についても明らかにした。ストリップ理論による予測の精度は諸条件によって変化するが、干渉量の概ねの大きさや主流マッハ数依存性についての予測は可能であり、また現象の定性的説明が可能なることを示した。

第2章 記号表

a : 胴体半径

C_m	: ピッチング・モーメント係数 ($= M / q_\infty \cdot S \cdot l$)
C_m^{Confk}	: $Confk$ の C_m
C_N	: 垂直力係数 ($= Z / (q_\infty \cdot S)$)
C_N^{Confk}	: $Confk$ の C_N
C_N^{Int}	: 前後翼間の空力干渉による C_N
C_{NW}	: 前翼の垂直力係数
$Confk$: 翼の有無による模型形状の別を表わす ($k = 1 \sim 4$. 図2参照)
C_y	: 後翼の翼弦長
i_T	: 干渉係数 (3式参照)
$K_{B(W)}, K_{W(B)}$: 文献(11)参照
k_{Int}	: $-C_N^{Int} / (後翼のC_N)$
l	: 全長
M	: ピッチング・モーメント (基準点: 模型先端。頭上げ正)
M_∞	: 主流マッハ数
q_∞	: 主流動圧
S	: 胴体断面積 ($= \pi a^2$)
s_T	: 後翼ハーフ・スパン
V_∞	: 主流速度
X_{cp}	: 圧力中心位置 ($= -C_m / C_N$)
ΔX_{cp}	: 前後翼間の空力干渉による垂直力に伴う X_{cp} の移動量
y, z	: 機体中心軸に垂直な面内での座標
y_v	: 渦糸の初期位置の機体中心軸からの距離
Z	: 垂直力 (上向き正)
Z_{Int}	: 前後翼間の空力干渉によって後翼に作用する Z
$Z_{Int, k}$: k 番目 ($k = 1 \sim 4$) の後翼に作用する Z_{Int}
$Z_{T\alpha}$: 後翼の垂直力傾斜 ($1 / rad$)
α	: 機体迎角 (頭上げ正)
$4/\beta$: 後翼の垂直力係数傾斜を表わすパラメータ (式(2)参照)
Γ	: 渦糸の強さ
λ	: 翼のテーパー比
ϕ	: バンク角。ロール制御型ロケット模型においては前翼のバンク角。(図2, 3参照)
$\Delta\phi$: 前翼と後翼のバンク角差 (図3参照)
ϕ_k	: k 番目 ($k = 1 \sim 4$) の後翼のバンク角

第3章 風洞試験

3.1 試験概要

3.1.1 TT-500A型ロケット模型

風洞試験を行ったTT-500A型ロケットの1/10縮尺模型の外形を図1に示した。この模型は、1, 2

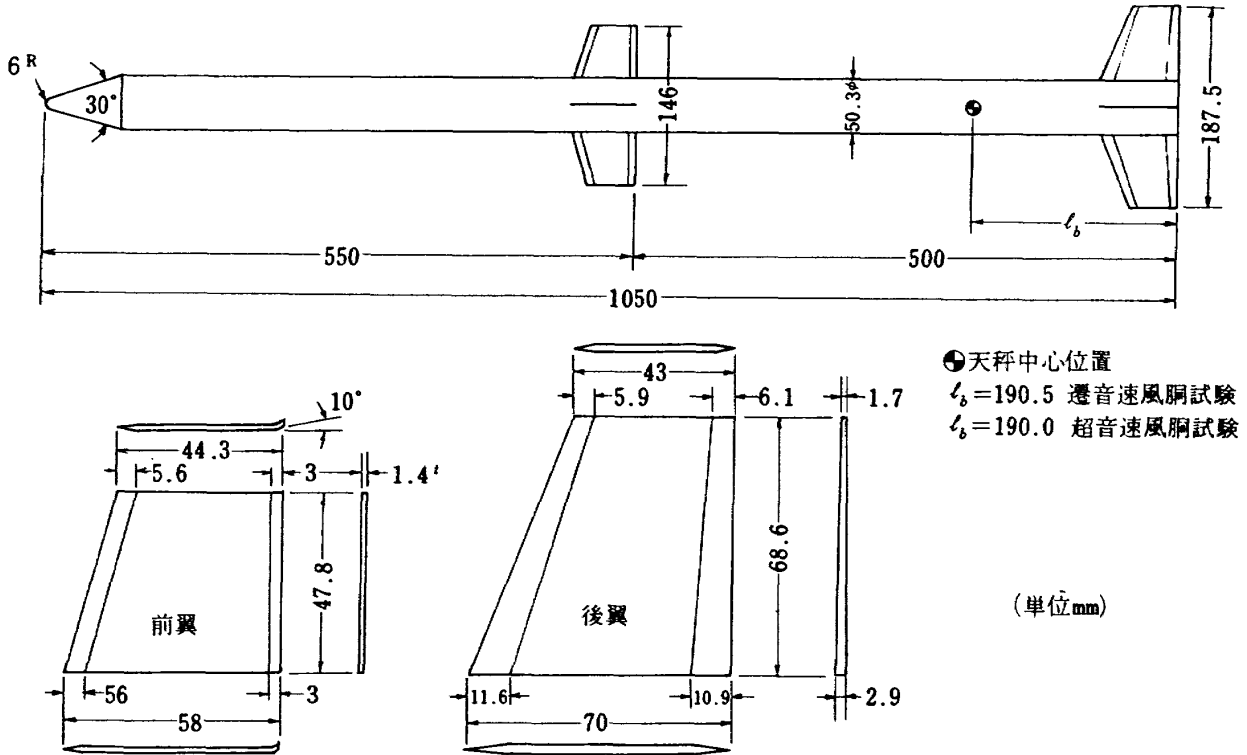


図1 TT-500A型ロケット模型

段分離面に相当する位置で二分でき、図2に示したような基本形状 (Conf 1 と呼ぶことにする。以下同様。) の他、翼が全くない胴体だけの模型 (Conf 2) 前翼のみがついた模型 (Conf 3)、後翼のみがついた模型 (Conf 4) の計4通りの組み合わせが可能である。

試験は、航空宇宙技術研究所の2 m × 2 m 遷音速風洞¹²⁾及び1 m × 1 m 吹出式超音速風洞で行い、いずれも内挿式天秤を用いた六分力計測試験であるが本報告では空力干渉による垂直力に関連する垂直力係数、ピッチング・モーメント係数、圧力中心位置に関してのみ述べる。試験に用いた天秤の定格を表1(1)に示した。主流マッハ数は、 $M_\infty = 0.50 \sim 0.95$ (遷音速風洞で実施) 及び $M_\infty = 1.5 \sim 2.5$ (超音速風洞で実施) であり、 $M_\infty = 1.0 \sim 1.4$ については遷音速風洞の運転スケジュールの関係で実施でき

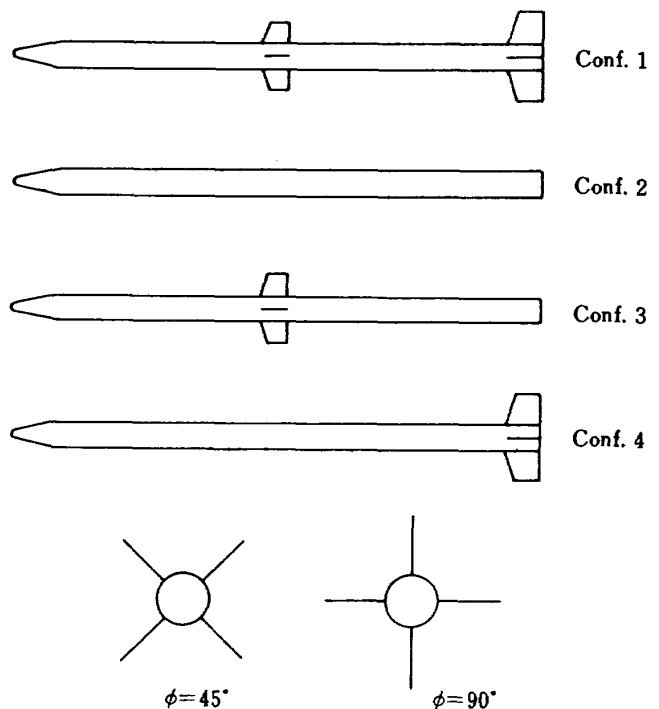


図2 Conf 1~4 と ϕ

表 1 天秤の定格

(1) TT-500 A型ロケット模型試験

風洞 項目	遷音速風洞	吹出式超音速風洞
名称	SONOIKE1.5" No.2	SONOIKE 1.5"
第1垂直力	981N (100kgf)	4413N (450kgf)
第2垂直力	981N (100kgf)	4413N (450kgf)
第1横力	490N (50kgf)	4413N (450kgf)
第2横力	490N (50kgf)	4413N (450kgf)
軸力	245N (25kgf)	981N (100kgf)
ローリング・モーメント	39N·m(4kgf·m)	98N·m(10kgf·m)

(2) ロール制御型ロケット模型試験

風洞 項目	遷音速風洞
名称	LMC-6186-II (日章電機製)
軸力	392N (40kgf)
垂直力	981N (100kgf)
横力	981N (100kgf)
ローリング・モーメント	15N·m(1.5kgf·m)
ピッチング・モーメント	147N·m(15kgf·m)
ヨーイング・モーメント	147N·m(15kgf·m)

表 2 風洞主流条件

(1) TT-500 A型ロケット模型試験

風洞 項目	M_∞	cmあたりの Re数 (1/cm)	q_∞ (Pa)	V_∞ (m/s)
遷音速風洞	0.50	7.5×10^4	1.18×10^4	172
	0.60	8.3	1.58	200
	0.70	9.1	1.98	230
	0.80	9.9	2.35	258
	0.90	10.4	2.68	284
	0.95	10.6	2.82	297
吹出式 超音速風洞	1.5	25	7.03	420
	2.0	29	7.93	502
	2.5	31	7.70	561

(2) ロール制御型ロケット模型試験

風洞 項目	M_∞	cmあたりの Re数 (1/cm)	q_∞ (Pa)	V_∞ (m/s)
遷音速風洞	0.50	7.7×10^4	1.15×10^4	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

なかった。試験時の主流条件を表2(1)に示した。機体迎角は、遷音速風洞試験では $\alpha = -12^\circ \sim +12^\circ$ の間を 2° 毎に測定し、超音速風洞試験では $\alpha = -9^\circ \sim +9^\circ$ を約 0.2° 毎に連続的に測定した。バンク角は遷音速風洞試験では $\phi = 45^\circ$ 及び 90° (図2参照) であるが、超音速風洞試験では $\phi = 45^\circ$ のみである。また、Conf2 模型についてはバンク角は意味をもたないため $\phi = 45^\circ, 90^\circ$ 両者に同一の結果を用いた。

3.1.2 ロール制御型ロケット模型

風洞試験を行ったロール制御型ロケット模型⁽¹⁰⁾の外形を図3に示した。このロケット模型は、前翼についているロール制御翼によってローリング・モーメントを発生させると共に、その結果として空力干渉によって後翼に作用するローリング・モーメントが胴体に伝わるのを防ぐ目的で、後翼4枚が一体で

機体中心軸まわりに自由に回転するようになっている。試験は自由に回転できる模型の他、空力干渉によるローリング・モーメントを定量的に知るために後翼を固定した模型および空力干渉がない場合のローリング・モーメントを知るために後翼をとり除いた模型の3種について行ったが、本報告では空力干渉によって作用する垂直力を議論するのが目的であるため、空力干渉がある場合のデータとして後翼を固定した模型の結果および前翼単独の垂直力係数を求めるために後翼がついてない模型の結果を用い、自由に回転できる模型の結果は用いていない。なお、空力干渉によるローリング・モーメントについては文献⁽¹⁰⁾にまとめた。

試験は航空宇宙技術研究所の $2m \times 2m$ 遷音速風洞を使用し六分力計測試験を行ったが、本報告では垂直力係数のみについて述べる。主流マッハ数は

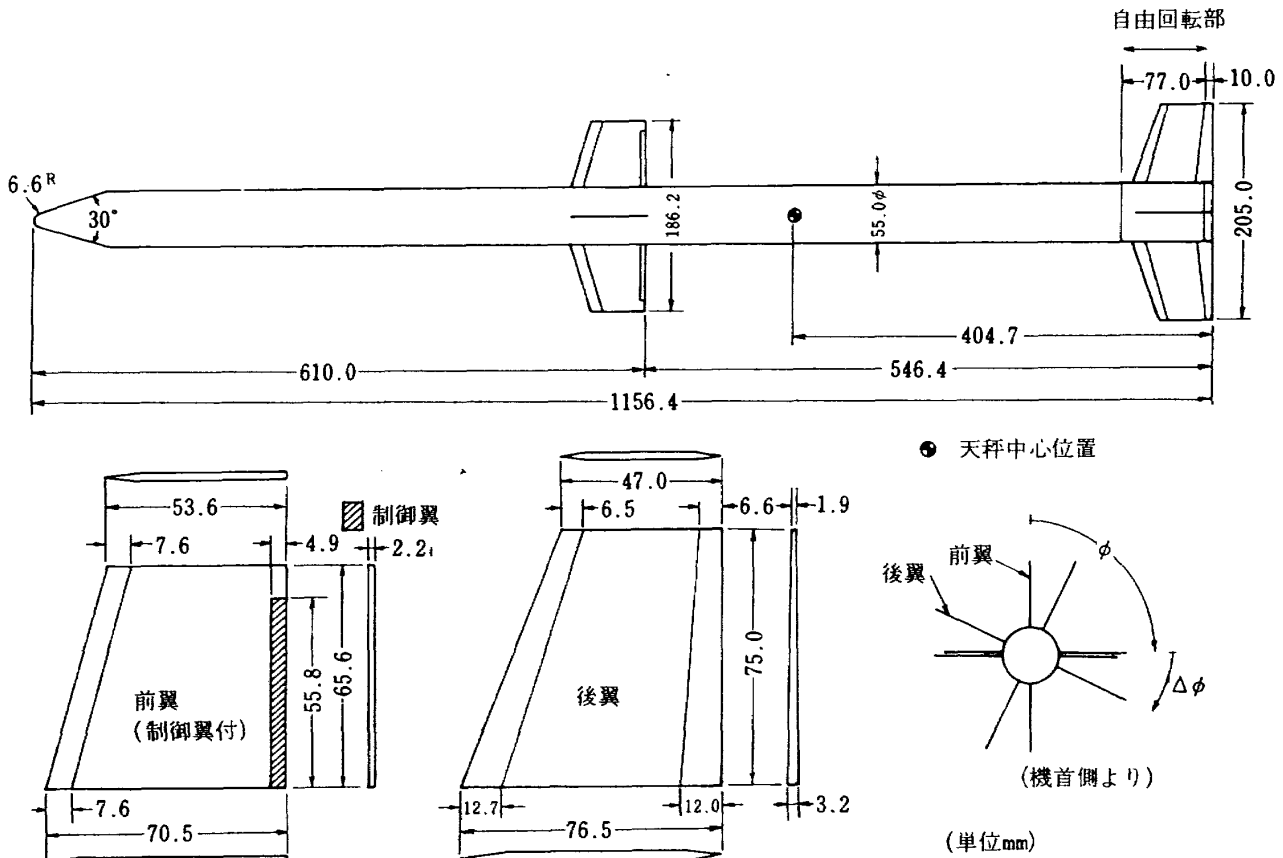


図3 ロール制御型ロケット模型

$M_\infty = 0.50 \sim 1.20$, 機体迎角は $\alpha = 4^\circ, 8^\circ$, パンク角は前翼は $\phi = 90^\circ$, 後翼は前翼に対して $\Delta\phi = 0^\circ, 15^\circ, 30^\circ, 45^\circ$ (図3参照)である。前翼にあるロール制御翼については, その影響が生じないように舵角 $= 0^\circ$ とした場合の垂直力係数値について以下で解析した。使用した天秤の定格を表1(2), 風洞主流条件を表2(2)にそれぞれ示した。なお, この模型の超音速風洞試験は, 迎角をとった場合については行ってなく, 垂直力に関するデータは得られていない。

3.2 試験結果, 解析

3.2.1 TT-500A型ロケット模型

前後翼間の空力干渉による垂直力(係数)は, 風洞試験結果から次のように定義した。 C_N^{Conf3} ($Conf3$ の C_N 。以下同様)と C_N^{Conf2} の差が前翼(前翼と胴体の空力干渉を含む)の垂直力係数であり, 同様に $C_N^{Conf4} - C_N^{Conf2}$ が後翼(後翼と胴体の空力干渉を含む)の垂直力係数である。前後翼間の空力干渉がないとすれば, 基本形状 ($Conf1$)の垂直力係数は胴体の C_N + 前翼の C_N + 後翼の $C_N = C_N^{Conf2} + (C_N^{Conf3}$

$- C_N^{Conf2}) + (C_N^{Conf4} - C_N^{Conf2}) = C_N^{Conf3} + C_N^{Conf4} - C_N^{Conf2}$ となる。この値と, 実際に風洞試験で得られた C_N^{Conf1} の差が前後翼の空力干渉による垂直力係数 C_N^{Int} であるとした。すなわち, $C_N^{Int} = C_N^{Conf1} - (C_N^{Conf3} + C_N^{Conf4} - C_N^{Conf2})$ である。ピッチング・モーメントについても同様である。

図4に $Conf1 \sim 4$ の垂直力係数及び上で定義した C_N^{Int} の迎角による変化の例を示した。各形状に対する C_N は迎角に対してほぼ直線的に変化している。空力干渉は, $Conf1 \sim 4$ の垂直力と符号が逆になっており, 前後翼間の空力干渉は(後翼に作用する)垂直力を減少させる向きに作用することを示している。ここで, 特に C_N^{Int} の迎角による変化がなめらかではないのは, C_N^{Int} には $C_N^{Conf1} \sim C_N^{Conf4}$ の誤差が重畳しているためである。

図4に示した例では, C_N の値は迎角によって比較的なめらかに変化しているが, 主流マッハ数によっては, 風洞試験で得られた垂直力係数やピッチング・モーメント係数の迎角による変化がばらつくケースがみられた。これは, 主として天秤に原因

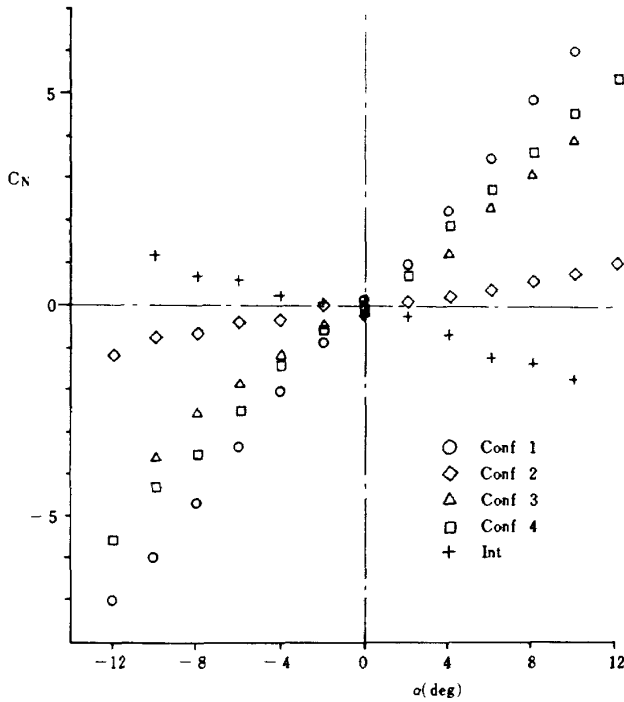
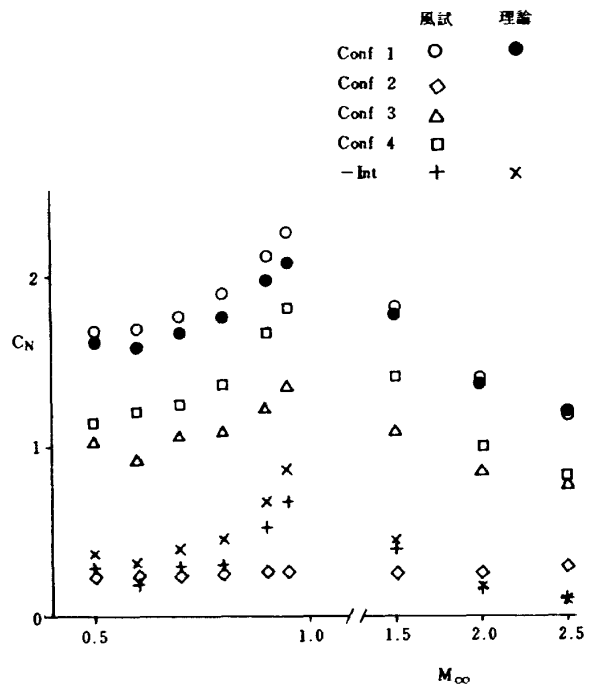


図4 C_N の α による変化例 ($M_\infty = 0.90$, $\phi = 45^\circ$, TT-500A型ロケット模型)

があると推定されたが、そのばらつきに規則性がなく、各迎角に対する真の値を、実際に得られた値から逆に求めることは不可能であるため、以下のような処理を行った。垂直力係数、ピッチング・モーメント係数とも、各 M_∞ について、遷音速風洞試験では $\alpha = -12^\circ \sim +12^\circ$ の間の 2° 毎のデータ13個(一部では11個)、超音速風洞試験では $\alpha = -9^\circ \sim +9^\circ$ の間の 1° 毎のデータ19個を、 α に関する3次式で最小二乗近似(ただし、0次、2次の係数は対称性から0となるようにした)し、その3次式によって計算される $\alpha = 4^\circ, 8^\circ$ での値を風洞試験値とした。この方法では、特にデータ数が少ない遷音速風洞試験において、少数の大きな誤差をもった測定値によって3次式全体が大きく影響を受けることがあり、実際に、例えば後に示す図5(1)のConf 3、 $M_\infty = 0.60$ の値はそのような影響を受けたものであると考えられるが、少数のケースを除いて概ね妥当と考えられる結果を示したためこの方法での処理を行った。また、圧力中心位置は、上述の処理をした結果の C_N, C_m から計算した。以下、この節で述べるTT-500A型ロケット模型の風洞試験結果は、この処理をした結果の値である。

図5(1)~(4)に $\phi = 45^\circ, 90^\circ, \alpha = 4^\circ, 8^\circ$ における垂直力係数の主流マッハ数による変化を示した。(図中の理論値については次章で述べる。)翼がないConf 2を除いてConf 1, 3, 4とも遷音速領域で C_N の値が最大になり、干渉による垂直力係数も同じ傾向にある。特に、干渉量は M_∞ による変化の大きさがConf 1, 3, 4と大差ないが、干渉量自体が小さいため M_∞ による相対的变化の割合は著しく大きく、例えば $\phi = 45^\circ, \alpha = 8^\circ$ において、 $M_\infty = 0.95$ では $M_\infty = 0.50$ での干渉量に比べて約2.5倍になっている。 $\phi = 45^\circ$ と 90° における C_N の違いは、干渉量以外は小さく15%程度以下であるが、干渉量は最大、数倍程度の違いがある。

干渉による垂直力(の減少)の後翼自体の垂直力に対する相対的大きさをみるため、 $-C_N^{Int}$ を後翼単独の垂直力係数($C_N^{Conf 4} - C_N^{Conf 2}$)で割ったものを k_{Int} で表わすことにし、その値の主流マッハ数による変化を図6に示した。 $\phi = 45^\circ$ の方が $\phi = 90^\circ$ に比べて k_{Int} が大きく $\phi = 45^\circ$ では0.15~0.45、 $\phi = 90^\circ$ では0.05~0.30の範囲に分布する。 M_∞ 依存性は C_N^{Int} だけでなく k_{Int} も遷音速領域で最大になることがわかる。このことは次章に述べる理論



(1) $\phi = 45^\circ, \alpha = 4^\circ$

図5 C_N の M_∞ による変化 (TT-500A型ロケット模型)

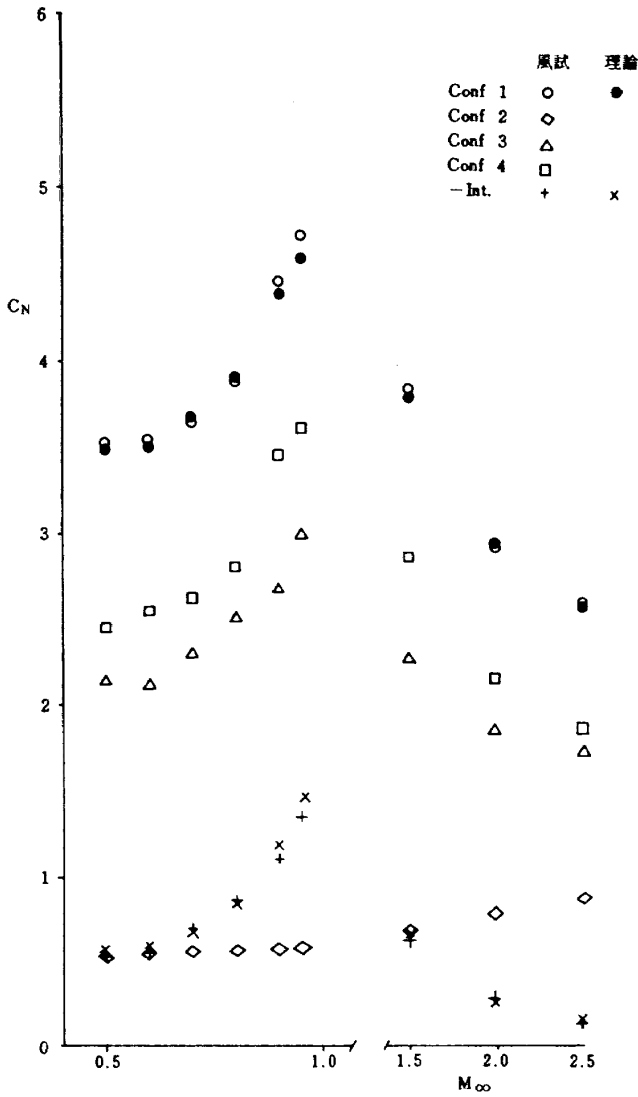


図5 (2) $\phi = 45^\circ$, $\alpha = 8^\circ$

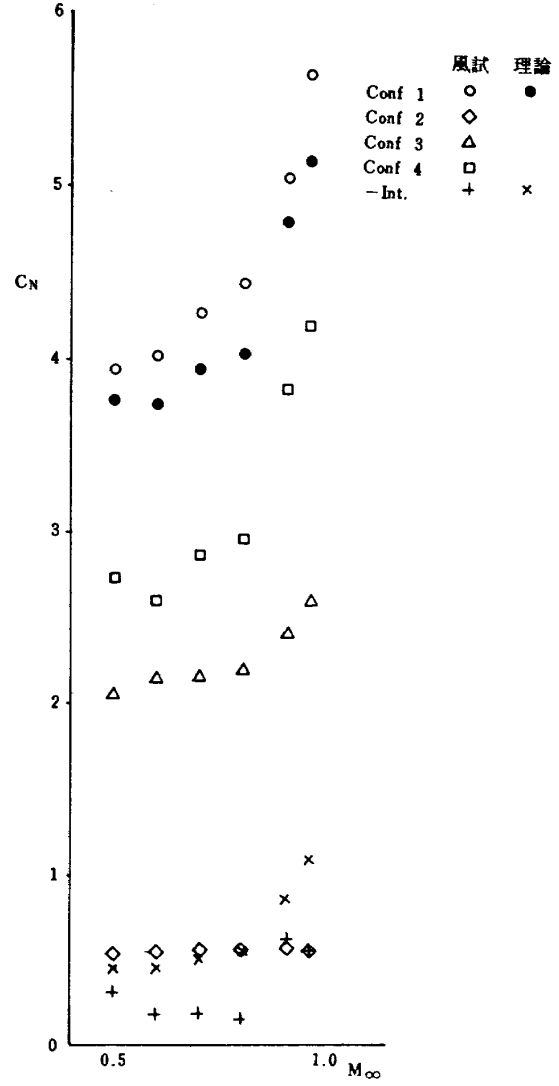


図5 (4) $\phi = 90^\circ$, $\alpha = 8^\circ$

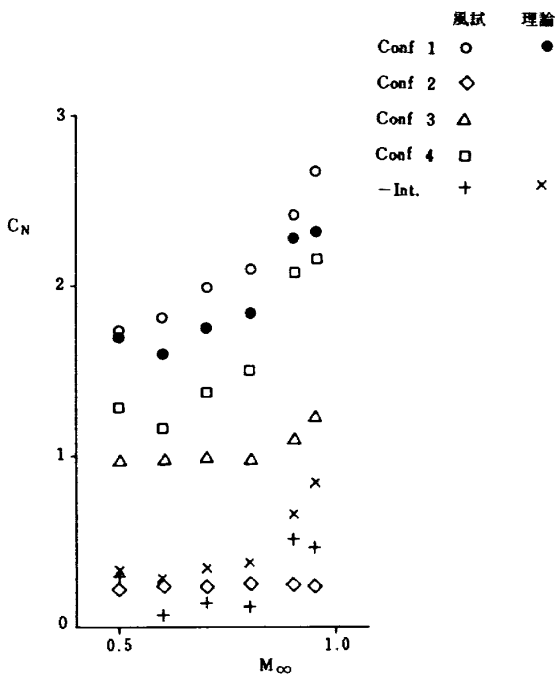


図5 (3) $\phi = 90^\circ$, $\alpha = 4^\circ$

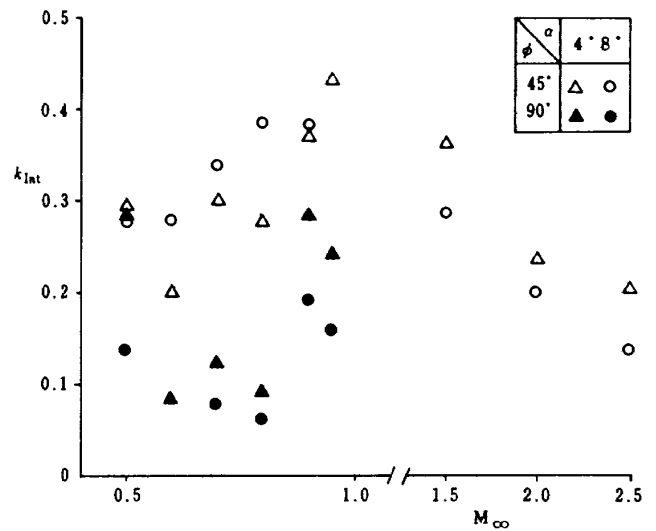
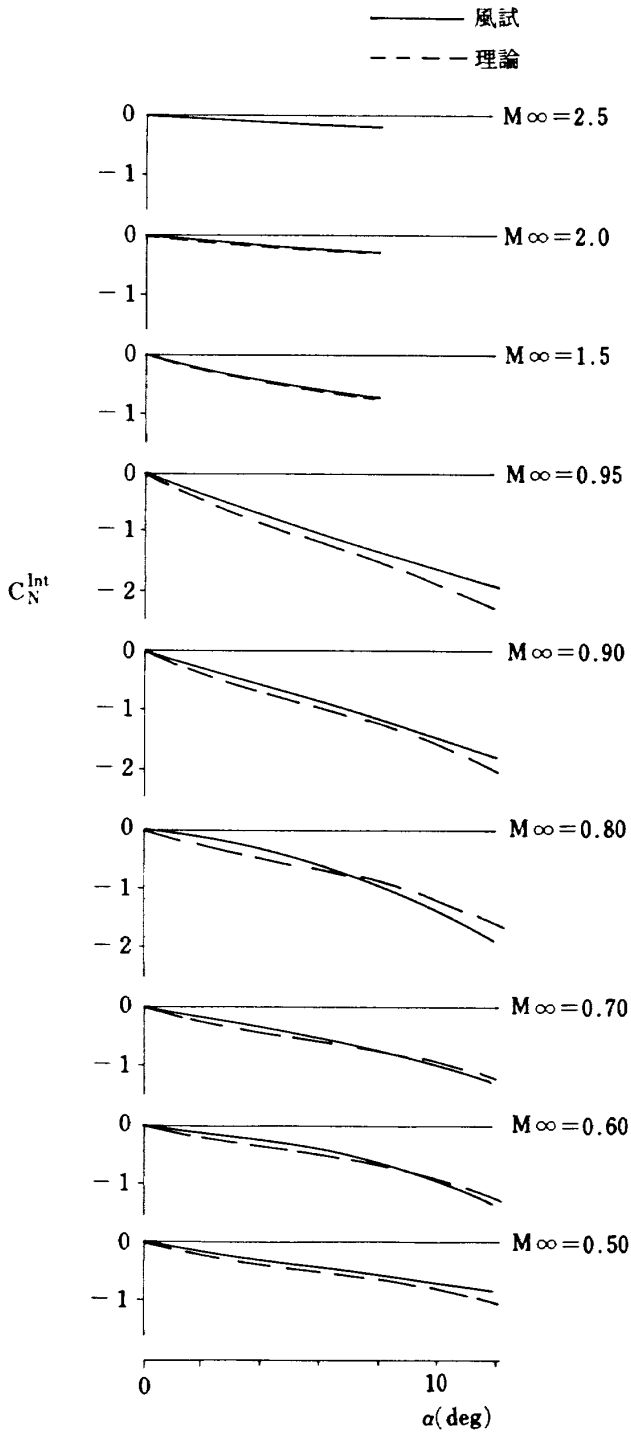


図6 k_{Int} と M_∞ の関係
(TT-500A型ロケット模型)

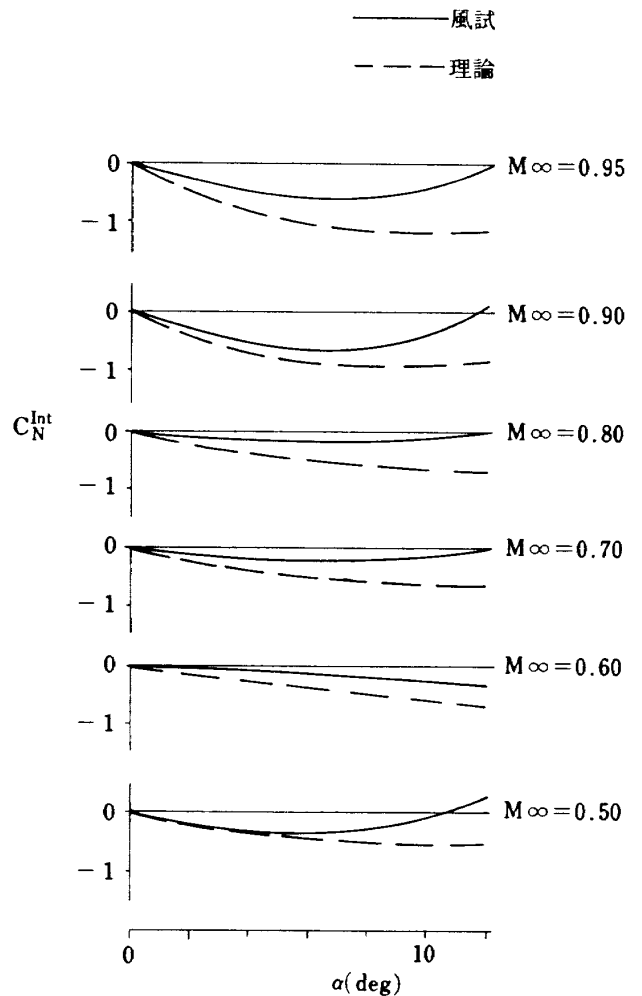
計算では次のように説明される。空力干渉による垂直力(係数)の大きさは、概ね前翼で発生する渦の強さ(つまり前翼の垂直力の大きさ)と後翼の垂直力係数傾斜の大きさの積に比例するが、 k_{Int} においては後者の効果は後翼の垂直力係数で割ることにより打ち消され、 k_{Int} は前翼の垂直力係数の変化と類似の変化をする。すなわち、前翼の垂直力係

数は遷音速領域で最大となるため、 k_{Int} も同じ特性を示したものである。なお、 k_{Int} が最大になる $\phi = 45^\circ$ 、 $M_\infty = 0.95$ 、 $\alpha = 8^\circ$ では、 C_N^{Int} の大きさは C_N^{Conf1} の約 30% に達する。

次に、空力干渉による垂直力係数 C_N^{Int} の迎角による変化を図 7 (1),(2) に示した。ここで風洞試験値は、既述のように 3 次式近似をした結果である。 C_N^{Int} の α 依存性で特徴的なことは、 $\phi = 45^\circ$ では α による変化が、超音速領域を除くと線型またはやや上に凸である(つまり、 C_N^{Int} の絶対値の増大は α に比例するより大きい)のに対し、 $\phi = 90^\circ$ では逆に下に凸であり、ある α 以上では α が增大するとむしろ C_N^{Int} の絶対値が減少していることである。この違いの原因は、次章の理論計算のところで詳しく述べるが、前翼で発生した渦と後翼の位置関係が、 $\phi = 90^\circ$ では α の増大に従って遠ざかる一方であるのに対し、



(1) $\phi = 45^\circ$



(2) $\phi = 90^\circ$

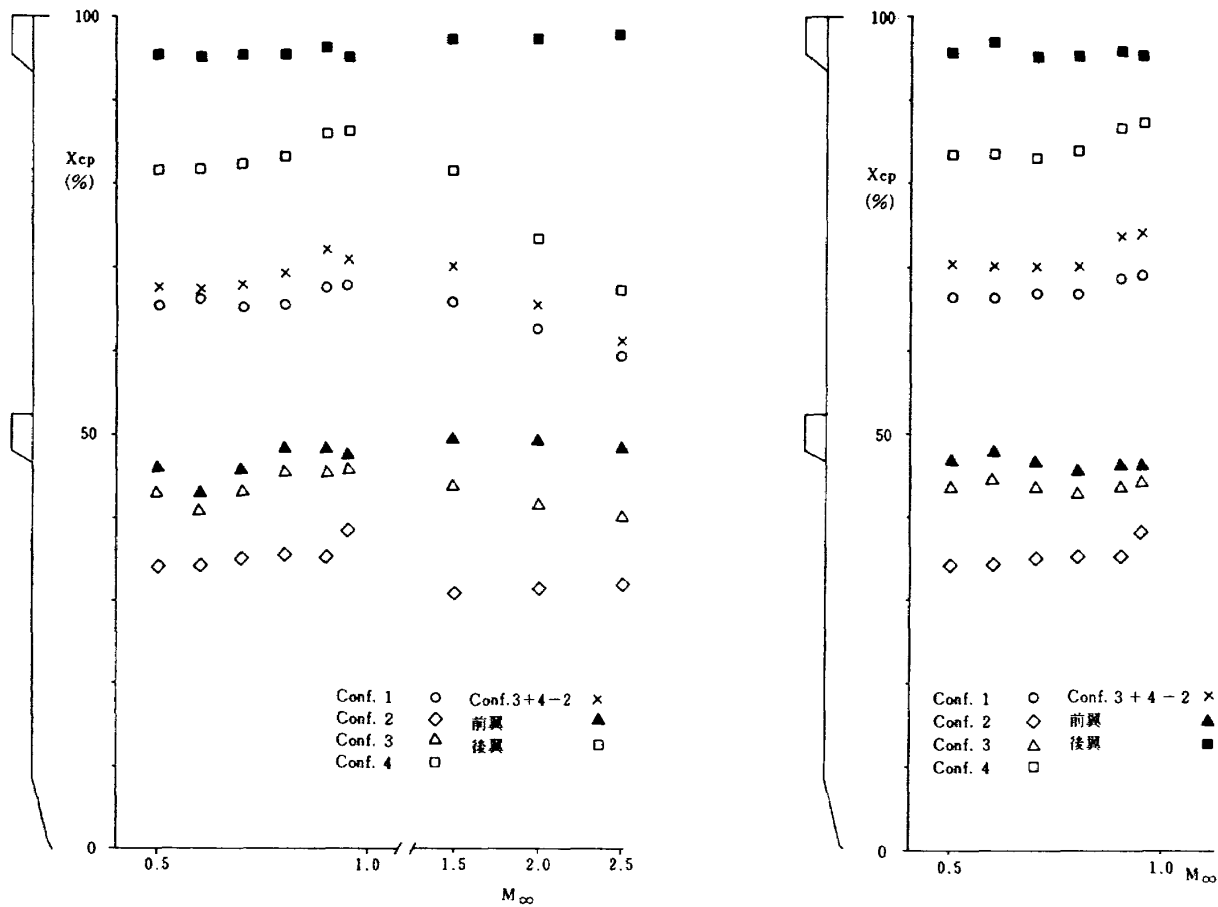
図 7 C_N^{Int} と α の関係 (TT-500 A 型ロケット模型)

$\phi = 45^\circ$ では4枚の前翼に対応する4本の渦糸のうち2本が α の増大に従ってその渦糸が発生した前翼と同一面にある後翼とは別の後翼に接近していくことによると考えられる(図13(1)参照)。

垂直力係数, ピッチング・モーメント係数及び圧力中心位置は, それらのうち2つの値から残りの1つの値を導くことができるため, この報告では, ピッチング・モーメントの代わりに, ロケットの開発に際してより重要な意味をもつ圧力中心位置についての結果を示す。図8(1), (2)に $\phi = 45^\circ, 90^\circ$ に対する $\alpha = 8^\circ$ での圧力中心位置を示した。同図の中で, 前翼の圧力中心位置は $-(C_m^{Conf3} - C_m^{Conf2}) / (C_N^{Conf3} - C_N^{Conf2})$ であり, 前翼単独(胴体との空力干渉を含む)に作用する垂直力の作用点を表わし, 後翼についても同様である。これらの前翼又は後翼の圧力中心位置は同図の枠外に示した前翼, 後翼の幾何学的範囲に含まなければならない(厳密には, 翼-胴干渉による若干のずれはあり得る)が, 特に

$\phi = 45^\circ, M_\infty = 0.5 \sim 0.7$ で前翼の圧力中心位置が前翼の幾何学的範囲からはずれているのは, これらのケースで C_N^{Conf3} の測定値のばらつきが著しい(迎角依存性がなめらかではない)ために生じた誤差であると考えられる。また, $Conf3+4-2$ というものは $-(C_m^{Conf3} + C_m^{Conf4} - C_m^{Conf2}) / (C_N^{Conf3} + C_N^{Conf4} - C_N^{Conf2})$ であり, 前後翼間の空力干渉がない場合の基本形状の圧力中心位置である。すなわち $Conf3+4-2$ の圧力中心位置と $Conf1$ の圧力中心位置の差が, 前後翼間の空力干渉による圧力中心位置の移動量である。空力干渉によって後翼に作用する垂直力が減少するため, 圧力中心位置は機首方向に移動する。

しかし, 同図のように, 空力干渉がある場合とない場合それぞれの圧力中心位置の差から空力干渉による圧力中心位置の移動量 ΔX_{cp} を求めるのは(ピッチング・モーメントの測定誤差も含まれるため)誤差が大きく, 空力干渉による垂直力の大きさから



(1) $\phi = 45^\circ, \alpha = 8^\circ$

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

図8 X_{cp} の M_∞ による変化 (TT-500 A型ロケット模型)

直接 ΔX_{cp} を導く方が精度が高いと考えられる。すなわち、空力干渉による垂直力は後翼(の幾何学的中心)に作用すると仮定し、干渉がない場合の圧力中心位置に対する変化を直接計算する。そのようにして求めた ΔX_{cp} を図9に示した。図9によると、今回の風洞試験範囲での圧力中心位置の移動量は最大8%に達し、試験を行っていない $M_\infty = 1.0$ 付近ではさらに大きくなると推定される。ロケットの姿勢安定上問題となるのは、重心位置と圧力中心位置の差、いわゆる空力安定マージンであるが、前後翼間の空力干渉はこの空力安定マージンを減少させる向きに作用する。

3.2.2 ロール制御型ロケット

この模型の風洞試験は既述のように空力干渉によるローリング・モーメントの測定を主目的として行ったため、空力干渉による垂直力の大きさを実験的に導出するためのデータとしては不完全である。すなわち、TT-500A型ロケット模型で定義した *Conf1* 及び *Conf3* に相当する模型形状についての試験は行ったが(*Conf3* については一部 M_∞ についてのみ)、*Conf2* 及び *Conf4* に相当する模型の試験は行っていない。次章の理論計算においては、前翼後翼単独の垂直力係数値を与える必要があるため、これらの形状の垂直力係数の推定を行うが、本節では推定値を用いて風洞試験結果の解析をすることは

行わず、*Conf1* に相当する模型形状の垂直力係数の $\Delta\phi$ による変化のみについて着目する。

$\Delta\phi$ の変化は垂直力に対して次の2つの効果をもつ。まず、迎角をとる面に対する後翼の傾きが変化することにより後翼単独の垂直力(4枚の後翼についての和)が変化すること、および前翼に対する後翼の位相が変化することにより空力干渉の大きさが変化することである。取得したデータのみから、この両者の効果を分離することは不可能であるが、以下に述べるように定量的な議論も含めてある程度の解析は可能である。図10(1),(2)に $\alpha = 4^\circ, 8^\circ$ での、各 $\Delta\phi$ に対する垂直力係数の M_∞ による変化を示した。例えば、 $\alpha = 8^\circ, M_\infty = 0.80$ での $\Delta\phi$ による C_N の相違は最大約1.2 ($\Delta\phi = 0^\circ$ と 15° の差)である。一方、同じケースに対するTT-500A型ロケット模型の *Conf4* の $\phi = 45^\circ$ と 90° に対する C_N の差は約0.2であり、ロール制御型ロケット模型の $\Delta\phi$ による C_N の差はこれに比べてはるかに大きく、 $\Delta\phi$ によるこの差は後翼単独の垂直力係数の変化によるものではなく、主として空力干渉の大きさの変化によるものと考えられる。一方、 $\alpha = 4^\circ$ の場合は $\alpha = 8^\circ$ に比べて全般的に $\Delta\phi$ による C_N の変化が小さくなっており、 ϕ の変化による後翼単独の C_N の変化と同程度となって定量的に両者を分離することは困難となっている。

さて、 $\alpha = 8^\circ$ の図10(2)の風洞試験結果をみると、

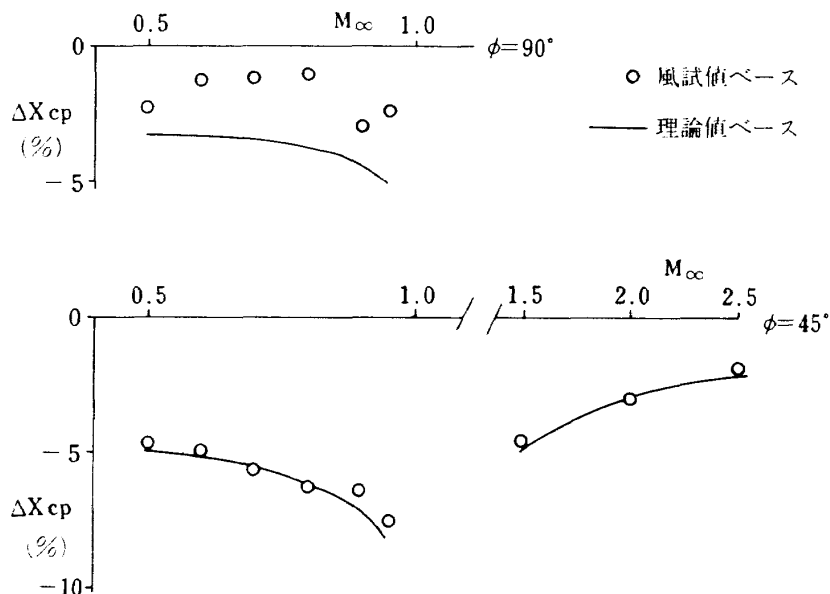
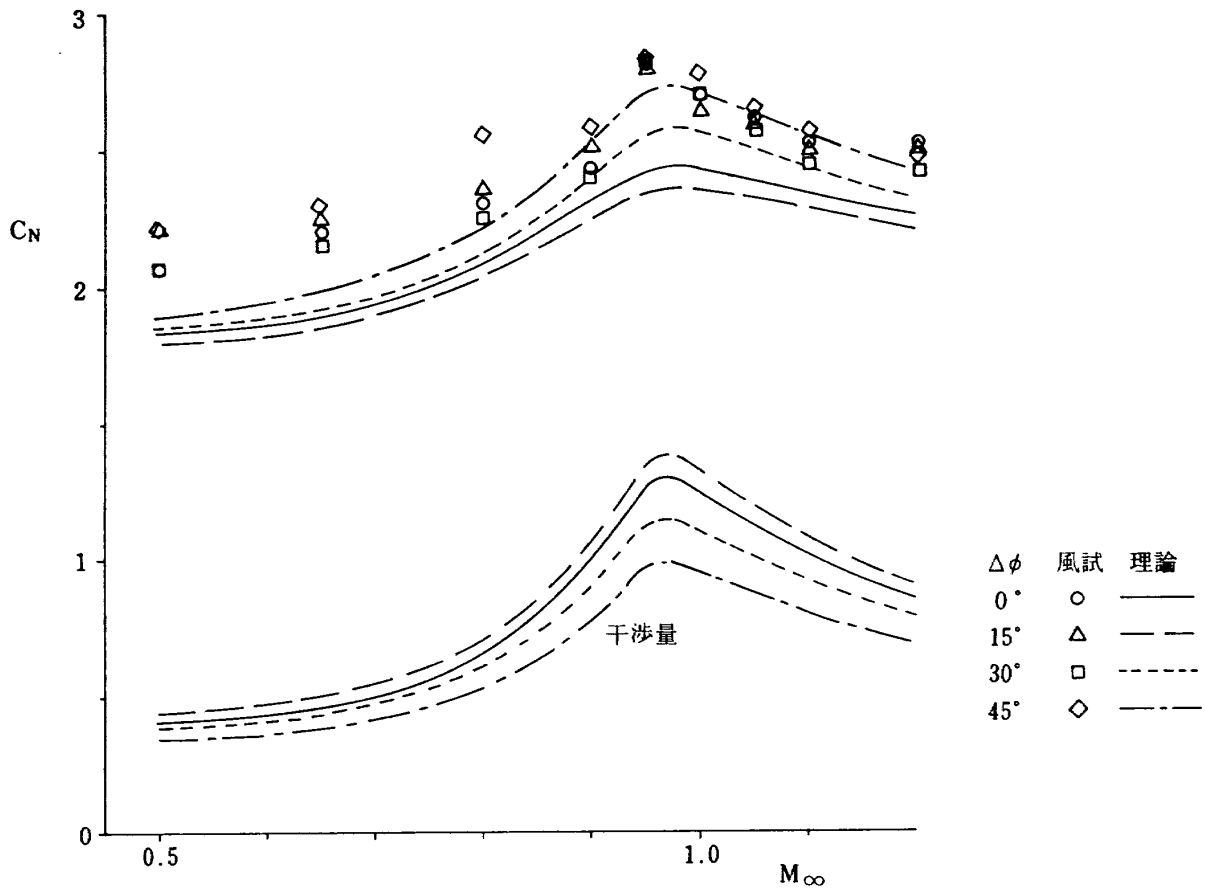
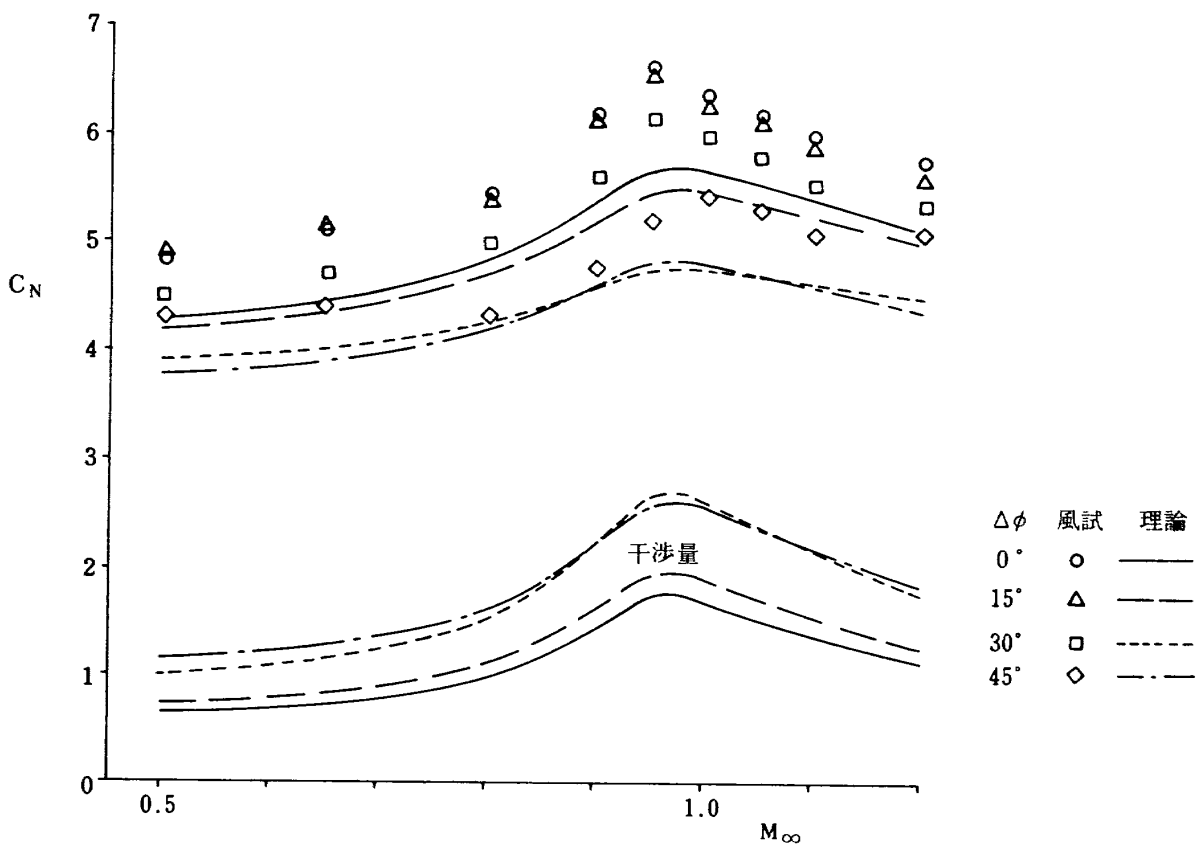


図9 前後翼間の空力干渉による X_{cp} の移動量 (TT-500A型ロケット模型)



(1) $\alpha = 4^\circ$



(2) $\alpha = 8^\circ$

図10 C_N の M_∞ による変化(ロール制御型ロケット模型)

$\Delta\phi = 0^\circ, 15^\circ$ ではほぼ同程度の C_N を示し、 $\Delta\phi = 30^\circ, 45^\circ$ になるに従って、 C_N は小さくなっている。空力干渉による垂直力は垂直力を減少させる向きに作用するので、このことは $\Delta\phi = 30^\circ, 45^\circ$ になるに従って空力干渉が大きくなることを意味する。この結果は、前翼で発生した渦と後翼の位置関係から次のように説明できる。前翼後縁で発生した渦は主流に乗って下流に伸びるが、 $\alpha = 8^\circ$ ではその軌跡は機体中心軸から次第に遠ざかっていき、 $\Delta\phi = 30^\circ, 45^\circ$ の後翼位置の近傍を通過する(図13(2)参照)。このため、渦と翼の位置関係で決まる空力干渉が大きくなったものである。この点については次章の理論計算のところで再度述べる。

空力干渉による垂直力の $\Delta\phi$ による大小関係を、空力干渉によるローリング・モーメントの場合¹⁰⁾と比較してみると、 $\Delta\phi = 45^\circ$ で最大となることは共通しているが、垂直力では $\Delta\phi = 30^\circ$ がこれに続くのに対し、ローリング・モーメントでは $\Delta\phi = 30^\circ$ は $\Delta\phi = 0^\circ, 15^\circ$ と同程度となっており、両者で必ずしも一致していない。これは、干渉による垂直力やローリング・モーメントは後翼全体にわたる効果の和(積分)であり後翼の各部分の寄与が両者に対して異なるためであると考えられる。

$\Delta\phi$ による垂直力係数の相違は、全体の垂直力係数の約20%に達している。 $\Delta\phi$ による干渉の変化の大きさの、干渉の大きさ自体に対する割合は、干渉の大きさ自体が実験的には導けないため実験的に求めることはできないが、干渉の大きさが同図に示した理論値程度であると仮定すると、干渉の大きさは $\Delta\phi$ によって2倍程度変化するといえる。

第4章 理論計算

4.1 方法

ここで用いた方法はストリップ理論と呼ばれるもので、文献(3)に基づいた。これは、すでに報告したロール制御型ロケット模型における空力干渉によるローリング・モーメントの理論計算¹⁰⁾に用いた方法の、ローリング・モーメントを垂直力に変えただけであり、以下にその方法について述べる。

前翼に垂直力が作用すると、その大きさに比例した強さの渦が前翼後縁から発生し、この渦はいわゆる

完全に巻き上がった渦となって他の渦、胴体と相互作用しながら主流に乗って下流方向に伸びる。機体中心軸に垂直な面を $y-z$ 平面とすると、 (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枚に作用する翼面に垂直な力(z 方向の力)は、

$$Z_{Int} = \frac{q_\infty}{2\pi V_\infty} \cdot \frac{4}{\beta} \Gamma \int_a^{s_T} \frac{y_0 - y}{[z_0^2 + (y - y_0)^2]} * C_y dy \quad (1)$$

であり、ここで $4/\beta$ は、

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

で決まる後翼の垂直力傾斜の大きさを表わすパラメータである。(1)式の値は、翼面に垂直な力であるから、 $\phi = 90^\circ$ 以外の後翼についてはこれに $\sin\phi$ を乗じたものが垂直力成分となる。文献(3)に従って干渉係数 i_T を、

$$i_T = \sum_{k=1}^4 \frac{Z_{Int,k} \cdot \sin\phi_k / Z_{T\alpha}}{\Gamma / 2\pi V_\infty (s_T - a)} \quad (3)$$

で定義する。 $k = 1 \sim 4$ は4枚の後翼に対応する。ストリップ理論で得られる Z_{Int} は渦糸の位置を固定すると $Z_{T\alpha}$ と同じ($4/\beta$ と同じ) M_∞ 依存性をもつため、この干渉係数の値は主流マッハ数に依存せず、 a/s_T とテーパ比 λ を決め、後翼のバンク角(垂直力を定義する向きとなす角)を与えると (y_0, z_0) のみの関数となる。 $\phi = 45^\circ, 90^\circ$ に対する i_T の値を図11(1)、(2)に示した。TT-500A型ロケット模型とロール制御型ロケット模型の後翼形状は相似であるため、同図は両模型に共通である。 i_T の値は ϕ の値にかかわらず全ての点に対して負であり、このことは空力干渉によって後翼に作用する垂直力は前翼に作用する垂直力とは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 の絶対値が大きくなる、つまり干渉が大きくなることである。

さて、前翼に作用する垂直力に伴い発生する渦糸の強さは、

$$\Gamma = V_\infty \cdot \frac{S \cdot C_{NW}}{4 \left(y_V - \frac{a^2}{v_r} \right)} \cdot \sin\phi \quad (4)$$

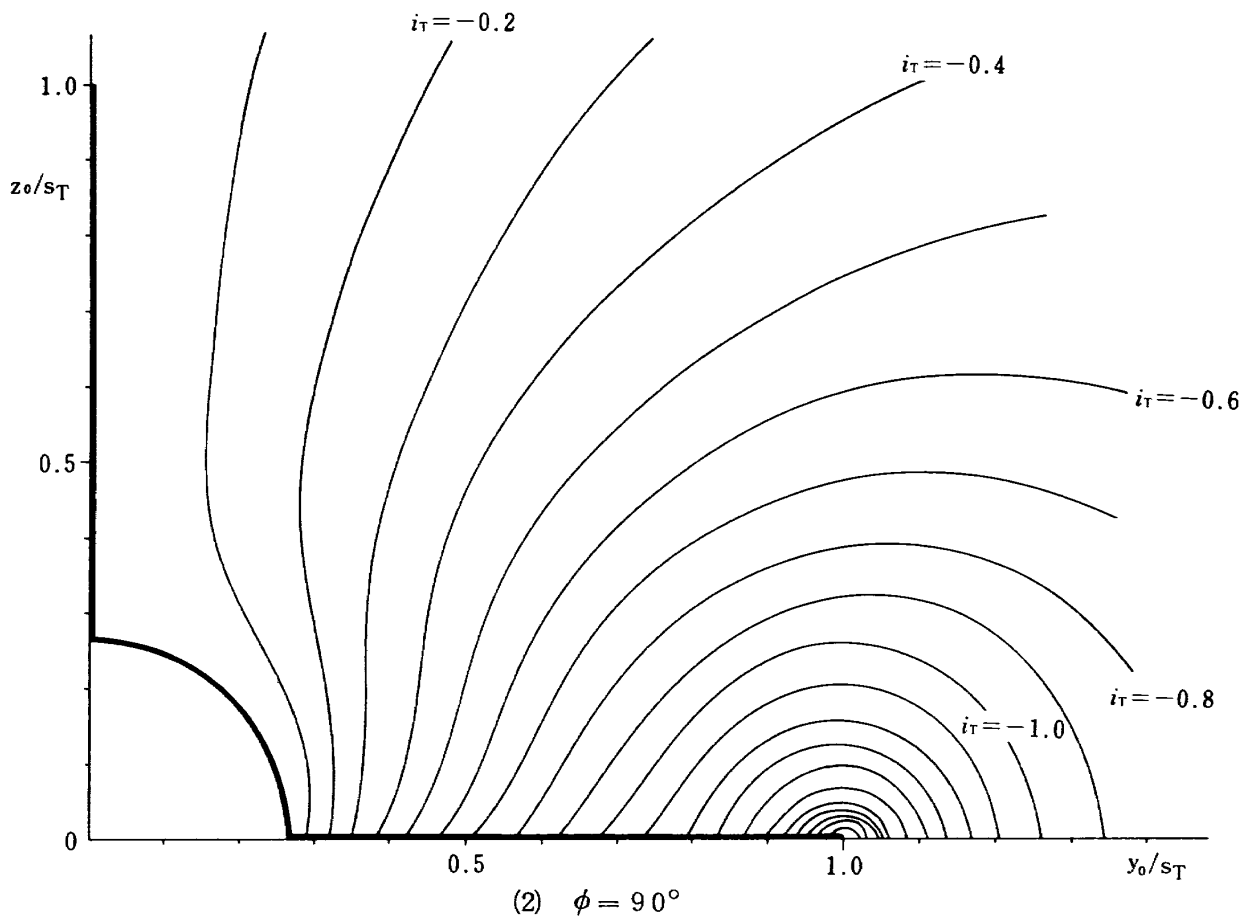
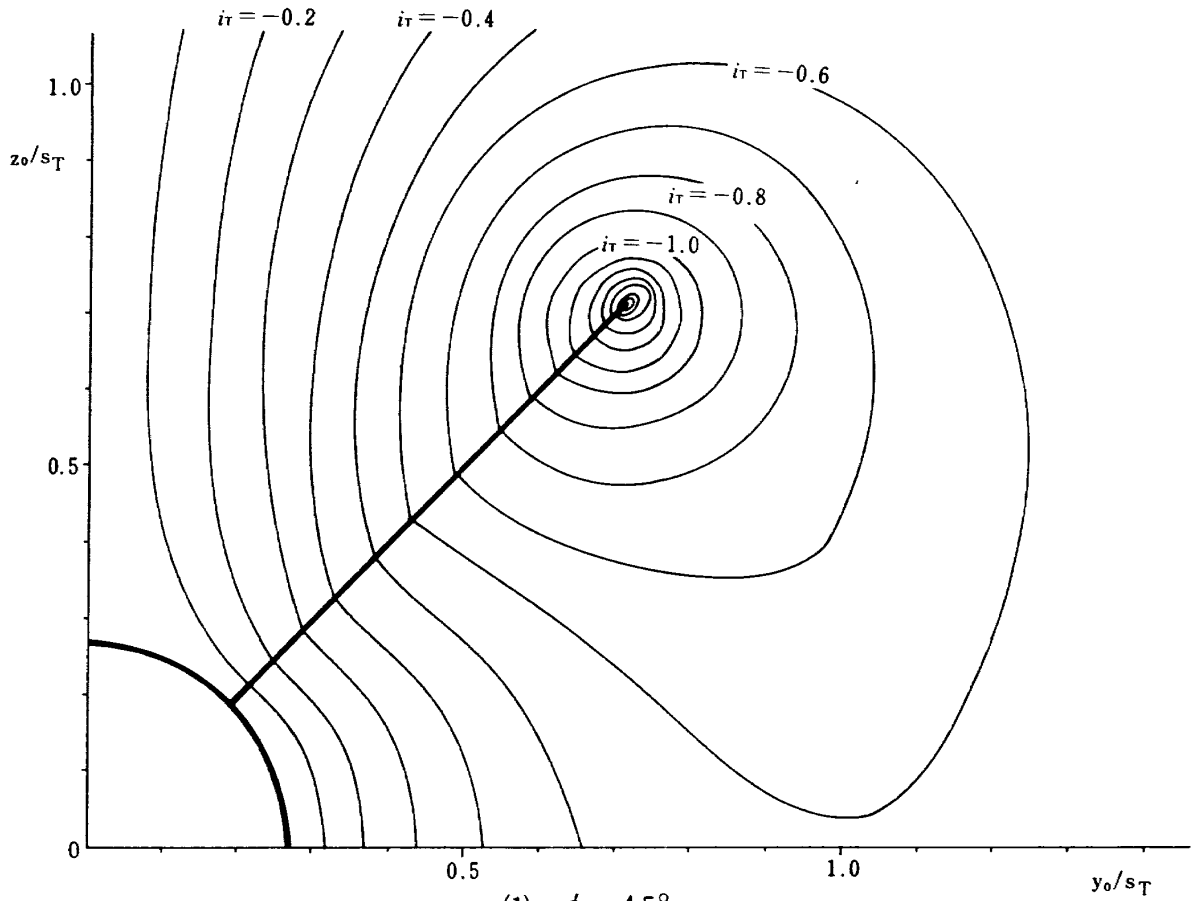


図11 干渉係数 ($a/s_T = 0.268$, $\lambda = 0.614$)

であり、ここで y_V は渦糸が発生するスパン方向の位置を表わし

$$y_V = \frac{K_W(B)}{K_B(W)} \quad (5)$$

で与えられる⁽¹¹⁾。渦糸は、 $\phi = 45^\circ$ では 4 本、 90° では 2 本発生する。この他、TT-500A 型ロケット模型では、スピニアップのために設けられた前翼後縁のキャント部に作用する空気力による渦の強さが加わるが相対的に小さく、説明は省略する。

このストリップ理論による計算を行うには、(2)式の $Z_{T\alpha}$ (後翼の垂直力傾斜) 及び(4)式の C_{NW} (前翼の垂直力係数) の値を実験的に与える必要があり、理論的に求まるのは、それらに対する干渉による垂直力の大きさである。計算に必要なこれらの値は、全ての範囲については実験的に与えられていないものや、類似の形状についてしか実験的に与えられていないものがあり以下のようにして推定した。

まず、後翼の垂直力傾斜は TT-500A 型 ロケッ

ト模型については、風洞試験による $C_N^{Conf4} - C_N^{Conf2}$ (3 次式近似をした結果) の値 (から力に換算したもの) を迎角で割って用いた。つまり、垂直力係数の迎角変化による非直線性は無視し、 $\alpha = 8^\circ$ における計算には $\alpha = 8^\circ$ での係数値を迎角 (ラジアン) で割って用いた。これは、空力干渉がない状態での後翼に作用する垂直力を同一プログラムで計算して処理する都合上行ったものであり、この非直線性を無視したことによる影響は小さく概ね 20% 以下である。次に、ロール制御型ロケット模型についても後翼の形状は相似であるので $\Delta\phi = 0^\circ, 45^\circ$ については TT-500A 型ロケット模型の風洞試験値を用いることも可能であるが、 $\Delta\phi = 15^\circ, 30^\circ$ についての値が得られていないので、統一性のため $\Delta\phi$ の値に関係なく $\phi = 45^\circ, 90^\circ$ に対する風洞試験値の中間的な値 (図 12 (1) 参照) を全ての $\Delta\phi$ に対して用いた。 $\phi = 45^\circ$ と 90° による C_N の違いは最大 15% 程度であり、この近似による誤差はその程度以下であり、 $\Delta\phi$ による C_N の違いは既述のように $\alpha = 8^\circ$

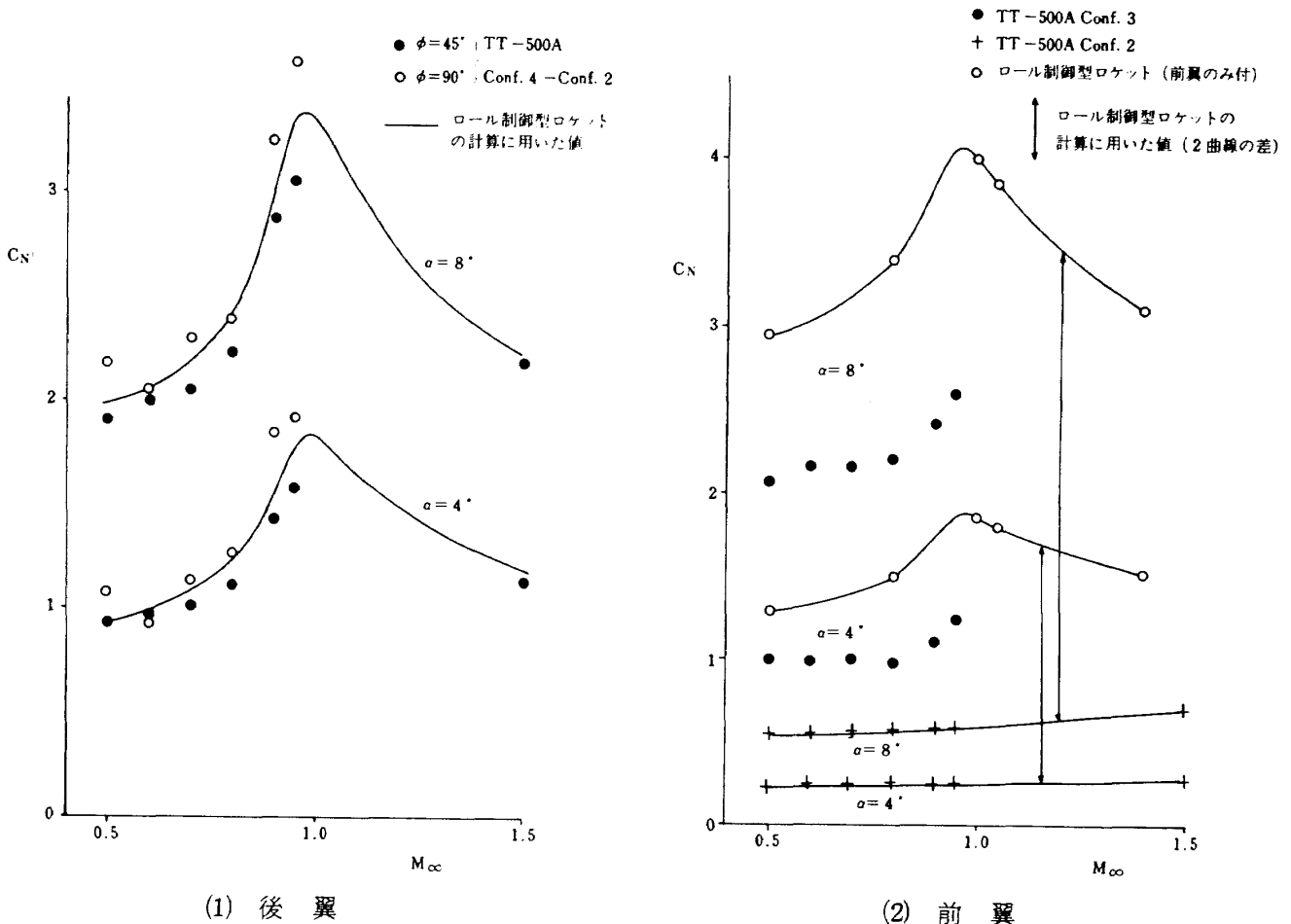


図 12 ロール制御型ロケット模型の理論計算に用いた垂直力係数

ではそれに比べてはるかに大きく定量的な解析は可能である。また、今回TT-500A型ロケット模型の風洞試験を行うことができなかった $M_\infty = 1.0 \sim 1.4$ での後翼の垂直力係数については、以前に行っていたTT-500A型ロケット全機形状模型の風洞試験結果⁽¹⁴⁾を参考に推定した。このようにして推定し、計算に用いたロール制御型ロケット模型の後翼の垂直力係数値を図12(1)に示した。既述のようにこの値を(力に換算して)迎角で割ったものを垂直力傾斜とした。

次に、前翼の垂直力係数は、TT-500A型ロケット模型については風洞試験(3次式近似をしたもの)による $C_N^{Conf3} - C_N^{Conf2}$ をそのまま用いた。ロール制御型ロケット模型については、前翼面積及び平面形が異なるためロール制御型ロケット模型の風洞試験で行った後翼なしのケース(TT-500A型ロケット模型のConf3に相当する。ただし、いくつかの M_∞ についてしか行っていない。)の結果に基づいて面積、平面形の違いについて補正した。このようにして推定し計算に用いたロール制御型ロケット模型の前翼の垂直力係数値を図12(2)に示した。

4.2 結果, 解析

4.2.1 TT-500A型ロケット模型

まず、前翼で発生した渦糸の軌跡を機体中心軸に垂直な面へ投影した例を図13(1)に示した。4枚の前翼の翼端近くで発生した4本の渦糸は、胴体によって曲げられた主流に乗って主として移動し、渦糸同士の相互作用及び渦糸と胴体の相互作用による軌跡の変化は相対的に小さい。また、渦糸が左右で対称でないのは、前翼後縁のキャント部のため渦糸の強さが左右で異なるためである。このように渦糸の軌跡、いかにえれば後翼位置に達した時の渦糸のy-z平面内での位置は機体の迎角に大きく依存するが渦糸の強さや主流速度にはあまり依存せず、結果としては干渉係数 δ_T の値は ϕ と α が決まればマッハ数にはあまり依存しない。

干渉による垂直力の理論計算結果を図5, 7の風洞試験結果の図に合わせて示した。既述のように、この理論は前翼、後翼の垂直力係数(傾斜)の実験値に対し、干渉量を与えるのみである。そのため、理論計算結果は、空力干渉によって作用する垂直力係数およびその値を風洞試験による干渉がない場合

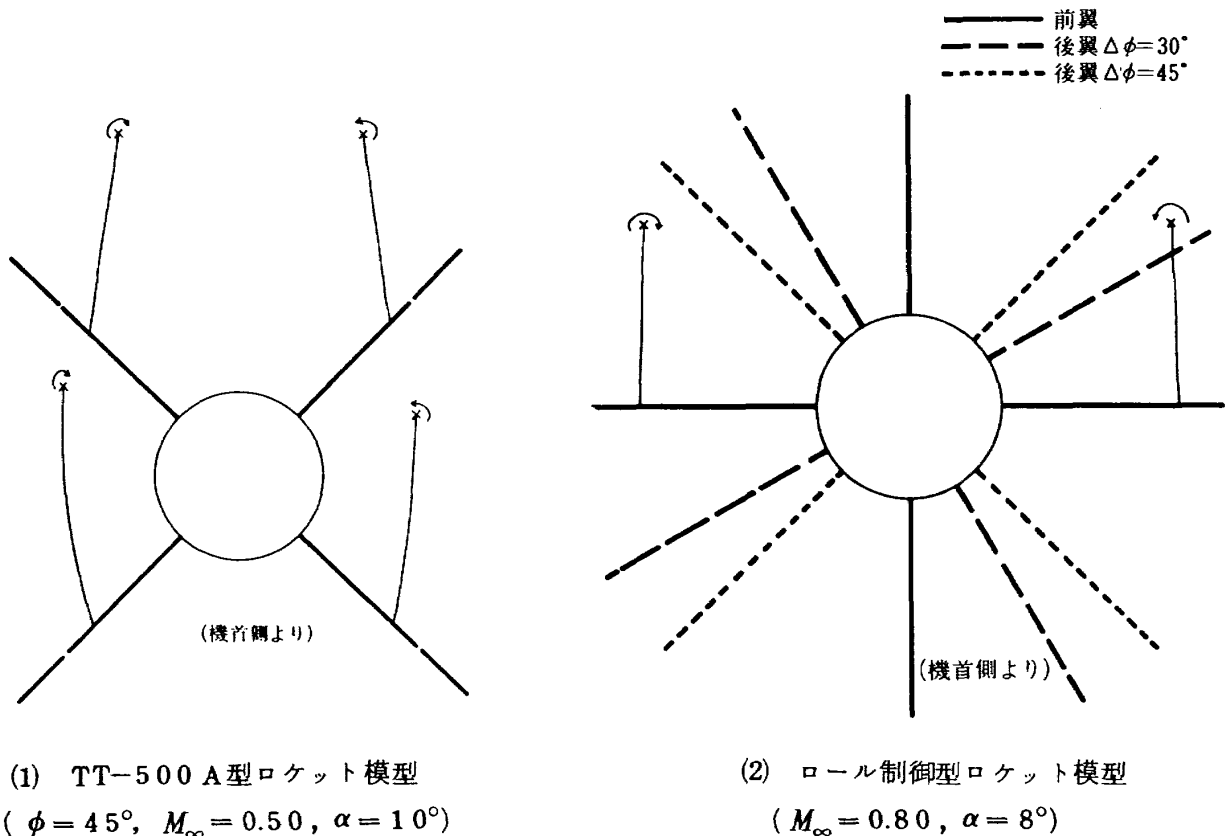


図13 渦糸の軌跡の例

の全機の垂直力係数 ($= C_N^{Conf3} + C_N^{Conf4} - C_N^{Conf2}$) に加えた (絶対値を減じた) $Conf1$ の理論的な垂直力係数の 2 つについて示した。それ故、両者における風洞試験値と理論値の差は符号が逆で絶対値は等しい。

干渉による垂直力係数の風洞試験値と理論値を比較すると、図 5 (1), (2) に示した $\phi = 45^\circ$ の場合はかなりよい一致をしており、特に $\alpha = 8^\circ$ ではほとんど一致している。ところが $\phi = 90^\circ$ の場合は、全般的に理論値の方が (絶対値が) 大きくなっている。風洞試験値と理論値の迎角による変化を比較した図 7 (1), (2) (同図で、風洞試験値は 3 次式近似した結果であるが、理論値はそのままの値である。) をみると、 $\phi = 45^\circ$ では迎角による変化の比直線性も含めてよい一致をしているのに対し、 $\phi = 90^\circ$ では、風洞試験値がほとんどの M_∞ において $\alpha = 10^\circ \sim 12^\circ$ ではほぼ 0 になるのに対し、理論値では下に凸という傾向は定性的に一致するが、その曲率は風洞試験結果に比べて小さく $M_\infty = 0.90$ を除いて迎角の増大に従って干渉量の絶対値が増大する性質を $\alpha = 12^\circ$ まで維持する。

$\phi = 45^\circ$ と 90° のこの違いは理論的には次のように説明できる。図 11 の干渉係数をみるとわかるように、 $\phi = 45^\circ, 90^\circ$ と渦糸が後翼端に近づいた場合に最も大きな干渉をおこし、逆に遠ざかる程干渉が小さくなる。そのため、 $\phi = 90^\circ$ では渦糸は迎角の増大に従って後翼から遠ざかる一方であり (ロール制御型ロケット模型の場合の渦糸の軌跡の例を示した図 13 (2) 参照)、干渉係数の絶対値は小さくなる一方である。ところが、 $\phi = 45^\circ$ では迎角が小さい間は迎角の増大によって渦糸が (その渦糸が発生した前翼と同位相にある) 後翼から遠ざかる効果によって干渉係数の絶対値は小さくなるが、迎角が大きくなると迎角の増大によって図 13 (1) で下方にある 2 本の渦糸と上方にある後翼の距離が縮まる効果が勝ってくるため干渉係数の絶対値 (4 本の渦糸について和をとったもの) は増大するようになる。これが干渉量の迎角による変化が、 $\phi = 90^\circ$ では下に凸であるのに対し、 $\phi = 45^\circ$ では小さな迎角に対しては下に凸かほぼ直線的であり大きな迎角に対しては上に凸となっている原因であると考えられる。

$\phi = 90^\circ$ のいくつかの M_∞ で、 10° 以上の迎角での風洞試験値が正となっている (干渉によって垂直力が増加している) ことについては、ストリップ理論によっては説明できない。

このように、ストリップ理論によるこの推定法は干渉量の概ねの大きさを推定できるが、その精度は幾何学的配置によって大きく変化する。

4.2.2 ロール制御型ロケット模型

理論計算による結果を図 10 の風洞試験値の図に合わせて示した。まず干渉による垂直力係数の、全機形状の垂直力係数に対する相対的大きさは、TT-500A 型ロケット模型の場合に比べると大きくなっており、最大では半分以上にも達する (TT-500A 型ロケット模型における理論結果の最大は約 30%)。これは、ロール制御型ロケット模型の前翼面積が TT-500A 型ロケット模型に比べて約 4 割拡大されていることに伴い渦糸の強さが増したためである。(干渉を含む) 全機形状の垂直力係数の理論値は全般的に風洞試験値よりも小さく、干渉の大きさが大きめに計算されていることになる。しかし、その差は干渉の大きさ自体に比べれば小さく、理論計算は既ね正しい値を与えているといえる。

干渉による垂直力係数の $\Delta\phi$ 依存性は、 $\alpha = 4^\circ$ では $\Delta\phi = 15^\circ$ で最も大きく、あとは $0^\circ, 30^\circ, 45^\circ$ の順であり $\alpha = 8^\circ$ では $\Delta\phi = 30^\circ, 45^\circ$ でほぼ等しく、あとは $15^\circ, 0^\circ$ の順で減少している。これらはそれぞれの迎角で渦糸と後翼が接近する配置になる $\Delta\phi$ において干渉が大きく、両者が遠ざかるに従って小さくなっている。 $\Delta\phi$ 依存性の風洞試験と理論計算の比較は、 $\alpha = 4^\circ$ においては既述のように干渉の大きさの $\Delta\phi$ による変化が小さく、 $\Delta\phi$ による後翼の垂直力係数の変化と分離できないため比較できないが、 $\alpha = 8^\circ$ では風洞試験値と理論値それぞれの $\Delta\phi$ 依存性のみを取り出すと、理論値は風洞試験値に比べ $\Delta\phi = 30^\circ$ では大きすぎ、 $\Delta\phi = 45^\circ$ では小さすぎの C_N^{Int} を示している。これは、次のような原因によると推定される。図 13 (2) に $M_\infty = 0.80$ 、 $\alpha = 8^\circ$ の場合の渦糸の軌跡を $y-z$ 面に投影した図を示した。このケースでは、 $\Delta\phi = 30^\circ$ の後翼に対しては一方の渦糸は極めて接近しているが他方の

渦糸はかなり距離がある。一方、 $\Delta\phi = 45^\circ$ の後翼に対しては両方の渦糸とも比較的近くにある。この結果、 $\Delta\phi = 30^\circ$ では一方の渦糸の寄与が大きく、 $\Delta\phi = 45^\circ$ ではそれに比べて小さいが2本の渦糸の寄与があるため、 $\Delta\phi = 30^\circ$ 、 45° で同程度の干渉量が理論的に得られたものである。ところがここで用いた渦糸の軌跡の計算は、必ずしも正確な軌跡を与えるとはいえず⁽³⁾、仮に同図で両方の渦糸がもう少し上方に伸びていたら $\Delta\phi = 30^\circ$ での干渉は減少し、逆に $\Delta\phi = 45^\circ$ では増大することになり、風洞試験においてはそのような軌跡になっていたものと仮定すれば説明できる。ロール制御型ロケット模型の空力干渉によるローリング・モーメントの解析⁽¹⁰⁾においても、同様に $\Delta\phi = 30^\circ$ において理論結果が過大、 $\Delta\phi = 45^\circ$ で過小という結果が得られており、この理論計算法の問題点のひとつが渦糸の軌跡の推定誤差にあることを示している。

しかし、ロール制御型ロケット模型においても、ストリップ理論によるこの推定法は概ねの干渉量の大きさと $\Delta\phi$ 依存性を推定することができる。

第5章 まとめ

TT-500A型ロケット模型と、同ロケットの発展型として技術的検討を行ったロール制御型ロケット模型の遷、超音速風洞試験、およびストリップ理論を用いた計算により、前後翼間の空力干渉により作用する垂直力についての解析を行った。

TT-500A型ロケット模型については、前翼、後翼の一方あるいは両者がない模型についても風洞試験を行い、前翼、後翼、胴体それぞれの部分に作用する垂直力を定量的に調べ、それらから空力干渉による垂直力の大きさを導出した。空力干渉による垂直力の大きさ(減少量)は今回の風洞試験範囲では後翼単独の垂直力の最大約45%に達し、これは全機形状の垂直力の約30%にあたる。空力干渉による垂直力(の減少)は圧力中心位置を、同じく今回の風洞試験範囲では最大、全長の8%程機首側に移動させる。これは、いわゆる空力安定マージンを減少させる向きに作用するので注意を要する。

ロール制御型ロケット模型については、空力干渉による垂直力の大きさ自身を実験的に導出するには

取得したデータのみでは不完全であるため、前翼に対する後翼のバンク角差の変化による、干渉を含む全体の垂直力係数の変化を調べた。また、理論結果を併用することにより、干渉の大きさはバンク角差によって最大約2倍変化すると推定される。

ストリップ理論による計算は、空力干渉の大きさや主流マッハ数依存性については概ね正しい結果を与える。しかし、その精度は模型の幾何学的形状によって変化し、迎角依存性も前後翼のバンク角差による変化等は必ずしも十分な結果を与えるとはいえない。

空力干渉はかなり複雑な現象であり、本資料で十分な解析がされたとはいえないが、すでに報告した空力干渉によるローリング・モーメントの解析⁽¹⁰⁾と合わせて、干渉現象の解明の一助となり得るであろうし、本研究で得られたロケット各要素の垂直力係数は今後の設計のための基礎資料として有用であろう。

最後に、本研究の実施にあたり御協力下さった空気力学第二部遷音速風洞および吹出式超音速風洞関係各位に深く感謝致します。

参考文献

- 1) Nielsen, J.N.; "Quasi-Cylindrical Theory of Wing-Body Interference at Supersonic Speeds and Comparison with Experiment" NACA Rep. 1252 (1956).
- 2) Washington, W.D. and Spring, D.J.; "An Experimental Investigation of Wing-Tail Interference for a Typical Supersonic Missile" AIAA-82-1339 (1982).
- 3) 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).
- 4) 小橋安次郎, 宮沢政文; "二段式ロケット飛しょう体の揚力および圧力中心推定法" 航技研資料TM-30(1964)。
- 5) Morikawa, G. "Supersonic Wing-Body-Tail Interference" Journal of the Aeronautical Sciences, Vol. 19 No. 5 pp. 333-340

- (1952).
- 6) 宇宙材料実験用ロケット回収研究チーム, “宇宙材料実験用ロケット頭胴部の大迎角空力特性に関する研究その1, 極超音速, 超音速風洞試験” 航技研資料 TM-396 (1979)。
- 7) 宇宙材料実験用ロケット回収研究チーム; “宇宙材料実験用ロケット頭胴部の大迎角空力特性に関する研究その2, 遷音速風洞試験” 航技研資料 TM-413 (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-500A型ロケットの空力特性と回収に関する研究 その3 TT-500A型ロケット全機の遷音速風洞試験” (1980)。
- 9) 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-500A型ロケットの空力特性と回収に関する研究 その1 TT-500A型ロケット全機および二段の超音速風洞試験 (1980)。
- 10) 白水正男, 曾我国男, 山崎喬, 柴藤羊二, 秋元敏男, “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” 航技研報告 TR-793 (1983)。
- 11) Nielsen, J.N.; “Missile Aerodynamics” McGraw-Hill, New York (1960).
- 12) 航空技術研究所; “航空技術研究所 2 m × 2 m 遷音速風洞の計画と構造” 航技研報告 TR-25 (1962)。
- 13) 航空技術研究所空気力学第二部; “1 m × 1 m 吹出式超音速風洞の計画と構造” 航技研報告 TR-29 (1962)。
- 14) 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-500A型ロケットの空力特性と回収に関する研究, その1 TT-500A型ロケット全機および二段の超音速風洞試験” (1979)。

航空宇宙技術研究所報告814号

昭和59年5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 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段南4-2-12

Printed in Japan