

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-56

亜音速および遷音速における二次元非定常
空気力の測定 (第I報)

中村泰治・田辺義一

1963年11月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

TR-24	航空技術研究所のターボ・ジェットエンジン要素試験設備 Test Facilities of Turbo-jet Engine Components at N.A.L.	1962年2月	航空技術研究所原動機部
TR-25	航空技術研究所 2m×2m 遷音速風洞の計画と構造 Design and Construction of the National Aeronautical Laboratory 2m×2m Transonic Wind Tunnel	1962年3月	航空技術研究所
TR-26	吹出式超音速風洞のノズルの予備実験 Preliminary Tests of Supersonic Nozzles for the Supersonic Blow-down Wind Tunnel	1962年3月	河崎俊夫, 岡部祐二郎 尾形吉和, 安藤 尚
TR-27	非定常遷音速流の近似解析 An Approximate Analysis for Unsteady Transonic Flow	1962年7月	細川 巖, 三好 甫
TR-9T	Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I) —Nonlinear Correction Theory—	July 1962	Iwao Hosokawa
TR-28	疲労亀裂について On Fatigue Cracks	1962年8月	竹中幸彦
TR-29	1m×1m 吹出式超音速風洞の計画と構造 On the Design and Construction of the 1m×1m Supersonic Blow-down Wind Tunnel	1962年10月	空気力学第二部
TR-30	平板翼の振動について On the Natural Vibration of Plate-Like Wings	1962年11月	川井忠彦, 埴 武敏 戸川隼人, 高橋利之 越出慎一
TR-31	熱応力を受ける薄翼の安定とその微小振り振動について On the Instability and Small Natural Torsional Vibration of a Thin Wing under a Thermal Stress	1962年11月	川井忠彦, 林 洋一 戸川隼人
TR-32	補強板の圧縮強度に関する一解析 A Method of Analysis on the Compressive Strength of Stiffened Plates	1962年11月	川井忠彦, 江川幸一
TR-33	主翼繰返し荷重試験装置 Reported Load Testing Rigs for Full Scale Aircraft Wing Structures	1962年12月	竹内和之, 飯田宗四郎 小野幸一
TR-34	高速軸流圧縮機の研究 (I) —翼型と翼列の検討— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (I) —The Selection of Compressor Cascade—	1963年1月	松木正勝, 大山耕一 宮地敏雄
TR-35	高速軸流圧縮機の研究 (II) —単段試験装置の設計と全体性能— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (II) —Design and Over-all Performance of a Single Stage Axial Flow Compressor—	1963年1月	松木正勝, 宮地敏雄 大山耕一, 吉田 晃 西脇英夫, 岩部柱相
TR-36	衝撃波風洞による表面熱伝達の実験 Studies of Surface Heat Transfer Using a Hypersonic Shock Tunnel	1963年1月	和田 勇, 松崎利一
TR-37T	Studies of the Flow in a Low Pressure Hypersonic Shock Tunnel Using an Electron-Beam Densitometer	January 1963	Isamu Wada
TR-38	鑄鉄のような脆性材料からなる円板の回転強度 Strength of Rotating Discs of Brittle Material like Cast Iron	1963年2月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-39	高負荷燃焼器の研究 (第1報) —その性能におよぼす各種因子の影響の定性的考察— A Study of High Intensity Combustor (I) —Its Qualitative Analysis—	1963年2月	大塚貞吉, 鈴木邦男
TR-40	胴体内圧繰返し荷重試験装置について Repeated Load Testing Facility for Full-Scale Aircraft Fuselage Structures	1963年2月	竹内和之, 川島矩郎 野原利雄
TR-41	輻射熱量計の較正 Calibration of Radiometer	1963年2月	竹中幸彦, 江川幸一 小川 敏一

亜音速および遷音速における二次元非定常 空気力の測定* (第1報)

中村 泰治**・田辺 義一**

Measurements of the Unsteady Airloads for Two-Dimensional Flow at Subsonic and Transonic Speed Range - I

By Yasuharu NAKAMURA & Yoshikazu TANABE

Summary

Measurements of the unsteady pitching moments and lift forces on a two-dimensional circular airfoil performing pitching motion have been made at subsonic and transonic speed range by using the method of decaying oscillation.

It has been found that the values of the aerodynamic damping coefficients of pitching moment depend largely upon the amplitudes of oscillation at transonic speed range, and that at high subsonic Mach numbers they are also varied very much with Mach numbers as well as the stiffness coefficients.

In low supersonic Mach numbers flutters of finite amplitude in pure pitch mode have been observed in some cases.

§ 1 ま え が き

非定常空気力学は遷音速領域 ($M_\infty \cong 1$) で最大の弱点をもつといわれる。周知のように、問題を非粘性流に限っても、 $M_\infty \cong 1$ では基礎方程式が非線型かつ混合型で、これを厳密に解くことはきわめて困難のようである。また、高亜音速領域では、衝撃波が翼面上を動き、翼面境界層と複雑な干渉を行ない、流れ場を大きく変えてしまう。いわゆる衝撃波失速の領域であって、ここでは種々の異常現象の発生することが知られている。“エルロン・バズ”として知られる補助翼の自励振動はこの領域における典型的な非定常現象であろう。もちろん、この領域において、境界層の影響まで考慮した理論的取扱いは全くない。したがって、遷音速二次元非定常空気力の実験値は、遷音速非定常流を理解する手掛りとしても、また、フラッタ解析の資料を提供する目的からも強く望まれるのであるが、これは現状では非常に少ない^{1),2)}。一般に、高速気流中で非定常空気力の測定を行なうことは、模型の加振方法、空気力の検出法等に種々の困難を伴うが、とくに、遷音速領域では風洞壁干渉が大きく、非定常流に対しては特有の影響も考えられ、風洞実験自体検討すべき点が

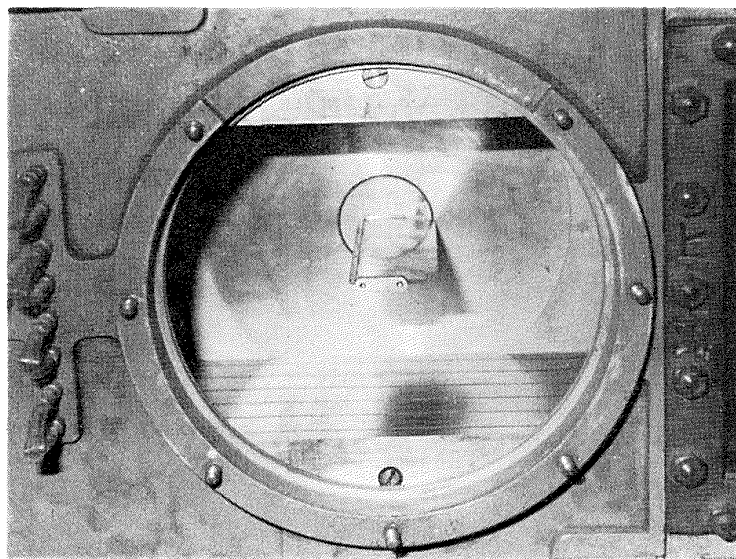
* 昭和38年11月12日受付

** 機体部

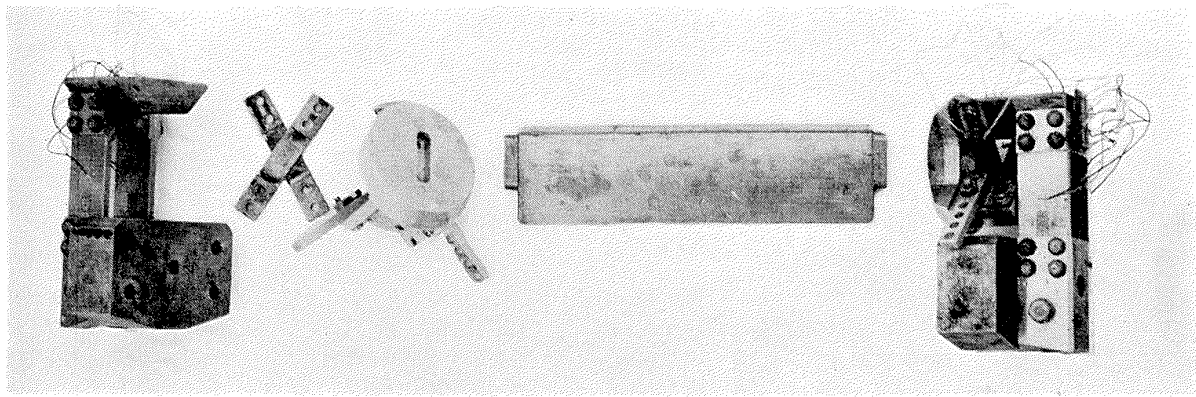
多いと思われる。要するに、遷音速領域は理論的にも実験的にも現状はきわめて不備であるといえる。筆者等は、このような事情を考え、最近マッハ数 1 を含む遷音速領域で風洞実験による二次元非定常空気力の測定を試みた。ここでは、純ピッチ運動を行なう二次元円弧翼の非定常ピッチング・モーメントおよび非定常揚力の測定結果について報告する。測定方法はきわめて簡単であり、装置自体は若干改良の余地を残しているが、今回の実験により、遷音速領域に特徴的と考えられる現象がいくつか認められた。

§ 2 風洞および模型

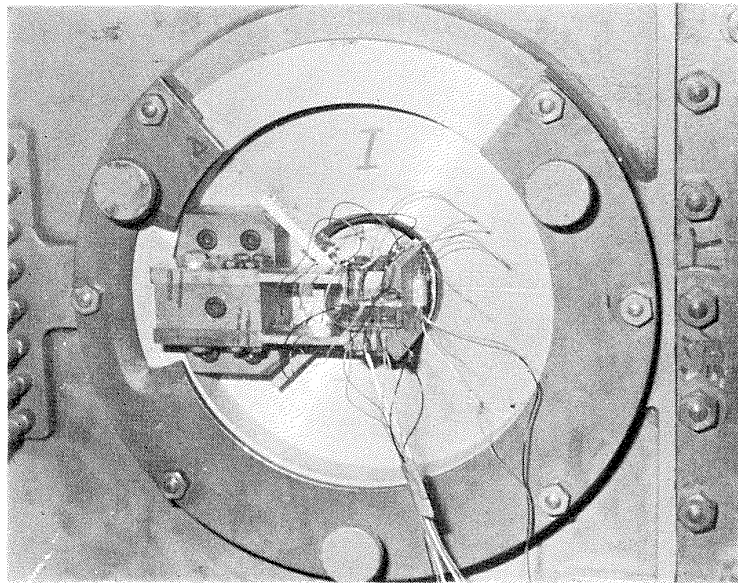
この実験に使用した風洞は、空気力学第 1 部所属の 18 cm 角遷音速連続風洞である。風洞構造の詳細については文献 (3) にゆずるが、この風洞は 1 辺 18 cm の正方形断面の測定部をもつ連続循環式で、今回の実験では、測定部上下に開口比 5 %、5 本溝のスロット壁を用い、左右はソリッド壁を使用した。模型は厚み比 10 % の二次元円弧翼で、弦長は 5 cm、翼幅は 18 cm であり、ピッチ軸は前縁より 37.5 % 弦長点である。流れの二次元性を確保するために翼両端に直径 6 cm の端板を取付けた。この端板と壁との間隙は約 1 mm である。(第 1 図、第 2 図) この風洞による実験では、試験レイノルズ数が実機の場合に比して小さく、(第 3 図) 翼面境界層は翼弦上大部分層流であると考えられる。しかし、前縁の鋭い翼では、亜音速、遷音速領域において、レイノルズ数により翼面圧力分布が非常に異なることが定常流の場合に知られている。⁴⁾ このため、この実験では、翼上下面、前縁より 8 % 弦長点に直径 0.3 mm の銅線を張り、翼面境界層を強制的に乱流とした。



第 1 図 風洞測定部と翼模型

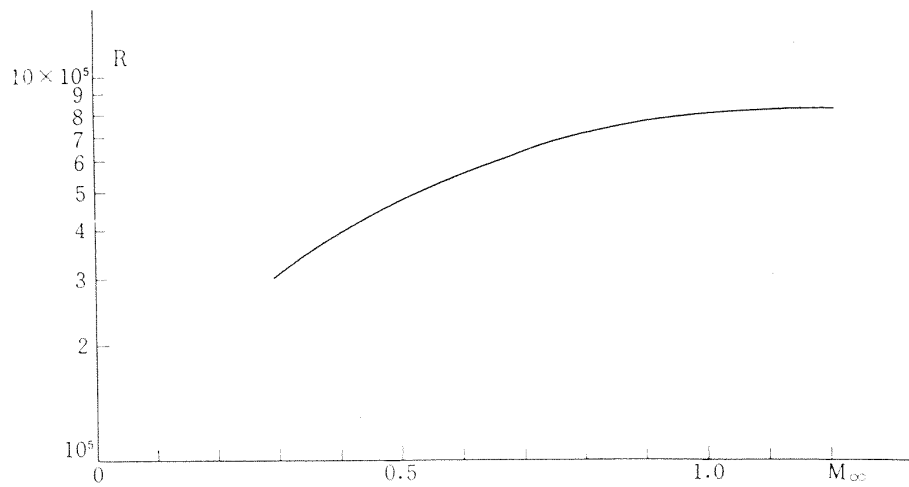


(a)



(b)

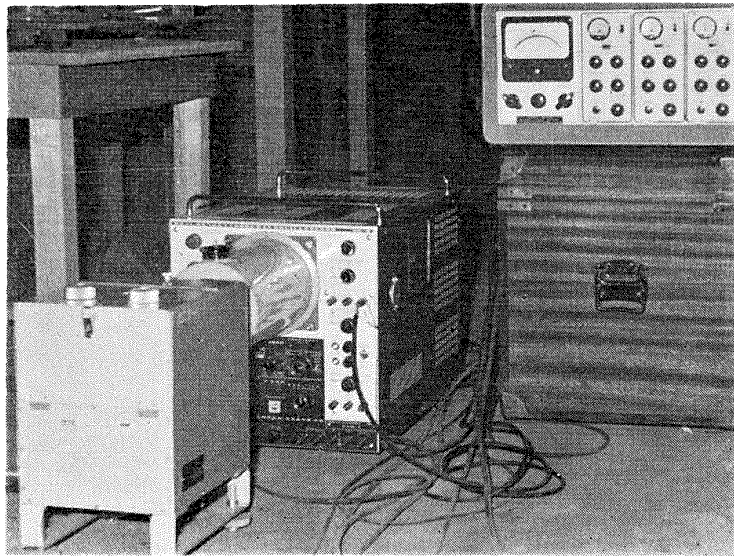
第2図 翼模型および実験装置



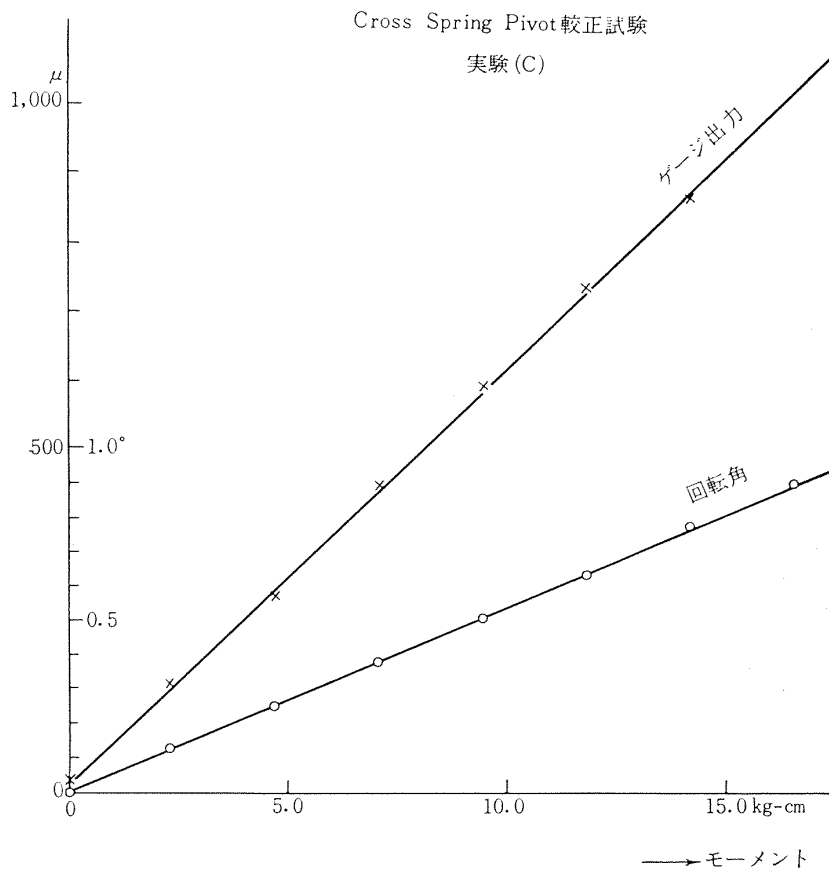
第3図 マッハ数～レイノルズ数

§ 3 実験方法および実験装置

この実験では、風洞内で二次元円弧翼に純ピッチ運動を行なわせ、その時のピッチング・モーメントおよび同時に作用する揚力の時間的変動を求めることを目的とする。測定方法としては減衰振動法を採用した。すなわち、弾性支持した模型を高速気流中に置き、これにモーメントを加えて一定のピッチ角を与えておく。このモーメントを瞬間的に取り去ると、以後、模型は空気力の作用のもとに減衰（或いは発散）振動を行なうので、この時のピッチ角振動波形の振動数および減衰率を測定して所要のピッチング・モーメントを求める。このような目的に対しては、実験装置は少なくとも次の2つの要求を満足しなければならない。第一に、翼は37.5%弦長点をピッチ軸にして純粋なピッチ運動を行なうこと。（揚力が働いても翼は並進運動等を行なわないこと。）第二に、翼の回転剛性は、ピッチ角に対し充分直線的であることはもちろんであるが、とくに小さい空力減衰項を測定するために、装置全体の構造減衰はできるだけ小さいことが望ましい。これらの2点を考慮して、翼の支持装置としてはよく知られた cross spring pivot を採用した。すなわち、第2図に示すように、2枚の薄い板ばね（ばね鋼）を十字に組合せて一端を翼に取付け他端を固定する。このような機構では、翼は十字ばねの交叉点を回転中心として回転振動をする。しかも、この場合、回転中心（ピッチ軸）に働く力（揚力および抗力）に対しては充分剛性が高いので翼は並進運動をしない。（厳密に言えば問題があるがこれについては後述する。）この板ばねの厚さをかえることにより系の固有振動数を簡単にかえることができる。また、通常のベアリング等を用いないので系の構造減衰は空力減衰項に比してきわめて小さい。したがって、これらの性能は上述の要目を満足している。さらに、この系全体を剛性の大きい2本の平行梁により支持すれば、翼に作用する非定常力が梁に働く曲げモーメントとして伝達される。この場合、ピッチ軸には揚力と同時に空力的モーメント等が作用しているが、これらのモーメントは、梁に対しては第一近似として軸力となって伝達され、梁の曲げモーメントには殆んど寄与しなく無視することができる。この性質が十字ばねのそれと双対的であることは注目すべきである。事実、これらの性質は梁理論を用いて導くことができるがここでは省略する。ピッチ角および揚力の記録にはストレン・ゲージ法を用いた。すなわち、ストレン・ゲージをそれぞれ十字ばね、平行梁に貼りつけ、この出力をブラウン管オシロスコープに導き、これをブラウン管連続撮影装置により同時記録した。（第4図）その電氣的出力は静的試験により校正しておく。第5図、第6図はその校正試験の結果であり、モーメントと揚力がそれぞれ独立に取出されることを示している。第1表に系の諸元および力学的特性を挙げておく。以上が実験装置の概要であるが、ここで減衰振動法について簡単に考察しておこう。非定常空気力の測定については、今回採用したこの減衰振動法が最も簡単である。しかも、後述するように、遷音速領域では、流れの非線型効果として空力減衰項に対して振幅の影響が大きい。このような場合、こ

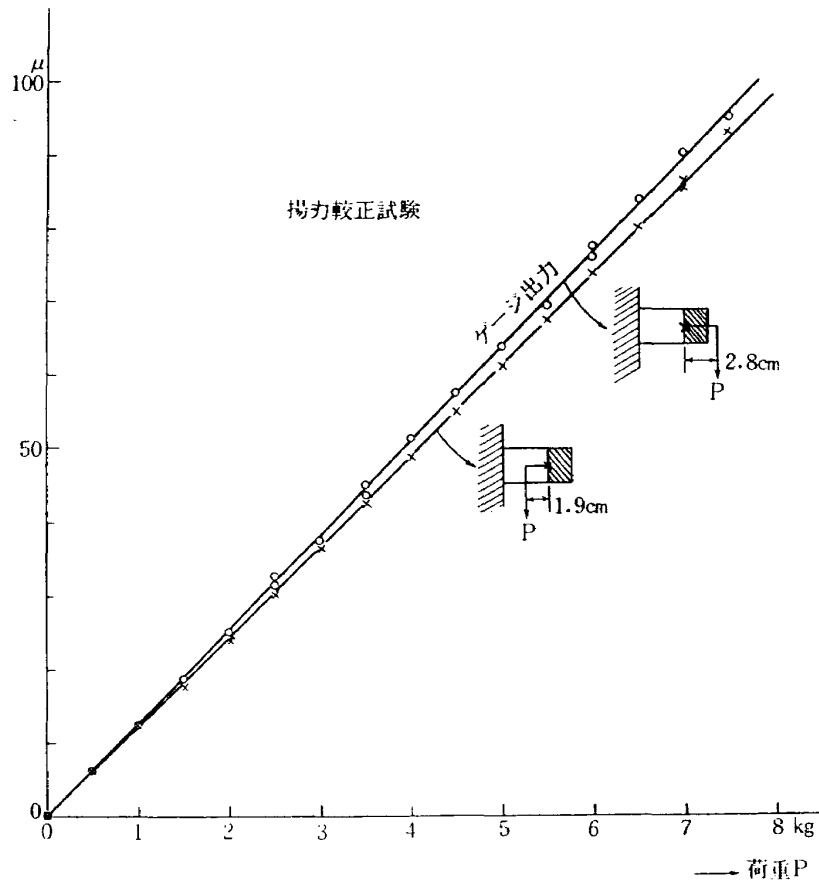


第4図 計測装置



第5図 cross spring pivot 較正試験

の方法では、直接振幅の影響が測定できる点便利である。一方、空力減衰項が大きくて数サイクルで振動が減衰する場合は、減衰曲線より空気力を求める時の誤差が大きくなる。さらに、減衰振動波形は、単一の振動数をもつ正弦波と異なり、基本波を中心としてすべての振動数をもつ正弦波の重なりである。したがって、以下述べるようにして求めた空力係数は、通常フラッタ理論等で用い



第6図 揚力較正試験

第 1 表

	実験 (A)	実験 (B)	実験 (C)
h mm	1.00	1.25	1.50
k_{θ} kgm/rad	3.04	5.20	10.71
f_0 c/s	54.40	72.38	99.76
f_{t_1} c/s	223.2	232.2	251.9
f_{t_2} c/s	540.0	540.0	540.0
g_{θ}	0.00404	0.00358	0.00287

られる系の調和振動に対する空気力の応答とは異なり、厳密に言えば両者は近似的にのみ等しいということになる。将来、適当な加振装置を用い、後者の方法による空力係数の測定を行なって今回の測定結果と比較してみることが望ましい。（実験結果によれば、遷音速領域では、空力係数が振幅に依存するので調和振動を考慮することが必ずしも適切でない。）風胴についても一言つけ加えておこう。一般に、このような測定では、風胴内の気流は場所的にも時間的にも一様であることが必要である。しかし、風胴内の高速気流は気流の時間的変動が大きく、そのために、弾性支持された翼が不規則振動をして振動波形が乱れてしまうことが多い。吹出式風胴等ではとくにそうである。

その意味で今回用いた風洞は、連続循環式で気流はきわめて“静か”であり、良好な振動波形が得られた。

ピッチング・モーメントは以下に述べる方法で求めた。系の運動方程式は1自由度振動であるから簡単に(1)式のようにかける。

$$I\ddot{\theta} + k_{\theta}g_{\theta}|\dot{\theta}| + k_{\theta}\theta = M = M_{\theta}\theta + M_{\dot{\theta}}\dot{\theta} \quad (1)$$

$\theta = \theta_0 e^{(-\lambda+i\omega)t}$ において時間項を除くと

$$I(-\lambda+i\omega)^2 + k_{\theta}g_{\theta}i + k_{\theta} = M_{\theta} + M_{\dot{\theta}}(-\lambda+i\omega) \quad (2)$$

となる。(2)式を実部、虚部にわけてかくと

$$I(\lambda^2 - \omega^2) + k_{\theta} = M_{\theta} - \lambda M_{\dot{\theta}} \quad (3)$$

$$-2I\lambda\omega + k_{\theta}g_{\theta} = \omega M_{\dot{\theta}} \quad (4)$$

となり、系の諸常数が既知で、記録したピッチ角減衰曲線より振動数 ω 、減衰率 λ を読みとる時、(3)、(4)式より M_{θ} 、 $M_{\dot{\theta}}$ が求められる。通常

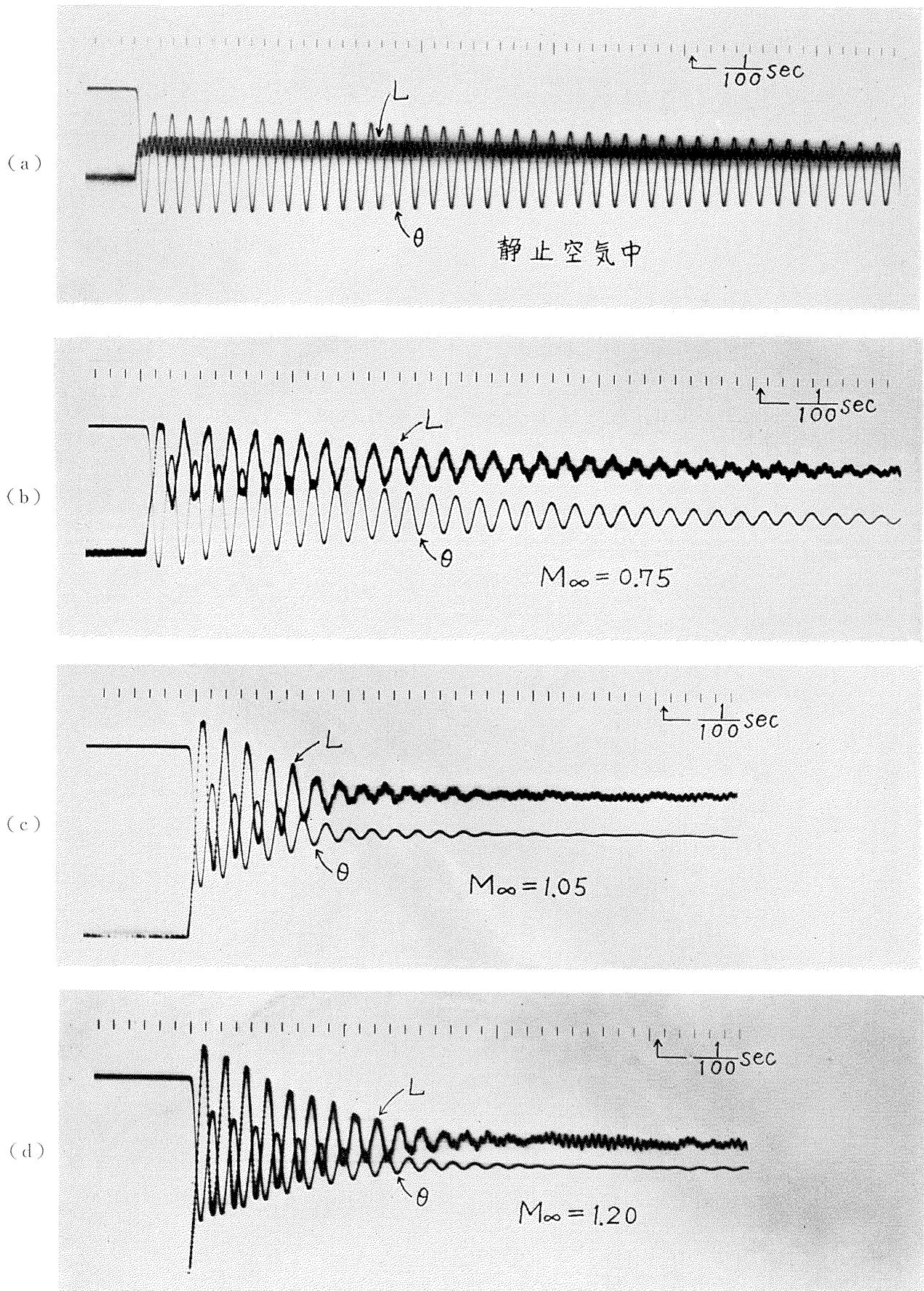
$\lambda^2 \ll \omega^2$ 故、(4)は

$$-I\omega^2 + k_{\theta} = M_{\theta} - \lambda M_{\dot{\theta}} \quad (5)$$

で代用してよい。慣性モーメント I および構造減衰率 g_{θ} は静止空気中の減衰曲線を求め、振動数 ω_0 、減衰率 λ_0 を測定して得られる。(第1表) この操作は厳密には真空中で行なうべきであるがここでは近似的に静止空気中に行なっている。この差は文献(2)によれば小さく無視してよい。他方、揚力は(6)式のように表示する。

$$\begin{aligned} L &= L_{\theta}\theta + L_{\dot{\theta}}\dot{\theta} = \frac{dL}{d\theta} \theta \cdot e^{i\varphi} \\ &= \frac{F}{1 + \frac{1}{1-f^2/f_0^2}} \end{aligned} \quad (6)$$

翼を含む回転部分は mass balance し、重心位置をピッチ軸に一致させてある。そのため、平行梁にかかる力は、回転部分が並進運動をしなければ慣性力は0で空気力に等しいはずである。しかし、第7図のオッシログラムで認められるように、この仮定は完全に正しくはなく、系はわずかに並進運動をする。この並進固有振動数は約 250 c/s である。厳密に言えば、系にはこの並進運動による空気力も作用する。しかし、これは非常に小さいと考えられ、以下の議論ではこの影響は全く無視した。一方、平行梁にかかる力は、揚力以外に、この並進運動による回転部分の慣性力が同時に作用し、これは、とくに、測定振動数の高い場合に(実験(C))無視できない。それゆえ、いずれの場合でも、揚力 L は、平行梁にかかる力 F より、(6)式のように慣性力を除いて求めた。この欠陥は近い将来改良する予定である。



第7図 ピッチ角と揚力のオシログラム, 実験 (B)

§ 4 実 験 結 果

第7図に実験(B)におけるピッチ角 θ と揚力 L のオシログラムの一例を示す。ピッチ角についていえば、静止空気中の記録に比較して、空気力の働いた場合には、振動数、減衰率ともに著しく変化していることがわかる。また、系が mass balance してあるから、静止空気中の記録では揚力は当然0である。揚力のオシログラムで認められる高次の振動は、前記のように、並進運動の固有振動をあらわしていると考えられる。前節の方法で整理した非定常ピッチング・モーメントの測定結果を第8図に示す。いずれも平均迎角は 0° で振幅は $\theta_0=0.73$ 度の値である。実験値と同時に reduced frequency k の値もプロットしてある。風洞実験では、マッハ数に応じて風速が変わり、したがって k の値も大きく変化するのはいたし方ない。なお、亜音速、遷音速領域を通じて風洞壁干渉は十分予想されるのであるが、測定値にはこの種の修正は全然施してない。スロット壁に関する非定常風洞壁干渉は、亜音速領域においても不明であって、これはむしろ今後の研究により解決してゆくべき問題であろう。

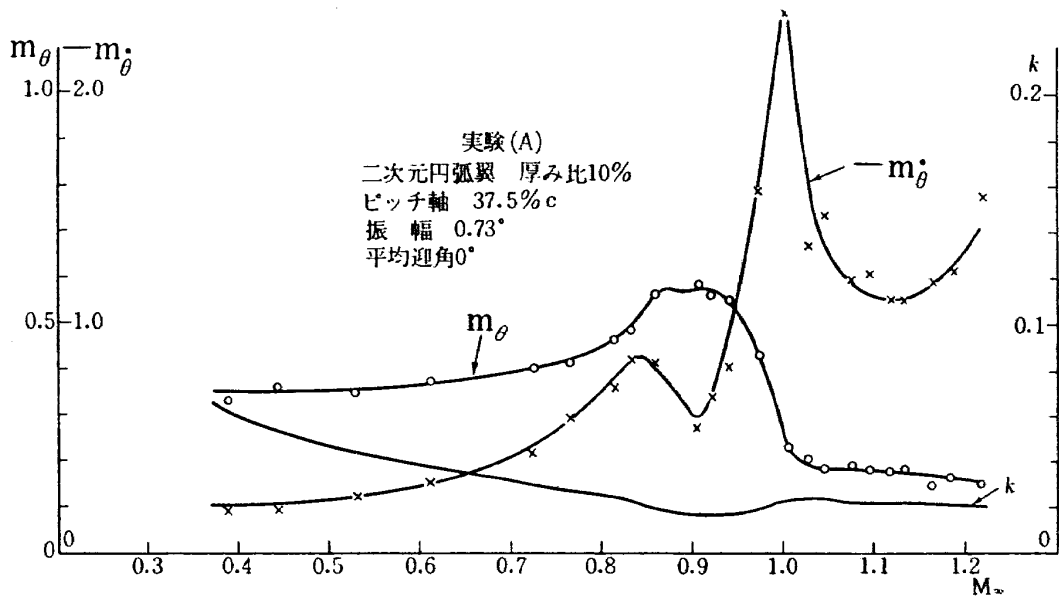
(a) Aerodynamic stiffness coefficient: m_θ

Aerodynamic stiffness coefficient m_θ は定常流のピッチング・モーメント⁴⁾ とほぼ同様な変化をする。 m_θ は低亜音速領域では大体一定であるが以後マッハ数とともに増す。臨界マッハ数 ($\approx 0.80^5$) を越してもなお増大し、約 $M_\infty=0.88$ のところで一つの凹みが認められる。以後ほぼマッハ数1までの m_θ の変化は、定常流における乱流境界層の shock-induced separation に関する H. H. Pearcey の研究に準じて理解することができよう⁶⁾。すなわち、このマッハ数は、翼面衝撃波が充分強くなり境界層を剝離させ、この結果生じた境界層の separation bubble が翼後縁に達したマッハ数に相当すると思われる。

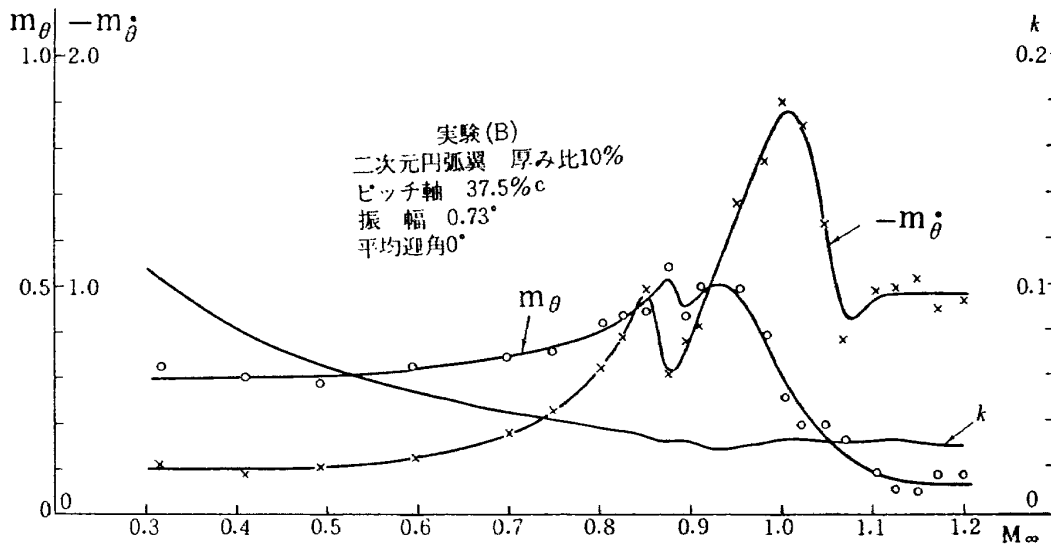
定常流の研究によれば、翼上面の衝撃波の後縁に向っての後退がこの結果一時停滞する。マッハ数が1に近づくにしたいがい、 m_θ が急激に減少するのも、separation bubble が閉じて、翼上下面の衝撃波が後縁に後退することに対応すると考えられる。超音速領域ではこの変化はゆるやかになっている。reduced frequency k による変化は一般に顕著でないが、超音速領域では、 k を増すにしたいがい m_θ が減少していることがわかる。 m_θ の値は、前述のように、主としてオシログラムの振動数の測定より得られたものであるが、振幅による変化は遷音速においても認められなかった。

(b) Aerodynamic damping coefficient: $-m\dot{\theta}$

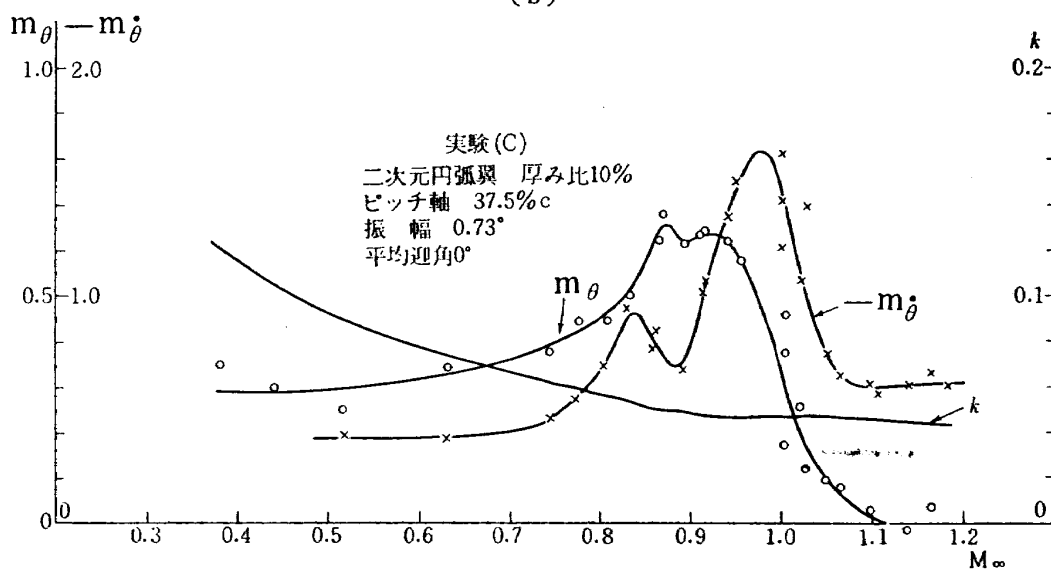
Aerodynamic damping coefficient $-m\dot{\theta}$ は遷音速領域できわめて特異な変化をする。その特徴は、ピッチ角の減衰曲線が遷音速領域で指数型でなくなり、振幅により減衰が極端にかわること、また、低超音速領域で狭い範囲であるが負減衰領域があり、そこでは、有限振幅の純ピッチング・フラッタを生じたことである。減衰率は、ピッチ角のオシログラムの振幅を各サイクル毎に読みと



(a)



(b)

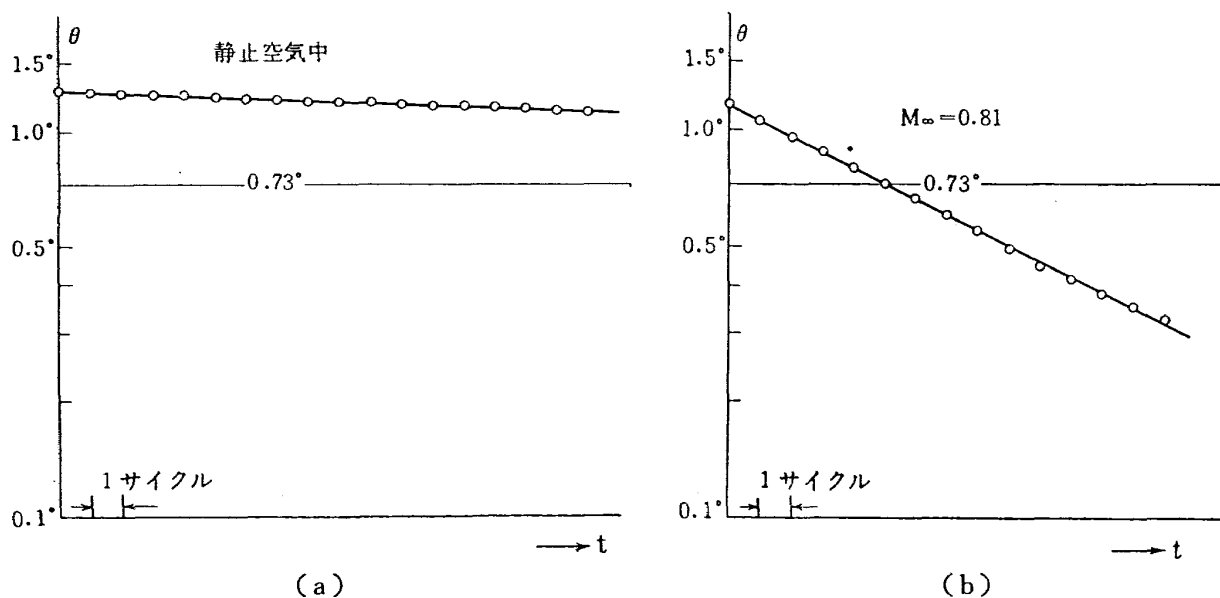


(c)

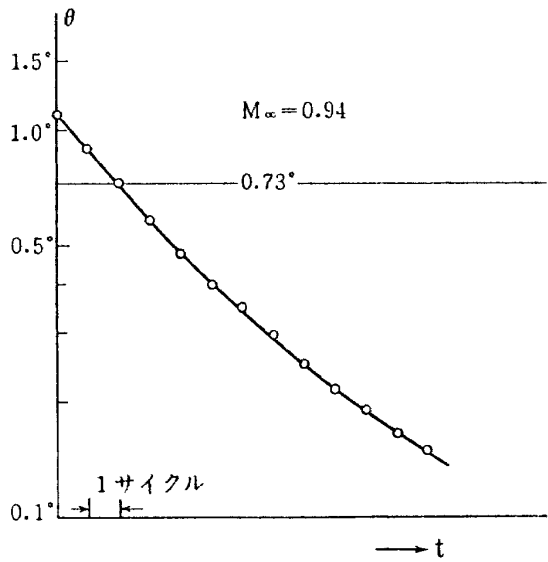
第8図 ピッチング・モーメント測定結果

り、これを半対数グラフの縦軸にプロットして(横軸は時間軸)その傾斜より求めた。亜音速領域では、この傾斜は振幅によらず一定であるが、遷音速領域では、この値が振幅により大きく変化するわけである。このようにして得られた $-m\dot{\theta}$ は、亜音速領域でもマッハ数とともに急激に増す。臨界マッハ数 $M_\infty=0.80$ を越えて約 $M_\infty=0.85$ で最初のピークに達し、さらに減少して約 $M_\infty=0.88$ で極小値をとる。これよりのち、マッハ数が1に近づくとしたが $-m\dot{\theta}$ は急激に増大する。この高亜音速領域は、先に述べた境界層の shock-induced separation により流れ場が大きく変化する領域であり、 $-m\dot{\theta}$ の変化もこれに対応するものと思われる。しかし、この機構の詳細については目下不明であって、今後さらに光学的観測その他の実験手段を併用して調べて行かなければならない。次の計画では、高速度カメラにより振動中の流れ場のシュリーレン写真をとる予定であるが、この光学的解析により、衝撃波その他の流れ場の変化と空力減衰係数 $-m\dot{\theta}$ の変化の関係がより明らかになるものと期待している。

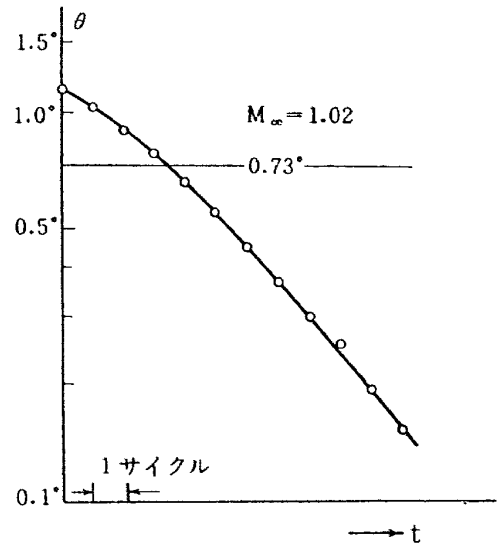
マッハ数が1を越すと、 $-m\dot{\theta}$ は再び急激に減少する。つぎに振幅の影響について少し詳しく説明する。第9図は、実験(C)のピッチ角減衰曲線を半対数グラフにより表示したものである。低マッハ数では減衰曲線は直線的である。マッハ数が約 $M_\infty=0.85$ より、振幅の小さくなるにしたがって減衰率が減っている。(第9図(c))この傾向はマッハ数が1に近づくとともに大きくなるが、マッハ数が1を越えると逆転し、逆に小振幅で減衰率が大きくなる領域がある。(第9図(d))さらにマッハ数が増すと、傾向は再び逆転し、ついに $M_\infty=1.10\sim 1.17$ の範囲では小振幅(約0.35度)の純ピッチング・フラッタを生じた。(第9図(e))実験結果によれば、このフラッタはいわゆる soft flutter type であり、振幅0の状態からでも自然に発散してこの振幅に落ち着く。マッハ数が増すと、再び減衰曲線は指数型に回復し正減衰である。(第9図(f)) k の大きい実験(C)



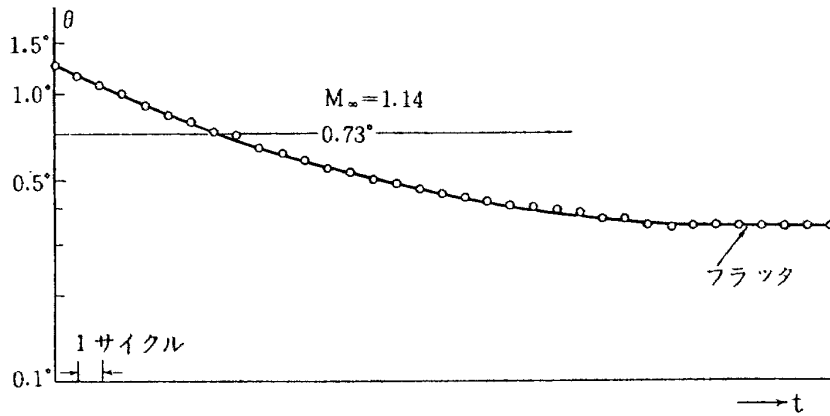
第9図 ピッチ角減衰曲線, 実験(C)



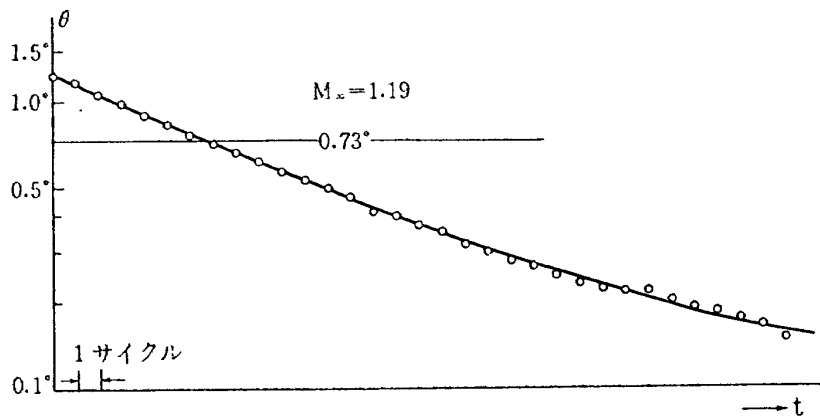
(c)



(d)

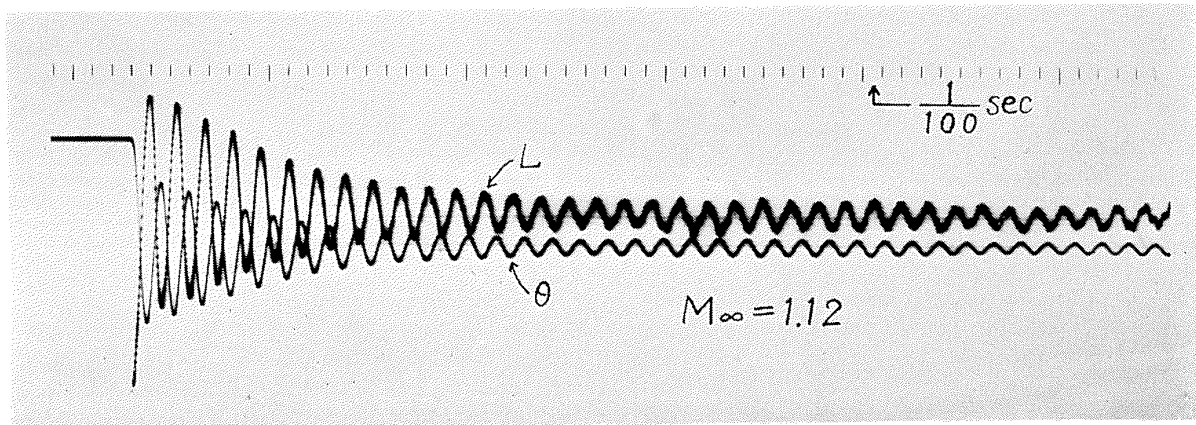
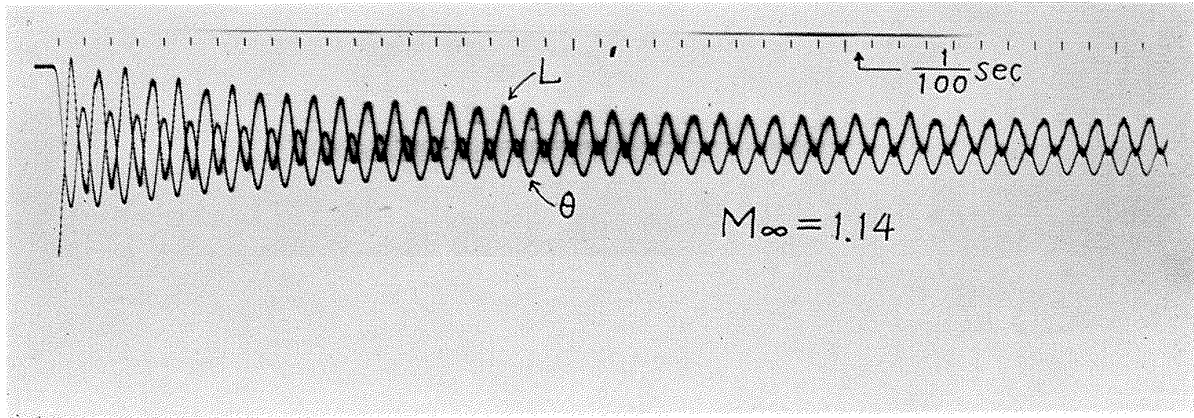


(e)

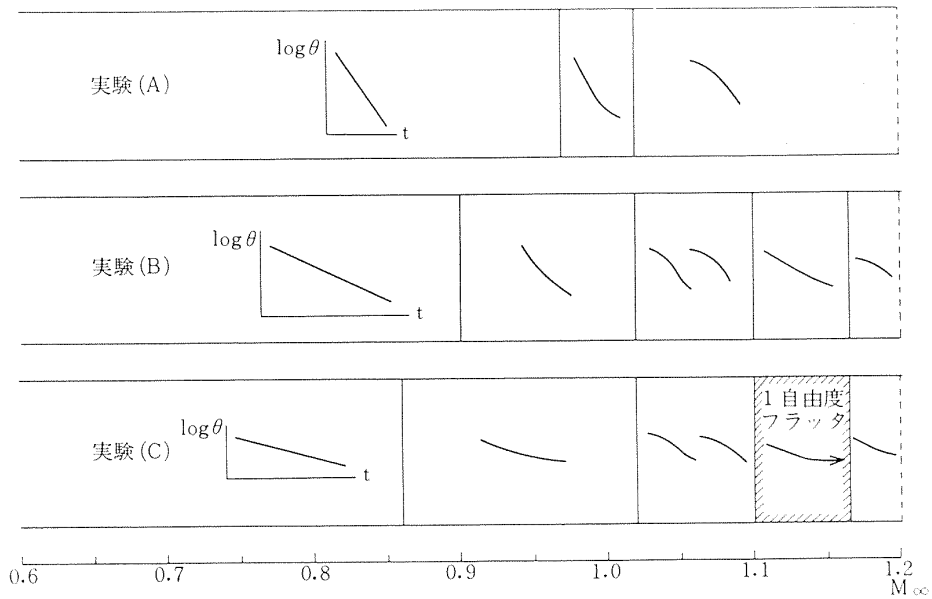


(f)

第9図 ピッチ角減衰曲線, 実験 (C)

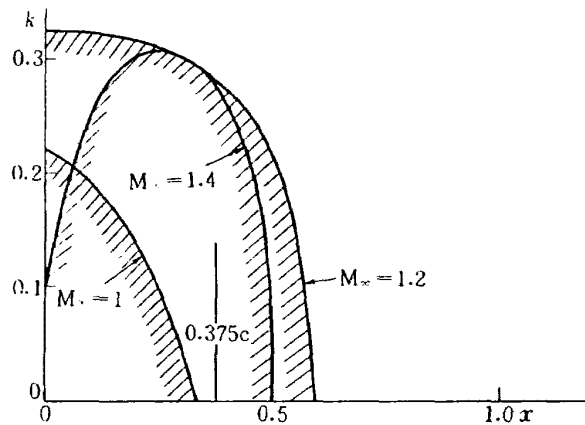


第10図 低超音速における純ピッチング・フラッタの例



第11図 減衰曲線の変化

で認められたこの負減衰は、実験 (B) の場合、非常に振幅の小さい状態で認められるようであるが、(第 10 図 (b)) 風洞気流の乱れのために波形が歪んでおり、1 自由度フラッタと断定することは難しい。また実験 (A) では、この負減衰領域は全然認められなかった。しかし、このことを除くと、減衰曲線の振幅による変化は、実験 (A), (B) についても実験 (C) と変わらない。簡略化した減衰曲線のマッハ数による分類を第 11 図に示す。ところで、一般に、遷音速微小擾乱流の基礎方程式は非線型であるが、非定常流の場合、振動が早いと (k が大きいと) 方程式の中で振動項に比し非線型項を無視できるので、これを省略した線型理論が成立する。この線型理論は、マッハ数 1 を含む低超音速領域では、 k の小さい場合、純ピッチ運動に対して k の広い範囲で負減衰の生ずることを主張している⁷⁾。第 12 図はこの線型理論による純ピッチング運動のフラッタ限界を

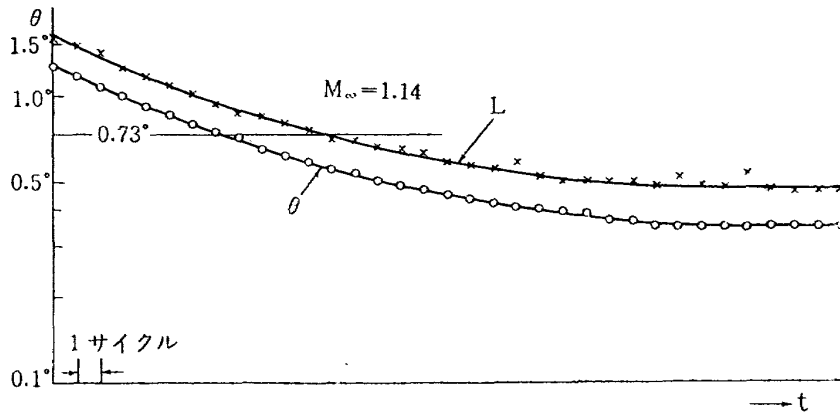


第 12 図 線型理論による純ピッチング・フラッタ限界

示す。しかし、 k の小さい範囲では、線型理論の仮定そのものが大きく破れるので、このような主張はかなり疑問とされる。我々の実験では、遷音速領域で $k=0.05\sim 0.025$ で、使用した翼の翼厚は $\tau=0.10$ であるから $k \leq 1/2\tau$ であり、 k は小さい。したがって、今回見出された低超音速負減衰領域が、線型理論の予想する現象であるかどうか早急に断定することはできない。この点については、流れの非線型性の影響のほか、遷音速風洞壁干渉の問題も介在しているので、今後さらに慎重に検討する必要がある。実験 (A), (B) では、実験 (C) でみられた負減衰領域が明確に認められなかったが、この事実より負減衰領域が微小振幅で存在しないという結論を直ちに下すこともまたできない。流れの非線型性のため、振幅が有限にとどまった場合、この振幅が小さいと、気流の不規則変動の中に埋没してしまう恐れがあるからである。

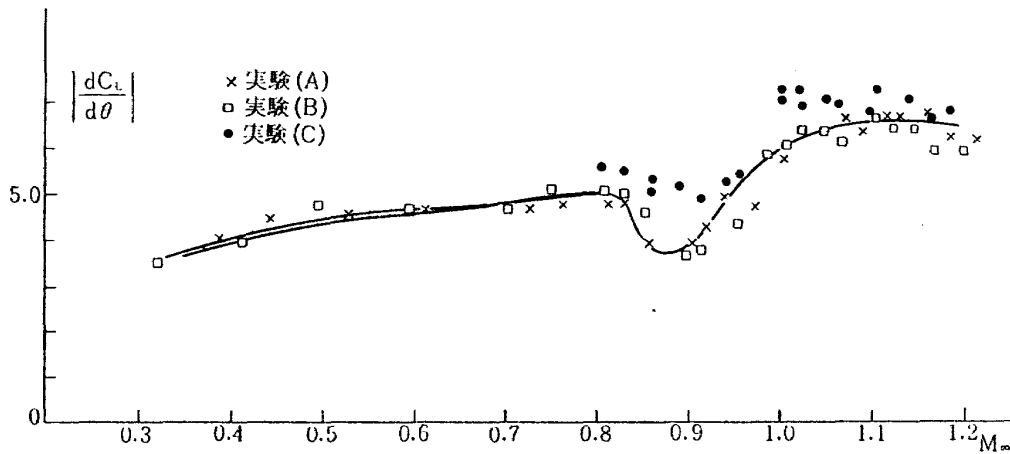
$$(c) \text{ Lift coefficient: } \frac{dC_L}{d\theta}$$

揚力係数もオッシログラムよりピッチング・モーメントと同様に求めることができる。実験によれば、第 13 図に示すように、振幅によって減衰率の異なる遷音速領域においても、揚力とピッチング・モーメントの減衰率はほぼ同一と認められた。したがって揚力の (6) 式による表示も一応妥当である。オッシログラムより得られる値は、揚力の絶対値のみならず、運動 θ に対する揚力



第13図 ピッチ角, 揚力減衰曲線, 実験(C)

変化の位相差 φ も含まれるのであるが, この値は大きくないので記録より正確に読みとることは不可能であった。第14図に揚力傾斜の絶対値 $\left| \frac{dC_L}{d\theta} \right|$ の測定結果を示す。この変化は, 第8図のピ

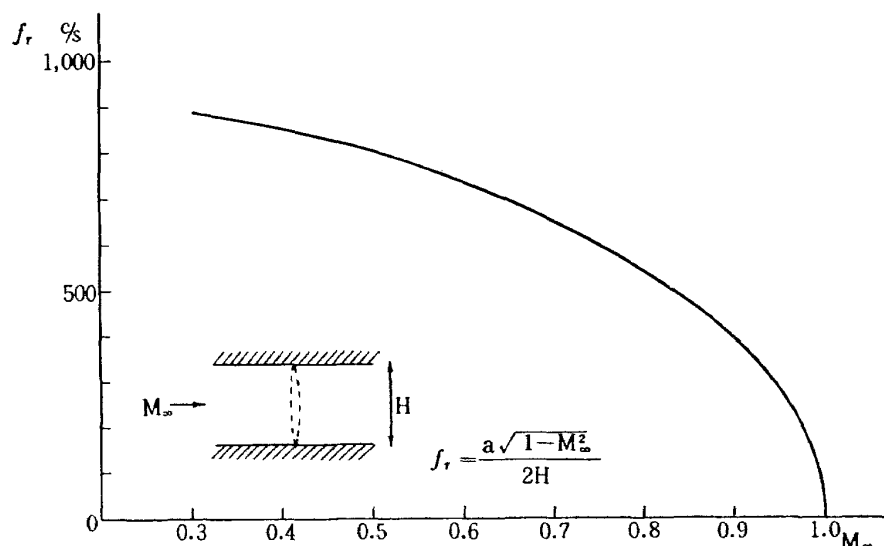


第14図 揚力傾斜の絶対値の測定結果

ッチング・モーメントの aerodynamic stiffness coefficient m_θ の変化とほぼ対応していることがわかる。揚力傾斜の reduced frequency k による変化は殆んど認められない。なお, この値については定常流の実験値と比較してみる必要がある。

(d) 風洞共鳴について

最後に風洞共鳴について一言つけ加えておく。亜音速における非定常風洞実験に関しては, 一種の風洞壁干渉としていわゆる風洞共鳴現象がある。これは, 管状の風洞測定部を亜音速流が流れるために, 気流中に, 主として測定部断面の幾何学的形状と気流の速度で定まる振動数で定常的音波が発生することである。二次元流の場合, 測定部がソリッド壁であるとして, この振動数は簡単に線型理論より求められる。(第15図) もちろん, 実験振動数がこの共鳴振動数に近いと測定値はこの影響を大きく受け, 実験自体が無意味になってしまう。とくに, 線型理論にしたがえば, この共鳴振動数はマッハ数が1に近づくと0に収束する。この意味からも, マッハ数1を含む遷音速非定



第15図 マッハ数～風洞共鳴振動数

常風洞実験は従来疑問視されているようである。しかし、実際は、マッハ数が1に近づくと翼のまわりには超音速領域も出現する筈であり、線型理論の主張する共鳴現象がマッハ数1に充分近い領域で存在することもまた疑問である。事実、我々の実験では、マッハ数を連続的にかえて測定を行なったが、遷音速領域ではそのような共鳴現象は認められなかった。しかし、この共鳴現象については、測定壁の種類も関係するであろうから、なお慎重に吟味する必要がある。

§5 む す び

1. 亜音速および遷音速領域において、二次元円弧翼に 37.5% 弦長点をピッチ軸とするピッチ運動を行なわせ、その非定常ピッチング・モーメントおよび非定常揚力を減衰振動法により測定した。測定部は上下壁が開口比5%のスロット壁である。
2. ピッチング・モーメントの aerodynamic stiffness coefficient $m\theta$ は定常流のピッチング・モーメントとほぼ同様な変化をする。超音速領域では reduced frequency k が大きくなると $m\theta$ は減少した。
3. ピッチング・モーメントの aerodynamic damping coefficient $-m\dot{\theta}$ はマッハ数により著しく変化する。高亜音速領域で小さな極大、極小があり、さらに、マッハ数が1に近いところで大きい極大がある。遷音速領域ではこの $-m\dot{\theta}$ の値は振幅によって大きく変化する。とくに超音速領域では、マッハ数および k の狭い範囲で有限振幅の1自由度フラッタを生じた。
4. 揚力傾斜の絶対値は k によらずほぼ一定であった。
5. 風洞共鳴現象はマッハ数が1の付近で認められなかった。

終りにのぞみ、実験および測定値の処理に協力していただいた空力弾性研究室江尻宏氏に厚く感謝いたします。

§ 6 記 号

M_∞	主流のマッハ数
θ	ピッチ角
L	揚力
α	平均迎角
m_θ	ピッチング・モーメントの aerodynamic stiffness coefficient
$-m\dot{\theta}$	ピッチング・モーメントの aerodynamic damping coefficient
$\left \frac{dC_L}{d\theta} \right $	揚力傾斜の絶対値
φ	揚力傾斜のピッチ角に対する位相差
k	reduced frequency $\left(= \frac{\omega c}{2V} \right)$
I	翼部分のピッチ軸まわりの慣性モーメント
k_θ	ピッチ軸まわりの cross spring pivot の剛性
g_θ	翼—cross spring pivot 系のピッチング構造減衰率
t	時間
λ	減衰率
ω	翼—cross spring pivot 系のピッチング円振動数 ($=2\pi f$)
f	翼—cross spring pivot 系のピッチング振動数
	suffix 0 は静止空気中の値を示す。
M	空気力によるピッチ軸まわりのピッチング・モーメント $(=M_\theta\theta + M\dot{\theta})$ $=2qlc^2(m_\theta + 2km\dot{\theta})\theta$
L	ピッチ軸に働く揚力 $(= \left \frac{dL}{d\theta} \right \cdot \theta e^{i\varphi} = 2qlc \left \frac{dC_L}{d\theta} \right \cdot \theta e^{i\varphi})$
F	平行梁に働く力
f_{t_1}	翼—cross spring pivot 系の静止空気中の並進固有振動数
f_{t_2}	翼—平行梁系の静止空気中の並進固有振動数
h	十字板ばねの厚さ
q	主流の動圧
V	主流の速度
l	翼幅
c	翼弦長
a	主流の音速
H	風洞の高さ

f_r	風洞共鳴振動数
R	レイノルズ数 (翼弦長を基準にとる)
x	前縁より測った翼弦長の距離 (翼弦長を基準)

文 献

- 1) H. Hall, R. & M. No. 3232, 1959.
- 2) J. B. Bratt, W. G. Raymer, J. E. G. Townsend, R. & M. No. 3257, 1957.
- 3) 橋本 登, 井上政一, 航空技術研究所資料 TM 6, 1962.
- 4) E. D. Knechtel, NASA TN D-15, 1959.
- 5) R. Michel, F. Marchaud, J. Legallo, ONERA Publication n° 65, 1953.
- 6) H. H. Pearcey, R. & M. No. 3108, 1959.
- 7) H. C. Nelson, J. H. Berman, NACA Rep. 1128, 1953.

NAL TR-56

航空宇宙技術研究所

亜音速および遷音速における二次元非定常空気の測定 (第I報)

1963年11月

18ページ

亜音速, 遷音速領域においてピッチングを行なう二次元円弧翼 (厚み比10%) の非定常ピッチング・モーメントおよび揚力を減衰振動法により測定した。遷音速領域ではピッチング・モーメントの aerodynamic damping coefficient がピッチ角振幅に大きく依存する。また, 高亜音速領域ではこの値は stiffness coefficient と同様にマッハ数による変化が大きい。低超音速領域では, マッハ数と reduced frequency の或る範囲で有限振幅の純ピッチング・フラッタが観測された。

I. 中村泰治
田辺義一

II. NAL TR-56

III. 533.6.011.3/5

NAL TR-56

航空宇宙技術研究所

亜音速および遷音速における二次元非定常空気の測定 (第I報)

1963年11月

18ページ

亜音速, 遷音速領域においてピッチングを行なう二次元円弧翼 (厚み比10%) の非定常ピッチング・モーメントおよび揚力を減衰振動法により測定した。遷音速領域ではピッチング・モーメントの aerodynamic damping coefficient がピッチ角振幅に大きく依存する。また, 高亜音速領域ではこの値は stiffness coefficient と同様にマッハ数による変化が大きい。低超音速領域では, マッハ数と reduced frequency の或る範囲で有限振幅の純ピッチング・フラッタが観測された。

NAL TR-56

航空宇宙技術研究所

亜音速および遷音速における二次元非定常空気の測定 (第I報)

1963年11月

18ページ

亜音速, 遷音速領域においてピッチングを行なう二次元円弧翼 (厚み比10%) の非定常ピッチング・モーメントおよび揚力を減衰振動法により測定した。遷音速領域ではピッチング・モーメントの aerodynamic damping coefficient がピッチ角振幅に大きく依存する。また, 高亜音速領域ではこの値は stiffness coefficient と同様にマッハ数による変化が大きい。低超音速領域では, マッハ数と reduced frequency の或る範囲で有限振幅の純ピッチング, フラッタが観測された。

I. 中村泰治
田辺義一

II. NAL TR-56

III. 533.6.011.3/5

NAL TR-56

航空宇宙技術研究所

亜音速および遷音速における二次元非定常空気の測定 (第I報)

1963年11月

18ページ

亜音速, 遷音速領域においてピッチングを行なう二次元円弧翼 (厚み比10%) の非定常ピッチング・モーメントおよび揚力を減衰振動法により測定した。遷音速領域ではピッチング・モーメントの aerodynamic damping coefficient がピッチ角振幅に大きく依存する。また, 高亜音速領域ではこの値は stiffness coefficient と同様にマッハ数による変化が大きい。低超音速領域では, マッハ数と reduced frequency の或る範囲で有限振幅の純ピッチング・フラッタが観測された。

I. 中村泰治
田辺義一

II. NAL TR-56

III. 533.6.011.3/5

I. 中村泰治
田辺義一

II. NAL TR-56

III. 533.6.011.3/5

TR-42	非定常境界層の相似解とその安定 A Similar Solution of Unsteady Laminar Boundary Layer and Its Stability Characteristics	1963年7月	小橋安次郎, 恩地 瑛
TR-43	超音速における操縦面の効きについて On the Effectiveness of Control Surfaces in Supersonic Flow	1963年2月	河崎俊夫
TR-44	高速翼列の実験について (流入角の大きい減速翼列の予備実験) Some Notes about the Effect of Tunnel Configuration and Testing Technique on Compressor Cascade Performance	1963年2月	近藤 博, 義田光弘 坂口 一, 山崎紀雄
TR-45	固有値問題 $(\sum \lambda^k A_k)x=0$ の数値解法 A Numerical Method for the Eigenvalue Problem $(\sum \lambda^k A_k)x=0$	1963年4月	戸川隼人
TR-46	翼の固有振動数に関する一解析法 On the Vibration Analysis of Aircraft Wings	1963年6月	川井忠彦, 泉日出夫 戸川隼人, 林 洋一
TR-47	鋳鉄円板の回転破壊におけるコリオリの 力の影響 Influence of Coriolis' Force on the Burst of Rotating Disc of Cast Iron	1963年8月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-48	曲面に沿う境界層 Effects of Surface Curvature on Laminar Boundary-Layer Flow	1963年8月	林 二 識
TR-49	高速軸流圧縮機の研究 (Ⅲ) An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (Ⅲ)	1963年9月	松木正勝, 宮地敏雄 大山耕一, 吉田 晃 西脇英夫, 岩部柱相
TR-50	境界収縮法による偏微分方程式の境界値問 題の数値解法 Numerical Method for Boundary Value Problems of Partial Differential Equa- tions by Boundary Contraction	1963年9月	樋口一雄, 能美 力
TR-51	人間の静的不安定系の制御能力 Human Control Ability of the Statically Unstable System	1963年9月	武田 峻
TR-52	粒状加熱器の熱特性 Thermal Characteristics of a Pabble-Bed Heater	1963年9月	林 二 識
TR-53	円管流の非定常熱伝達 (第1報) 一壁温が時間と流向距離のみによる場合一 Thermal Characteristics of the Unsteady Flow through a Circular Pipe whose Temperature depends on Time and Flow-Directional Distance only	1963年10月	林 二 識
TR-54	偏微分方程式の混合境界値問題の差分法に よる数値解法 Difference Method for the Mixed Boundary Value Problems	1963年10月	三好 甫
TR-55	ボスをもった車盤の回転強度 Rotating Strength of Rotor Which Has a Boss	1963年11月	佐藤和郎, 永井文雄

航空宇宙技術研究所報告 56号

昭和 38 年 11 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(0422)(3)5171(代表)

印 刷 所 笠井出版印刷社
東京都港区芝南佐久間町1の53
