

UDC 533. 6. 013

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-125

航技研 1m×1m 吹出式超音速風洞に
おけるハーフモデル試験について

石原久蔵・原 亘利
榊原盛三・関根英夫

1968年2月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-76	コーティングの断熱効果のアナログシミュレーション	1966年2月	小川 鉦一
TM-77	テレメータ電波の偏波面の回転を利用したロケットのスピン測定について	1966年3月	田畑 浄治, 桜井 善雄 三浦 雅男
TM-78	昇降舵の操舵力特性に関するシミュレート解析	1966年3月	堀川 勇壮, 森 幹彦 中野 佳直
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究	1966年3月	新田 慶治
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年3月	檜崎 哲二
TM-81	吹出式超音速風洞の起動時および停止時における過負荷防止装置	1966年3月	石原 久蔵, 斎藤 秀夫 外立 政隆, 柳 原盛三 宗 美 均
TM-82	ピトー管による境界層速度分布測定について	1966年4月	長洲 秀夫, 柏原登喜子
TM-83	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験(II)	1966年4月	近藤 博, 増田 惣平
TM-84	二段ロケットの低速風洞試験	1966年7月	毛利 浩, 田村 敦宏 佐野 四郎, 能村 実
TM-85	航空機の滑走路走行時の振動に関する実験的研究	1966年8月	小野 幸一
TM-87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析	1966年8月	池谷 光栄, 畑山 茂樹
TM-88	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験(I)	1966年9月	犬丸 矩夫, 岡部祐二郎 北村 清美, 川幡 長勝 木村 友昭
TM-89	有孔板の振動について	1966年9月	川井 忠彦, 泉 日出夫
TM-90	地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化	1966年9月	戸川 隼人, 石黒登美子
TM-91	高速タービン翼列二次元試験	1966年10月	近藤 博, 襲田 光弘 山崎 紀雄
TM-92	リフトジェットエンジン試験設備(I) 一台上運転設備一	1966年10月	大山 耕一, 吉田 晃昇 中山 晋, 菅 原 昇 五味 光男
TM-94	J-3ジェットエンジン用タービン動翼の固有振動特性	1966年11月	武内 澄夫, 宮地 敏雄 星谷 昌二
TM-95	超軽量軸流圧縮機動翼の固有振動特性	1966年11月	武内 澄夫, 宮地 敏雄 星谷 昌二
TM-96	2024-T4および7075-T6有孔平板の曲げ疲労試験と2024-T4平滑丸棒の軸荷重疲労試験	1966年11月	佐野 政明, 菰岡 一洋
TM-97	高マッハ数風洞について(II)	1967年1月	吉永 崇, 井上 建二 広田 正行, 楯 篤志
TM-98	40kWプラズマ発生装置の諸特性	1967年1月	野村 茂昭, 相原 康彦
TM-99	搭載機器用環境試験装置の特性	1967年2月	大月 正男, 鈴木 孝雄 田畑 浄治, 円居 繁治
TM-100	二連型リフトエンジンの吸込み抵抗	1967年3月	近藤 博, 大城 章一郎
TM-101	低圧環境下における固体ロケットモータの性能	1967年3月	望月 昌, 斎藤 信 五代 富文, 伊藤 克彌 湯沢 克宜
TM-102	弾性支持片持板の振動	1967年3月	塙 武敏, 築地 恒夫 越出 慎一, 林 洋一
TM-103	結合梁の振動について	1967年3月	築地 恒夫, 林 洋一
TM-104	平板翼模型の固有振動モードの測定	1967年4月	中井 暎一, 森田 甫之
TM-105	非定常境界層方程式を含む放物型微積分方程式の数値解法	1967年4月	関口 清子

航技研 1m×1m 吹出式超音速風洞 におけるハーフモデル試験について*

石原久蔵**・原 亘利**
榊原盛三**・関根英夫**

概 要

航空宇宙技術研究所の1 m×1 m吹出式超音速風洞のハーフモデル試験装置の概要を説明し、その特性試験の一環として行なった AGARD-B ハーフモデルの試験結果について述べる。

試験結果は、同じ風洞で行なった AGARD-B の全体模型試験および諸外国風洞で行なった AGARD-B の実験値とよく一致しているため、このハーフモデル試験装置は十分に実用に供しうることが確認された。

1. はじめに

風洞試験に際してハーフモデルを使用すれば全体模型に比較して長所として

(1) 模型を大きく作ることが可能なので一部分のテスト、特に翼模型に適しており、翼に付けた舵面のテスト等が容易となる

(2) 圧力計測に用いる配管が取り出し易い

(3) スティンクの干渉がない

等があり、また一方欠点として

(1) 風洞壁の境界層の影響を受け易い

(2) 模型にロールを与えてセットすることができず、そのためバンク角や偏揺角がとれない

(3) シュリーレン観測ができない
等がある。

航技研 1 m×1 m吹出式超音速風洞でも昭和38年にハーフモデル装置を製作した。これについては TR-29¹⁾ に記述していないので、このたび装置の概略を前半に説明し、後半に装置の特性試験のプログラムの一部として AGARD 標準模型 B のハーフモデルの三分力試験を行ない、その結果を同じ風洞で行なった AGARD-B 全体模型の三分力試験結果²⁾ および各国の風洞で行なった全体模型やハーフモデルの試験結果と比較した結果を報告する。AGARD-B 模型はハーフモデルテストには必ずしも適しないが、上述の全体模型と

の比較に便利であるので使用した。

試験は境界層の影響を避けるための反射板付きハーフモデルと、その反射板の効果をみるために反射板なしで模型を直接に風洞測定部壁と同一平面の回転円板に取り付けた二方法について、測定部の設定マッハ数 1.5～3.0 の範囲で行なった。測定は模型迎角範囲±10°における揚力、抗力、縦揺れモーメントを後述のハーフモデル用天秤で計測し、迎角 0°における模型の底面圧力および反射板面上等の圧力を水銀マンメータにて計測した。

2. 記 号

C_D	抗力係数 (Fore-body drag) $C_{DT}-C_{Db}$
C_{Db}	底面抗力係数 $P_b \cdot S_b/S$
C_{Dmin}	最小抗力係数 (揚力零における C_D)
C_{DT}	全抗力係数 (底面抗力を含む)
C_L	揚力係数
$C_{L\alpha}$	揚力傾斜 $(\partial C_L / \partial \alpha)_{\alpha=0}$
C_m	縦揺れモーメント係数
C_p	圧力係数 $(p-p_s)/q$
c	胴体中心線上の弦長
\bar{c}	平均空力弦長……17.32cm
M	マッハ数
P_b	底面圧力係数 $(p_b-p_s)/q$
p_b	底面圧力
p_s	一様流の静圧
p_o	集合胴の圧力

* 昭和42年11月9日受付

** 空気力学第二部

もので、模型制御装置の回転円板より 5 個の支持柱により支持されている。中央支柱の内部は中空とし、その中を模型の支持部が反射板支柱に触れないように通り、模型に加わる空気力は反射板部に影響されずに天秤受感部に伝わる機構になっている。反射板の形状および主要寸法を図 2 に示すが、形状は A. R. C. で行なった反射板面上の圧力測定の実験結果³⁾と、風洞測定部のシュリーレン窓より小さくする必要があることを参考にしてほぼ六角形とし、前縁の角度は実用最低マッハ数 1.4 において標準模型先端より発生する衝撃波角より大きくして、模型周辺気流の安定を計った。周囲のエッジ角は図のように模型側は 0° で裏面の支柱側は 20° とし、材質は鋼材でクロームメッキの表面処理を施した。また反射板面上に 5 箇所と裏側の中央支柱上 3 箇所に 1.5mm 直径の圧力測定孔を設けてある。

反射板と測定部壁との間隔は風洞壁の境界層（最大厚さはマッハ数 4.0 において約 50mm^{4),5)}）を避けるためのもので、このためには大きい方が安全であり、また各種模型を付けた場合にもなるべく風洞中心に模型が位置できることが望ましい。しかし他方、反射板支柱の強度とその気流への影響を考慮すると、あまり大きい値をとることができず、結局 150mm とし、また模型と反射板との間にも反射板前縁より発生する境界層の影響を避けるために 2 mm の間隙を設けた。

模型、反射板および反射板を支持する回転円板は、

風洞測定部のシュリーレン窓（窓枠を含めて直径 800 mm）をはずした所に挿入され、回転円板の気流面と測定部側壁の気流面は同一平面となるようにセットされる。

図 3 に反射板付き模型を模型制御装置に取り付けて測定部に挿入する前の状態を、図 4 に測定部にセットした反射板付き模型が迎角をとったところを写真にて示す。

反射板付き模型が模型支持柱を介して模型取付盤に取り付けられているに対し、反射板なし模型は模型が直接に回転円板の中央部にある模型取付盤に 2 mm の間隔をもって取り付けられているものである。図 5 に

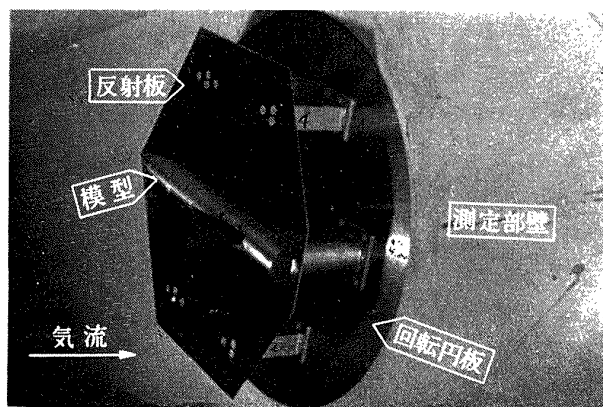


図 4 測定部気流中の反射板付き模型

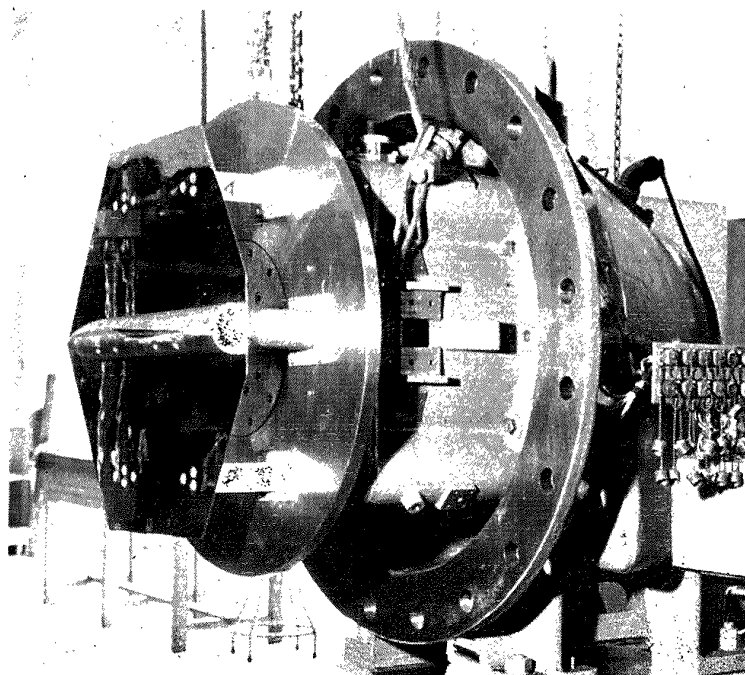


図 3 反射板付き模型と制御装置

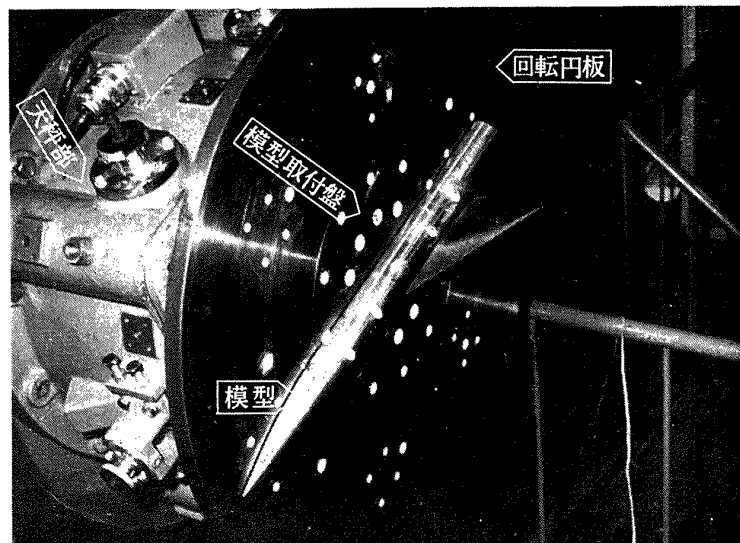


図5 反射板なし模型

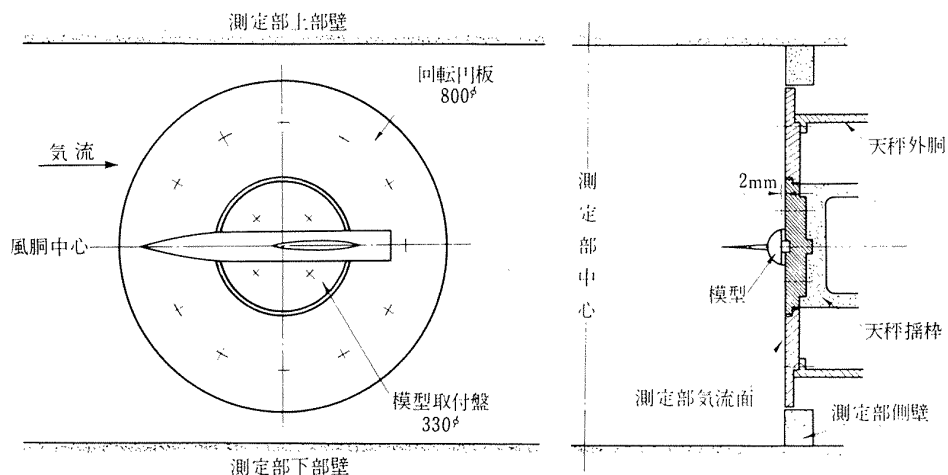


図6 反射板なし模型と測定部

反射板なし模型の測定部に挿入する前の状態を写真にて示し、それを測定部にセットしたところを図6に示す。両者とも模型取付盤は天秤部の揺棒に固定されていて模型に加わった空気力を天秤の受感子に伝える。

4. 模型制御装置

模型制御装置は天秤と回転円板と模型、あるいは天秤と回転円板と反射板と模型を装着して風洞測定部のシュリーレン窓部に取り付けられ、天秤や模型および反射板ごと水平軸周りに回転させる駆動機構と、この回転角を遠隔指示するための迎角検出機構とからなっている。図7に模型制御装置の概略図を示し、図8にこの装置が測定部に取り付けられたところを写真にて

示す。

駆動機構は油圧で制御室からの遠隔操作により模型に $\pm 20^\circ$ の迎角を与えることができる。模型の迎角変化方式および変化速度は全体模型の模型制御方式と同じで、①連続変化、②階段状変化、③一点迎角、④手動制御が可能である。油圧源は風洞調圧弁制御および従来の全体模型制御のための油圧配管系統にこの装置の油圧配管を接続して使用する。天秤と模型の駆動は天秤受感子および揺棒を介して模型取付盤を回転することにより行なわれ、反射板の駆動は天秤外胴を介して回転円板の回転により行なわれる。両者は制御装置の駆動軸により同時に同一角だけ回転する。図9に反射板付き模型の駆動要領を示す。

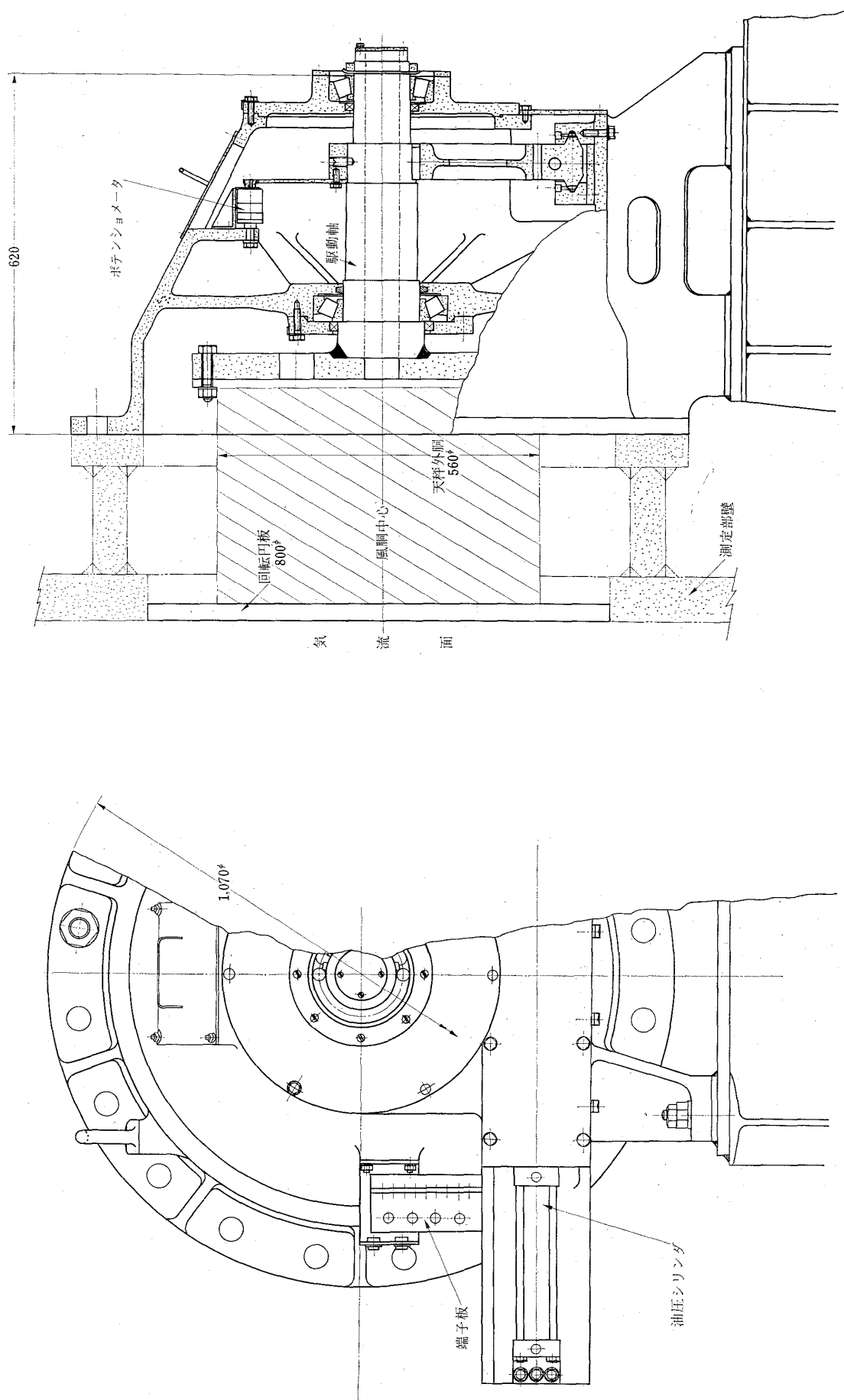


図 7 模型制御装置の一部

模型の迎角制御および検出は駆動軸上に設けた制御用、計測用、指示用の3連式ポテンシオメータにて行なわれ、その制御系および模型底面等の圧力測定用の配管系がこの装置の中を通過して外部よりの配線および配管系と、装置外胴に装着した接続金具部にて接続される。

5. ハーフモデル用天秤

全体模型用天秤が内装型であるに対し、ハーフモデル天秤は外装式で図9で示した模型制御装置の駆動軸に固定された外胴と、受感部の揺枠、およびこれらを連結して各々の分力を測定する受感子より成っている。

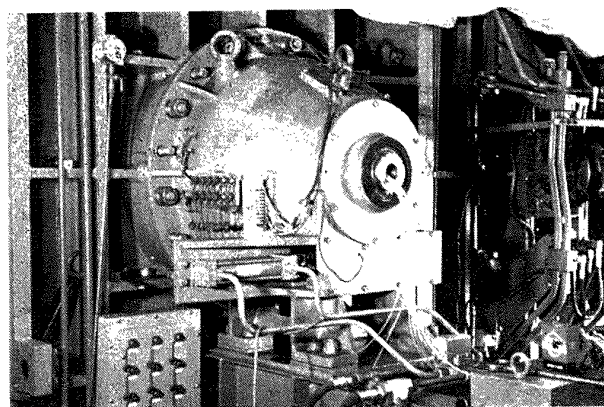


図8 模型制御装置外観

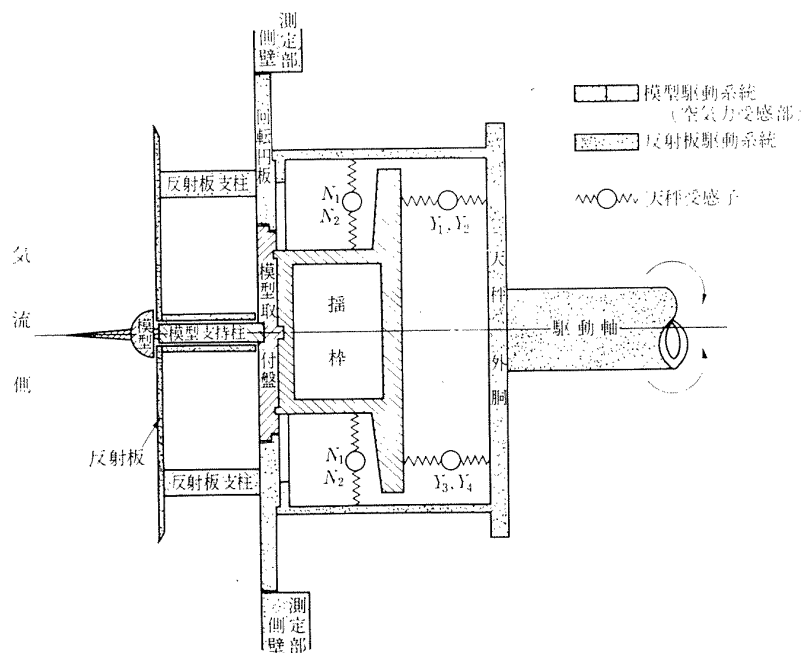


図9 反射板付き模型の駆動系統図

外胴の気流面側は回転円板に結合しており、周囲の一部に天秤の導線接続部を有している。

揺枠はステンレス鋳鋼で製作された枠組で天秤のほぼ中央にあって、風洞に対して上下方向は揚力用受感子で、横方向（風洞気流軸方向）は抗力用受感子で、回転円板や揺枠の軸方向は横力用受感子で外胴より支持されて位置決めされている。模型取付盤はこの揺枠の気流面側に取り付けられており、模型制御装置の駆動軸操作により回転円板と同時に角変位を行なうものであるが、両者の摺動部はふれ合わないよう隙間を有している。

受感子はステンレス鋼製リングの内側に2枚、外側

に2枚の、計4枚1組のストレインゲージをはり付けてブリッジ回路を形成しているもので、その数は揚力用に2個、抗力用に2個、横力用に4個計8個を有し垂直力、軸力、縦揺れモーメントおよび横揺れモーメントの4分力を測定する。表1に天秤の諸元を示す。

実験データの処理方式は内装式天秤の場合と大体同じであり、その詳細については航技研資料⁹⁾に記載されているが、本装置を使用する場合には次の二点について注意または補正する必要がある。つまり、

(1) 風洞気流面に露出した模型取付盤の一部に働く抗力への影響

(2) 模型取付盤をはさんだ、気流面と天秤室内部と

の圧力差による横力への影響

(1)については、模型取付盤の気流に露出する部分が小さいときは余り影響はない。(2)については天秤室内の圧力も同時に測定し、横力への影響分だけを差し引いて補正する。

6. AGARD-B ハーフモデル実験 および実験結果

前述したように全体模型との比較の便宜のため図1に示した AGARD-B ハーフモデルにより反射板なしおよび反射板付きで実験を行なった。模型の各部寸法は、この風洞で三分力試験を行なった全体模型の寸法と同じにし、気流に接する面の仕上精度は JIS 3 S 以下とした。実験の設定マッハ数は反射板なし模型および反射板付き模型とも、全体模型の場合と同じくして 1.5, 1.75, 2.0, 2.25, 2.5, 2.75, 3.0 の 7 通りを行なった。模型の迎角範囲は $\pm 10^\circ$ 、変化方式は反射板なしでは連続変化と一部マッハ数では 2° おきに 1 秒停止の階段状変化とし、反射板付きでは連続変化方式のみを用いて揚力、抗力、縦揺れモーメントの三分力を測定した。

C_L , C_D , C_m の算出は、基準面積は胴体を含む翼面積 194.85cm^2 を、基準長には平均空力弦長 17.32cm を基準点には図1に示すとおり、胴体中心線における翼の頂点より $2/3c$ の点を使用し、レイノルズ数の算出は胴体長を基準にした。以上の基準諸元は基準面積および胴体底面面積は全体模型の $1/2$ 、その他はすべて全体模型と同じである。

底面圧力は図1で示した3点を模型迎角 0° において計測したが、翼に近い方の一点が若干高く他の2点は大体同じ値であったので C_{D0} の算出には上記3点の平均値を用いた。図2に示した反射板中央支柱面上の圧力測定点3箇所は風洞測定部壁と反射板との間の流れを調べるために設けたものであり、反射板面上の5箇所の測定孔は模型先端および反射板よりの衝撃波の影響と模型尾部の後流を調べるために設けたものである。以上いずれも圧力測定管は反射板中央支柱、天秤および模型制御装置の駆動軸の中央を通過して外部に引出して模型迎角 0° における値を多管水銀マンオメータにて計測した。全体模型試験の場合と同じくマッハ数および動圧の算出基準となる p_0 は集合胴部の静圧を、 p_s は測定部入口の静圧をそれぞれ圧力変換器を用いて測定している。本資料で述べるマッハ数および各図表中のマッハ数は、すべて測定部におけるマッハ

表1 ハーフモデル天秤

方 式	: ストレイン・ゲージ方式	
ゲージ抵抗	: 120Ω 4ゲージ式	
励起電圧	: DC 6V	
最大出力	: 1mV/V	
精 度	: 最大荷重の $\pm 0.5\%$ 以内	
容 量	垂直力	$\pm 1000\text{kg}$
	軸 力	$0 \sim +200\text{kg}$
	縦揺れモーメント	$\pm 150\text{kg}\cdot\text{m}$
	横揺れモーメント	$\pm 500\text{kg}\cdot\text{m}$

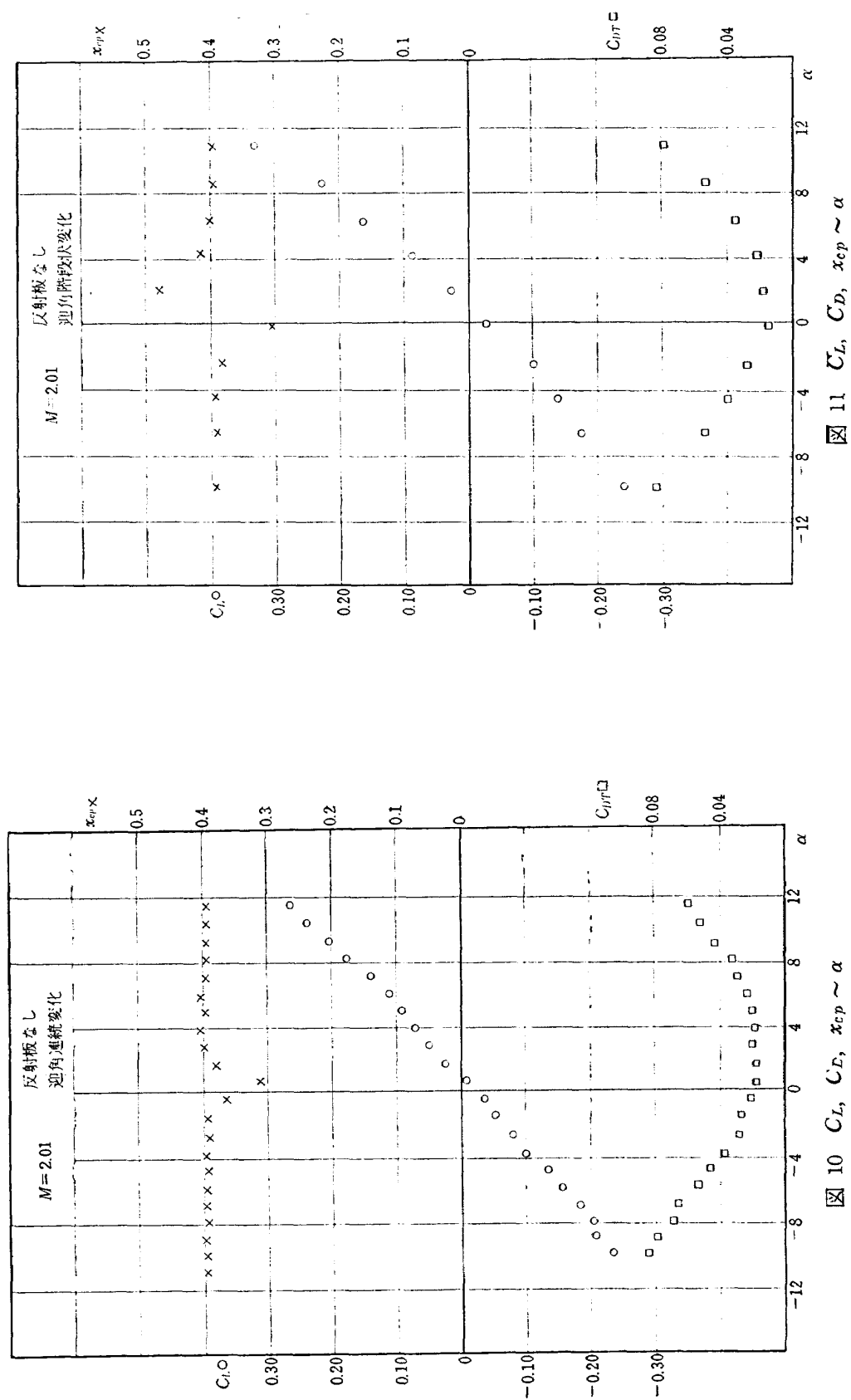
数である。

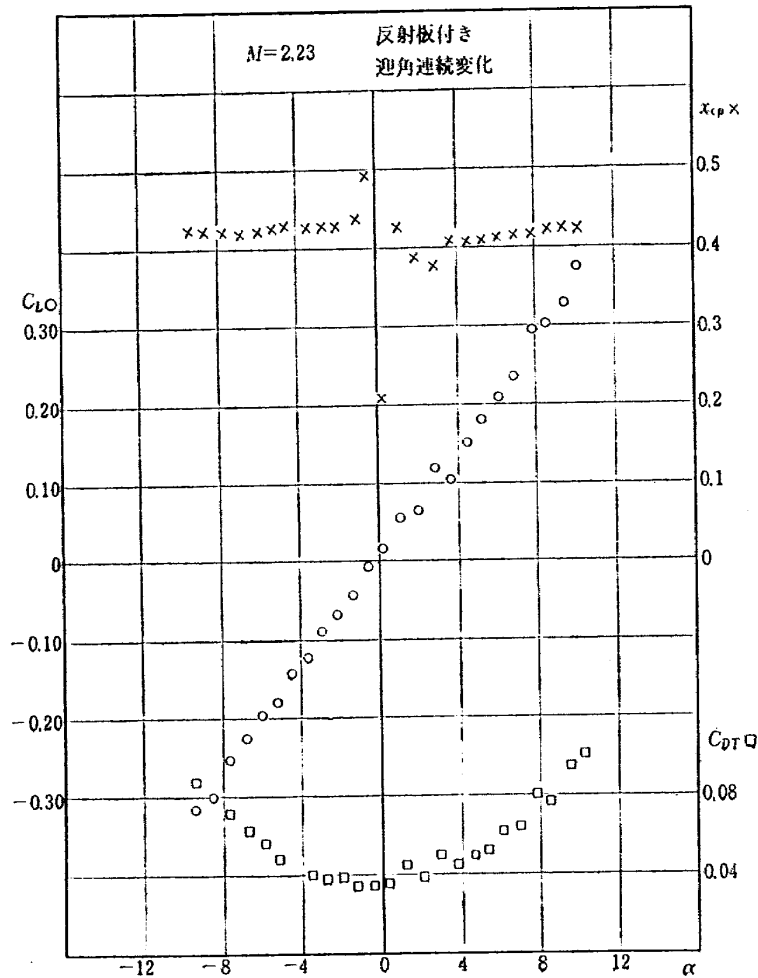
実験は最初、反射板なし模型を迎角連続および階段状変化で10ラン行なって、その結果を全体模型や、その他のデータと比較検討した。この風洞で行なった全体模型の実験では迎角連続変化方式のみであるが、今回の実験の一部で迎角階段状変化方式を用いて連続変化方式による測定誤差の有無を試みたが、あまり変化がなかった。図10, 11に結果の一部として設定マッハ数 2.0 で迎角を連続と階段状に変化した場合の C_L , C_{DT} , x_{cp} のデータを示すが、各マッハ数の実験とも風洞境界層の影響で抗力係数が特に減少しており、揚力傾斜は低目に、圧力中心は全部において他のデータより前方に位置していた。

予期したように反射板なし模型の実験結果は思わしくなかったもので、二次の試験として反射板付き模型について同じ設定マッハ数により迎角連続方式のみで実験した。この結果の一例を図12に示す。二次の実験結果は良好であって揚力傾斜、最小抗力係数および風圧中心位置とも諸外国の実験値とよい一致を示したので、AGARD-B の ハーフモデル試験はこれで終了した。

(今回の実験では全体模型試験にて行なった固定遷移点の試験は省略したが、機会があれば Roughness Band 付の実験を進める予定である。)

表2に一次および二次全部の試験一覧表を示す。また一次および二次の試験のうち、迎角階段状変化方式を除いた結果を各試験マッハ数に対して、レイノルズ数、揚力傾斜、最小抗力係数および圧力中心位置をプロットして、同じ風洞で実験した全体模型や N. R. C. で行なった AGARD-B の ハーフモデル試験⁷⁾ および N. L. R. が Report M. P. -200⁸⁾ にまとめた AGARD-B の 各国の風洞における実験値のデータと比較したもの

図 10 C_L , C_D , $x_{cp} \sim \alpha$ 図 11 C_L , C_D , $x_{cp} \sim \alpha$


 図 12 C_L , C_D , $x_{cp} \sim \alpha$

を図13～図16に示す。

反射板裏面の中央支柱上の圧力測定結果は図17に示すように反射板と測定部壁の間の流れは一樣流より圧力が高くなっているが、さほど大きな値でなく一応超音速流である。反射板面上の圧力測定結果を図18に示す。(一部の実験値は AGARD-B ハーフモデルの実験のあとに行なった動翼ハーフモデルのときの結果である。) 反射板の前縁近くではマッハ数の低いときは前縁の影響を受けて圧力係数が低くなっているが、マッハ数 2.0 以上ではほとんど一樣流と等しい圧力であった。また M 数の低い 1.5 の場合でも反射板の約 1/5 長のところにある測定点では一樣流と等しい圧力になっていた。

7. む す び

以上により吹出式超音速風洞におけるハーフモデル試験は一応完了したので、その結果を総括すると

(1) ハーフモデルテストにおいては風洞壁境界層の影響を避けるために反射板は必要であり、反射板面上の圧力係数等より推定すると、反射板の大きさや形状および測定部壁からの距離は現状でほぼ良いと思われる。

(2) 反射板前縁のエッジ角は小さいほど低超音速流において離脱衝撃波のおこるおそれが少ないが、現在のものは図 2 に示したように 20° であって、この点はまだ完全でない。マッハ数 1.75 以下の実験で前縁直後に現われる圧力係数の低い流域はこの影響であろうが、これより下流の部分を用いれば実用には差し支えないと思われる。(この点は反射板裏側の中央支柱の先端部と共に将来改良を行ない、より精度の向上を図る予定である。)

(3) 反射板付き模型の実験では、AGARD-B 模型の出力は天秤容量に対して揚力は約 1/20、抗力は約 1/25 と非常に小さいにもかかわらず、全体模型のこ

の風洞で行なった実験値や諸外国の実験値と良く一致しているので、この試験装置は実用上十分なことが確認された。

(4) この試験に使用した AGARD-B 模型では、天秤の容量に対して出力が小さいのでハーフモデルにした効果が良く現われていないが、出力量の大きな模型や翼のみのハーフモデルには特に有効であろう。

(5) 将来改良の余地として前記(2)項のほか天秤感度の向上、圧力計測の簡単化および風洞通風中においての外部よりの舵翼操作の実現等を予定している。

終りに以上のハーフモデル天秤によるハーフモデル試験は、はじめ前超音速風洞制御室長高木技官と現超音速風洞計測室兼制御室長 谷 技官によって計画されたもので、試験装置の製作および実験にあたっては重見空気力学第二部長はじめ上記の方々に種々御指導をいただきました。また超音速風洞制御研究室および計測研究室その他の方々の協力に対し厚く感謝いたします。なお、平木空気力学第一部長より有益な御意見をいただきましたことについて謝意を表します。

文 献

- 1) 航空技術研究所；1m×1m 吹出式超音速風洞の計画と構造，航技研報告 TR-29 (昭和37)
- 2) 高木廣治，谷 喬，斎藤秀夫，新井 忠；1m×1m

吹出式超音速風洞における AGARD 標準模型 B の三分力試験，航技研資料 TM-20 (昭和38)

- 3) A. O. Ormerod；An Investigation of the Disturbances Caused by a Reflection Plate in the Working-Section of a Supersonic Wind Tunnel, A. R. C. R & M. No. 2799 (1954)
- 4) M. Tucker；Approximate Calculation of Turbulent Boundary-Layer Development in Compressible Flow, NACA TN-2237 (1951)
- 5) 河崎俊夫，岡部祐二郎，尾形吉和，安藤 尚；吹出式超音速風洞のノズルの予備実験，航技研報告 TR-26 (昭和37)
- 6) 原 亘利，高島一明，関根英夫，中 正夫，戸川保子；吹出式超音速風洞における実験データの処理方式について(Ⅱ)，航技研資料 TM-60 (昭和40)
- 7) J. G. Laberge；Half-Model Measurements of Longitudinal Force and Moment Characteristics of AGARD Model B at Subsonic and Supersonic Speeds, N. R. C. NAE LR-267 (1959)
- 8) J. P. Hartziker；A Review of Measurements on AGARD Calibration Model B in the Mach Number Range from 1.4 to 8, N. L. R. Report M. P. -200 (1961)

表 2 ハーフモデル (AGARD-B) 試験一覧表

	M	p_0 [kg/cm ² a]	q [kg/cm ²]	R [10 ⁶]	反射板の 有無	模型変化 方式 ($\alpha = -10^\circ$ ~ $+10^\circ$)	C_{La} [1/deg]	$C_{D\tau min}$	C_{D0}	C_{Dmin}	x_{cp}	\dot{x}_{cp}
一 次 試 験	1.50	1.572	0.674	14.78	無し	連 続	0.0395	0.036	-0.022	0.014	0.400	5.333
	1.51	1.799	0.771	16.92	"	階段状	0.040	0.036	-0.024	0.012	0.405	5.400
	1.76	1.880	0.754	16.36	"	連 続	0.0395	0.028	-0.018	0.010	0.400	5.333
	2.01	2.179	1.028	17.22	"	"	0.029	0.018	-0.009	0.009	0.398	5.306
	2.03	2.166	0.765	16.98	"	"	0.0315	0.024	-0.014	0.010	0.398	5.306
	2.24	2.525	0.781	18.03	"	"	0.032	0.019	-0.012	0.007	0.393	5.306
	2.49	2.990	0.772	18.78	"	"	0.0265	0.013	-0.002	0.001	0.390	5.200
	2.49	2.989	0.772	18.77	"	階段状	0.027	0.018			0.390	5.200
	2.74	3.845	0.815	21.20	"	連 続	0.0245	0.010	-0.009	0.001	0.385	5.133
	2.99	4.932	0.856	23.95	"	"	0.024				0.383	5.106
二 次 試 験	1.51	1.612	0.691	15.83	有	連 続	0.0445	0.055	-0.029	0.026	0.429	5.721
	1.77	1.897	0.759	17.23	"	"	0.042	0.049	-0.019	0.030	0.424	5.650
	2.02	2.246	0.795	18.54	"	"	0.037	0.040	-0.013	0.027	0.421	5.614
	2.23	2.578	0.800	19.06	"	"	0.035	0.035	-0.010	0.025	0.419	5.587
	2.53	3.313	0.829	21.44	"	"	0.0325	0.032	-0.010	0.022	0.409	5.453
	2.73	3.827	0.821	22.45	"	"	0.030	0.031	-0.011	0.020	0.414	5.521
	2.99	4.919	0.851	23.83	"	"	0.0275	0.028	-0.008	0.020	0.398	5.307

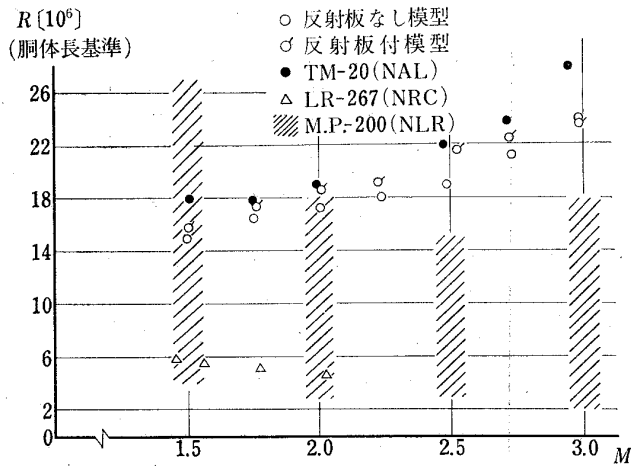


図 13 各マッハ数におけるレイノルズ数

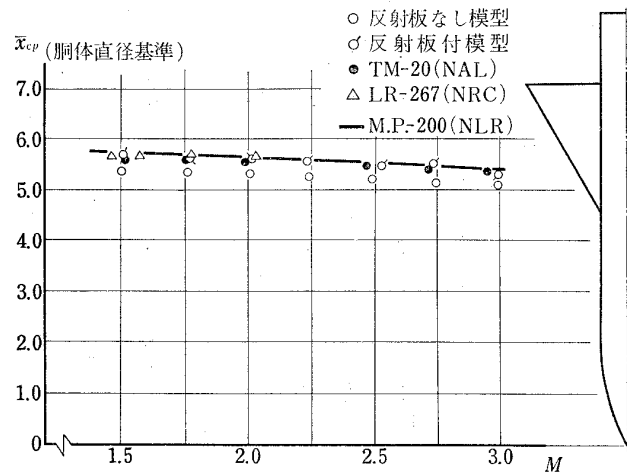


図 16 各マッハ数における圧力中心の位置

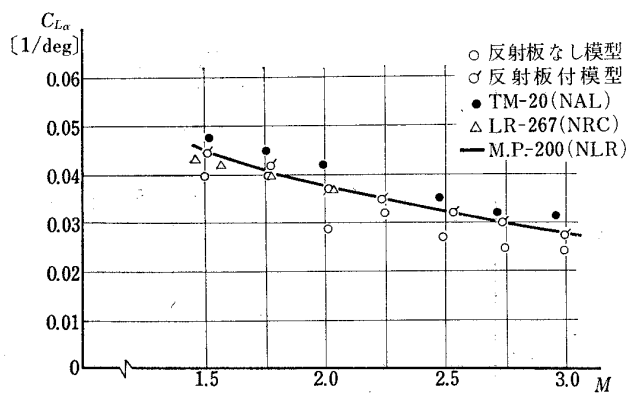


図 14 各マッハ数における揚力傾斜

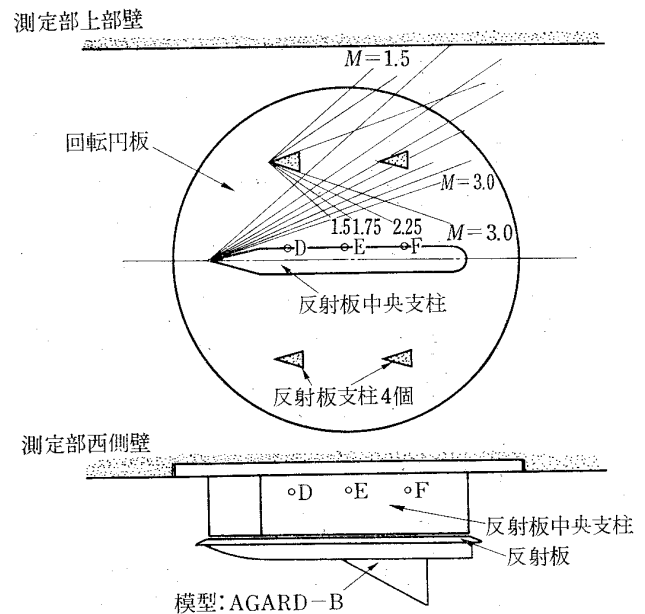


図 17 反射板支柱上の圧力係数

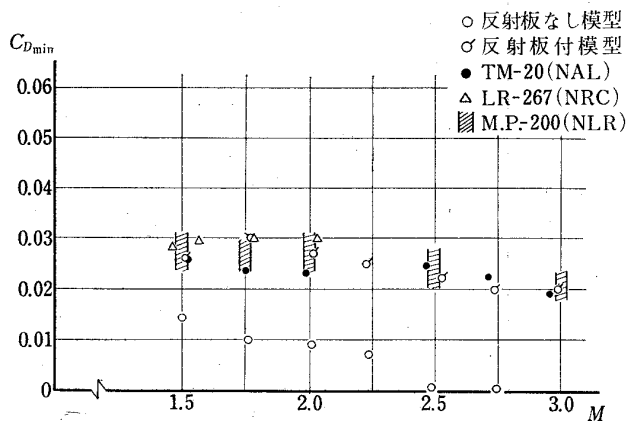
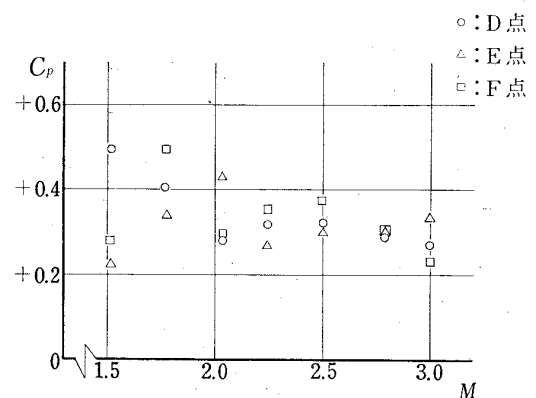


図 15 各マッハ数における抗力係数



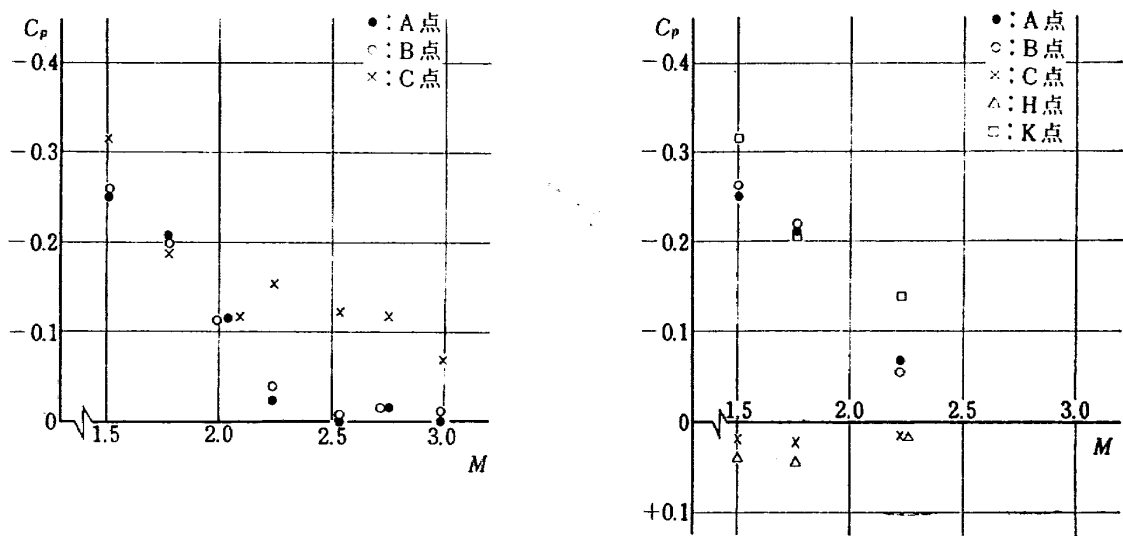
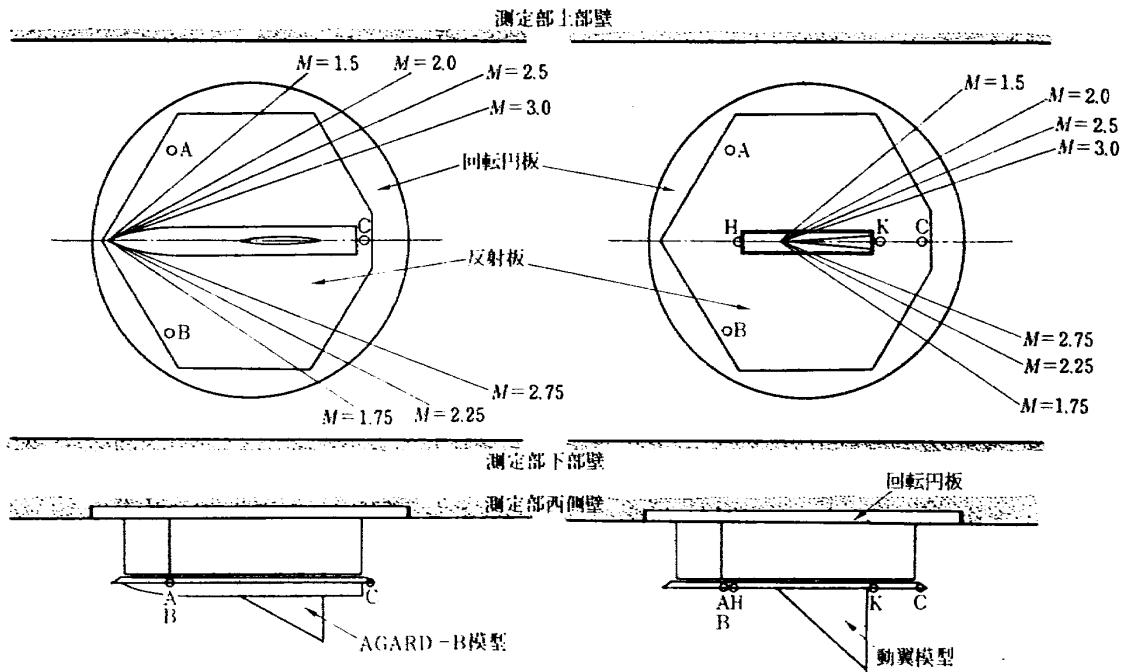


図 18 反射板上の圧力係数

TM-106 動安定微係数測定用風胴天秤について	1967年5月	高島一明, 柳原盛三 原直利, 北出大三 金成正好
TM-107 プロペラ後流偏向型STOL機の風胴試験(Ⅱ)	1967年6月	犬丸矩夫, 岡部祐二郎 北村清美, 川幡長勝 高橋 倅, 木村友昭
TM-108 インダクタンス型小型圧力変換器の試作とその応用	1967年7月	長洲秀夫, 柳沢三憲
TM-109 ロケットの飛しょう径路計算のためのプログラム	1967年7月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-110 二次元スラットおよびスロッチッドフラップの実験的研究(Ⅰ)	1967年8月	犬丸矩夫, 北村清美 川幡長勝
TM-111 リフトジェットVTOL機の離陸径路に関する近似解	1967年8月	西村博史
TM-112 極超音速風洞ペブル加熱器の特性	1967年8月	橋爪 宏, 橋本 登
TM-113 リフトジェットエンジン試験設備(Ⅱ)	1967年9月	森田光男, 岩部柱相 関根静雄, 武田克巳
TM-114 五段遷音速軸流圧縮機の空力設計	1967年9月	藤井昭一, 松木正勝 五味光男
TM-115 燃料蒸発管に関する研究(Ⅰ)	1967年9月	大塚貞吉, 鈴木邦男 田丸 卓, 乙幡安雄
TM-116 高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて(Ⅰ)	1967年9月	鈴木邦男, 相波哲朗
TM-117 ロケット用テレメータ機上装置の集積回路化	1967年9月	新田慶治, 松崎良継
TM-118 操縦桿レート信号によるアイアンバード制御の安定効果とパイロットのモデルについて	1967年9月	村上 力, 真柳光美
TM-119 ベーン型気流方向検出器の特性	1967年11月	田畑浄治, 松島弘一 成田健一, 塚本憲男
TM-120 円錐管レンズの設計とその応用	1967年11月	山中竜夫, 奥岨澄男
TM-121 大きなマトリクスの逆行列計算および連立一次方程式の計算のためのプログラミング技術	1967年11月	戸川隼人, 戸川保子
TM-122 NAL-7-P ロケットの強度および燃焼試験結果	1967年11月	竹中幸彦, 古田敏康 小川鉦一, 朝田洋雄 豊原恒彦, 五代富文 湯沢克宜, 伊藤克弥 西村久男
TM-123 “NAL-16・31” および “NAL-25・31” 二段ロケットの振動試験	1967年11月	中井一, 古関昌次 田寺木一, 関田俊朗 安藤泰勝, 高木甫之 峯岸正勝, 森田孝 太田 幹雄
TM-124 吹出式超音速風洞の集合胴圧力制御について	1967年12月	外立政隆, 近藤洋史 原 亘利

注：欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料125号

昭和43年2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1830
電話武蔵野三鷹(0422)44-9171(代表)

印刷所 一誠社綜合印刷株式会社
東京都武蔵野市御殿山1-6-10