

翼胴結合体の極超音速空力特性

辛 島 桂 一・佐 藤 清

Aerodynamic Characteristics of Wing-Body Combinations at Hypersonic Speed

By

Keiichi KARASHIMA and Kiyoshi SATO

Abstract: Present paper gives detailed results of a wind tunnel test on aerodynamic characteristics of wing-body combinations at hypersonic speed. The experiment is made for nose cones, cone-cylinders and wing-body combinations, respectively, at free stream Mach number of 8, and 3 components aerodynamic characteristics at small angles of attack are measured to clarify the effect of wing-body interference

It is shown that, in the range of small angles of attack, lift and pitching-moment coefficients pertinent to wing-body combinations are almost linear to the angle of attack and the lift coefficient slope appropriate to the cylinder part of the body is 0.3 at maximum.

Zero lift drag increment due to wing-body interference is found to decrease considerably with increase of nose bluntness, depending seriously upon the wing plan form, and it is concluded that the interference drag is small for triangular wings with low aspect ratio.

概 要

本報告は鈍頭円錐を nose cone にもつ翼胴結合体の極超音速空力特性に関する風洞実験の結果である。実験は nose cone, 胴体及び翼胴結合体のそれぞれに対して主流マッハ数8に関して行なわれ、小迎角における飛翔体の3成分空力特性が天秤で測定され、翼胴干渉効果は定量的に明らかにされている。

小迎角の範囲内では翼胴結合体の揚力及び縦揺れモーメント係数は迎角に対してほぼ直線的に変化し、胴体の円筒部分に発生する揚力は肩の直近下流に限られ、その値は揚力係数傾斜にして高々0.3である。

無揚力干渉抗力は nose bluntness の増加に伴って著しく減少し、その値は翼の平面形に強く依存しており、台形翼よりは三角翼の方が小さく、アスペクト比の小さい翼程小さくなる。

記 号

C	空力特性係数
C_L	揚力係数
$C_{L\alpha}$	揚力係数傾斜
C_m	縦揺れモーメント係数
$C_{m\alpha}$	縦揺れモーメント係数傾斜
C_{D0}	零迎角における抗力係数
k	$\tan A$
L	模型の全長
M_∞	主流マッハ数
m	$\sqrt{M_\infty^2 - 1}$
n	k / m
R	模型先端の曲率半径
R_B	胴体の底面半径
S_B	胴体の底面面積
S_w	翼面積
\mathcal{AR}	翼のアスペクト比
α	迎角
A	翼前縁の後退角

添 字

B	胴体
i	翼胴干渉
w	翼
wB	翼胴結合体

1. 緒 言

翼胴結合体の極超音速空力特性はスペースシャトルやHSTの開発に関連して重要で興味ある研究課題である。飛翔体の空力特性の評価方法に関しては、亜音速流や通常の超音速流の場合、線型方程式に基づく解析法[1]～[3]が存在するけれども、極超音速流の場合、支配方程式が本質的に非線型となり、複雑な形状をもつ飛翔体のまわりの3次元流の解析は困難で、線型理論に対比し得るような有効な解析法は見当たらない。

然し、近年の著しい数値解析法の進歩と改良に伴って、従来、困難であった翼胴結合体のまわりの複雑な3次元流の解析[4]～[7]が数値的に可能になってきた。これらの方法は、衝撃波の捕捉や解の収斂性に未だ若干の難点が見出されるけれども、非線型方程式に基づく飛翔体の空力特性評価の面で有効な手段であると考えられる。

翼胴結合体の空力特性は翼と胴体及び翼胴干渉の3つの効果で議論するのか実用的には便利であるように思われる。極超音速流の場合、翼の効果[8]は通常の超音速流の場合に比較

して著しく減少する結果、胴体の効果が飛翔体全体の空力特性に対して支配的になることはよく知られている。

軸対称鈍頭物体の極超音速空力特性の研究 [9]～[16] は理論的にも実験的にも数多く行なわれており、有用な結果を得ている。中でも、鈍頭円錐に関してはレイノルズ数及びマッハ数の広い範囲にわたって実験が存在する。またニュートン流理論を用いた流れ場の簡単な考察から、鈍頭円錐に働く垂直力及び縦揺れモーメント係数と迎角との間の相関パラメタが提案され [17]、風洞実験や実飛行試験 [12] の結果がこのパラメタで合理的に整理できることが確められている。

一方、極超音速領域では、翼と胴体の相互影響領域が縮小する結果、翼胴干渉の効果が小さくなることは定性的に予想されるけれども、定量的な議論は理論的にも実験的にも殆んど見当らず、この点に関する研究の必要性が認められる。

本報告は鈍頭円錐を nose cone にもつ一連の翼胴結合体の極超音速風洞試験の結果に関するもので、天秤で測定された小迎角に対する空力特性データを提出し、翼胴干渉の効果を定量的に明らかにすることを目的としている。

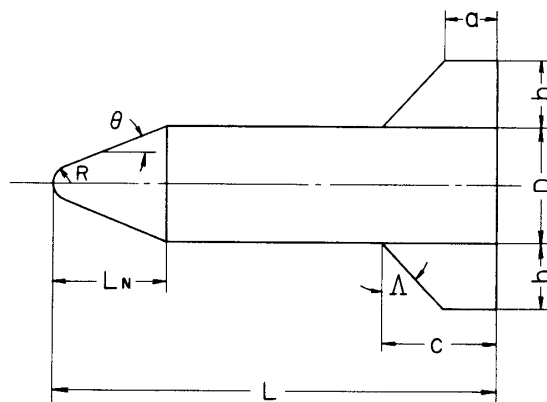
2. 風洞と模型

実験に使用した風洞は自由噴流型吹き下し式極超音速風洞である。ノズル出口は直径200 mmの円断面を有するが、境界層の発達のため、極超音速一様流は気流軸を中心にして直径120 mmの円断面内に限られている。本実験で使用した風洞の運転条件は下記の通りである。

淀点圧力	$P_0 = 48 \text{ kg/cm}^2$
淀点温度	$T_0 = 520^\circ\text{C}$
主流マッハ数	$M_\infty = 8$
レイノルズ数	$Re = 108 \times 10^5/\text{cm}$

但し、 Re は主流状態に参照した単位長さ当りのレイノルズ数を意味する。

模型は第1図に示す如く、半頂角 15° の直円錐を基にした鈍頭円錐と、これに接続された



第1図 模型

平板翼付きの円筒より成り，不銹鋼製である。翼の平面形は三角形及び台形の2種類で，いずれも主流に対して超音速前縁となっている。各模型の寸法の詳細は第1表に示してあり，表中， S_w 及び \mathcal{AR} はそれぞれ露出翼の面積及びアスペクト比を意味する。

以後の議論では模型をA-1の如く表示することにする。これは胴体がAで翼は1であることを意味している。また特に註釈がない限り，各種空力特性係数は胴体の底面面積 S_B 及び模型の全長 L に参照されている。

第1表 (a) 胴体寸法

	R (mm)	L_N (mm)	L (mm)	D (mm)	θ (deg)
A	0	6718	15200	36	15
B	2	6145	14627	"	"
C	4	5568	14050	"	"
D	6	5000	13482	"	"
E	8	4427	12909	"	"
F	10	3854	12336	"	"

第1表 (b) 翼寸法

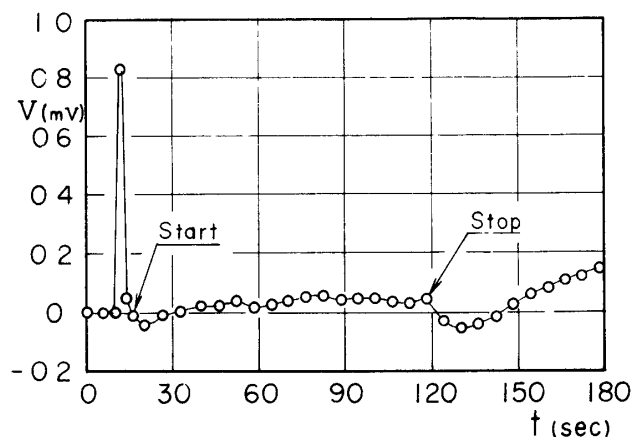
	c (mm)	b (mm)	a (mm)	A (deg)	S_w (mm ²)	\mathcal{AR}
1	24	22	15	22.3	858	2.26
2	39	22	15	47.5	1188	1.63
3	62	12	0	79.0	744	0.77
4	62	22	0	70.5	1364	1.42

3. 天秤の熱防禦効果

模型に働く力及びモーメントはスティック型歪計式6分力天秤で測定されたか，本実験では揚力・抗力及び縦揺れモーメント特性に興味が置かれている。極超音速風洞実験では動圧が小さくなるため，模型に働く力やモーメントが天秤の許容容量に比較して非常に小さくなり，従って，高温気流に曝された天秤の温度上昇による歪計出力のドリフトの影響が大きくなる。これを避けるために，天秤が取付けられるスティックを水冷すると同時に，水冷された薄い円筒で天秤を覆って保護した。

約100秒間の風洞運転中に天秤の温度上昇による出力のドリフトが起れば実験データの信頼性が失われるので，天秤の水冷効果を事前に検討しておく必要がある。

第2図は模型D-0（翼なし）が零迎角を保った場合の垂直力に関する歪計出力の時間的变化を示すものである。使用した天秤の構造上，垂直力に対する歪計素子は天秤の温度上昇



第2図 揚力測定素子の出力の時間的变化。
 $M_{\infty} = 8$, $\alpha = 0^{\circ}$, model D。

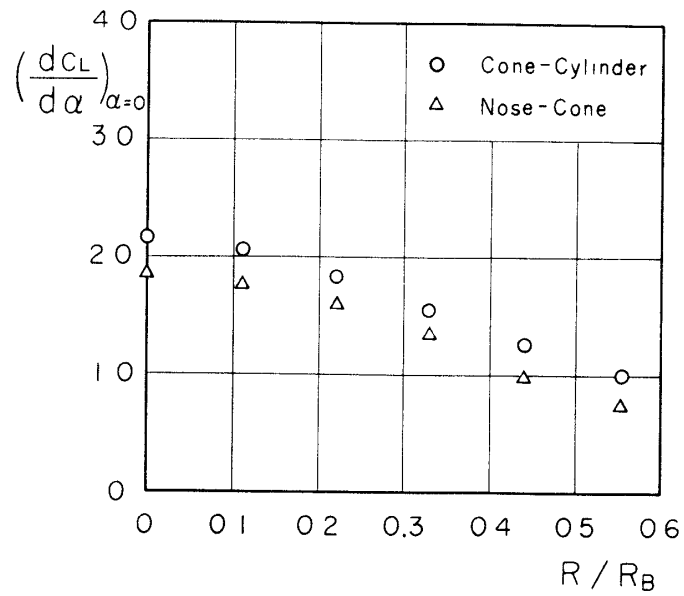
の影響を最も受け易い場所に存在している。図で分る如く、風洞運転中は出力のドリフトは非常に小さく、運転停止後に出力は急上昇を始める。

これは風洞運転中は低圧（数mmHg）に保たれていた天秤と水冷保護円筒との間の空隙が、運転停止以後急速に熱い空気で充満されるために起るもので、以上の結果から、天秤の冷却効果は十分であると認められる。

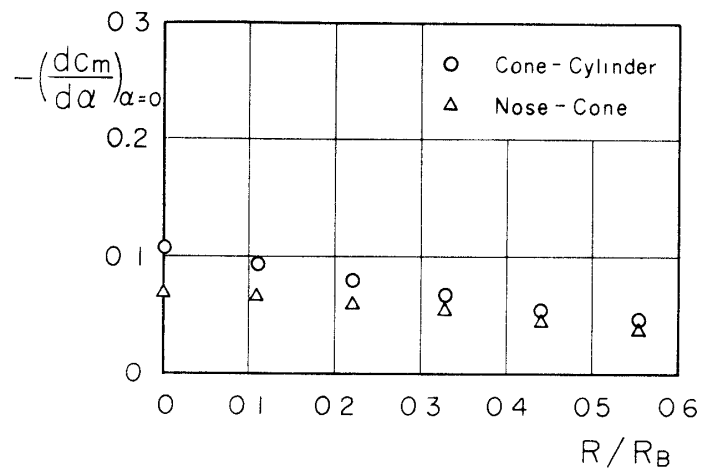
4. 結果と検討

既に述べた如く、風洞測定部における極超音速一様流の範囲が狭く、大迎角をとることができないので、実験は **nose cone**、胴体及び翼胴結合体のそれぞれに関して、迎角は $|\alpha| \leq 6^{\circ}$ の範囲で行なわれた。**nose cone** に関する実験は既存の実験結果と比較して本実験の測定精度を検討し、かつ胴体の円筒部分に働く力を明らかにするためである。全体的に云えば、いずれの模型の場合でも、 $|\alpha| \leq 6^{\circ}$ の範囲では揚力係数及び縦揺れモーメント係数は迎角に対してほぼ直線的に変化するが、 $|\alpha| > 7^{\circ}$ に対しては変化量が增大して直線性を失うように思われる。

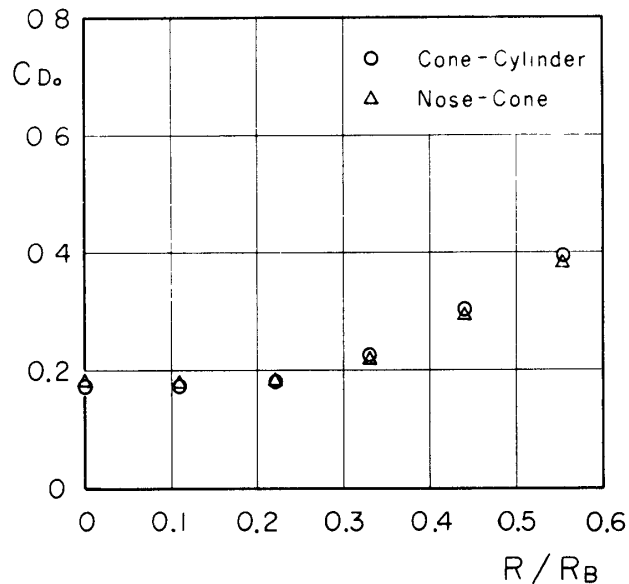
第3図(a)~(c)は胴体に関する結果であり、比較のために **nose cone** に関する結果も記載してある。揚力係数傾斜は胴体も **nose cone** も共に **nose bluntness** R/R_B の増加と共に減少する。これは R/R_B の増加と共に模型の先端附近の圧力分布の揚力に対する寄与が減少するためである。注目すべきことは、胴体と **nose cone** の値の差が R/R_B に無関係にほぼ一定であることである。胴体と **nose cone** に対する揚力係数傾斜の差は胴体の円筒部分にも揚力が発生することを意味するものであるが、その値は揚力係数傾斜にして高々0.3程



第3図 (a) 揚力係数傾斜。 $M_\infty = 8$, cone-cylinder



第3図 (b) 縦揺れモーメント係数傾斜。 $M_\infty = 8$, cone-cylinder。



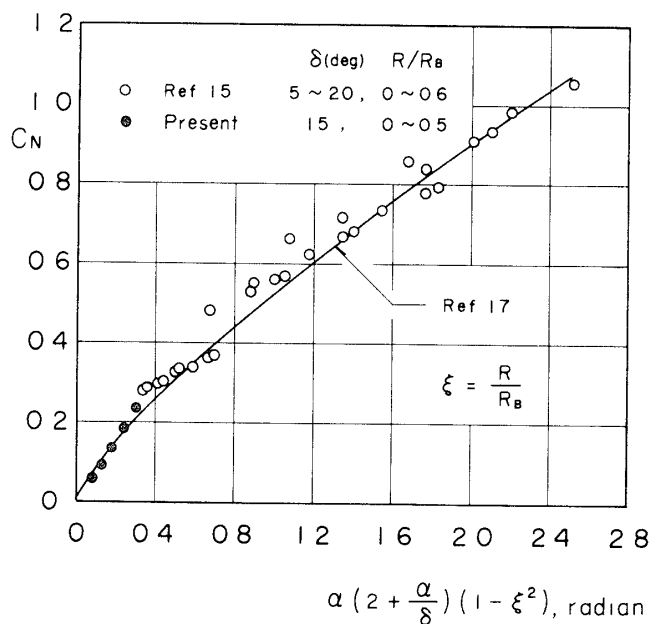
第3図(c) 抗力係数。 $M_{\infty} = 8$, $\alpha = 0^\circ$, cone-cylinder。

度である。円筒部分に発生する揚力か円筒の長さに依らずほぼ一定であると云うこの実験事実は、この揚力の発生範囲が胴体の肩の直近下流に限られていることを示すもので、このことはより長い円筒部分を有する胴体に関する実験結果からも確認されている。

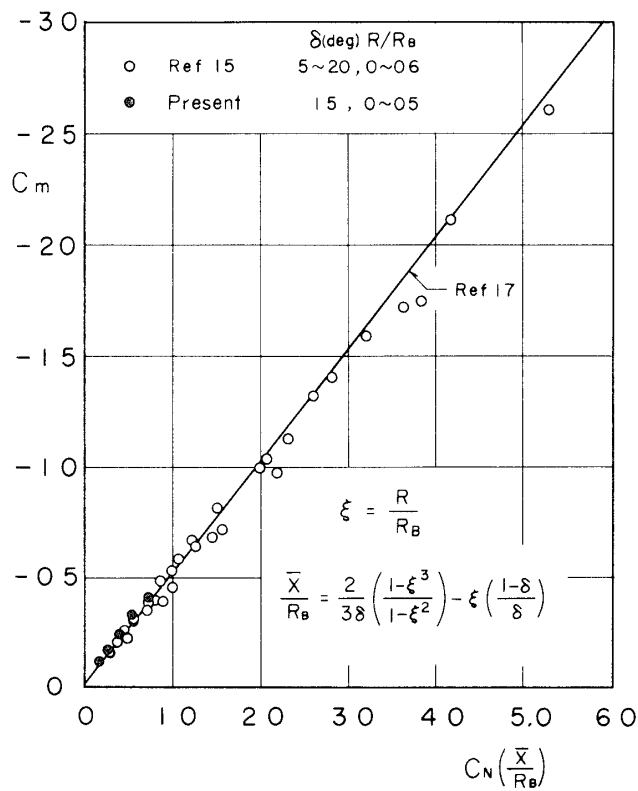
縦揺れモーメント係数傾斜の絶対値は R/R_B の増加と共に減少する。このことは揚力係数傾斜の定性的な傾向から容易に理解できるけれども、胴体と nose cone の値の差は見掛上 nose bluntness の影響を強く受けているように見える。然し、参照長さが模型によって異なるために、縦揺れモーメント係数に関する限り胴体と nose cone との直接の比較は意味をなさないかも知れない。

抗力係数は R/R_B の増加と共に増大するが、胴体と nose cone との値の間には、大きな R/R_B に対して若干の相違は認められるけれども、全体として両者の間に実質的な差はない。抗力は圧力抗力、粘性抗力及び底面抗力の3成分より成り、本実験では底面抗力は非常に小さく無視できる。従って、胴体と nose cone の抗力の差は胴体の円筒部分に働く粘性抗力を意味するけれども、第3図(c)に示された結果はこれが非常に小さいことを明らかにしている。

nose cone に対する垂直力係数及び縦揺れモーメント係数に関する本実験結果と既存の実験データ及びニュートン流理論との比較を第4図(a), (b)に示す。図で分る如く、垂直力係数及び縦揺れモーメント係数の両方に関し、本実験結果はニュートン流理論及び既存の実験結果とよく一致しており、このことは本実験の測定精度が良好であることを裏付けている。



第4図 (a) 鈍頭円錐の垂直力係数

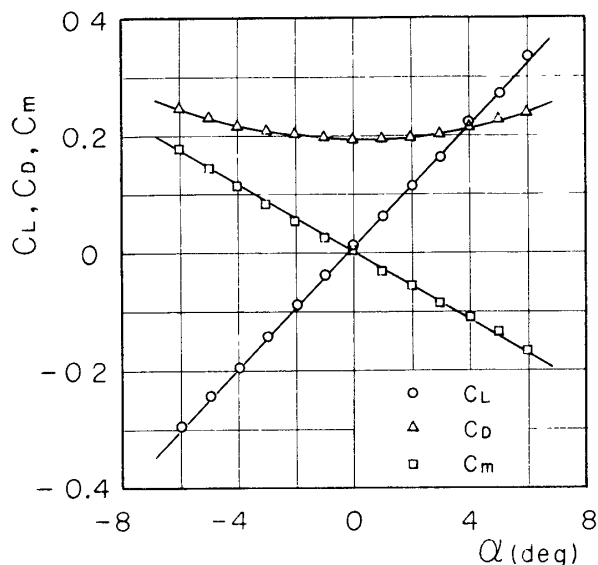


第4図 (b) 鈍頭円錐の縦揺れモーメント係数。

第5図は翼胴結合体の3分力空力特性を示す一例である。既に言及した如く、揚力及び縦揺れモーメント係数は小さな迎角の範囲内では迎角に対してほぼ直線的である。

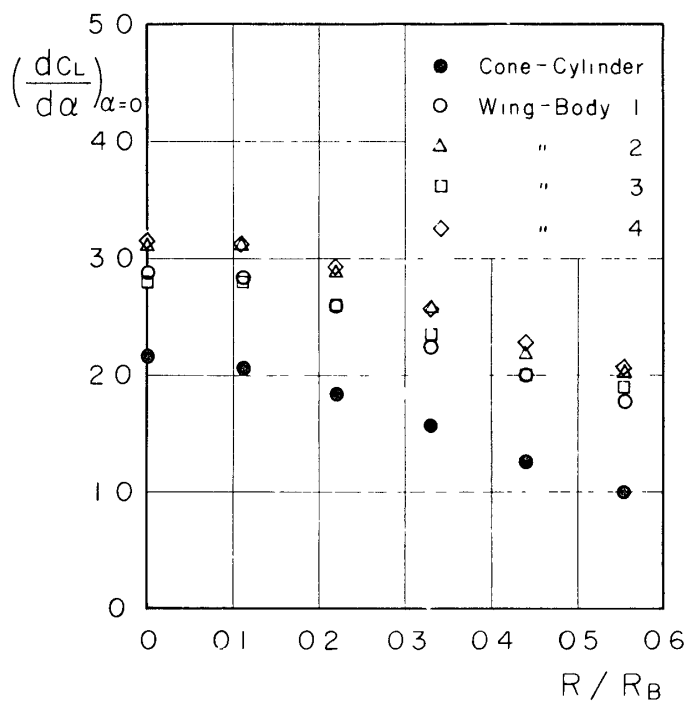
種々の翼胴結合体に対する揚力係数傾斜を第6図に示す。比較のために、胴体に対する結果も記載してある。

4種類の翼に対する本実験の結果は翼面積及び翼の平面形の揚力に対する効果を顕著に示しており、翼面積が大きい程、また台形翼よりは三角翼の方が揚力が大きくなる。このことは超音速翼理論から当然の結果として理解できる。揚力係数傾斜に関する翼胴結合体と胴体との値の差は翼及び翼胴干渉効果によって発生する揚力の和を意味するものであるか、第6図に示された結果は、その値が nose bluntness に



第5図 翼胴結合体の3分力特性

$M_\infty = 8$, model B-4。

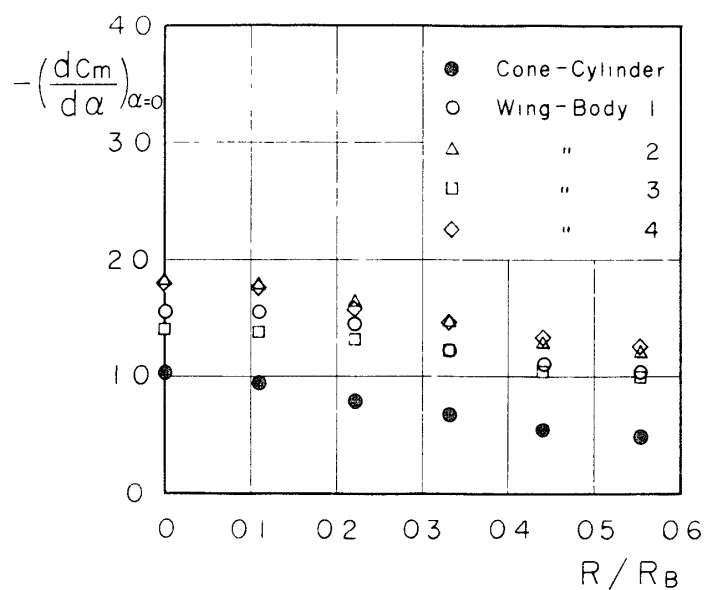


第6図 翼胴結合体の揚力係数傾斜。 $M_\infty = 8$ 。

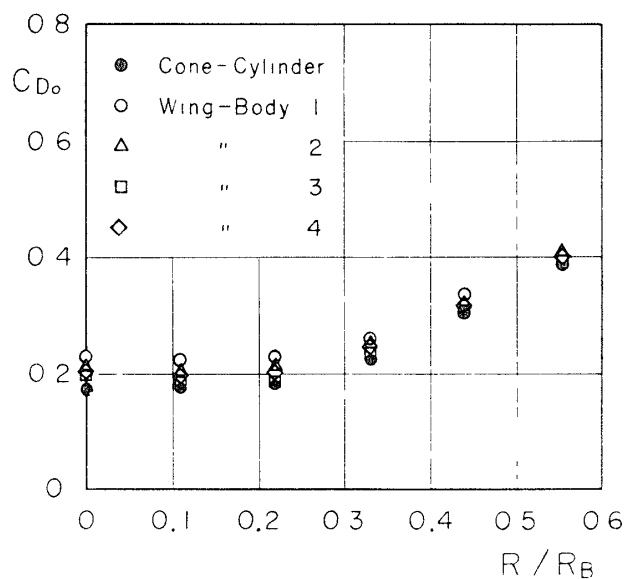
依らずほぼ一定であることを注意を要する。これは nose cone で発生した擾乱が後流でかなり急速に減衰する結果、翼近傍の流れ場が nose bluntness の影響を殆んど受けていないことを意味するもので、このことは第3図(a)に示された結果によっても裏付けられている。

第7図は翼胴結合体の縦揺れモーメント係数傾斜であり、実験結果の定性的な解釈は揚力係数傾斜のそれと同じである。

零迎角における翼胴結合体の抗力係数を第8図に示す。翼胴結合体の胴体に相対的な抗力



第7図 翼胴結合体の縦揺れモーメント係数傾斜。 $M_{\infty} = 8$ 。



第8図 翼胴結合体の抗力係数。 $M_{\infty} = 8$, $\alpha = 0^{\circ}$ 。

増加は、誘起抗力が存在しないので、翼の粘性抗力と翼胴干渉による抗力の和となる。然し、翼面積は胴体表面積に比べて小さく、翼の粘性抗力は無視しても差支えない程度に小さいと考えられるので、図に示された抗力増加は実質的に翼胴干渉効果と看做し得る。

翼胴干渉の効果を定量的に明らかにするため、全体の空力特性係数の値を翼・胴体及び翼胴干渉の3成分に分けて考えることにする。即ち

$$C_{WB} = C_w + C_B + C_i$$

但しCは空力特性係数を意味し、添字 w_B 、 w 、 B 及び i はそれぞれ翼胴結合体、翼、胴体及び翼胴干渉を示す。 C_{WB} 及び C_B は既に得られているので C_w を求めれば干渉項は評価できる。然し、翼単独の場合の実験は今回行なわれておらず、また他に利用し得る既存の実験データも見当たらないので、 C_w は適当な近似理論で評価することにする。この目的のためにはニュートン流理論が最も簡単であるか、例えば揚力係数に関しては、その結果は α^2 に比例しており、平板翼の場合、零迎角における揚力係数傾斜は零である。一方、第6図に示す如く、実験的には平板翼の揚力係数傾斜は零迎角においても零でない有限な値をもつよう思われるので、ニュートン流理論は翼の揚力評価には不適當である。他方、 C_w を翼厚零の3次元平板翼の揚力問題として考えるとき、本実験で使用した翼の平面形では翼面の大部分が2次元的になるので、 C_w を線型超音速3次元翼理論で評価したとしてもそれ程大きな誤差を生じるとは考え難い。以上の理由により C_w を線型理論を用いて評価することにし、揚力係数傾斜及び縦揺れモーメント係数傾斜はそれぞれ次式で与えられる。

三角翼

$$C_{L\alpha} = \frac{4}{m}$$

$$C_{m\alpha} = \frac{8}{3m}$$

台形翼

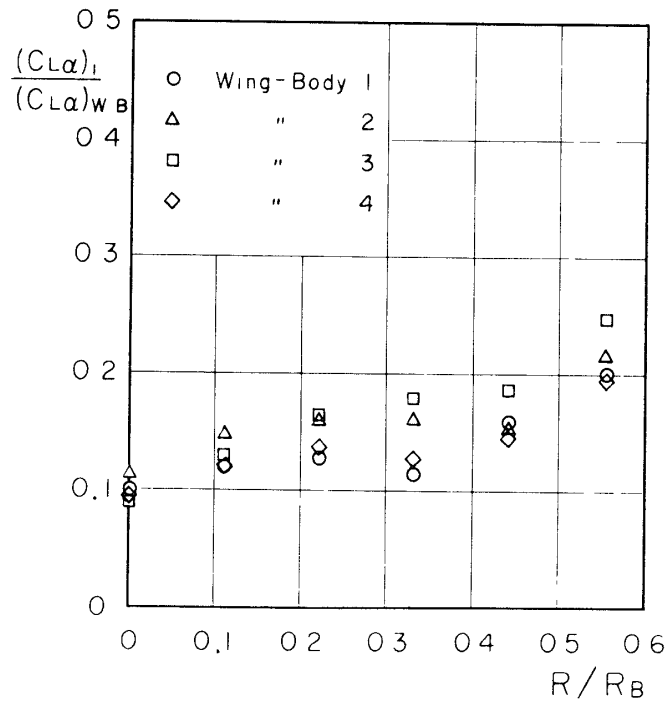
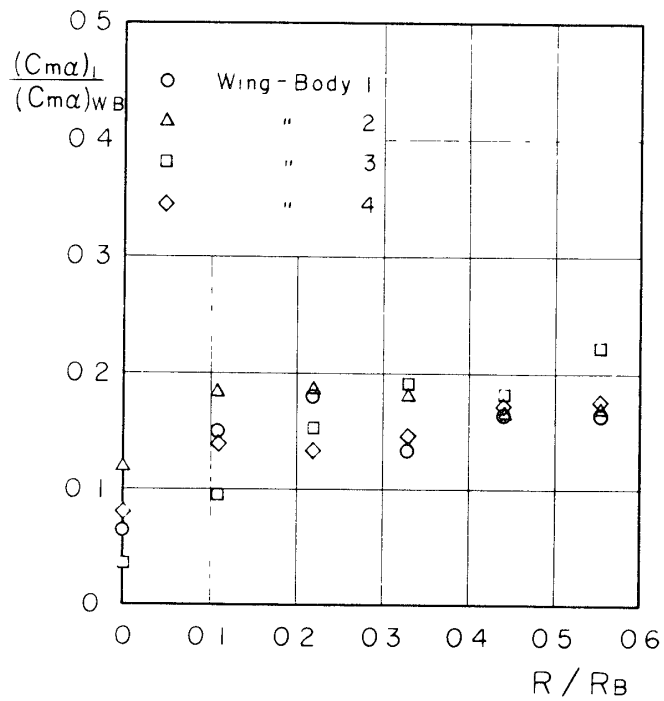
$$C_{L\alpha} = \frac{1}{4mkAR} \left[(4+kAR)^2 - \frac{(4-kAR)^2}{\sqrt{1-n}} \right]$$

$$C_{m\alpha} = \frac{1}{6mkAR} \left[(4+kAR)^2 - \frac{2(4-kAR)^2(2+kAR)}{\sqrt{1-n}} \right]$$

$$m = \sqrt{M_\infty^2 - 1}, \quad k = \tan A, \quad n = \frac{k}{m}$$

但し A は前縁の後退角を意味する。各係数は翼面積及び翼のroot chordに参照されており、縦揺れモーメント係数は翼の先端廻りで頭下げを正にとってある。

第9図は揚力係数傾斜に関する翼胴干渉効果を示す。干渉項の全揚力に対する割合がnose bluntnessの増加と共に大きくなるのは、干渉項が大きくなるのではなく、全揚力係数

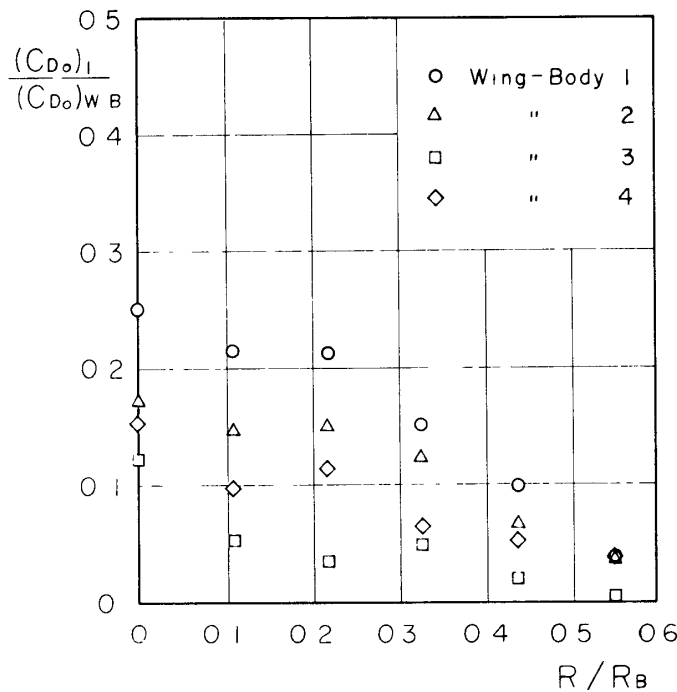
第9図 干渉揚力係数傾斜。 $M_\infty = 8$ 。第10図 干渉縦揺れモーメント係数傾斜。 $M_\infty = 8$ 。

傾斜が減少するためである。図を見て分る如く、翼胴干渉によって発生する揚力は全揚力の10~20%程度で、かつ、アスペクト比の小さな三角翼が有利である。

第10図は縦揺れモーメント係数傾斜に関する干渉効果である。干渉項は揚力の場合と同様に、全縦揺れモーメントの10~20%に達する。データのばらつきが幾分大きいので断定できないけれども、揚力の場合と同様にアスペクト比の小さな三角翼が大きな nose bluntness に対して大きな干渉縦揺れモーメントを発生させるように見える。

第11図は抗力係数の干渉項を示す。干渉項の全抗力係数に対する割合は nose bluntness の増加に伴なって急速に減少することは注目し値する。勿論この傾向を生じさせた原因の一つは R/R_B の増加と共に全抗力係数も増加することであるが、干渉抗力そのものがかかなり大巾に減少することを見逃してはならない。更に注目すべきことは、干渉抗力の大きさは翼の平面形に大巾に依存していることである。即ち台形翼よりは三角翼の方が干渉抗力は小さく、アスペクト比の小さい方が更に干渉抗力は小さくなる。

以上干渉効果に関する結果を要約すると、比較的大きな nose bluntness 持つ翼胴結合体においては台形翼よりも三角翼の方が発生する干渉揚力及び縦揺れモーメントは大きく、逆に干渉抗力は小さくなる。また この傾向は翼のアスペクト比が小さい程著しい



第11図 干渉抗力係数。 $M_\infty = 8$, $\alpha = 0^\circ$ 。

5. 結論

翼胴結合体の極超音速空力特性が胴体の nose bluntness 及び翼の平面形に関して実験的に調べられ、極超音速における翼胴干渉の効果が定量的に求められた。

小さな迎角の範囲内では翼胴結合体の揚力及び縦揺れモーメント係数は迎角に対してほぼ直線的に変化し、胴体の円筒部分に発生する揚力は肩の直近下流に限られ、その揚力係数の値は nose bluntness に殆んど依存せずに一定で約 0.3 である。

翼胴結合体の空力特性係数を翼・胴体及び翼胴干渉の 3 成分に分割して考えるとき、比較的大きな nose bluntness を有する場合、干渉揚力係数が全揚力係数に占める割合は台形翼よりもアスペクト比の小さな三角翼の方が大きく、干渉縦揺れモーメント係数に関しても定性的には同じ傾向を示す。

無揚力時の干渉抗力は nose bluntness の増大に伴って大巾に減少し、その値は翼の平面形に強く依存しており、台形翼よりは三角翼の方が小さく、アスペクト比の小さい程干渉抗力は小さい。

1977年1月8日 航空力学部

参考文献

- [1] Morikawa G K Supersonic Wing-Body Lift, JAS Vol 18, No. 4, 1951
- [2] Lawrence H R The Aerodynamic Characteristics of Low Aspect Ratio Wing-Body Combinations in Steady Subsonic Flow, JAS Vol 20, No 8, 1953
- [3] Woodward F A, E. N Tinoco and Larson J W Analysis and Design of Supersonic Wing-Body Combinations, Including Flow Properties in the Near Field., Part 1 - Theory and Application, NASA CR-73106, 1967
- [4] Moretti C, Grossman B and Marconi F, Jr A Complete Numerical Technique for the Calculation of Three-Dimensional Inviscid Supersonic Flows, AIAA Paper No 72-192, 1972
- [5] D'Attorre L, Bilyke M A and Sergeant R J Three Dimensional Supersonic Flow Field Analysis of the B-1 Airplane by a Finite Difference Technique and Comparison with Experimental Data, AIAA Paper No 74-189, 1974
- [6] Marconi F and Yaeger L Computation of High-Speed Inviscid Flows About Real Configurations, NASA SP-347, 1975
- [7] Preisser J S and Lowder H E, Jr Comparison of Theoretical and Experimental Steady Wing Loads on a Space Shuttle Configuration at Mach Number of 0.6 and 1.4, NASA TM X-3404, 1976
- [8] Whitehead A H, Jr and Dunavant J C A Study of Pressure and Heat Transfer Over a 80° Sweep Slab Delta Wing in Hypersonic Flow, NASA TN D-2708, 1965

- [9] Neal, L, Jr.: Aerodynamic Characteristics at a Mach Number of 6.77 of a 9° Cone Configuration, with and without Spherical Afterbodies, at Angles of Attack up to 180° with Various Degree of Nose Blunting, NASA TN D-1606, 1963.
- [10] Cleary, W, Jr.. An Experimental and Theoretical Investigation of the Pressure Distribution and Flow Field of Blunted Cones at Hypersonic Mach Numbers, NASA TN D-2969, 1965.
- [11] Chapkis, J. W. Hypersonic Flow Over an Elliptic Cones; "Theory and Experiment", JAS Vol. 28, No. 11, 1961
- [12] Griffith B. J and Siler, L. G. Comparison of Free-Flight and Wind Tunnel Data on Slender Cones, AEDC-TDR-64-272, 1964.
- [13] Whitfield, J. D and Griffith, B. J. Hypersonic Viscous Drag Effects on Blunt Cones, AIAA Jour. Vol. 2, No 10, 1964.
- [14] Wagner, R. D, Jr and Watson, R. Induced Pressures and Shock Shapes on Blunt Cones in Hypersonic Flow, NASA TN D-2182, 1964.
- [15] Trimmer, L. L. Equations and Charts for the Evaluation of Forces on Spherically Blunted Cones by the Newtonian Theory, AEDC-TDR-66-16, 1966
- [16] Cleary, J. W and Duller, C. E. Effects of Angles of Attack and Bluntness on the Hypersonic Flow Over a 15° Semiapex Cone in Helium, NASA TN D-5903, 1970.
- [17] Whitfield, J. D and Wolny, W. Hypersonic Static Stability of Blunt Slender Cones, AEDC-TDR-62-166, 1962