

ISSN 0389-4010
UDC 533.6.001.5
533.69.048
629.787

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1205

屈曲二重円錐の超音速風洞試験

関根英夫・野田順一
石田清道・谷 喬

1993年5月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

屈曲二重円錐の超音速風洞試験*

関 根 英 夫^{*1} 野 田 順 一^{*1}
石 田 清 道^{*1} 谷 喬^{*2}

Investigation of Experimental Bent-Nose Biconic Design in Supersonic Flow

Hideo SEKINE^{*1}, Junichi NODA^{*1}
Kiyomichi ISHIDA^{*1}, Takashi TANI^{*2}

ABSTRACT

Preliminary wind tunnel tests of a Bent-Nose Biconic were conducted in the NAL 1 m × 1 m blow-down supersonic wind tunnel to evaluate its aerodynamics in the moderate supersonic range.

Aerodynamic data at attack angles of up to 50° was obtained for a 30° bent-sting. A flow-separated zone on the rear side of the body was observed by surface pressure distribution and oil-flow tests.

Estimates based on Newtonian flow theory were not accurate when the attack angle was small for this rather slender configuration.

Keywords : AOTV, Aerocapture/Aeromaneuver Vehicle, Bent-Nose Biconic, Supersonic Flow, Wind Tunnel Measurements, Pressure Distribution, Base Pressure

概 要

AOTV の一形態である屈曲二重円錐の超音速風洞実験結果を示す。超高速飛行体についても低超音速域空力性能試験の必要が考えられる。本試験は特に大迎角試験、表面の流れの剥離測定、底面圧計測および簡単な理論推定法のチェック等に重点がおかれた。

1. ま え が き

本報告は AOTV (Aeroassisted Orbital Transfer Vehicle) の形状として提案されている Bent-Nose Biconic (屈曲二重円錐) の一形態について、超音速風洞実験結果の概要と、それについての考察をまとめたものである。この研究は航技研吹出式超音速風洞において、航技研超音速風洞計測研究室および同制御研究室と東京農工大学工学部との共同研究として数次にわたり行なわれたものであり、その結果の一部は学会等において報告されたものである¹⁾。

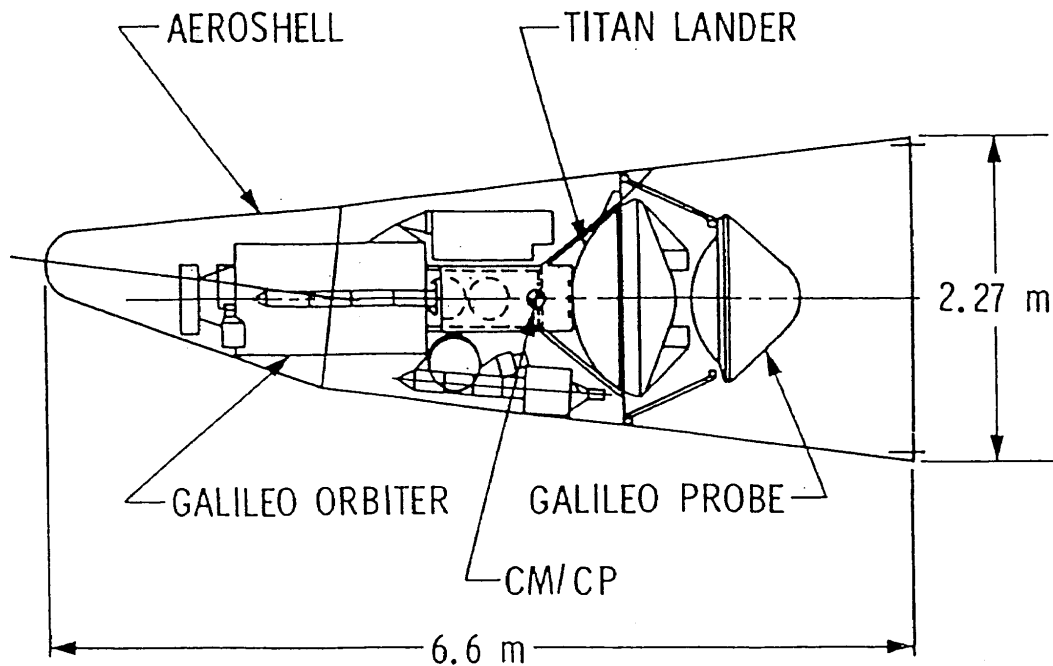
本実験でとりあげた二重円錐形状は、NASA において惑星探査用として検討された形状であり²⁾、一部その実験データも公表されている³⁾ ので比較等に好都合であった(図 1)。AOTV としての運航条件からみれば、本風洞のマッハ数範囲以上における飛行であるが、このような形状を超音速風洞で実験した目的は次の通りである。

一つには今後このような超高速飛行体について、本風洞における性能試験の要求が予想されるからである。そのための先行研究として、このような翼のないスレンダーな形状について、特にその大迎角までの測定技術と、広い底面

* 平成 5 年 3 月 31 日受付 (received 31 March 1993)

*1 空気力学部 (Aerodynamics Division)

*2 東京農工大学工学部 (Department of Mechanical Systems Engineering Tokyo University of Agriculture & Technology)



Saturn Orbiter two-probe spacecraft in aerocapture vehicle would use the atmosphere of Titan to put itself into orbit around Saturn.

図1 AOTV の一例²⁾

を有する形状に対する底面圧計測についての方式等の開発が大きな目的とされた。

空気力学上の問題としては、従来中程度の超音速域まで有効とされているニュートン流近似による推定が、このようなスレンダーな形状にどの程度まで適用できるかに興味があった。一方線型理論による解析或は錐状流理論の適用にあつては、中心軸の屈曲している形状は困難な問題と考えられた。

さらにこのような形状においては、胴体表面における流れの剥離が空力性能、空力加熱に及ぼす影響が重要と考えられる⁴⁾。これに対しては全機の表面圧力分布測定およびオイルフロー試験を行い、別に宇宙研高エンタルピー風洞における本形状についての結果⁵⁾や、航技研計算センターの大型電子計算機による数値計算結果⁶⁾との比較も行われた。

なおこれらの研究の一部は文部省科学研究補助金の援助を受けている。

2. 記 号

AD : アナログデジタル変換器

AOTV : Aeroassisted Orbital Transfer Vehicle

C_A : 全軸力係数

C_{AB} : 底面軸力係数

C_{AF} : 前面抵抗係数

C_{LB} : 横揺れモーメント係数

C_m : 縦揺れモーメント係数

C_N : 垂直力係数

C_{nB} : 偏揺れモーメント係数

$C_{N\alpha}$: 垂直力傾斜 ($dC_N/d\alpha$)

C_p : 圧力係数

C_{PB} : 底面圧力係数

C_Y : 横力係数

DI : デジタル入力

DO : デジタル出力

ESP : 電子走査式圧力変換器

K : 極超音速相似パラメータ

l : 全長

M : マッハ数

R : 球状部半径

x : 軸方向距離 (後方円錐軸方向)

x_{CP} : 圧力中心

y : 上方向距離

z : 軸方向距離 (前方円錐軸方向)

ZOC : Zero Operate Calibrate

α : 迎角 (後部胴体軸基準)

δ : 中心軸の屈曲角

σ : 円錐半頂角

τ : 厚み比 (全長 / 直径)

ϕ : 圧力孔周方向位置

ϕ : 機体ロール角

添 字

1 : 前方円錐部

2 : 後方円錐部

廻転させることによって各円錐の任意の母線上の圧力分布が計測可能な構造となっている(図3)。圧力計測のためのスキニバルブ、変換器等は模型直後の支持部に格納さ

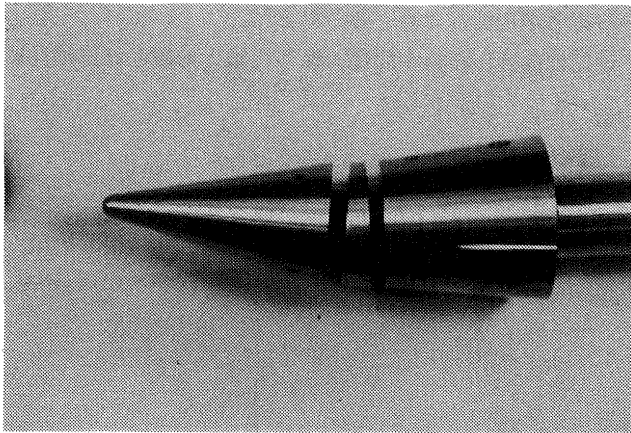


図3a 実験模型(三分割状態)

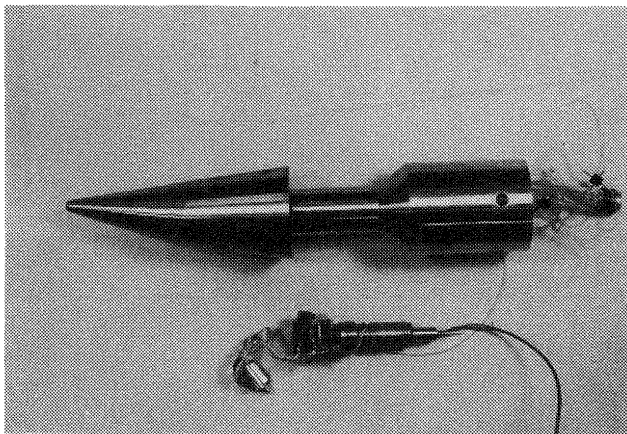


図3b 模型とスキニバルブ

れる。又底面圧計測のため専用の底部を用意し、さらに大迎角試験のため通常の支持装置より 30° 迎角を増すようなベントスチングも用意された(図4)。圧力孔等の詳細は各項目において示す。

4. 実験項目

実験は航空宇宙技術研究所 $1\text{m}\times 1\text{m}$ 吹出式超音速風洞で行なわれた。その項目としては

- 1) 6分力空気力試験
- 2) 表面圧力分布試験
- 3) 底面圧測定試験
- 4) オイルフロー試験

が行なわれ、又1)~3)項の実験中、随時流れ場のシュリーレン写真撮影が行なわれた。

試験マッハ数は $1.5\sim 3.5$ の範囲であるが、大迎角試験においては強度その他の関係で高マッハ数の試験が省略されたものがある。胴体長に対するレイノルズ数はマッハ数により異なるが、大約 $1\sim 2\times 10^7$ の範囲である。

実験の迎角範囲は通常 $-20^\circ\sim 20^\circ$ であるが、本機種種の運用条件からみて必要と考えられる大迎角時性能の測定のため、 30° ベントスチングを用いて一部 $10^\circ\sim 50^\circ$ の試験が行なわれている。機体のロール角は先端部上げの状態を基本($\phi=0^\circ$)とし、 $\phi=45^\circ$ 、 90° 等も試みられている。詳細は各項目において示す。

5. 理論計算の方針

本形状については、厳密な方程式にもとづく数値計算が航技研計算センターの大型電子計算機を使って行なわれて

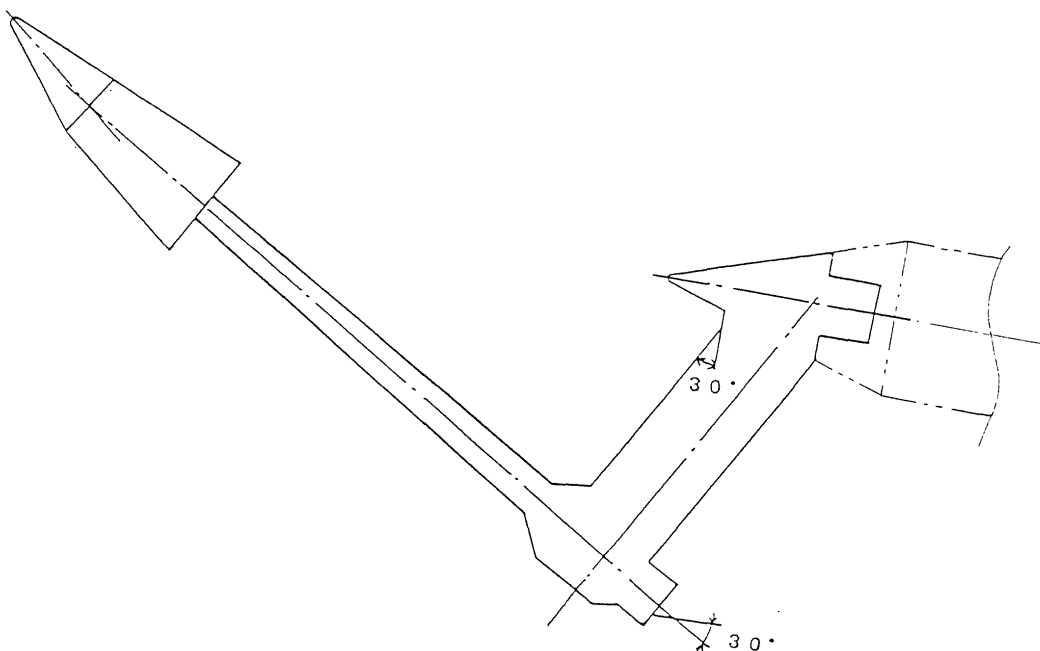


図4 ベントスティング(曲がりスティング)

いるが⁶⁾，ここには実験値の予測と実験進行中における結果の評価等のための，簡単な空力特性の推定について考えてみたい。

超音速における胴体表面上の圧力分布推定については，従来実用上からは比較的低いマッハ数範囲まで，ニュートン流近似が有効とされてきた⁷⁾。しかし本形状のような比較のスレンダーな物体（厚み比 τ =全長/直径 ≈ 0.4 ）においてはその精度に疑問がある。文献⁸⁾によれば極超音速相似パラメータ $K=M\tau$ が1以下のとき，ニュートン流近似の精度は線型理論以下とされている。

今回の試験において，特に $M<2$ で迎角の小さい範囲では $K<1$ となり，予想通り圧力分布や特に軸方向力の推定において，ニュートン流近似による推定はよい結果が得られなかった。この範囲では厳密な錐状流理論による値⁹⁾や，線型理論による結果が一応の推定値を与えるものである。

しかし線型理論も厳密な計算のためには胴体中心軸の屈曲は困難な問題であり，錐状流理論についても鈍頭部に対する補正のほか，前後の円錐の接続については何等かの便宜的な補正が必要であった。さらにこのような方法では大迎角時の推定は困難であり，特に円錐背面における剝離については粘性の影響を考慮しなければならない。

大迎角においては風側についてのみは物体表面と主流とのなす角が増大するため，ニュートン流近似の精度も上ると考えられるが，背面の負圧部分も増大するためその処理が問題となる。中程度の迎角もふくめて，このようなスレンダーな形状の簡単な空力特性推定は将来も必要な課題と考えている。

本形態の如き飛行体では，推進機関の構造上からも，広い底面部をもつこととなり，この部分に働くいわゆる底面圧の推定ならびにその測定が特に重要性をますことになる。この推定については現在の大型計算機による数値計算によ

っても，まだ充分な解決には至っていないと考えられ，特に実際の飛翔条件と風洞内気流との差による影響等も充分解明されていない。今回は風洞実験における計測法の検討のみに限り，理論的な推定については行っていない。

6. 空気力試験

内装天秤を用いた6分力計測の空気力試験は，全長 $l=255.47\text{ mm}$ ，底面半径 47.84 mm の形状について，迎角 $-20^\circ\sim 20^\circ$ の通常範囲の試験と， 30° ベントスチングを用いた $10^\circ\sim 50^\circ$ の大迎角試験が行なわれた。用いられた天秤は日章電機(株)製の6分力天秤である。その要目を表1に示す。

マッハ数は $1.5\sim 3.5$ の範囲であるが，大迎角試験では起動時の支持部強度の問題から最大 3.0 までとして行っている。模型姿勢は先端上げの基本状態($\phi=0^\circ$)の他，一部ロール角 $\phi=45^\circ, 90^\circ$ の試験が加えられた。図5に試験中の流れ場の状況をシュリーレン写真で示す。

通常迎角と大迎角試験とは2年度にわたって分けて行なわれたが，後に示すように両者のデータの一致はほぼ良好であった。

図6～9は測定例であり，迎角変化に対する主な出力を示したものである。小迎角の範囲では垂直力係数 C_N および傾斜はスレンダーボディとしての推定値， $(C_{N\alpha})_{\alpha=0}=2(1/\text{rad})$ に近い値を示しているが， $\phi=0^\circ$ においては前方円錐が 7° の迎角をもつため， $\alpha=0^\circ$ にあっても C_N の値は0とはならない。しかしこの値は前方円錐単独におかれた値に対しては小さく，この原因は屈曲部直後の後方円錐に，主として風側表面上での流れの膨脹による負の垂直力が働くためと考えられる。全機としての垂直力が0となるのは，圧力中心位置の移動からみて $\alpha=-1^\circ\sim -2^\circ$ 附近である。

図10, 11はこれらの結果をまとめて， $\alpha>0$ につき 50° までのデータを示している。点線が通常迎角範囲で，実線は大迎角試験による実験曲線であるが，一部底面抵抗値 C_{AB}

表1 6分力天秤の要目

形 式	一体型 モーメントタイプ	
寸 法	外 径	$\phi 25\text{ mm}$
	長さ（装着部を含む）	195 mm
定 格 容 量	垂 直 力	3900 N
	横 力	3900 N
	軸 力	590 N
	縦揺れモーメント	200 N-m
	偏揺れモーメント	200 N-m
	横揺れモーメント	60 N-m
非直線性	$\pm 0.2\% f s$ 以下	
干 渉 度	$\pm 6\% f s / f s$ 以下（軸力以外）	
	$\pm 10\% f s / f s$ 以下（軸力）	

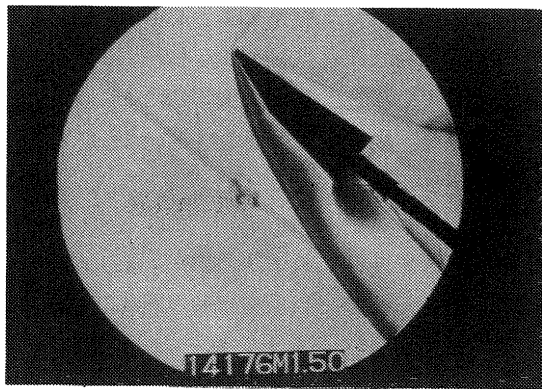
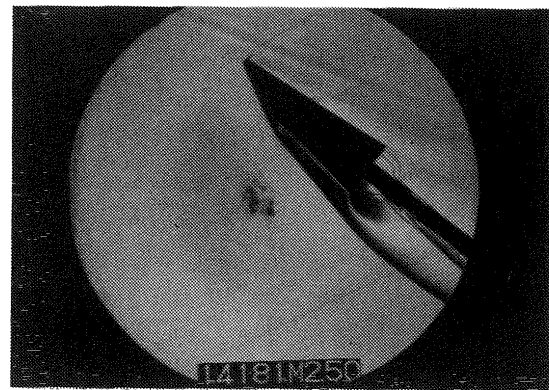
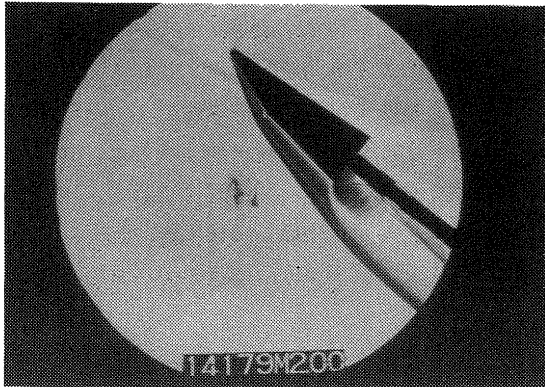
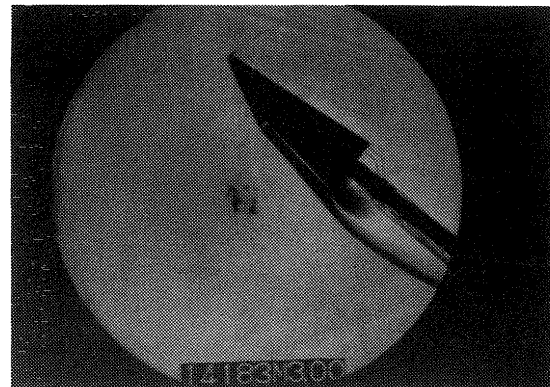
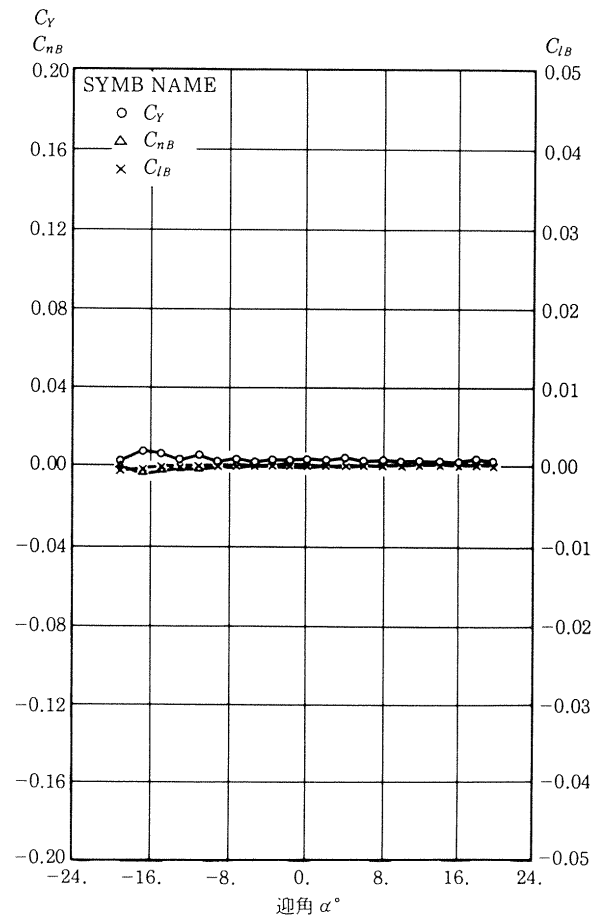
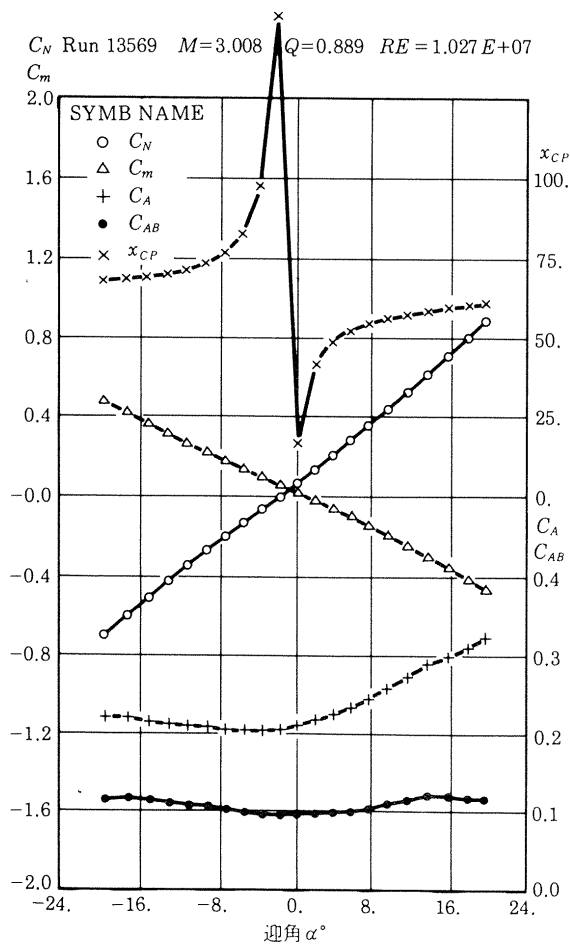
(M=1.50, $\alpha=39^\circ$)(M=2.50, $\alpha=39^\circ$)(M=2.00, $\alpha=39^\circ$)(M=3.00, $\alpha=39^\circ$)

図5 シュリーレン写真

図6 六分力と迎角の関係 $M=3.00$, $\phi=0^\circ$

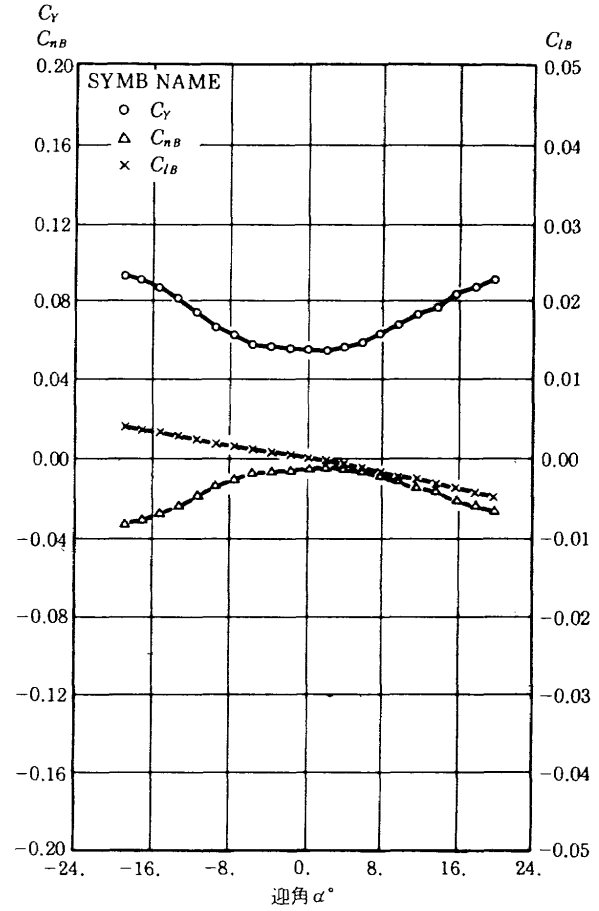
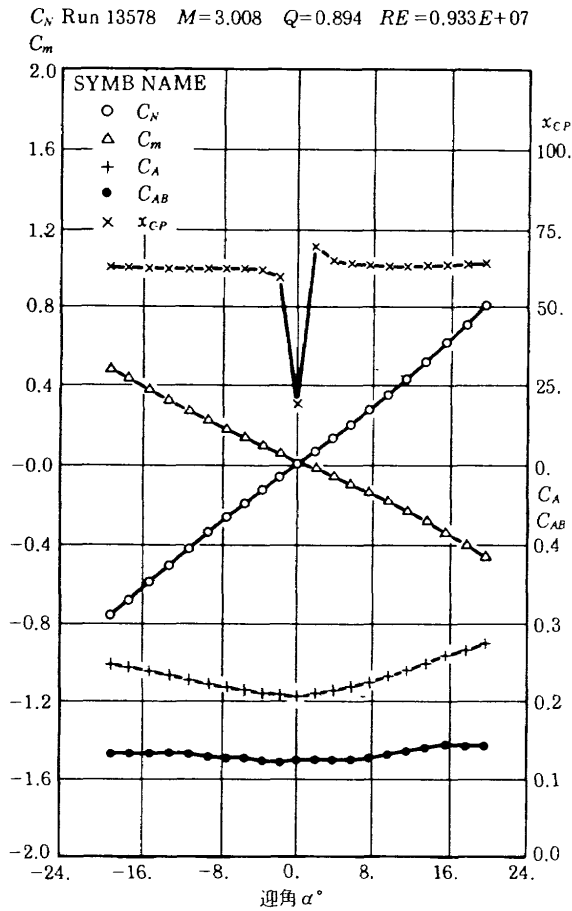


図7 六分力と迎角の関係 $M=3.00$, $\phi=90^\circ$

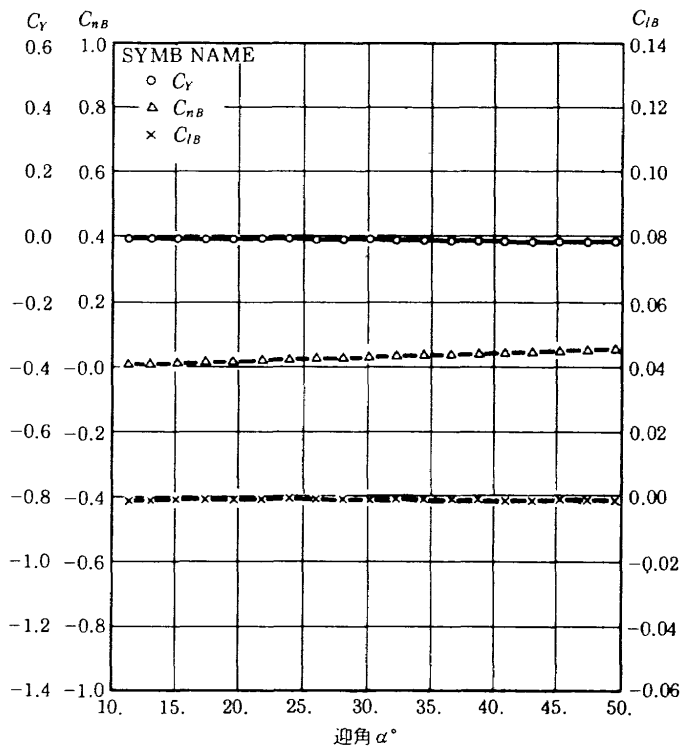
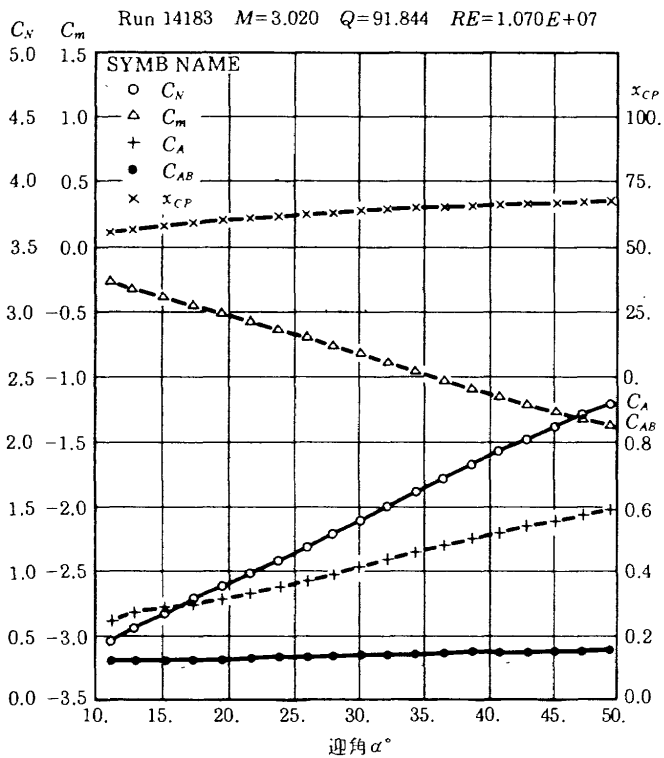


図8 六分力と迎角の関係 $M=3.00$, $\phi=0^\circ$

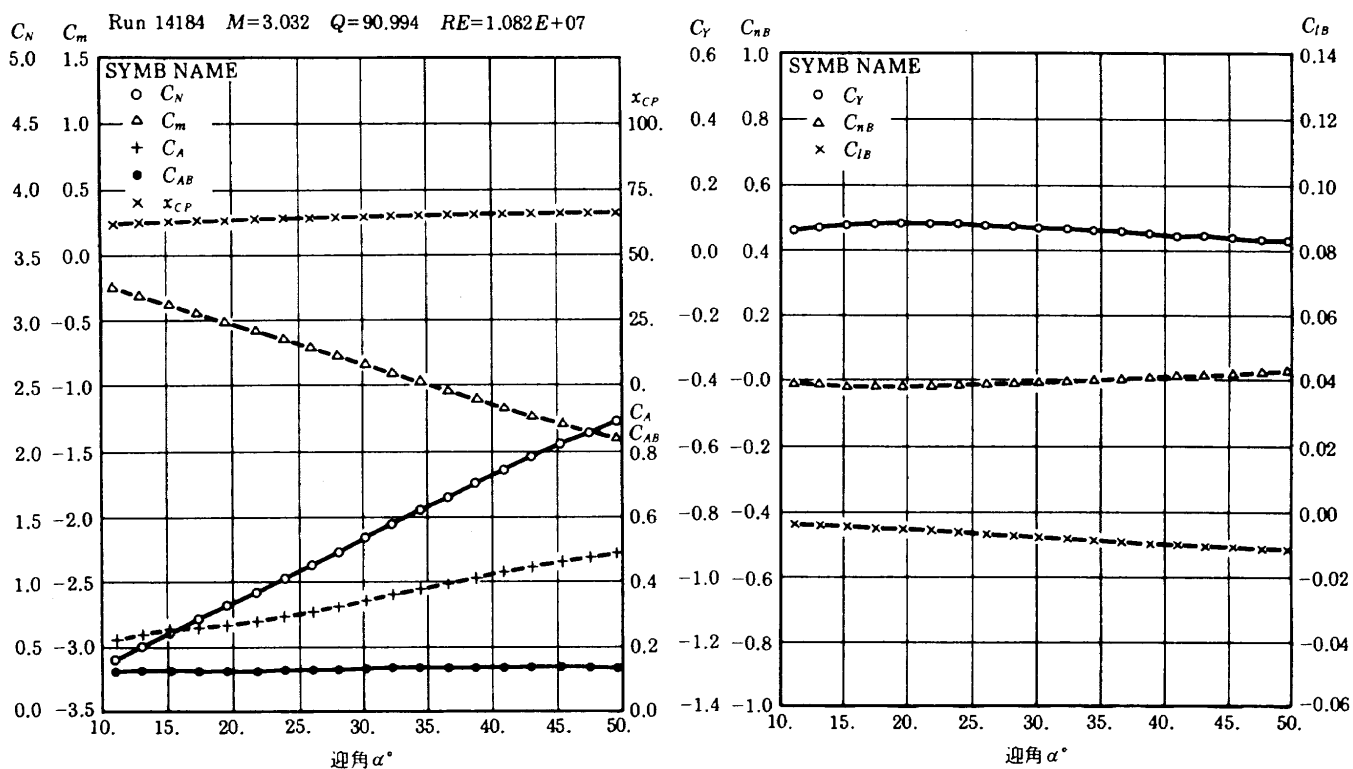
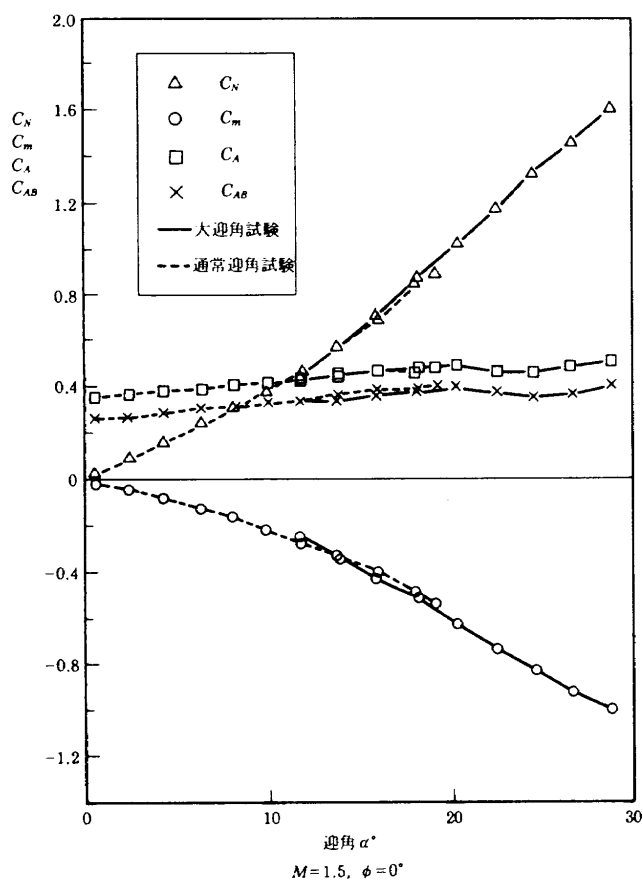
図9 六分力と迎角の関係 $M=3.00$, $\phi=90^\circ$ 

図10 通常迎角試験と大迎角試験(その1)

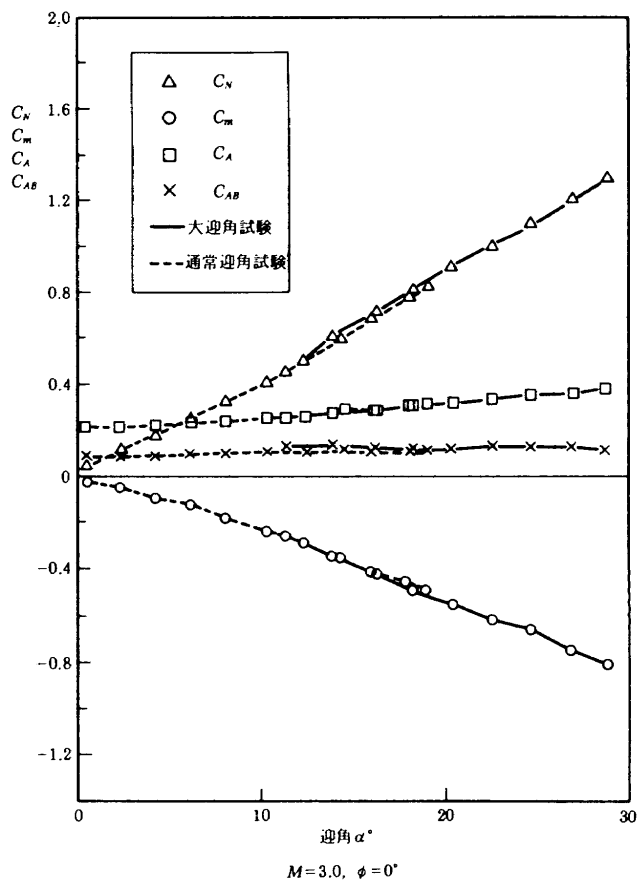


図11 通常迎角試験と大迎角試験(その2)

等を除いて重複部分における一致はおおむね良好である。これによってこのようなベントスチングの使用により、大迎角試験を分離して行うことの可能性が示された。

大迎角範囲の垂直力(図12)の推定としては Shock-expansion 法も困難であり、ニュートン流近似以外の簡単な方法は知られていない。ニュートン流近似は後に表面圧力分布の項で示すように、迎角が増すと風側で精度は向上するが、背側の取扱いは今後検討すべき問題と考えられる。

天秤で測定された値である全軸方向力より底面圧分を除いた Forebody drag 係数 C_{AF} は、底面以外の圧力分布による値と表面摩擦力との和であるが、図13の如き変化を示している。この値は通常軸対称物体では迎角の正負に対し

て対称であり、特に迎角 0 付近ではほぼ一定値を示すものである。このように迎角について非対称な変化を示すのはもちろん屈曲した前方円錐部に働く垂直力が寄与しているためである。前方円錐部の Forebody drag 係数 C_{AF1} 、その垂直力傾斜 $C_{N1\alpha}$ 、後方円錐部の Forebody drag C_{AF2} とすれば、全機の C_{AF} は

$$C_{AF} = C_{AF1} \cdot \cos \delta + C_{AF2} + C_{N1\alpha} (\alpha + \delta) \sin \delta$$

であり、ここに δ は中心軸の屈曲角(本例では 7°)である。これについて線型理論或は厳密な錐状流理論にもとづく推定値は迎角の小さい範囲では一応使用できる推定値を与えるが(図14)、ニュートン流による推定はこの範囲のマッハ数では摩擦抵抗を無視しているにも拘らず過大な値を与

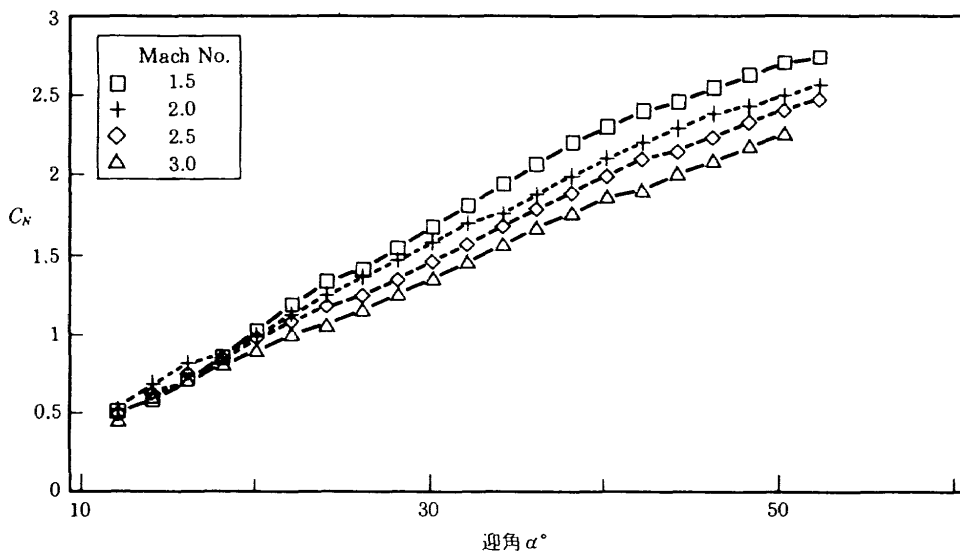


図12 C_N の迎角による変化

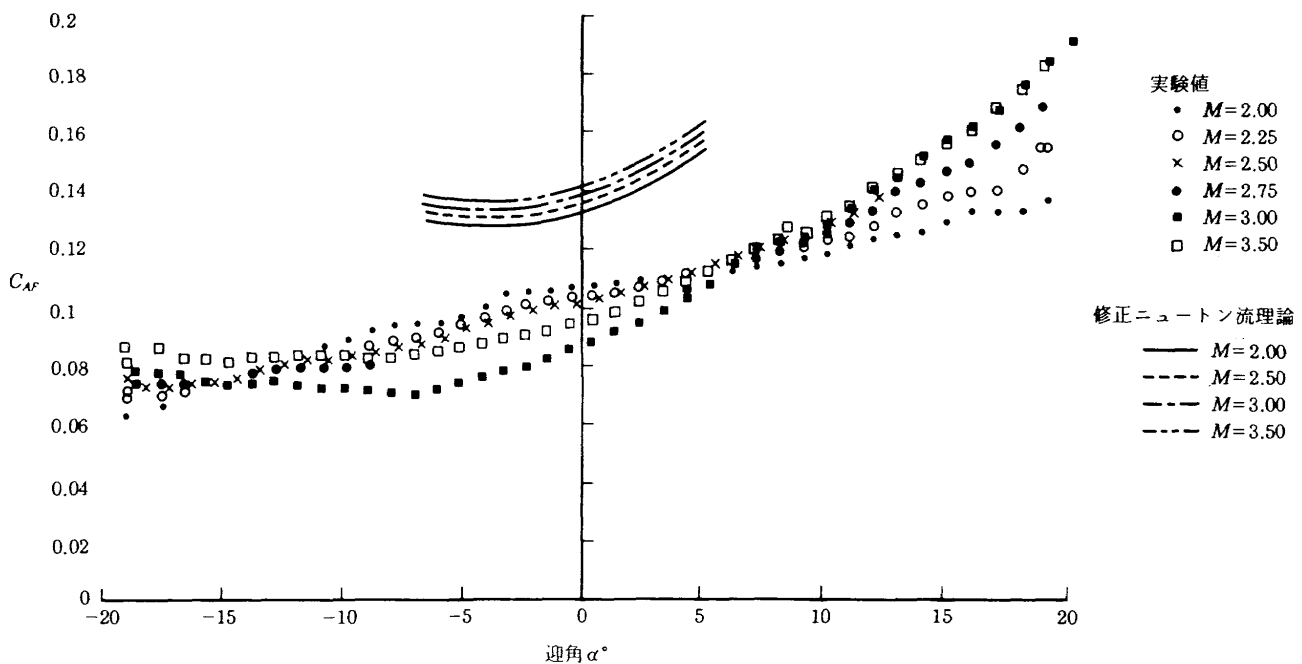


図13 C_{AF} の迎角による変化 ($\phi=0^\circ$)

える結果となる（図13）。

7. 表面圧力分布試験

本形状については、特に屈曲部における空気力分布や、空力加熱特性に及ぼす剥離の影響等を知るため、胴体全表面に対する圧力分布試験が行なわれた。ただし球状の頭部については、すでに頭部に重点をおいた鈍頭円錐に関する実験が行なわれているので¹⁰⁾、今回は円錐面上の圧力分布に重点がおかれた。

圧力孔の配置は図15の通りであるが、このように配置は前方・後方円錐共ただ一本の母線上に配置されているため、全周のデータを得るためには両円錐を相互に廻転させなが

ら何回かの通風が必要である。測定は超音速風洞で従来用いられているスキニバルブによる高速切替方式によるもので、その要目は次の通りである（表2）。

試験は迎角をステップ状に変化させて行なわれ、又大迎角についても行った。具体的には 0° 、 8° 、 16° 、 20° の通常範囲と、 28° 、 36° 、 44° の大迎角域について測定されたが、通常迎角ではマッハ3.0まで試験されたのに対して、大迎角では強度の他静圧低下に伴う測定時間の増大のため主として $M=1.5$ について行っている。

模型姿勢は前方円錐上げの $\phi=0^\circ$ の状態について行なわれた。測定孔の周方向位置 ϕ は背側 0° の母線を基準に、 60° 、 120° 、風側 180° 等について計測している。図16～19

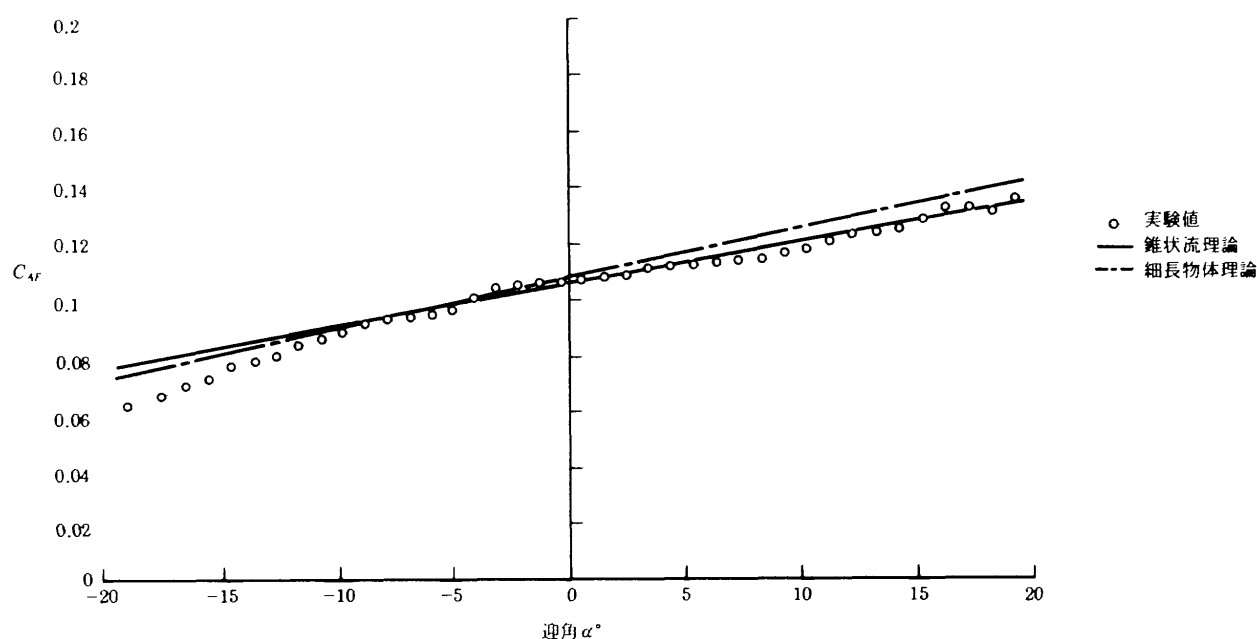


図14 C_{Ar} の迎角による変化 ($M=2.0$, $\phi=0^\circ$)

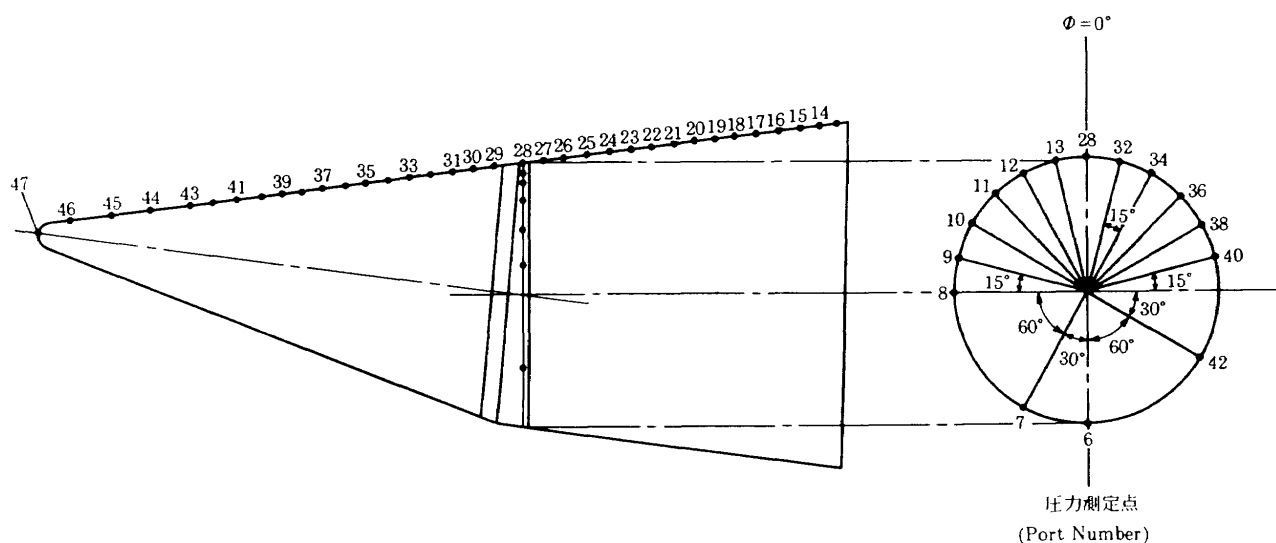
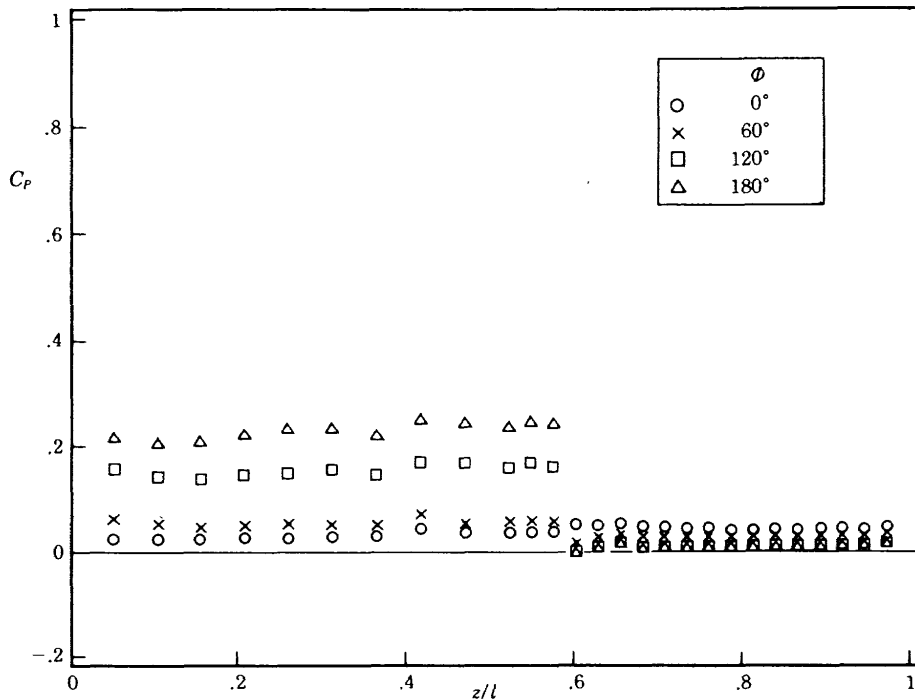
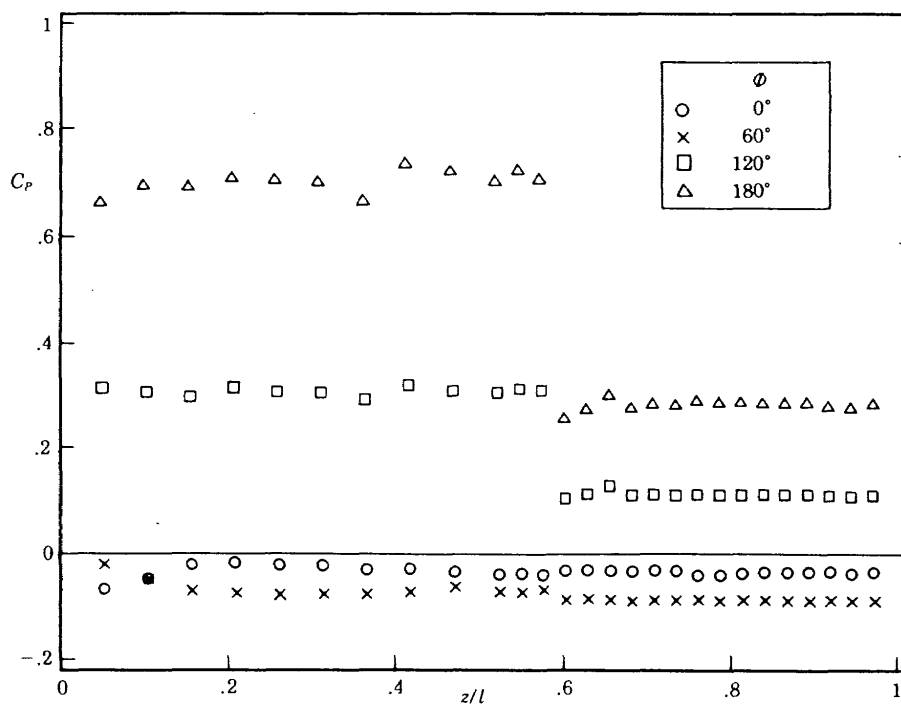


図15 表面圧力孔の配置

表2 スキャニバルブの要目

切替え方式	機械式回転型切り替え弁
測定点数	48点
測定速度	0.12秒/点
測定範囲	$\pm 100 \text{ kPa}$
測定精度	$\pm 0.2\% \text{ f.s.}$ 以下
寸法	外径： $\phi 25 \text{ mm}$ （取り付け部 35 mm 角） 長さ： 140 mm


 図16 軸方向圧力分布 ($M=3.0$, $\alpha=0^\circ$)

 図17 軸方向圧力分布 ($M=3.0$, $\alpha=16^\circ$)

に測定例を示す。

これらのデータをみると、まず $\phi=0^\circ$ より $\phi=60^\circ$ の方が圧力が低いことが示され（図17～19）、 $\phi=0^\circ$ を中心とする両側 20° 位の間の背面中央部で剥離の起っていることが明かである（図20b）。又後方円錐上では $\alpha=0^\circ$ の場合背側の圧力の方が風側より高くなり、負の垂直方向力を生じていることもよみとることができる（図16）。

これらの傾向の概要をみるため等圧線図（図20）と全機表面の圧力分布図（図21）を示す。特に迎角時にかなり複雑な圧力分布の状況がみられるが、このような円錐状物体背面の剥離はすでに野村⁴⁾等によって指摘されていた現象である。又これらの結果はNASAにおける $M=6^3)$ の値と

も定性的に一致している。

このように剥離のからむ流れ場となるため、非粘性の線型理論、錐状流理論、或はニュートン流理論からは精度の高い近似を得ることは困難である（図22, 23）。高マッハおよび大迎角の場合には、風側についてはニュートン流近似の精度が上がることが認められるが、背側の推定については何等かの補正を考えねばなるまい。

なおこの圧力分布特性は、宇宙研高エンタルピー風洞において行なわれた $M=7$ における空力加熱試験⁵⁾における表面温度分布（図24）、および航技研計算センター等で同じく $M=7$ について行なわれた数値計算結果⁶⁾（図25）とも傾向としてよく一致している。

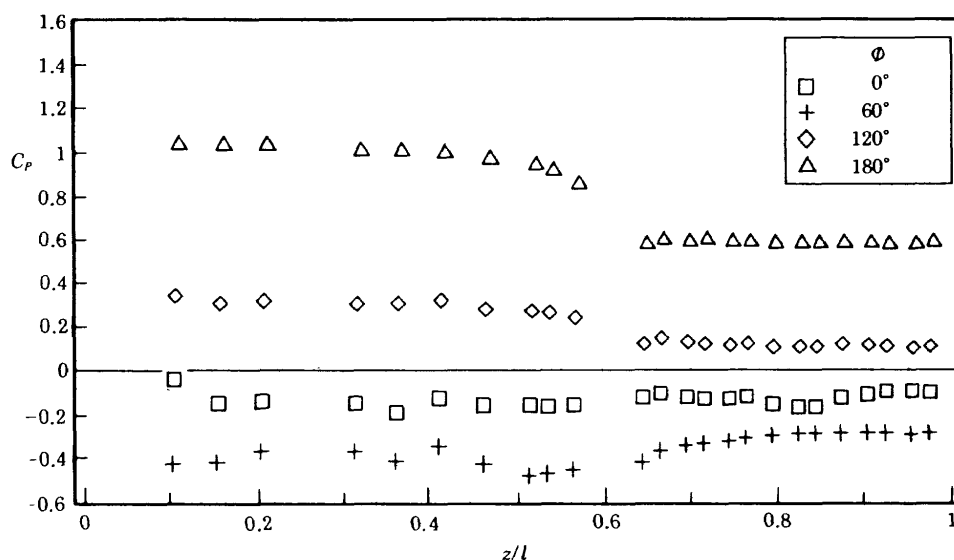


図18 軸方向圧力分布 ($M=1.5$, $\alpha=28^\circ$)

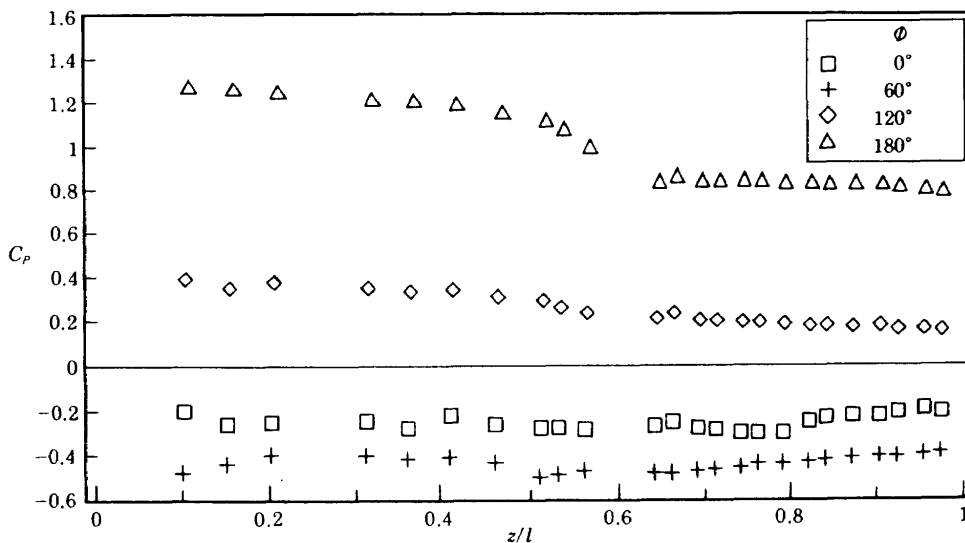
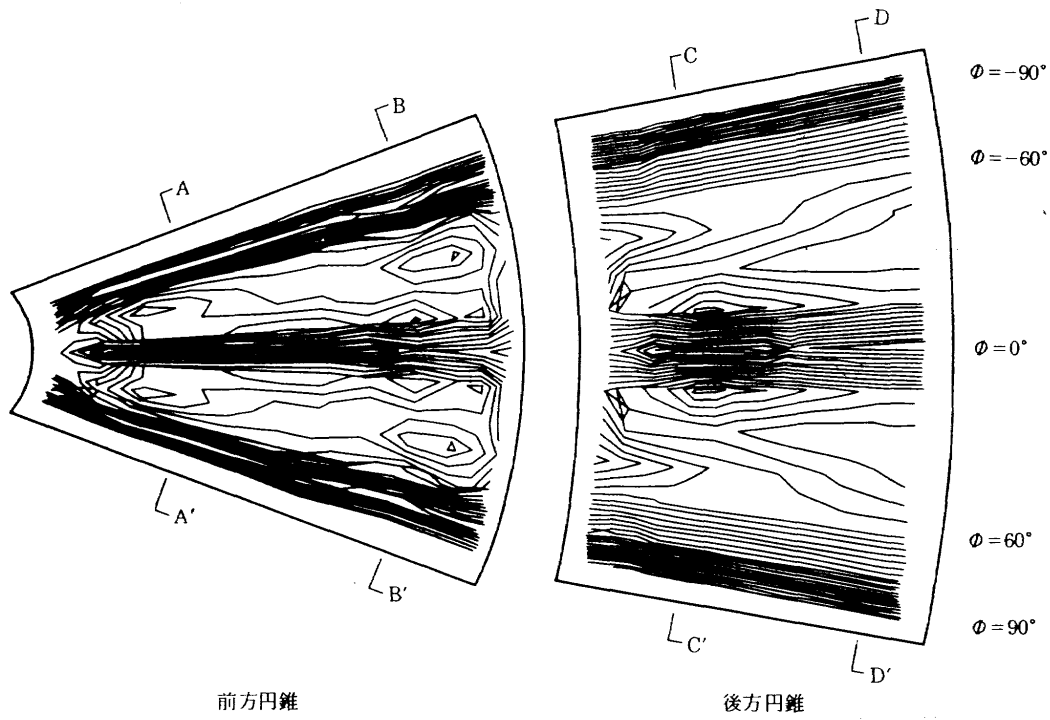
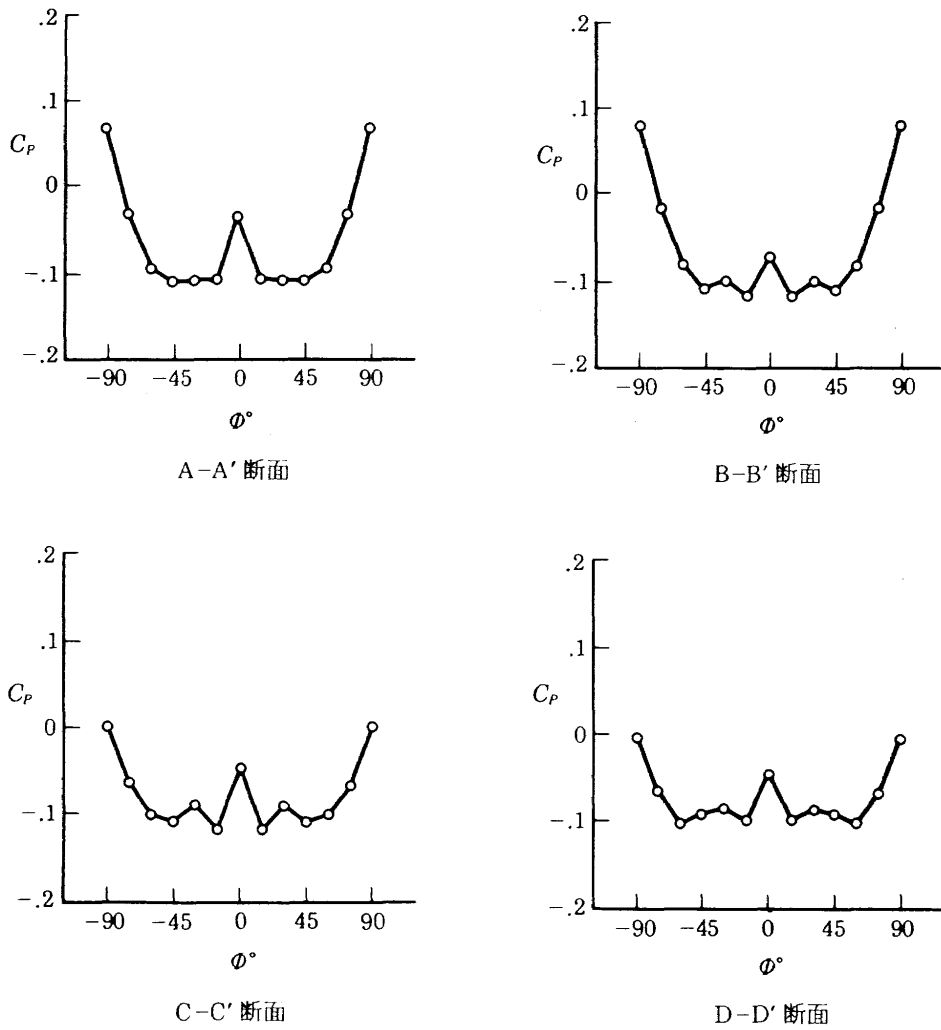
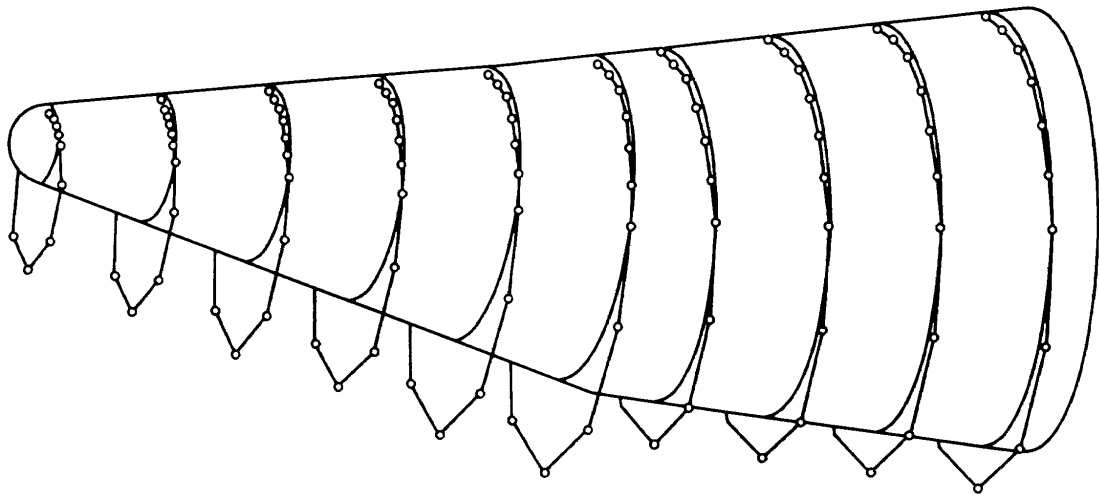
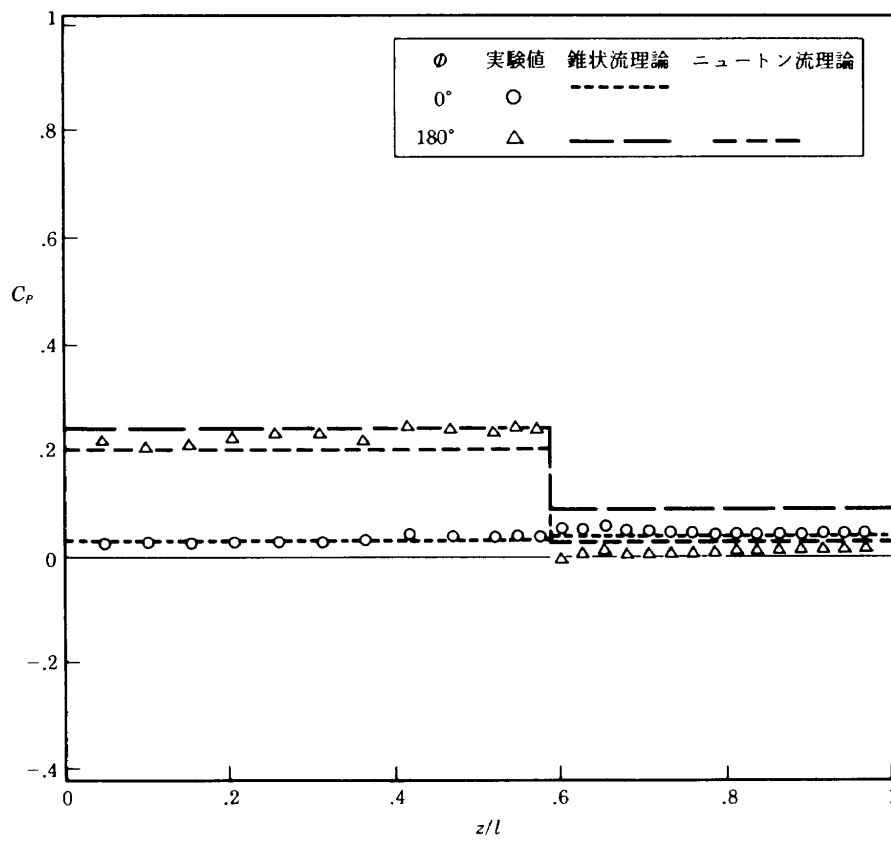
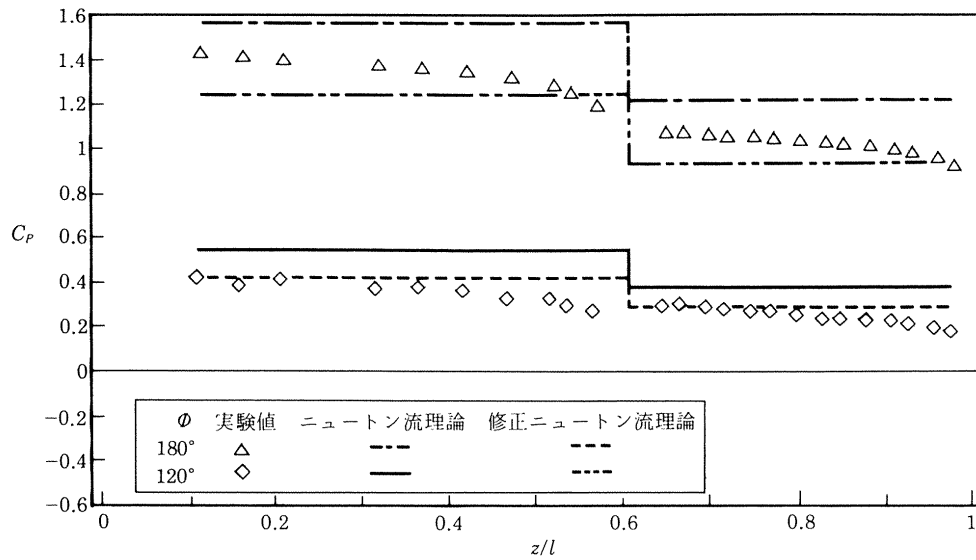
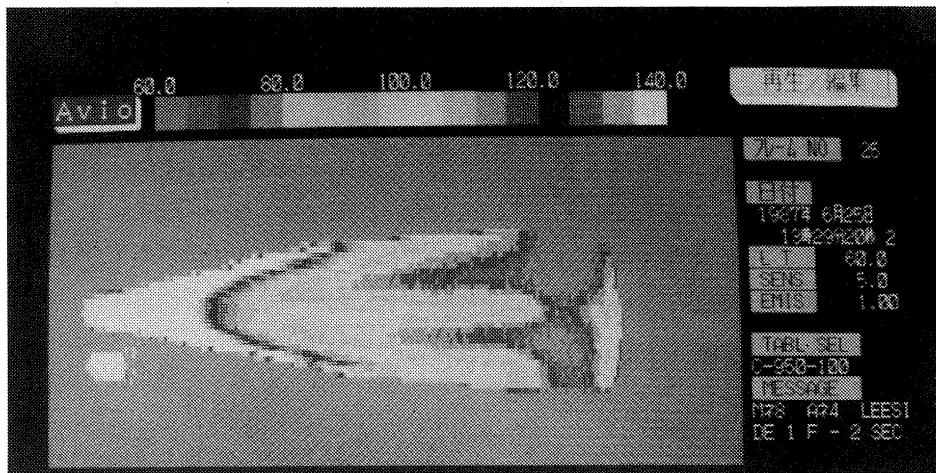


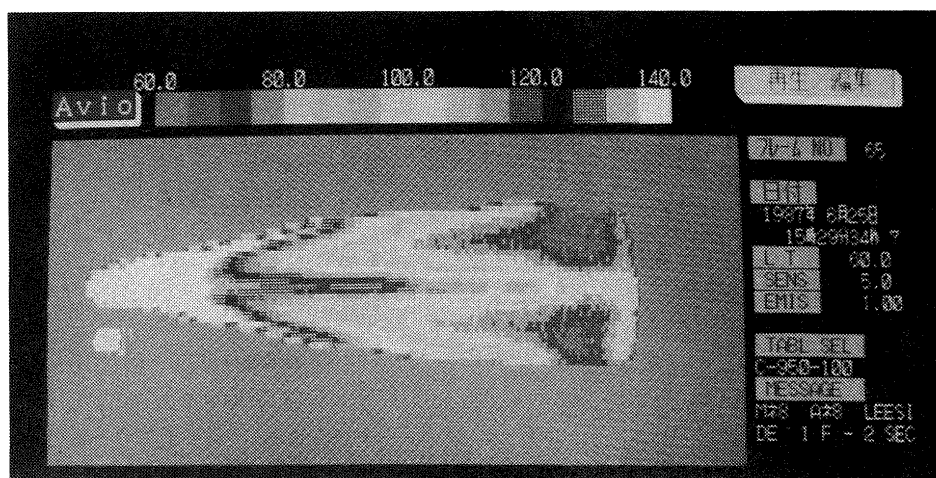
図19 軸方向圧力分布 ($M=1.5$, $\alpha=44^\circ$)


 図20 a 物体背陵部等圧線図 ($M=3.0$, $\alpha=20^\circ$)

 図20 b 周方向圧力分布 ($M=3.0$, $\alpha=20^\circ$)

図21 表面圧力分布 ($M=3.0$, $\alpha=20^\circ$)図22 実験値と理論値の比較 ($M=3.0$, $\alpha=0^\circ$)


 図23 実験値と理論値の比較 ($M=1.50$, $\alpha=44^\circ$)


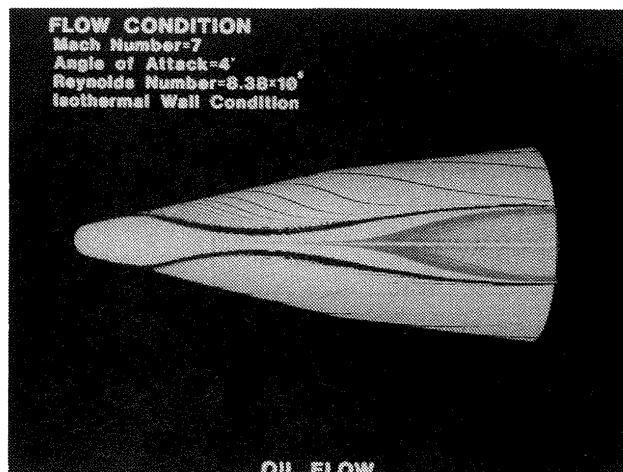
Surface Temperature Distributions.

 Angle of Attack = 4° ; Experiment (Ref.6).


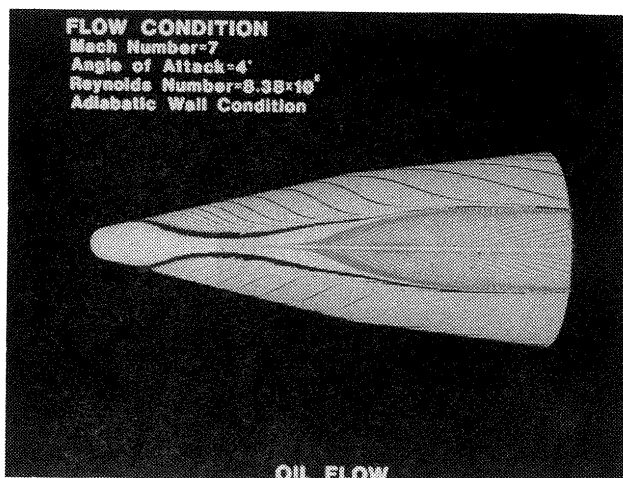
Surface Temperature Distributions.

 Angle of Attack = 8° ; Experiment (Ref.6).

 図24 表面温度分布⁵⁾



(a) Angle of Attack = 4° ; Isothermal Wall Condition.



(b) Angle of Attack = 4° ; Adiabatic Wall Condition (Ref.7).

Surface Oil-Flow Patterns,
Mach Number = 7 ; Reynolds Number = 8.38×10^5 .

図25 計算表面流線⁶⁾

8. 底面圧試験

AOTV等の高速飛行体においては、推進機関の構造等より広い底面をもつ形状となることが多い。この底面に働く空気圧は前方胴体表面に比べて著しく低い値となり、全機の抵抗値に及ぼす影響は大きい、その値を理論的に求めることは大型計算機による数値計算によっても困難である。一方風洞実験の気流条件も実機の飛行状態と異なるため、風洞測定値から実機の底面圧を推定することも難しいが、少なくとも風洞実験において模型に働く底面圧を正確に測定することは必要である。

本機の如く底面が大きく又大迎角で実験が行なわれる際に、スチングの影響等もあり従来のように底面の1点か2点における測定で全底面の圧力が把握できるかについて疑問があった。

底面圧の精密測定のため模型の後端部を改造し、測定点を分布させると共に全面が平面の場合と、底面が凹となっている両方の場合の実験を可能のようにされた。模型の概要を図26に示す。

圧力計測は圧力孔より導いた圧力を ZOC バルブ (Zero Operate Calibrate) に導き電圧に変換して記録される (図27)。ZOC バルブの要目を表3に示す。

測定結果の例を図28~30に示す。平面、凹面の両形状につき、迎角変化に対する各測定点のデータを示しているが圧力孔位置による有意の差は認められず、又平面と凹面との差も現れなかった。この結果底面圧については、底面が広い場合も充分注意して測定孔を設ければ、少数点の計測で充分なことが結論される。これは現象としては興味の少ない結果であったが、今後の実験の精度保証として重要な結論と考えられる。

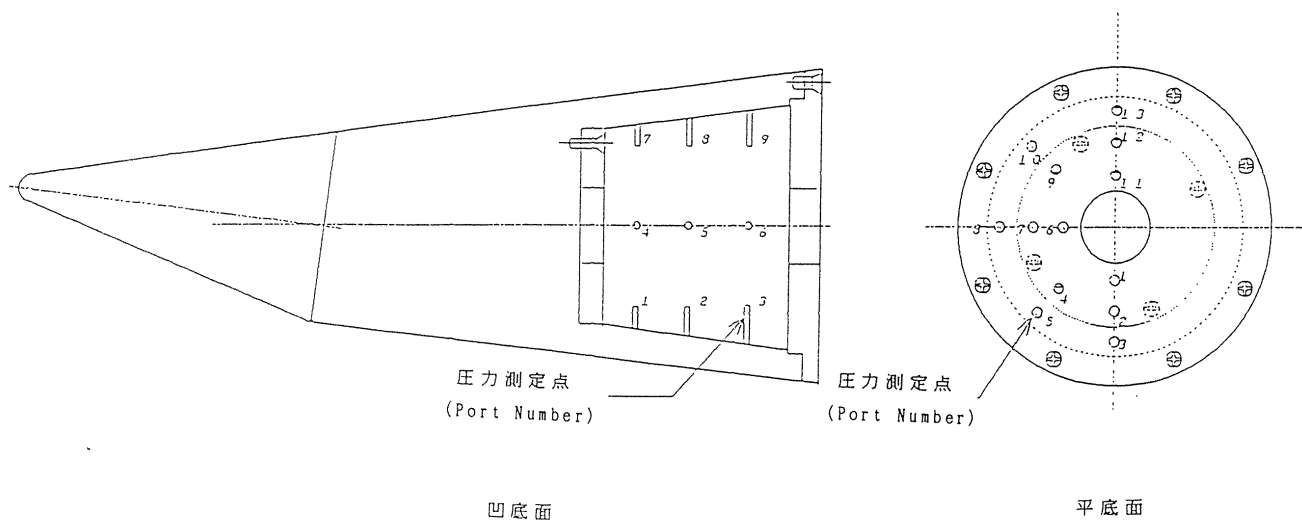


図26 圧力測定点の配置

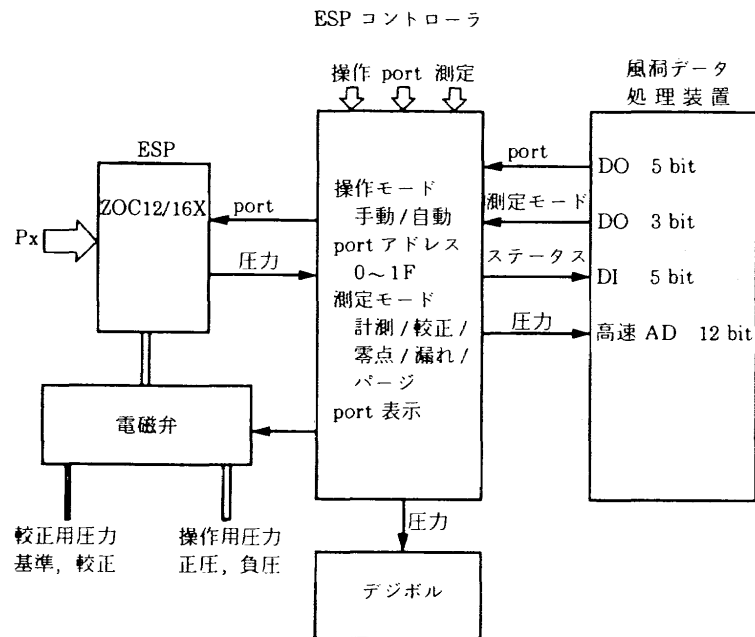


図27 a 圧力分布測定ブロック図

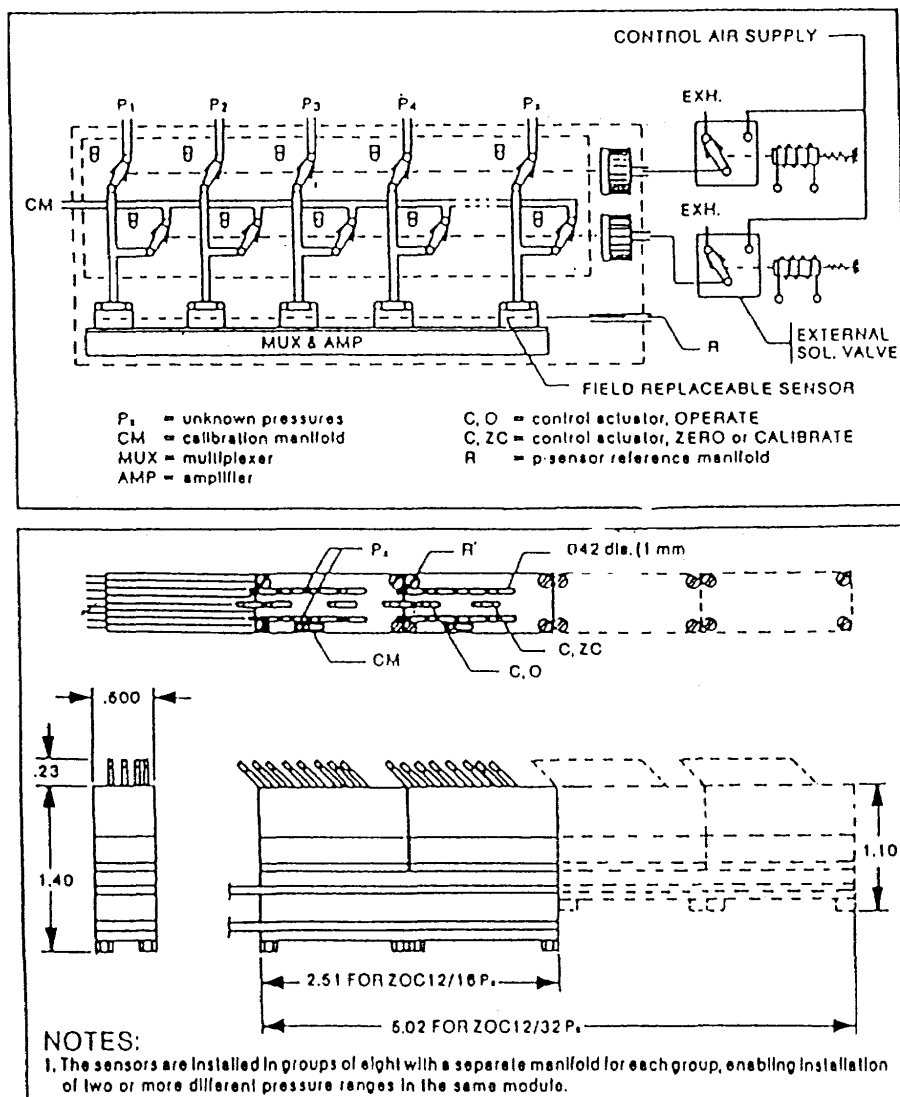
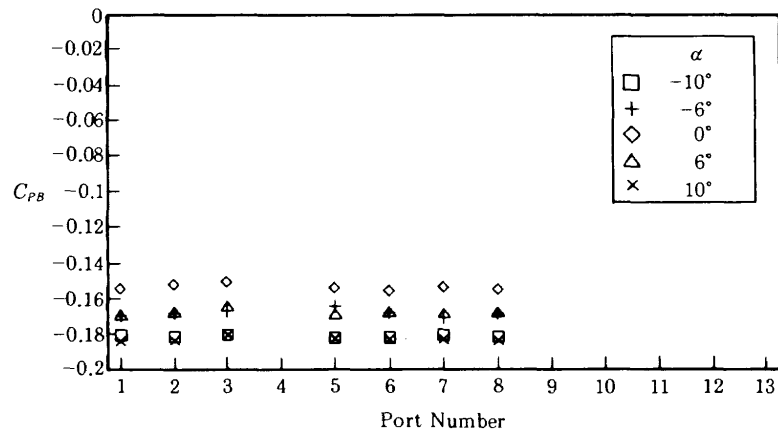
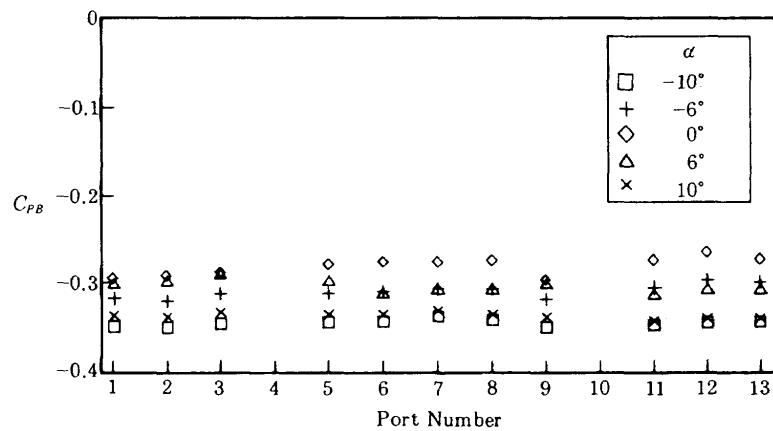
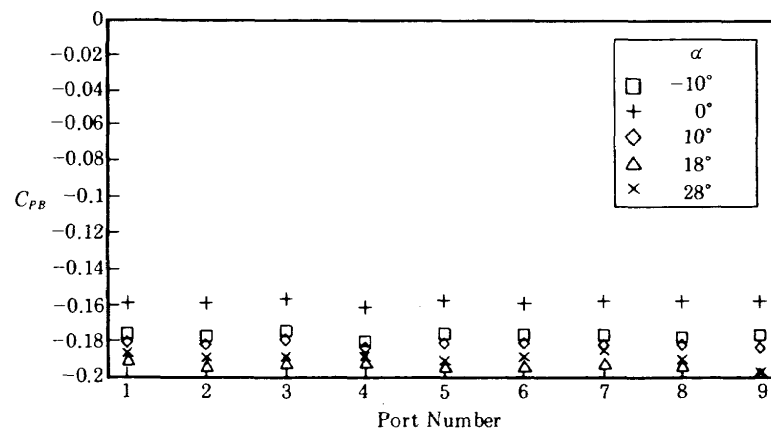
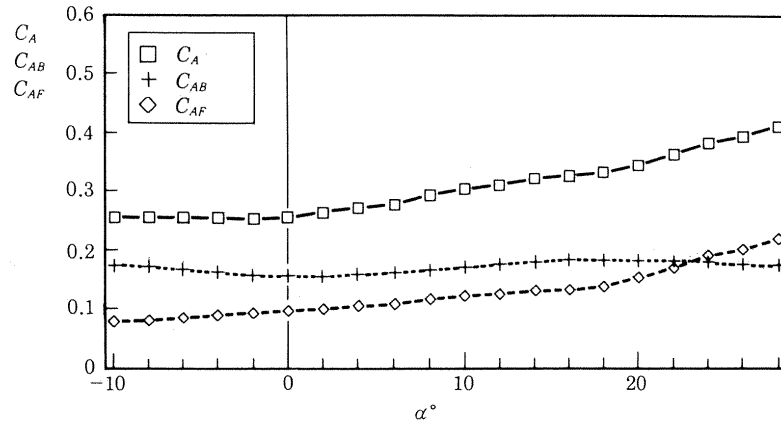


図27 b ZOC バルブの構造図

表 3 ZOC バルブの要目

切替え方式	電子走査式
測定点数	16 点 (圧力変換素子 16 個内蔵)
測定速度	0.01 秒/点
測定範囲	± 100 kPa
測定精度	$\pm 0.4\%$ f s 以下
出力電圧	± 2.5 V
寸 法	$64^W \times 13^D \times 41^H$ mm

図28 底面圧と測定位置の関係(1) 平底面 $M=2.5$, $\phi=0^\circ$ 図29 底面圧と測定位置の関係(2) 平底面 $M=1.5$, $\phi=0^\circ$ 図30 底面圧と測定位置の関係(3) 凹底面 $M=2.5$, $\phi=0^\circ$


 図31 C_A , C_{AB} , C_{AF} の比較 ($M=2.5$, Port No.1)

なおこのようにして得られた底面軸力係数 C_{AB} を迎角に対して表示した結果(図31)をみると、 C_A , C_{AF} について迎角に対する非対称性を示した頭部の屈曲の効果は、 C_{AB} については影響しないことが分り、 $\alpha=0$ に対してほぼ対称な変化を示している。ただ実験曲線が、 $\alpha=16\sim 20^\circ$ 附近で不規則に変化し局所的な極大を示すような傾向については原因はまだ不明である。

9. オイルフロー試験

圧力分布試験等の結果から、本機のようなスレンダーな円錐形状において、特に背面の剥離が複雑で空力性能或は空力加熱特性に及ぼす影響も大きいことが明かになった。表面の流れをさらによく知るため、超音速風洞において開発された蛍光油膜法*によるオイルフロー試験が計画され、大迎角のいくつかの場合について実行された。

大迎角のためマッハ数は1.5と低い状態であったが $\alpha=30^\circ$, 50° 等につき画像を得ることが出来た(図32)。これは圧力分布等より予想された剥離状態を明かに示しており、数値計算結果⁶⁾とも興味ある相似をみることができる。今後この方法でより高いマッハ数における実験が期待される。

10. ま と め

以上数次にわたって行なわれた Bent-Nose Biconic に関する超音速風洞実験とその結果についての概要を報告した。これによって以下のような成果と問題点が明らかとなった。

- 1) 風洞実験技術として、スレンダーな高速飛行体形状について、大迎角をふくめた力試験、圧力分布試験が行なわれ、将来このような形態に対して充分対応し得ることが示された。
- 2) 特に大面積の底面について、かなり大きい迎角まで実験し従来の方法によって充分信頼しうるデータが得られることが分った。

* 本試験については特に榊原盛三前室長の指導によるものである。

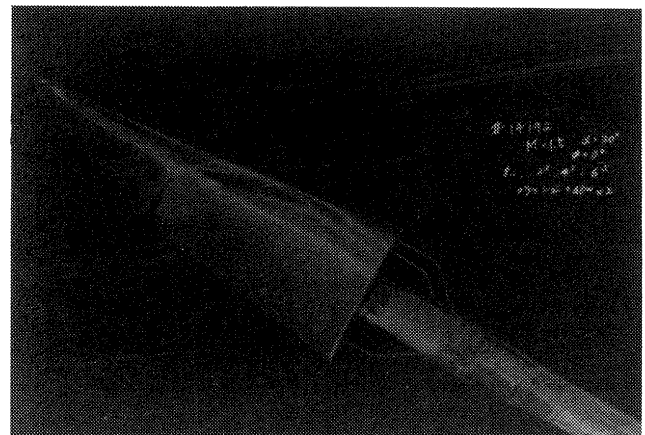
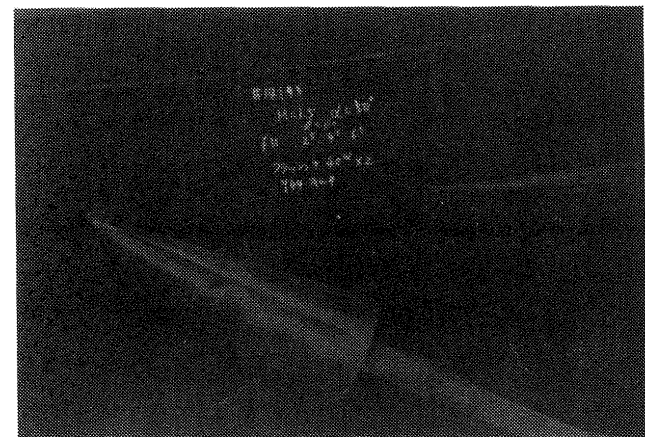

 ($M=1.50$, $\alpha=30^\circ$)

 ($M=1.50$, $\alpha=50^\circ$)

図32 蛍光油膜法によるオイルフロー写真

- 3) 比較的低い超音速マッハ数において、このようなスレンダー形状の空力特性を簡単に求めることは、従来言われていたようなニュートン流近似のみでは充分でなく、小迎角ではむしろ線型理論や錐状流理論が一応の結果を与えることが分った。

- 4) しかし迎角の増した範囲ではいずれの理論によっても推定は困難であり、風側圧力についてのみニュートン流

理論の精度は増すが、いずれにしても背面の取扱いは将来の課題である。

5) 背面の推定が難しいのはここで複雑な剝離、再付着等を起しているためであり、その状況は圧力分布、オイルフロー等によってある程度推定された。これについては数値計算による粘性流の解析によっての解明が期待される。

本研究は吹出式超音速風洞研究室全員の協力によるものであり、データ整理等には農工大工学部機械工学科学生諸君の協力が得られた。

特に前室長榊原盛三技官、現室長吉永崇技官には多くの点で懇切な御指導をいただいたことを記し感謝の意を表する次第である。

文 献

- 1) 谷, 新井, 榊原, 関根, 野田 ; Bent Nose Biconic の超音速大迎角試験, 平成 2 年度科研費研究成果報告書 (1991)
谷, 新井, 関根, 野田 ; 二重円錐超音速底面圧試験, 平成 3 年度文部省科研費シンポジウム発表論文集, (1992)
- 2) J. R. French and M. I. Cruz ; Aerobraking and Aerocapture for Planetary Missions, *Astronautics and Aeronautics* Vol. No.2 pp.48-55, 71 (1980)
- 3) C. G. Miller III and P. A. Gnoffo ; Pressure Distri-

butions and Shock Shapes for 12.84°/7° On-Axis and Bent-Nose Biconics in Air at Mach 6, NASA Technical Memorandum 83222 (1981)

- 4) S. Nomura ; Study on Lee-Surface Heating over Yawed Blunt Cone in Hypersonic Flow, NAL TR-494T (1977)
- 5) N. Arai and K. Sato ; Nonintrusive Measurement of Surface Temperature Distribution on Bent Biconic AOTV, Proc 16th International Symp. on Space tech. and Science, pp.929-934 (1988)
- 6) 新井, 谷, 古谷, 柿本, 小川, 和田 ; Bent-Nose Biconic 周りの超音速流, 平成 3 年度文部省科研費シンポジウム発表論文集 (1992)
- 7) 本報告で修正ニュートン流としている方式は G. G. Chernyi (Translation by R. F. Probstein) ; Introduction to Hypersonic Flow, Academic Press (1961)
- 8) A. H. Shapiro ; The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow, Vol II, p.676, The Ronald Press Co. New York (1954)
- 9) Equations, Tables and Charts for Compressible Flow, NACA Report 1135 (1953)
- 10) 谷, 新井, 武埴, 関根, 廣瀬 ; 超音速流中における鈍頭円錐上の超音速域, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 35, No.400, pp.253-259 (1987)

航空宇宙技術研究所報告1205号

平成5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東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422) 47-5911(大代表) ㊟182
印刷所 株式会社三興印刷
東京都新宿区西早稲田 2-1-18

Printed in Japan