

UDC 533. 6. 07

航空宇宙技術研究所資料

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

石原久蔵・斎藤秀夫・外立政隆

榊原盛三・宗美 均

1966年3月

航空宇宙技術研究所

既 刊 資 料

TM- 1	高マッハ数風洞について (I)	1961年11月	平橋 本一, 清水 福寿
TM- 2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー (I)	1962年 2 月	橋口 登雄, 戸川 隼人 樋口 好美, 高橋 利之 三能 良三, 板垣 芳雄 鳥海 秀夫, 佐藤 保子 長洲 三夫, 伝田 幸雄 細川 巖登, 井上 政一 橋本 和之, 上根 皓三 竹内 為治, 坂元 思無 池田 治
TM- 4	18cm×20cm超音速風洞について	1962年 5 月	
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962年 8 月	
TM- 6	18cm×18cm遷音速風洞整備試験	1962年 8 月	
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962年 8 月	
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命におよぼ す実験的研究	1962年 9 月	
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年 2 月	甲 藤 好 郎, 小 出 勉
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用法について	1963年 2 月	高 橋 利 之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年 2 月	永 井 文 雄, 小 川 鉦 一
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年 3 月	竹 中 幸 彦, 中 井 映 一
TM-13	遷音速における 45° 後退角翼の予備的 フラッタ実験	1963年 3 月	林 井 洋 一, 小 原 瑛
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法 について	1963年 3 月	中 井 映 一, 小 原 瑛 鳥 海 良 三, 安 藤 泰 中 井 映 一, 橋 爪 宏 高 井 俊 朗, 橋 本 正 鳥 崎 忠 夫, 松 井 昭 山 中 電 幸 一
TM-16	フラッタ試験設備測定部交換ノズルの 予備試験	1963年 4 月	
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関す る一考察	1963年 6 月	
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル 解析	1963年 6 月	
TM-19	吹出式超音速風洞による実験データの 処理方式について (I)	1963年 6 月	新 井 忠 利, 原 亘 利
TM-20	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	1963年 7 月	高 木 廣 治, 谷 喬 喬 斎 藤 秀 夫, 新 井 忠 忠 竹 内 和 之, 飯 田 宗 四 北 谷 文 雄, 中 井 治 夫
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第 1 報)	1963年 9 月	
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリー	1964年 1 月	高 橋 利 之
TM-26	吹出式風洞の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合)	1964年 1 月	橋 爪 宏, 中 井 映 一
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風洞試験	1964年 1 月	谷 喬 喬, 原 亘 利 柳 盛 三, 外 立 政 中 井 映 一, 橋 爪 宏 安 藤 泰 勝, 高 木 俊 小 橋 安 次 郎, 宮 沢 政
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および 整備試験	1964年 2 月	
TM-30	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	1964年 3 月	
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞に おける試験	1964年 3 月	河 崎 俊 夫, 竹 内 理
TM-32	遷音速風洞の防音	1964年 4 月	牛 田 健 二, 高 橋 宏
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用され た定温度型熱線風速計について	1964年 4 月	榎 並 敬 之, 山 本 稀 義
TM-34	極超音速風洞ノズルの境界層補正につ いて	1964年 5 月	長 洲 秀 夫
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風 洞ノズルの設計計算法	1964年 5 月	毛 利 浩
TM-38	AGARD-A 標準模型の超音速三分力 試験	1964年 6 月	高 木 廣 治, 斎 藤 秀 夫 石 原 久 蔵
TM-39	相似極超音速流におかれた半球面上の 境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の 結合影響	1964年 7 月	石 井 孝 雄
TM-40	国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (I)	1964年 9 月	竹 内 和 之, 川 島 矩 郎
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年10月	田 畑 浄 治, 大 坪 孔 治 滝 沢 実 次
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年10月	古 閑 昌 次, 田 寺 木 一 泉 日出 夫
TM-44	高負荷燃焼器 (アニュラ模型) の実験 結果	1964年12月	大 塚 貞 吉, 鈴 木 邦 男 松 本 宏, 石 井 浅 五 広 木 強, 山 中 国 雍 竹 内 和 之, 藤 枝 俊 幸 尾 治 朗, 岡 遠 一
TM-46	翼洞結合金具の疲労特性	1964年12月	
TM-47	ローター後流中のヘリコプター胴体の 抵抗について	1965年 1 月	
TM-48	極超音速風洞用ペブル加熱器の予備実 験	1965年 2 月	平 木 一, 橋 本 登 林 二 識, 吉 永 崇 山 口 富 夫

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*

石原久蔵**・斎藤秀夫**・外立政隆**

榊原盛三**宗美 均**

1. は じ め に

航空宇宙技術研究所の1 m×1 m吹出式超音速風洞¹⁾による風洞実験の際に模型に生ずるスターティングロードおよびストッピングロードを減少させる方法として、過負荷防止装置を上記風洞に設置した。

この報告はスターティングおよびストッピングロードの過負荷を防止するために行なった予備試験の方法とそのデータおよびその結果に基づいて風洞測定部に設置した過負荷防止装置の構造と、本装置を使用した場合の減少効果を示したものである。

2. スターティングロードおよびストッピングロード^{2),3)}

吹出式超音速風洞のスタートというのは集合胴内圧を設定する調圧弁が開き始めて集合胴内圧が上昇し、それによってノズル部に発生した衝撃波が測定部を通り越えて測定部が定常な超音速流となるまでをいう。その際、測定部気流中に置かれた模型は衝撃波が測定部を通過するときの急激な圧力変動を受けて非常に大きい振動荷重を受ける。これを一般にスターティングロードといい、また同じ現象が風洞停止のときに衝撃波が上流にもどる際にも起こるが、これをストッピングロードという。このロードは過去の実験において往々にして天秤容量を越えて、ときには200%にも達することがあり、これが天秤故障の大きな原因ともなっていた。

表1にスターティングおよびストッピングロードの大きさの一例を示す。これは過負荷防止装置を設置する前の風洞実験で AGARD—B 標準模型の三分力試験⁴⁾の際のスターティングおよびストッピングロードをペン書きオシログラフから読みとり、天秤各要素の値を kg に換算したものである。(データを天秤容量と比較するのに荷重単位の表わし方が便利と思うので以下すべて荷重

* 昭和41年3月1日受付

** 空気力学第二部

単位の kg で整理した。) N_1 , N_2 は第 1, 第 2 垂直力, X は軸力, Y_1 , Y_2 は第 1, 第 2 横力要素である。

本風洞において使用される内装天秤⁵⁾の容量を表 2 に示すが容量の大きい A 型の天秤を使用しても表 1 に示すとおりマッハ数 2.0 の試験においてすでに天秤容量を越えるものがあり, そのため当時はマッハ数 3.0 でこの風洞試験を打ち切っている。そこでこのスターティングロードに十分堪えるためには大きな容量の天秤を使用せざるを得ないが, この容量は測定時に模型に働く空気力に比べてはるかに大きいもので, そのため大容量の天秤で小さな力を測定するという結果になり非常に測定精度が悪くなる。

たとえば AGARD—A 標準模型の胴体単独模型およびロケット模型等の風洞試験結果においても模型に働く力に比べて天秤の容量が大きすぎるため精度の良いデータが得られなかったことが指摘されている^{6),7)}。

表 1 過負荷防止装置を使用しない場合のスターティングおよびストッピングロード

Run No.	実測マッハ数	使用模型	使用天秤	P_0 kg/cm ² a	$R \times 10^{-6}$	q kg/cm ²	模型 迎え角範囲	N_1 (kg)		N_2 (kg)		X (kg)		Y_1 (kg)		Y_2 (kg)	
								start	stop	start	stop	start	stop	start	stop	start	stop
763	1.52	AGARD—B 翼付き	XV A	1,680	17.45	0.719	$-10^\circ \sim +10^\circ$	14.3	50.2	28.7	43.1	7.8	7.8	8.5	21.2	8.2	20.3
761	1.98	"	"	2,110	19.16	0.763	"	129	215	381	*466	47.0	47.0	221	183	203	203
760	2.48	"	"	3,071	22.32	0.799	"	*646	258	424	191	*70.5	62.8	425	425	446	446
759	2.95	"	"	4,784	27.30	0.853	"	*581	366	387	301	62.7	54.8	*467	361	*466	324

* は天秤容量を越えた値。

表 2 超音速風洞用 天秤容量

天 秤 名 称	第 1, 第 2 垂直力 容量	第 1, 第 2 横力容 量	軸 力 容 量	横揺れモーメン ト容量
TASK 1.5" MK XV A	各 454 kg	各 454 kg	68 kg	13.8 kg-m
TASK 1.5" MK VI B	"	各 227 kg	"	"

3. 予 備 試 験

3.1 試験の目的

スターティングおよびストッピングロードを減少させる装置の方法を定める目的で, 図 1 に示す AGARD—B 標準模型を使用して過負荷防止方法の予備試験を吹出式超音速風洞そのものを用いて行なった。その方法を図 2～8 に示す。一部の試験においては模型を通常の風洞実験の場合のように風洞中心に置くことが困難なので測定部下壁面に沿ってセットした。

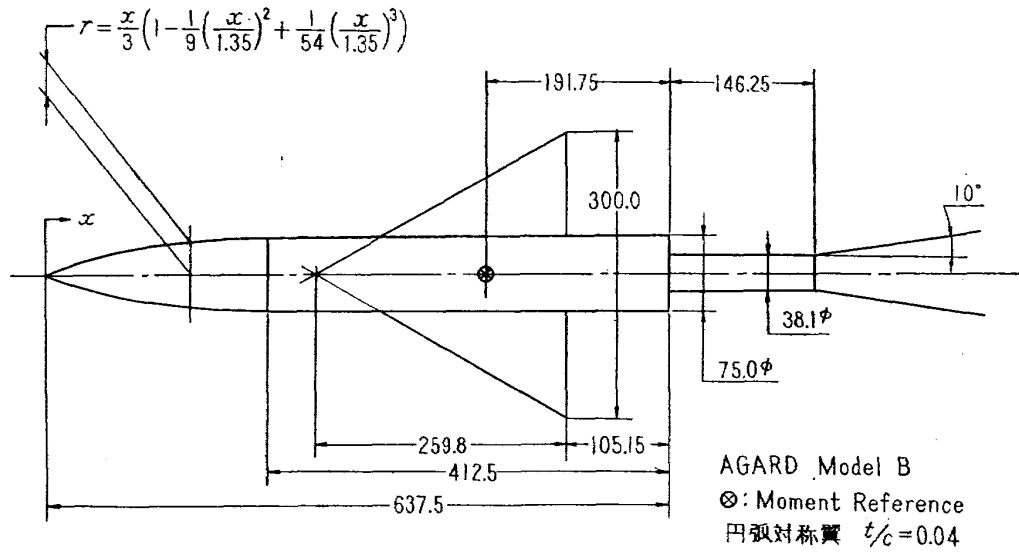


図1 使用模型

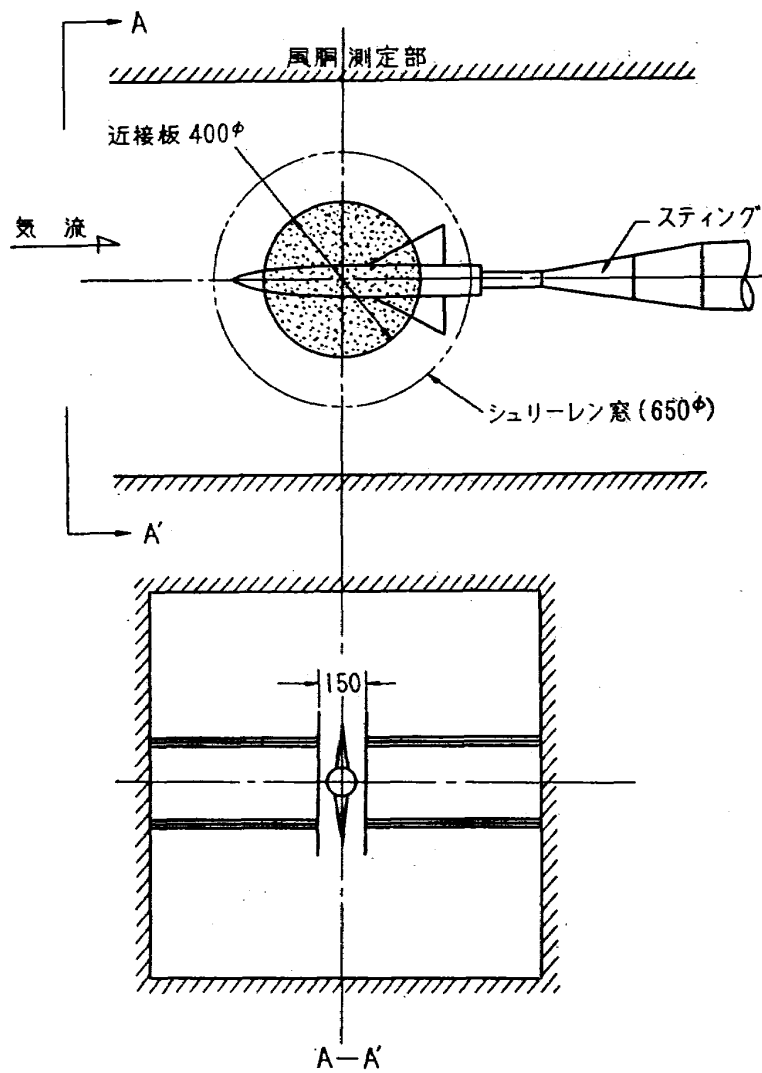


図2 方法 ①

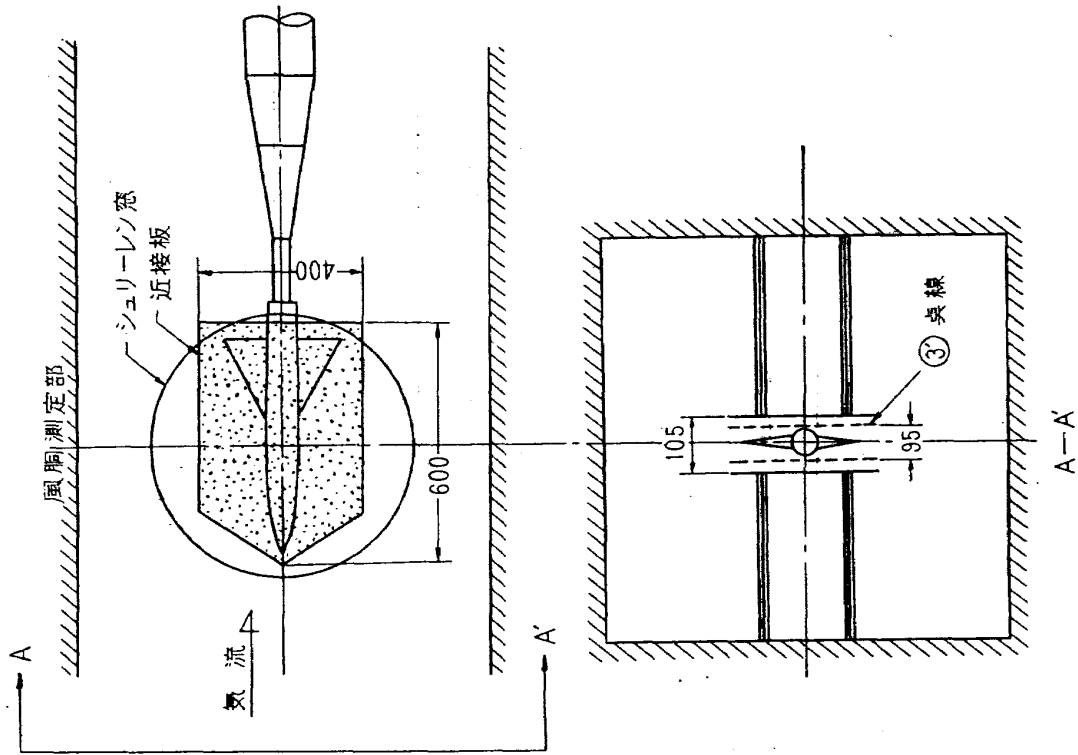


図3 方法 ②

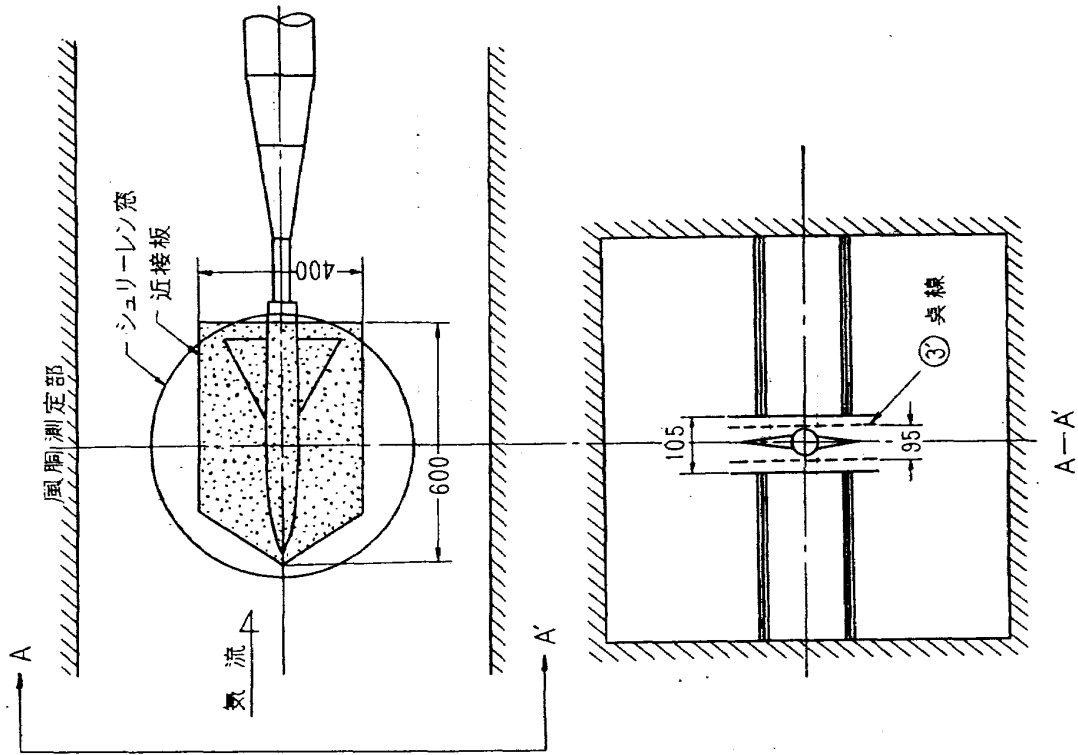


図4 方法 ③ および ③'

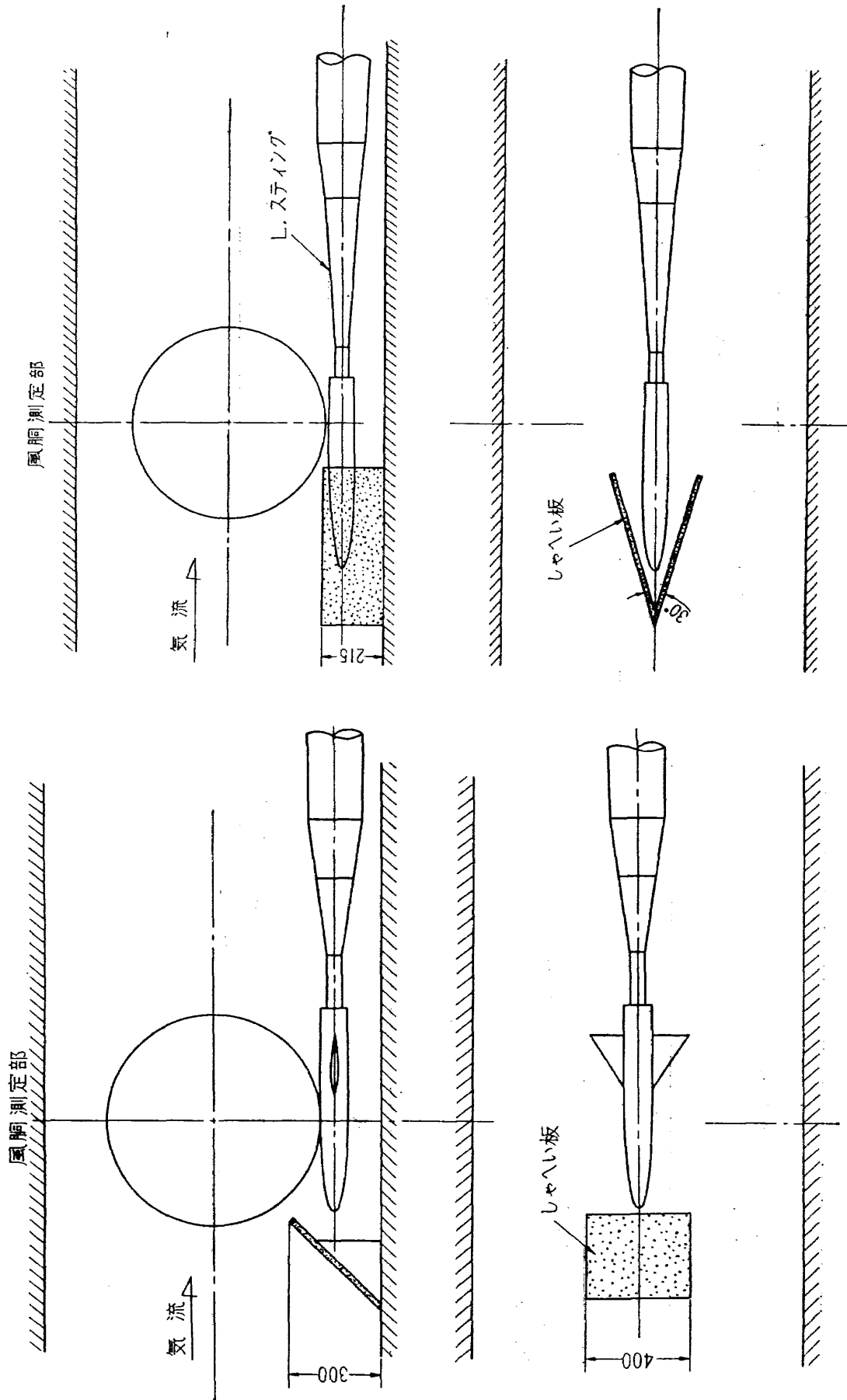


図6 方法 ⑤

図5 方法 ④

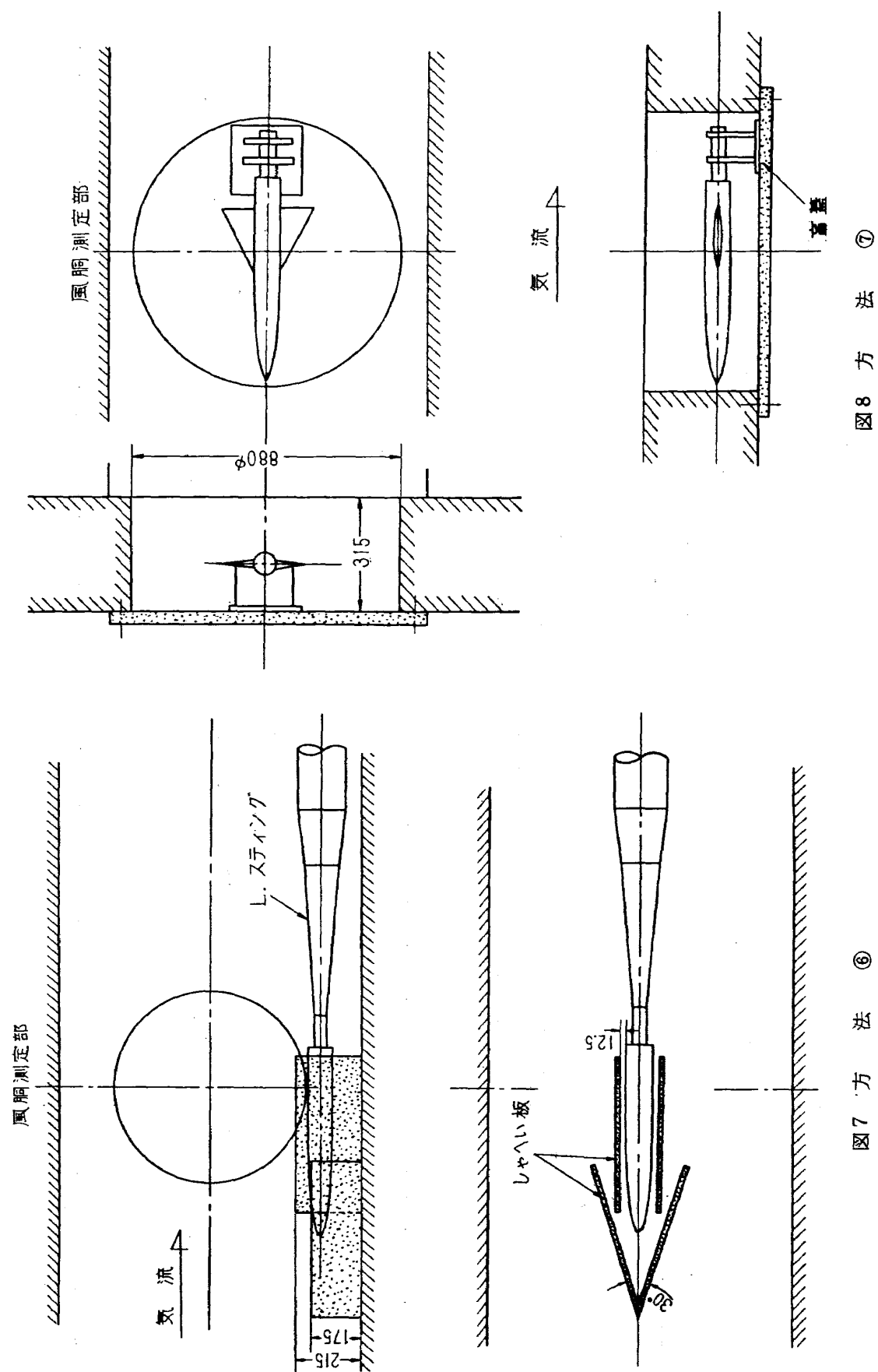


図8 方法 ⑦

図7 方法 ⑥

試験マッハ数は 1.5, 2.0, 2.5, 3.0, 3.5 の 5 とおりについて試験を行ない、ペン書きオシログラフに書かせた N_1 , N_2 , Y_1 , Y_2 および X の天秤各要素の値を kg に換算して比較を行なった。

3.2 試験方法とその結果

方法は大別して近接板方式、しゃへい板方式、格納箱方式の 3 とおりを行なう結果となった。最初 Boeing の風洞に使用されている近接板方式⁸⁾ (補助模型支持方式ともいわれている。)を採用する予定でその効果を試験した。風洞測定部のシュリーレン窓をはずして盲蓋を設置し、それより支持腕を出して、その先端に図 2 の方法①、図 3 の方法②、図 4 の方法③ および ③' に示すとおり 400mm 直径の円形または 5 角形の近接板を取り付け、前後位置および模型と近接板の間隔を変化させて試験を行なった。その結果は後述のデータに示すように N_1 および Y_2 の値は通常の試験状態のロードの値に比べて減少しているが N_2 についてはむしろ逆の効果を表わしているので、この方式の試験を打ち切り次のしゃへい板方式を試みた。

しゃへい板方式とは図 5～7 に示すごとく模型を測定部下壁面に沿ってセットし、その前にしゃへい板を設置する構想のものである。図 5 の方法④は模型前方に斜めのしゃへい板を置き、図 6 の方法⑤は模型頭部を囲むしゃへい板を置いて、図 7 の方法⑥は模型頭部と胴体を囲むしゃへい板を置いた。方法④では翼付模型、方法⑤、⑥ではしゃへい板の構造上胴体単独模型を用いて試験を行なったが、その結果は後述のデータに示すように N_1 および N_2 は減少したが Y_1 および Y_2 のロードはあまり減少してなく天秤容量を越えるものもあった。

最後に AVRO において実施されているように⁹⁾、あるいはフラッター試験においてすでに行なわれているように、模型全体を測定部の床下等の気流外に格納し、測定部が超音速流となった後に測定部中央位置まで出す方式を、図 8 の方法⑦に示すような形態で試験を行なった (格納箱方式)。この場合、予備試験の段階では測定部下壁に模型の出入する孔を開けることが困難なので側壁のシュリーレン窓をはずして、盲蓋と気流面の間にできた空間を利用して模型をセットした。結果は N_1 , N_2 , Y_1 , Y_2 とともにスターティングおよびストッピングロードの値は通常試験状態およびいままで行なってきた各方式に比べて著しく減少し、マッハ数 3.5 までの試験においては天秤容量の $1/9 \sim 1/3$ まで減少した。

以上の試験のデータを、胴体単独模型を使用した方法④および方法⑤を除いて、まとめて図示すると図 9～14 のようになる。図 9～13 は天秤の各要素ごとにマッハ数を横軸に、各方法別の N_1 , N_2 , Y_1 , Y_2 および X のロードの値を示したものであり、図 14 には各要素に働いたスターティングロードおよびストッピングロードのマッハ数 3.0 における値を方法別に比較したものを示す。図中の点線は天秤各要素の最大容量である。

図 14 から見られるように通常の実験状態に比べて N_1 のロードの値は方法①、②、③、④、⑦と

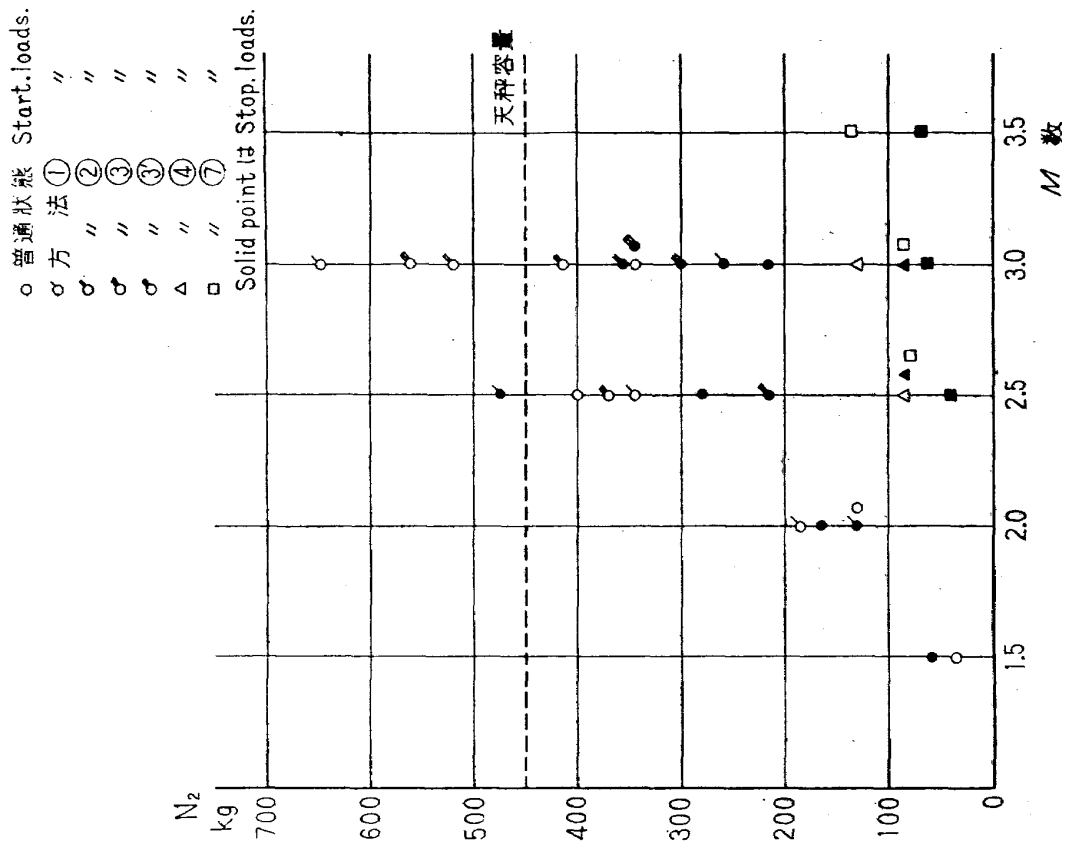


図10 $N_2 - M$ 数

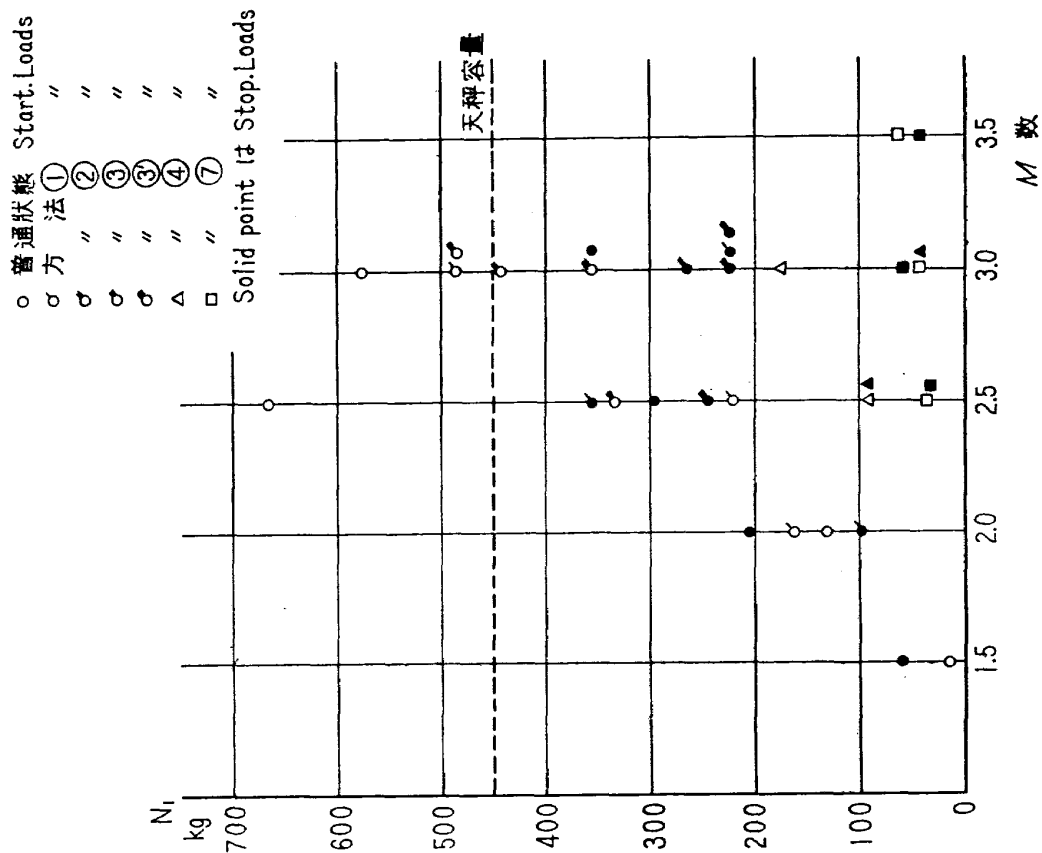
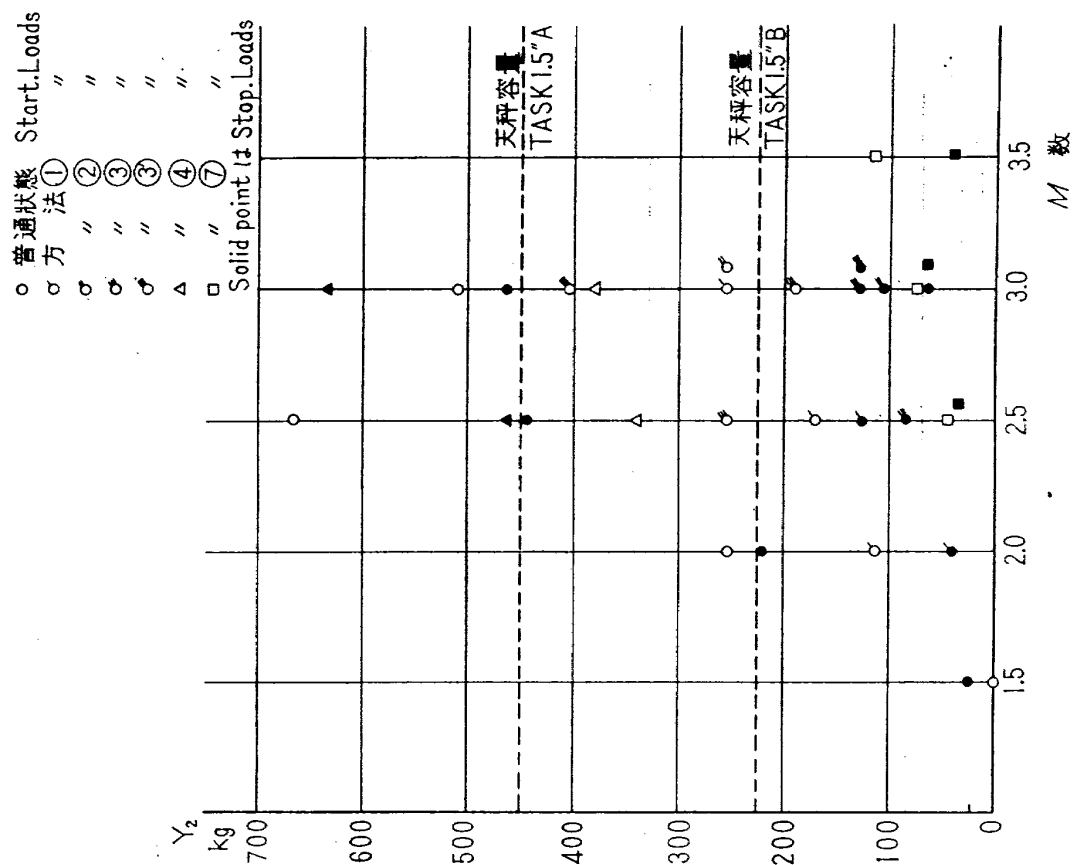
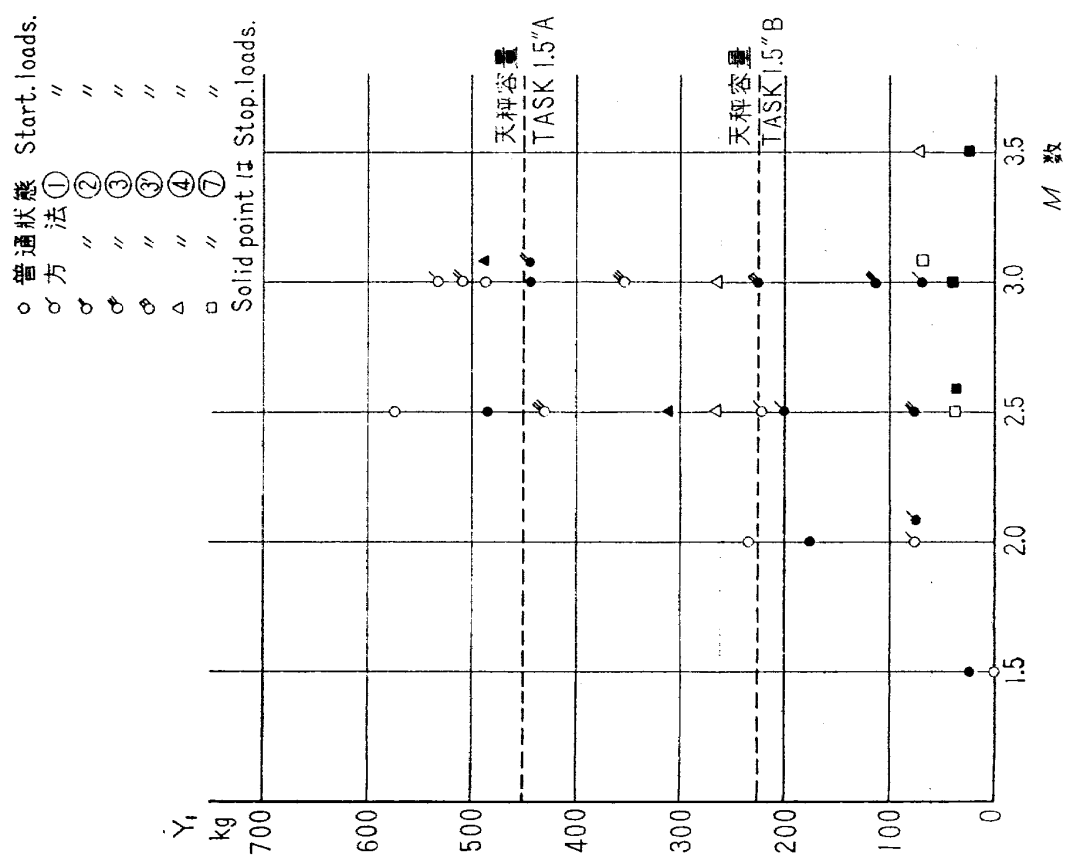


図9 $N_1 - M$ 数

図12 $Y_2 - M$ 数図11 $Y_1 - M$ 数

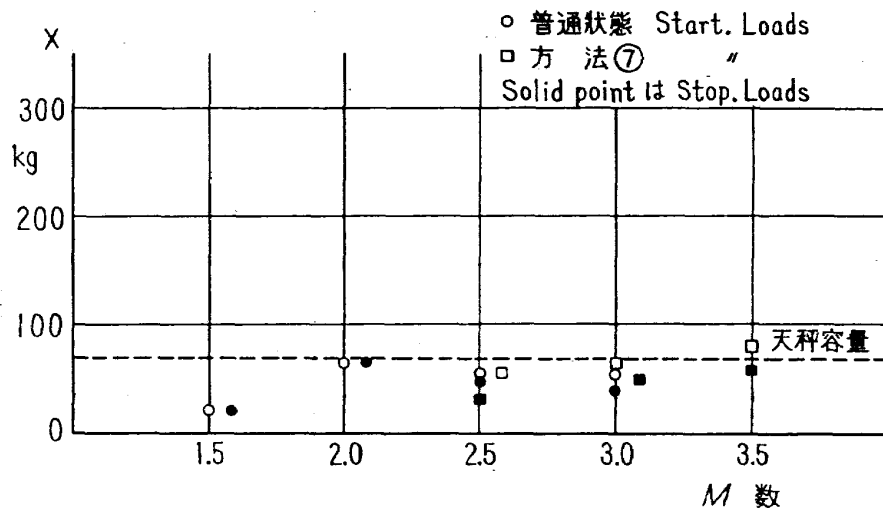
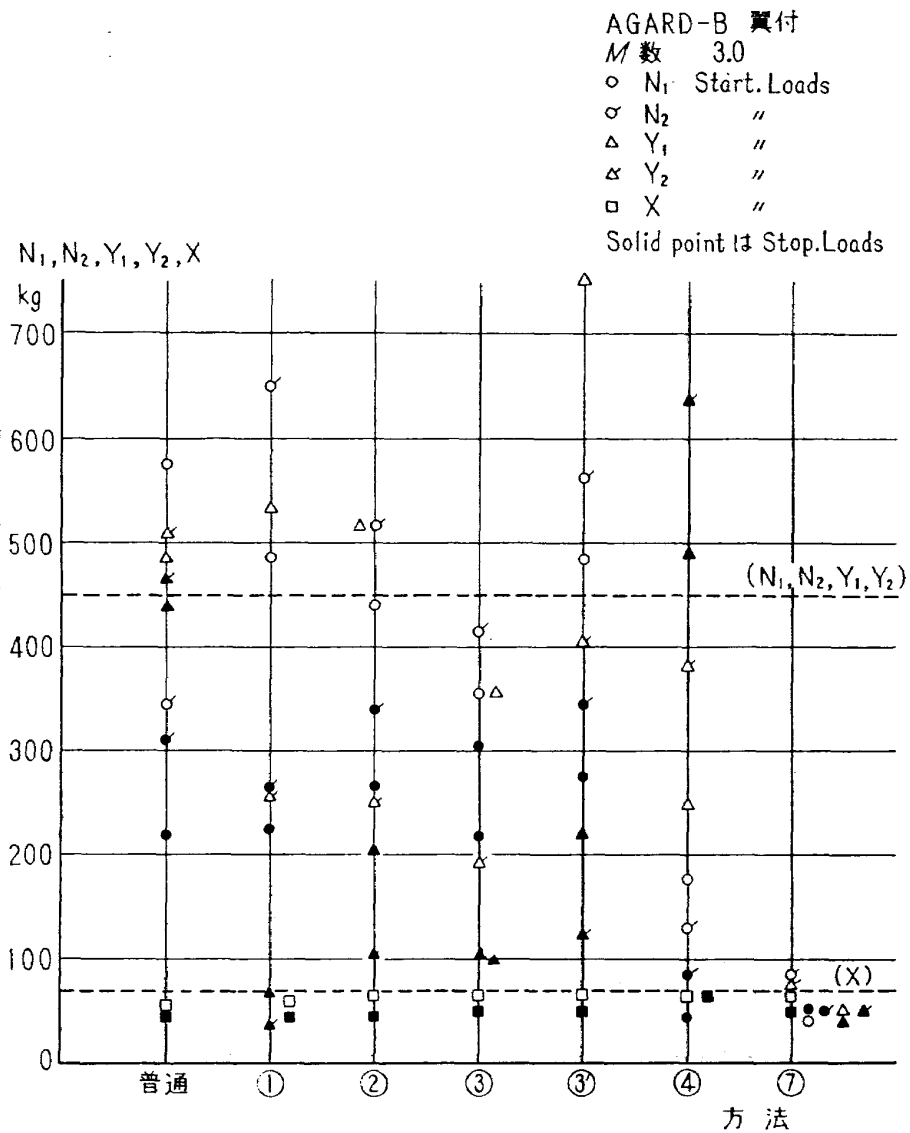


図13 X — M 数

図14 N₁, N₂, Y₁, Y₂, X 一方法

順次に減少しているが、 N_2 については④、⑦を除いてむしろ逆の効果を表わしている。また Y_1 および Y_2 のロードは方法⑦以外は減少していないか、または減少量が少ないことがわかる。 X のロードは、どの方法とも通常試験状態に比べて若干増加気味で、方法①から方法⑦まではほとんど同じぐらいの値なので図13では方法⑦以外は省略した。以上のように方法⑦以外は満足な減少効果を表わさなかったので結論として方法⑦を用いた過負荷防止装置を製作することに決定した。

4. 装置の概要

予備試験により方式⑦が最良とわかったので、この原理に従って本風洞に装備すべき過負荷防止の構造の検討にはいった。当風洞の構造上模型のはいる格納箱の大きさと、その形状および模型の支持法などは予備実験とは当然多少異なったものとなり、スティングも後述の曲りスティングを使用して、模型は迎え角 -11° の状態で測定部下部格納箱の空間にはいり、スターティングおよびストッピングの過負荷をさける機構となった。

以下本装置の概要を、機能、構造および操作方法に分けて説明する。

4.1 機能

本装置の機能は、まず模型をプログラム操作のシーケンスまたは手動操作にて測定部床下の格納箱に入れ、その状態で風洞を起動して過負荷を防止し、次に測定部が超音速流になった後、模型駆動装置により模型をほぼ風洞中央位置に移し、同時に整流板で格納箱に蓋をして測定部下壁の平面を完全にし、その後従来のシーケンスにより模型の各種計測を行なう。計測終了後は逆の手順により、ふたたび模型を格納箱に退避させた状態で風洞を停止して過負荷を防止するものである。

図15(a)はこの間の模型と整流板の位置を示すもので、模型が①の状態のとき整流板は①'の状態であり、風洞起動中模型が②、③、④の状態のとき整流板は②'の状態であることを示す。また本装置を使用しない場合は、整流板を測定部下部壁と同一平面、すなわち②'の位置に固定し、従来と同じ測定部とすることができる。図15(b)に模型 AGARD-B が格納箱にはいった上記①のときの状態を写真にて示す。

4.2 構造

構造は大別して整流板部、模型駆動部および制御装置部よりなっており、以下簡単に各部の構造を説明する。

(1) 整流板部

整流板部は、風洞起動時および停止時に模型を退避させ格納するための格納箱と、実験中その格納箱による空間をふさいで、もとの測定部断面とする整流板および整流板駆動装置を風洞測定部の下部に設置したもので、その他測定部下部壁、横枠および梁等よりなっている。

その構造の一部を図15(a)に示すが、格納箱の形状はいままでに風洞実験を行なった各種の模型が

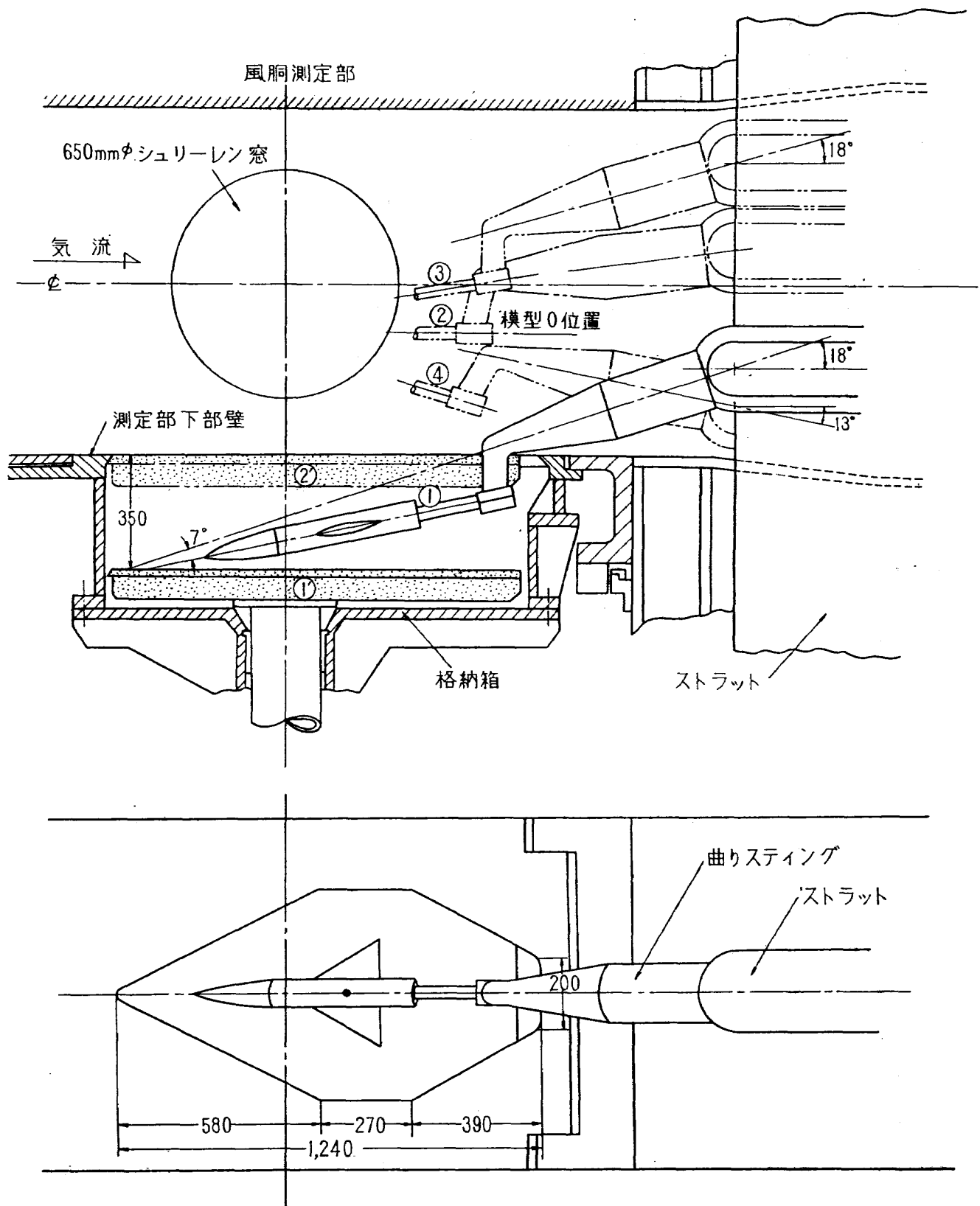


図15(a) 整流板と模型

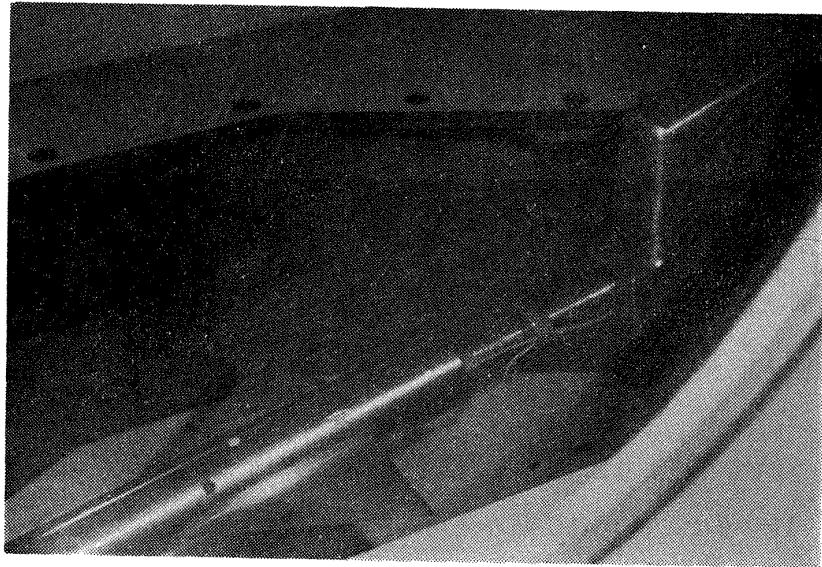


図15(b) 格納箱と模型

おおむね収納できるよう図のように定めた。また整流板を測定部下壁面と同一平面にした場合、その接合線から風洞実験に有害な衝撃波が生じないように気流面の仕上精度および平面度に特に留意した。

整流板駆動装置の駆動ストロークは 350mm で、全ストロークを 0.5 秒ないし 2.0 秒の間の任意の値に調節しうる。また従来模型駆動用油圧系に用いていた蓄圧槽をさらに増設して、実験中電源の停電または油圧ポンプ故障の際も整流板および模型を、確実に格納箱内に納めうるよう余力を持たせた。

(2) 模型駆動装置部

模型駆動装置部はストラット、スティングおよびストラット駆動装置よりなっている。

ストラットは従来のものをそのまま使用したが、スティングは従来の直線型スティングでは模型によっては格納箱に納まらないので、図15(a)に示すような曲りスティングを新たに製作した。曲りスティングは、スティングの中央孔を通る内装天秤の導線および模型の圧力計測用細管が、容易に配線配管できるように、スティングの曲り付根部と直線先端部とが分割できる構造にした。

駆動装置は既存のストラット駆動機構を利用して、模型の迎え角作動と整流板の出入作動の連動に必要な改造を行なった。

(3) 制御装置部

制御装置部は操作および表示盤、制御および表示用配線系および油圧配管系よりなっている。

模型および整流板の駆動は電気制御油圧作動で、従来の風洞起動条件以外に本装置使用の場合に限り「格納箱内に整流板および模型入り」の条件を追加した。また整流板と模型の動作は、各動作完了の検出をして次の動作に移るようにした。

4.3 操作方法

整流板および模型の駆動操作箇所は制御室および測定部東側の現場操作箱の2箇所、選択によりいずれか一方のみで操作可能である。整流板の出入操作と模型の迎え角変化操作は、風洞運転プログラムによる連動作動、手動による連動作動および手動により別々に単独作動が行ないうる。

本装置使用によるプログラム操作シーケンスの一例を図16により説明すると

- (i) 風洞起動前、格納箱内に整流板を最下位に、模型を迎え角 -11° の状態に入れる。
- (ii) 調圧弁を開く。測定部が定常流になりしだいに模型を気流中に出し迎え角 0° の位置に置く。
- (iii) 整流板を格納箱の底より出し、測定部下壁面と同一平面にする。
- (iv) 模型を -11° までの任意の初期迎え角に転向さす。
- (v) 模型を -11° より $+20^\circ$ までの範囲で一点迎角、連続迎え角または階段状迎え角変化をさす。
(この間に模型に対して各種の計測を行なう)。
- (vi) 模型を迎え角 0° にもどす。
- (vii) 整流板を格納箱内の最下位に入れる。
- (viii) 模型を格納箱内に入れる。(i) の状態になる。
- (ix) 風洞停止操作を行なう。
- (x) 調圧弁が閉じる。

また本装置を使用しない場合は整流板を測定部下壁と同一平面に固定して、模型のみ操作する。その迎え角変化範囲は従前どおり -20° より $+20^\circ$ までで、迎え角変化操作方式は本装置使用の場合と同じである。

5. 試験結果

従来のスターティングロードおよびストッピングロードとの比較をするため過負荷防止装置を用いて AGARD—B 標準模型について試験を行なった。また今回は従来スターティングロードのために行ないえなかった高マッハ数の三分力試験をも合わせ行なった。試験マッハ数は 1.5, 2.5, 3.0, 3.5, 4.0 で、そのうちの一例としてマッハ数 3.0 の場合の N_1 の衝撃波によるロードの発生現象を図16に示す。図において集合胴圧力 P_0 と模型迎え角および N_1 の出力はペン書きオシログラフより写したものである。

本装置を使用することにより、従来のスターティングおよびストッピングロードは完全に消失しなかったが、後述のように大いに低減された。しかし、これとは別に格納箱より気流中に模型が出るとき（以下模型出と称す）および格納箱内に模型がはいったとき（以下模型入りと称す）に振動

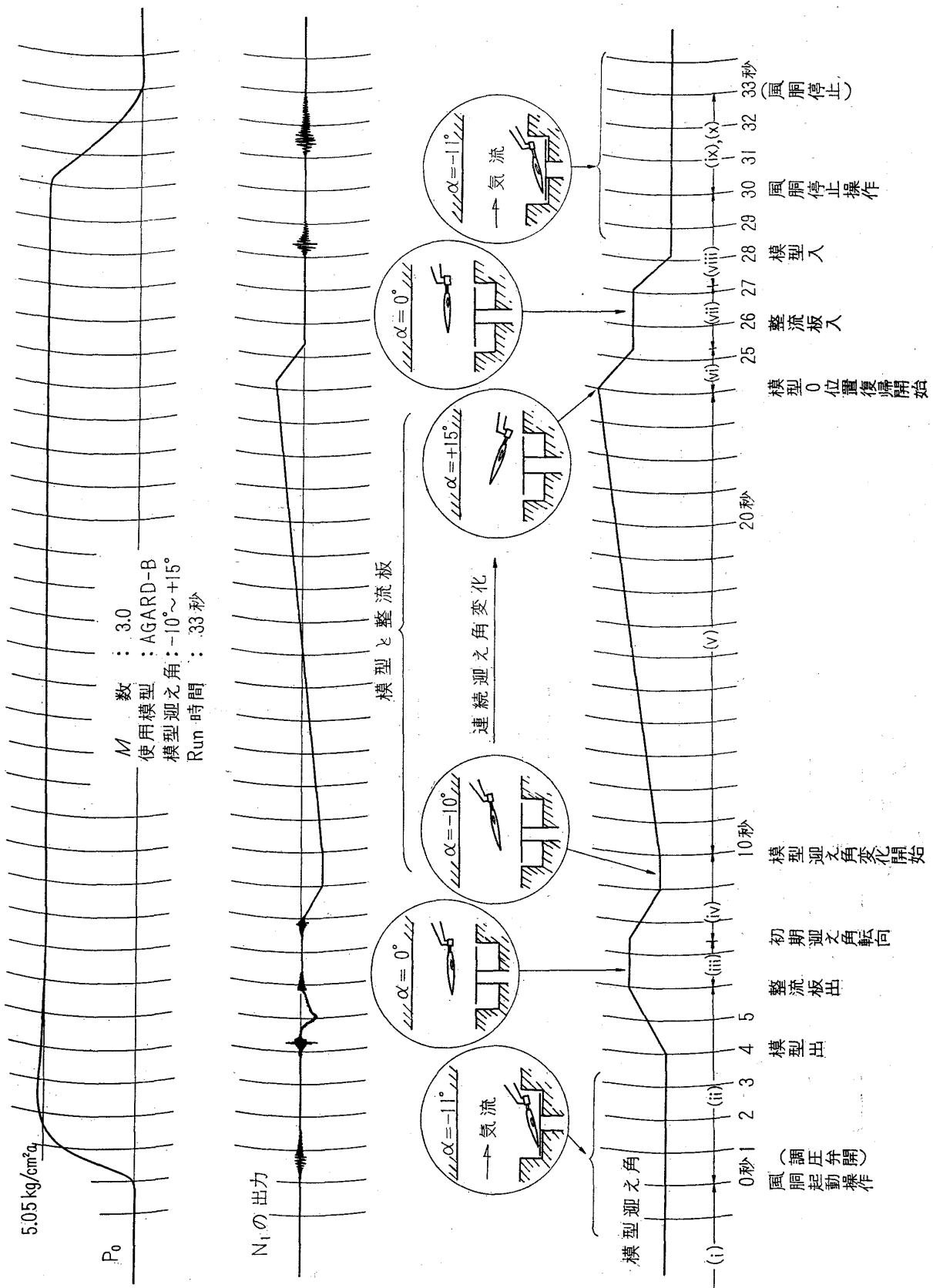
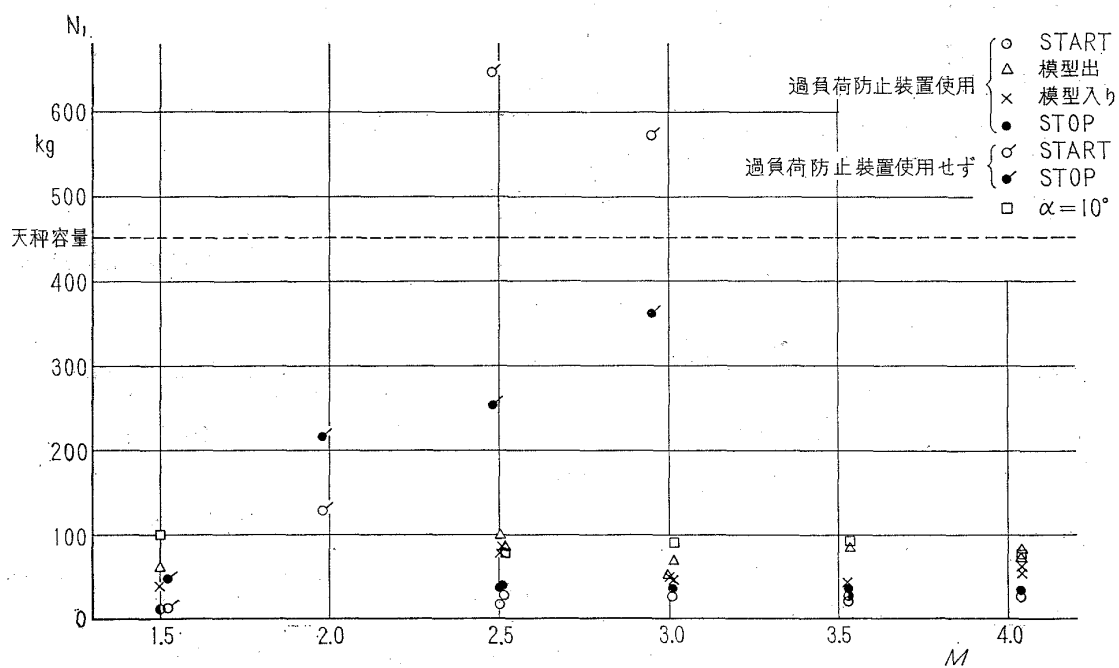
図16 N_1 のロードと時間帯

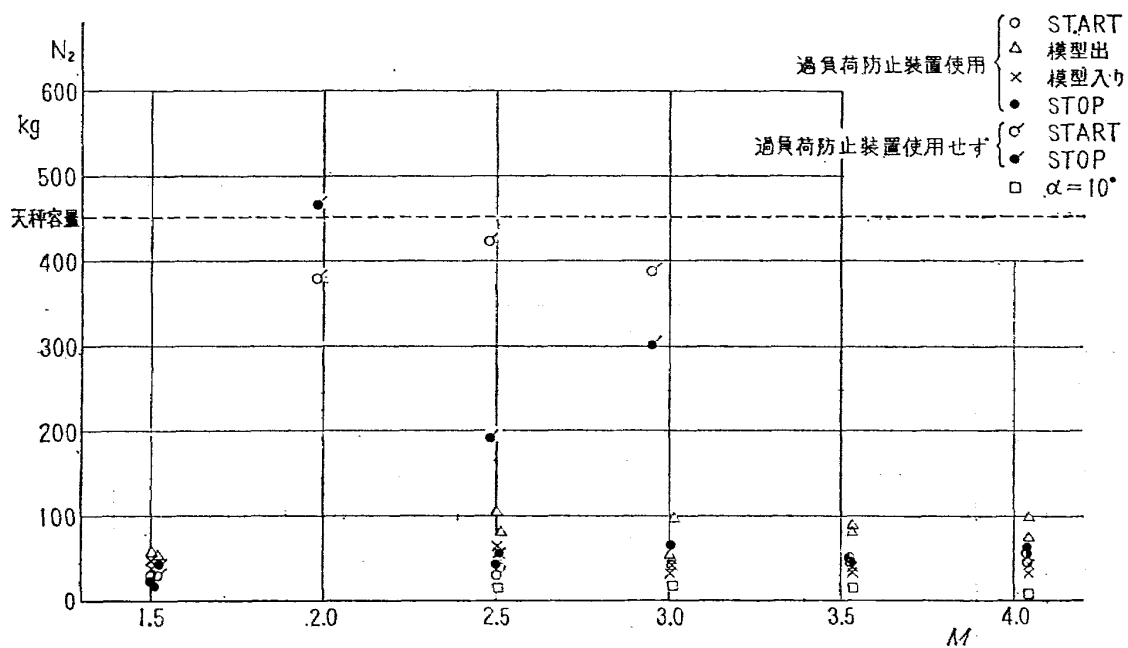
表 3 過 負 荷 防 止 装 置 を

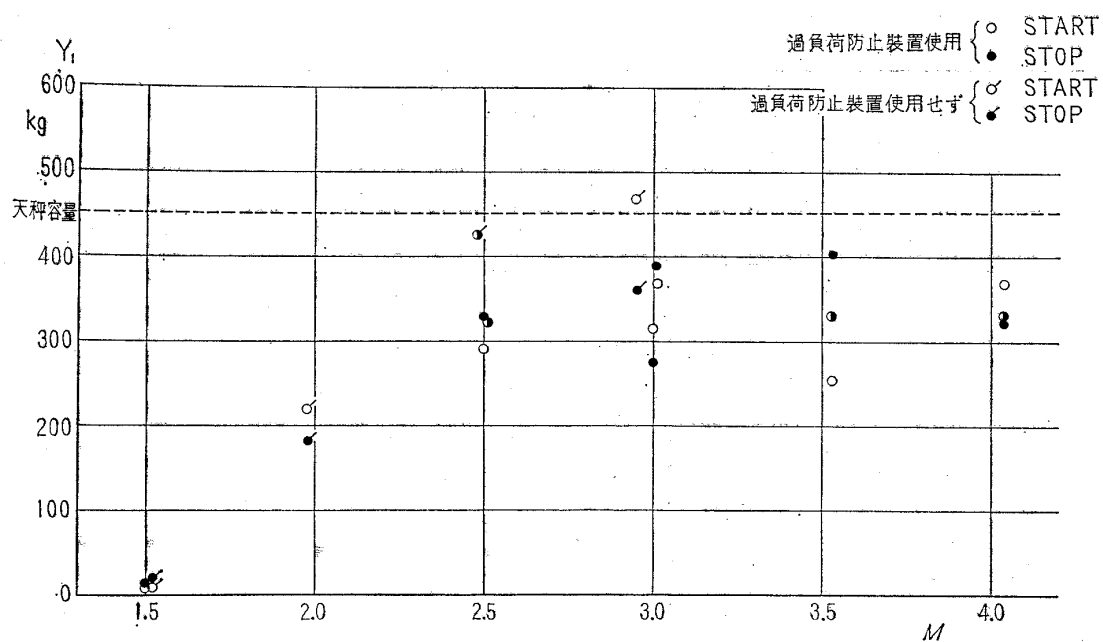
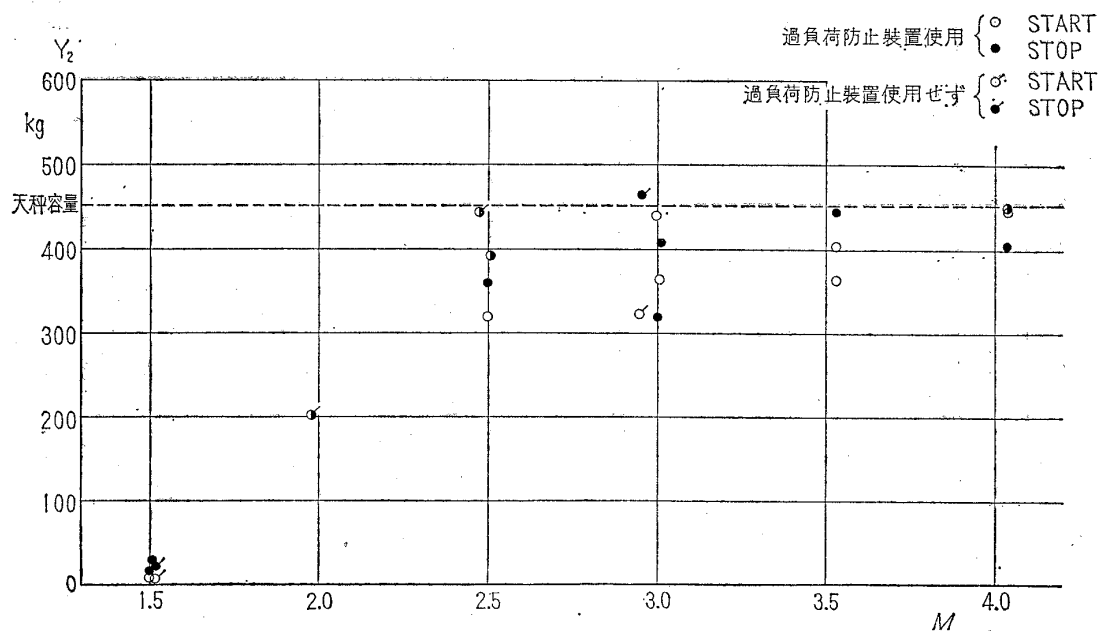
Run No.	実 測 マッハ数	使用模型	使用天秤	P_0 kg/cm ² a	$R \times 10^{-6}$	q kg/cm ²	模 型 迎え角範囲	N_1	
								start	模型出
2071	1.50	AGARD-B 翼付き	XV A	1.82	17.23	0.778	-10°~+10°	13.8	62.0
2072	1.51	"	"	1.84	17.42	0.793	"	13.8	68.9
2061	2.50	"	"	3.23	21.11	0.827	-10°~+15°	20.1	100.5
2062	2.51	"	"	3.24	21.17	0.826	-5°~+5°	30.3	82.7
2064	3.00	"	"	4.87	24.53	0.832	"	—	52.3
2065	3.01	"	"	5.05	25.43	0.849	-10°~+15°	27.9	69.8
2066	3.53	"	"	8.18	31.81	0.895	-10°~+2°	20.6	82.6
2067	3.53	"	"	8.17	31.77	0.888	-2°~+10°	27.6	82.6
2069	4.04	"	"	12.37	36.67	0.883	-10°~+2°	27.4	82.6
2070	4.04	"	"	12.38	36.70	0.885	-2°~+10°	34.4	75.8

図17 $N_1 - M$ 数

使用した場合のロード

(kg)		N_2 (kg)				X (kg)				Y_1 (kg)		Y_2 (kg)	
stop	模型入り	start	模型出	stop	模型入り	start	模型出	stop	模型入り	start	stop	start	stop
13.8	41.3	27.1	67.8	20.3	47.5	17.5	26.3	8.8	21.9	8.3	12.4	8.0	20.0
13.8	41.3	27.1	54.2	13.6	40.7	17.5	26.3	8.8	17.5	8.2	12.2	7.9	28.0
40.3	80.5	29.2	104.5	41.8	62.7	46.0	46.0	46.0	39.4	290	331	320	360
41.3	82.8	40.1	80.2	53.5	53.5	39.4	36.2	46.0	32.9	326	326	394	394
—	52.3	—	53.5	—	33.4	52.5	0	46.0	0	314	274	440	320
34.9	48.9	41.8	97.5	62.7	41.8	39.4	0	52.5	0	368	387	365	412
34.3	41.3	46.6	80.0	46.6	33.9	39.4	0	39.4	0	330	330	405	446
27.6	41.3	49.5	84.8	49.5	35.3	49.7	0	46.1	0	254	405	364	446
34.4	62.0	55.7	97.4	55.7	41.7	42.6	0	49.7	0	330	330	446	405
34.4	55.1	41.2	75.5	61.2	55.0	46.0	0	46.0	0	367	326	452	452

図18 $N_2 - M$ 数

図19 $Y_1 - M$ 数図20 $Y_2 - M$ 数

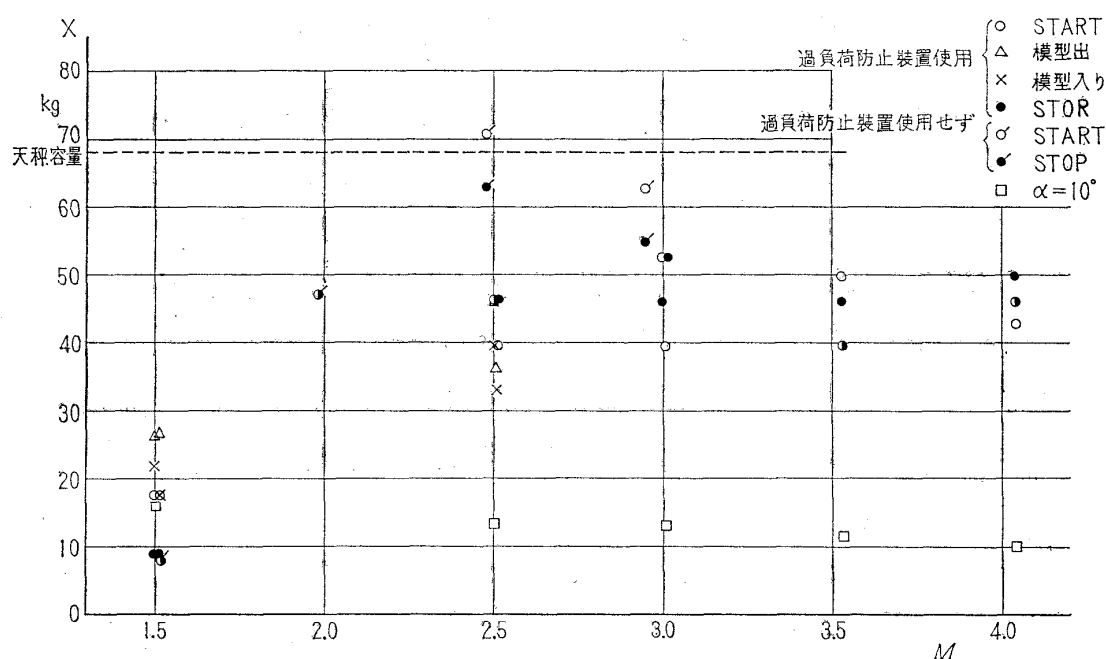


図21 X — M 数

荷重が (N_1 および N_2 は試験マッハ数に対して全部, X は試験マッハ数 1.5 および 2.5 に) 新たに生じた。その値は後述のデータで示すように低減されたスターティングロードおよびストッピングロードと、ほぼ同じくらいである。 Y_1 および Y_2 は全試験に対してスターティングおよびストッピングロードのみで、模型出および模型入りのロードは出ていない。表 3 に各試験マッハ数に対しての N_1 , N_2 , X , Y_1 および Y_2 のスターティング, ストッピング, 模型出および模型入りの各ロードの値を kg にて示す。

図17~21に以上の結果と、本装置を使用しない場合の従来の結果とを各天秤要素ごとに比較して示すが、本装置を用いた場合は N_1 および N_2 とともに最大のロードでも天秤容量の約 1/9 であり、マッハ数 3.0 では本装置を使用しない場合のロードの約 1/10 に減少した。 X は減少量は少ないが、それでも試験マッハ数 4.0 以内では天秤容量の約 4/5 以下である。 Y_1 および Y_2 はあまり減少効果がなかったが、マッハ数 4.0 までの試験では従来より減少して天秤容量を越えたロードは出なかった。なお図中に模型迎え角 $\alpha = 10^\circ$ の場合の天秤各要素のロードの値を比較のために示す。ただし Y_1 および Y_2 は 0 である。

Y_1 および Y_2 の減少が予備試験の方法⑦ほど著しくないのは、方法⑦の場合は短いスティングおよびストラットにより模型が直接側壁に固定されているのに対し、本装置の場合は図に示すとおりスティングが長く、またストラットが風洞測定部を上下して模型の迎え角変化を許す構造になっているなど、主として模型支持方法の差異によるものと思われる。

6. む す び

本装置の使用により、いままで天秤容量をはるかに越えていた N_1 および N_2 のスターティングおよびストッピングロードの値が非常に小さくなったので、従来そのロードのために高いマッハ数での実験が不可能であった種々な模型の実験に、本装置は大いに活用できることが明らかになった。また模型支持方式の異なるために三分力特性が若干影響を受けはしないかとの懸念もあったが、AGARD-B 標準模型によると従来の試験結果と良く一致し、定常流前後において測定部下壁の格納箱空間による気流の乱れおよび模型の迎え角度変化の場合の不動点が風胴中心より若干下方に位置することによる模型先端よりの衝撃波についても、特に有害なものが現われないことが確認された。

また本装置を使用することにより、新たな模型入りのロードが N_1 および N_2 については試験マッハ数に対して全部、 X については試験マッハ数 3.0 以上において生じたが、従来のスターティングおよびストッピングよりはるかに小さいので、この点については問題ないと思われる。

以上により今後この過負荷防止装置を使用することにより、模型の出力に適した小容量の天秤の使用が可能となり、実験精度が向上するものと信ずる。

文 献

- 1) 航空技術研究所：1m×1m吹出式超音速風胴の計画と構造，航技研報告 TR-29（昭37）
- 2) S. L. Kinsolving & R. Jackson : Starting Loads in An Intermittent Supersonic Wind Tunnel. AEDC-TN-59.6 (1959)
- 3) K. G. Winter & C. S. Brown : Loads on A Model During Starting and Stopping of An Intermittent Wind Tunnel, AGARD Report 65 (1956)
- 4) 高木廣治，谷 喬，斎藤秀夫，新井 忠：1m×1m吹出式超音速風胴における AGARD 標準模型Bの三分力試験，航技研資料 TM20（昭和38）
- 5) 原 亘利，高島一明，関根英夫，中 正夫，戸川保子：吹出式超音速風胴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）
- 6) 高木廣治，斎藤秀夫，石原久蔵：AGARD-A 標準模型の超音速三分力試験，航技研資料 TM-38（昭和39）
- 7) 谷 喬，原 亘利，榊原盛三，外立政隆：一段式観測ロケットの超音速風胴試験，航技研資料 TM-28（昭和39）
- 8) P. A. Champion : Some Factors Involved in The Supersonic Wind Tunnel Testing of Models, J. Roy. Aeron. Soc. (1958/12) pp. 895~897
- 9) L. E. Leavy : A Supersonic Wind Tunnel for Mach Numbers up to 3.5, AGARD Rep. 70 (1956)

TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1965年2月	幸尾治朗, 岡鎌田一男
TM-50	LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について	1965年5月	中井皓一, 田幸武
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年5月	泉日出夫, 高島明史
TM-53	ベクトルのノルムと行列のノルム—数値解法の収束条件その他への応用—	1965年5月	板垣芳雄
TM-54	熱衝撃試験用風洞整備試験	1965年5月	武藤洋治郎, 池田為治
TM-55	ロケット模型風洞試験における超音速相似則の応用	1965年5月	坂元思無邪, 光山敏雄
TM-56	2024-T4 アルミニウム合金平滑丸棒の常温回転曲げ疲労試験	1965年7月	河崎俊夫, 野哲雄
TM-57	極超音速における軸対称物体の前面抵抗	1965年7月	曾我 国男
TM-58	試験用飛しょう体の超音速風洞試験	1965年8月	斎藤秀夫, 木村友昭
TM-59	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験(I)	1965年9月	近藤 博, 増田 惣平
TM-60	吹出し超音速風洞における実験データの処理方式について(II)	1965年9月	原 亘利, 高島一明
TM-61	クインエア機の風洞試験	1965年9月	関根英子, 中 正夫
TM-62	高温歪ゲージの温度特性試験	1965年10月	戸末健一, 矢沢健司
TM-63	2024-T3アルミニウム合金の有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1965年10月	塚野雄吉, 田村 一実
TM-64	応力集中による材料の疲れ強さに関する一実験(I)	1965年10月	佐野四郎, 能 宏一
TM-65	ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験	1965年11月	別府信幸, 飯田宗四郎
TM-71	質量分析計による水蒸気を含む試料のガス分析	1965年12月	池田為治, 坂元思無邪
TM-71	可動アイアンバードの構造および機能	1965年12月	光山内澄夫, 宮地敏雄
TM-72	地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化	1965年12月	星谷昌二, 堀内正司
TM-73	固定端を有する薄肉円筒殻の自由振動について	1966年1月	斎藤隆子, 計 測 部
TM-74	回転振動試験装置の計画, 構造および特性	1966年2月	中村浩一, 石黒登美子
TM-75	高マッハ数風洞の消音装置について	1966年2月	機動部, 田寺 木一
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	戸川隼人, 泉 日出夫
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	武内澄夫, 宮地敏雄
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	星谷昌二, 清水福寿
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究	1966年3月	牛田健二, 吉永 崇一
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年3月	小川 鉦一

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81号

昭和41年3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)44-9171(代表)

印刷所 奥村印刷株式会社
東京都千代田区西神田1~10