技 術 論 文

マッハ数によるロケット静安定変化の予備試験*

谷 喬**・原 亘利**・関根 英夫**

Preliminary Tests of Mach Number Effect on Static Stability of Rocket Vehicles

Takashi TANI, Nobutoshi HARA and Hideo SEKINE

Summary

The effect of Mach number on the static stability of various models of one stage rocket vehicles was investigated in the Blowdown Supersonic Wind Tunnel in National Aerospace Laboratory. Component tests for two stage rocket vehicle and some preliminary tests for flared-tail model were also conducted.

1. ま え が き

ロケット飛しょう体は一つの機体が広い速度範囲で飛行する一方その間の重心位置の変化も大きいので、マッハ数による安定性の変化は特に重要な問題である。航空宇宙技術研究所では昭和 36 年度にまず観測ロケットの遷音速風洞試験を行なった。その後 37 年度より行なわれた 1m×1m 吹き出し式超音速風洞における試験結果の中から、静安定の問題に関する結果を取りまとめて報告する。模型は現在開発されつつある尾翼付きの観測ロケットと相似の 1 段および 2 段式のものであって、これらは実機のサステナ単独およびサステナとブースタとの結合状態に対応する。試験マッハ数の範囲は最低 1.5 より 2 段式のものでは 2.5 まで、1 段式のものでは 3.5 までであった。結果としては 1 段式のものではほぼ推定値に近い値が得られており、2 段式のものに対しても前後翼の干渉を考慮に入れた計算値が概ね満足すべき値を与えることが分かった。さらに尾翼の代わりにいわゆるフレヤーをつけた試験も一部行なった。

2. 記 号

C_L : 揚力係数
 C_{La} : 揚力傾斜, $(\partial C_L / \partial \alpha)_{\alpha=0^\circ}$, ラジアン単位
 C_m : 縦ゆれモメント係数, 先端まわり, 頭上げ正
 $C_{m\alpha}$: 縦ゆれモメント傾斜, $(\partial C_m / \partial \alpha)_{\alpha=0^\circ}$

C_N : 垂直力係数

C_{Na} : 垂直力傾斜, $(\partial C_N / \partial \alpha)_{\alpha=0^\circ}$

l : 基準長 (胴体全長)

M : マッハ数

N_1, N_2 : 天秤の垂直力成分

S : 基準面積 (胴体平行部断面積, 19.63 cm²)

x_{cp} : 先端より圧力中心までの距離

α : 迎角

3. 風洞および模型

試験を行なった風洞は測定部断面 1m×1m の吹き出し式超音速風洞で、可撓ノズルによってマッハ数を 1.4~4.0 の間に任意に設定しうるものである。風洞の詳細は航技研報告¹⁾にのべられている。

実験の要領および計測法は先に報告した AGARD 標準模型 B の三分力試験²⁾と同様であるが、最高マッハ数は 3.5 まで上げることができた。レイノルズ数は 1m につき $2 \sim 4 \times 10^7$ の間である。この値は同一の模型を試験した当所の 2m×2m 遷音速風洞のものに比べてかなり大きい。遷音速試験においては tripping wire あるいは transition strip によって有効レイノルズ数が上げられていたので、両試験のデータのつながりは後にのべるように比較的良好である。超音速試験においては AGARD 模型試験の結果からみて固定遷移の実験は行なわなかった。

模型は最初プリンス自動車工業 K.K. より遷音速風洞試験を委託された一連のもの (仮称プリンス模型) の一部を用いたが、この系列は 1 段式および 2 段式で各部が交換できる構造でありその基本型は第 1 図に示すとおりである。1 段式についてはその頭部を基準の 20° 円錐のほか、30° 円錐、2 種の ogive および 20° 円錐の先端を丸めたものが用意された。(第 2 図) また尾部は基準のクリップド・デルタ翼のほか、第 3 図 (a, b) に示すようなデルタ翼、後退翼および翼なし模型について試験を行なった。同じ系列の 2 段式のものについては第 1 図の基本形のほかに接合部の形状を第

* 昭和 39 年 1 月 22 日原稿受理

** 航空宇宙技術研究所

第1図 1段式および2段式ロケット基本型 (プリンス模型)

第2図 1段式ロケットと交換用先端部

3図(c)のように変えたものについてのみ試験が行なわれた。これらの模型の概要を第1表(#1~#15)にまとめている。

さらに2段式ロケットについて機体各部の成分のもつ空気力や相互の干渉の効果をみるため各部の取外しのできる模型(仮称 2906 模型, 第4図)を製作して

第1表 模型

模型番号	摘 要	図
#1	1 段式基本型	第1図(a)
2	#1 の頭部を 30° 円錐としたもの	
3	// 断面半径の 427.4 mm の ogive //	
4	// // 186.6 mm //	
5	#1 の先端に半径 5 m のまるみをつけたもの	
7	#1 の尾翼をデルタ翼としたもの	第3図(a)
8	// 後退翼 //	第3図(b)
9	とり外したものの	
14	#15 の接合部が第3図(c)の如くなったもの	
15	二段式基本型	第1図(b)
2906	前後翼とり外しできる2段式	第4図(a)
フレアー つき	2906 にフレアー(第4図(b))をつけたもの 全長は 2906 模型と同じ	

NO. 7

NO. 8

NO. 14

第3図 1段式交換用尾部(a,b)と2段式接合部の変化(c)

全機, 前翼なし, 後翼なし, 胴体のみ等の実験を行なった。

最後にこの 2906 模型の翼をとり外してその代わりに第4図(b)のごとき円錐形のフレアーを後端にとりつけたばあいについて実験を行なった。

測定はすべて米国 TASK 社製の 1.5 in 内挿式ストレーン・ゲージ・バランスによって行っている。この天秤の2つの垂直力成分 (N_1 , N_2) 検出素子は天秤中心か

第4図 仮称 2906 模型 (a) とフレアー・テスト用尾部 (b)

ら前後おのおの 3 in のところにある。これらの出力より合力としての垂直力および先端まわりの縦ゆれモーメントを算出している。迎角は -10° から $+10^\circ$ まで毎秒約 2° の速度で連続的に変化させながら計測を行なったが、データはほぼ 1° おきに記録される。垂直力傾斜 $C_{N\alpha}$ 、モーメント傾斜 $C_{m\alpha}$ はデータを迎角に対しプロットした後図式に求めている。なお最終の整理としては機体軸に関する垂直力係数 C_N から安定軸に対する揚力係数 C_L に換算したばあいが多いが、当然 $\alpha=0$ における $C_{L\alpha}$ の値は $C_{N\alpha}$ と等しいはずである。しかし実際にプロットから図式に傾斜を求める方法では図表整理者の個人差にもよるが一般に真の $\alpha=0$ における傾斜よりもやや大きめに、特に $C_{N\alpha}$ の方が $C_{L\alpha}$ よりも大きく評価される傾向にある。これらのことから最も問題となる圧力中心は $C_{N\alpha}$ 、 $C_{m\alpha}$ から

第5図 実験データの例

算出した値によらず直接 N_1 、 N_2 の出力より計算しているが、このばあい $\alpha=0$ の付近では両成分のわずかの 0 点移動が大きく効いて精度が悪くなることはまぬがれない。

得られた実験値の 1 例を第 5 図に示す。

4. 実験結果

4.1 1 段式ロケット 1 段式ロケットについて頭部形状を変化させて行なった結果は抵抗の値には有意な差が認められたが、垂直力およびモーメントについては精度の範囲で区別のつかない値を示している (第 6 図 (a))。これに反し尾翼を変化させればあいは予想どおり垂直力およびモーメントとも形状によってかなり性質の異なる傾向を示している (第 6 図 (b, c))。揚力傾斜をマッハ数に対して図示したものはいずれも遷音速のデータとほぼなめらかにつながっているが、モーメント傾斜はここにかかげた例 (第 7 図) では超音速

第6図 (a) 1 段式ロケット揚力傾斜のマッハ数による変化 (その 1) 先端部の変化

第6図 (b) (その 2) デルタ翼

第6図 (c) (その 3) 後退翼

第7図 1段式ロケットモーメント傾斜のマッハ数による変化

の結果はやや高目になっている。これは前述のように図式のよみとりのためかとも思われる。また胴体のみの試験では天秤の容量に比して出力が過少のためよいデータが得られなかったので今回は省略することとした。

つぎに尾翼形状を変化させたばあいの圧力中心のマッハ数による変化を第8図に示す。後退翼が最も安定側にあるがその差は僅かである。マッハ数の増加とともに著しい圧力中心の前進があることは明らかであり、実機のばあい高いマッハ数では圧力中心と重心との距離はかなり接近するものと思われる。

比較に用いた計算は NACA の Report 1307 の方法によったものであるが、ロケットの形態についてこれを使用に便利なチャートにまとめることが小橋、宮沢および筆者の一人によって行なわれている⁴⁾。現在の計算においては先端部に働く垂直力としてはスレンダー・ボディ理論のもの、また胴体一様断面の部分に対しては BUFORD の結果⁵⁾によっている。なお今回は

第8図 圧力中心のマッハ数による変化

迎角0付近の垂直力傾斜のみを問題としたため cross-flow による粘性効果等は省略している。また boat tail の効果もスレンダー・ボディ理論によって評価したのでこの部に負の垂直力を生じ、モーメントとして不安定側に効くことになったがこれは厳密な計算に比してこの効果を過大に評価しているものと思われる。さらにスレンダー・ボディの理論によれば全機が45°バンクしたときも性能が変わらないことが予想されているがこれは実験的にもたしかめられた。

4.2 2段式ロケット 2段式ロケットに対しては実機の性能範囲から最高マッハ数 2.5 までにとどめた。第9, 10 図にはプリンス模型のうち2例につき CL_{α} および x_{cp} のマッハ数による変化を示した。模型がかなり長いマッハ 1.5 では先端から出た衝撃波が風洞壁で反射後尾部に当たっている可能性があるが底面圧以外には甚しい影響はないと判定している。

計算値はこのばあいも前記の方法によっているが、胴体が前後段で直径が異なる時の前後翼の干渉について、特に実験との対比を行なった文献があまり見られない。このような形状については前翼、後翼各個の空気を分離して計測する必要があるため第4図の模型を製作して全機、前翼なし、後翼なし等の試験を行なった。ただしこのときも胴体のみのデータはあまり良くないのでここには省略した。

第9図 2段式ロケットの揚力傾斜

第10図 2段式ロケットの圧力中心の移動

この結果は第 11, 12 図に示すように成分別にもほぼ推定値と一致している。全機の干渉を考慮した計算値は胴体断面積変化は特に考慮していない。またこのような形状についてはマッハ数が 1.5~2.5 の間では圧力中心の移動があまり甚しくないことが分かった。これはマッハ数増加に伴い後翼の効きが低下すると同時に前翼の効きも低下し、また干渉値も減少するため

第 11 図 仮称 2906 2 段式ロケット揚力傾斜成分試験 (推定値と実験値との比較)

第 12 図 仮称 2906 2 段式ロケット圧力中心成分試験 (推定値と実験値との比較)

と思われる。なお 2 段式についても 45° バンクさせた結果もほとんど変わらないことがたしかめられた。

4.3 フレヤー 高い超音速領域では尾翼の効きが著しく低下する一方先端部のもつ垂直力は減じない。このため全機の圧力中心は前進し静安定が減ずることになる。尾翼のみによって高いマッハ数まで安定を保つためには大きい翼面積を必要とし、これは抵抗の増大をきたす。これに対してロケットの後端を円錐状に広げるいわゆるフレヤーが安定を保つために利用されつつあるが⁽⁹⁾⁽⁷⁾、スレンダー・ボディの理論が適用される範囲ではこの効果はマッハ数によらないはずである。またごく高いマッハ数に適用されるニュートン流近似の結果からもこれが安定に効くことが推定される。

このような形状についての予備試験として前記の模型 2906 の翼の代わりに第 4 図 (b) のようなフレヤーをつけて行なった結果を第 13, 14 図に示す。実験値はスレンダー・ボディ理論の予想値にかなり近く、またマッハ数による垂直力、圧力中心位置の変化が少ないことを示している。

しかしフレヤーを付した物体の空力特性はレイノルズ数によって大きく変化をうけるといわれている。これはフレヤーの前で境界層が剥離するためと考えられ、このためフレヤーの効きが低下するので近年特に問題とされている⁽⁸⁾⁽⁹⁾⁽¹⁰⁾。今後マッハ数の他にレイノ

第 13 図 仮称 2906 フレヤーつき模型揚力傾斜のマッハ数による変化

第 14 図 仮称 2906 フレヤーつき模型圧力中心のマッハ数による変化

ルズ数の広い範囲でこれらの試験を行なう必要があると思われる。

5. む す び

航技研風洞によるロケット模型試験は本報告に示すように二、三の基本的な形態についてのテストを終わったところで、本格的な系統試験や各成分についての試験はなお計画中の段階である。翼面積が小さくしたがつてこれに働く空気力の小さいロケットでは計測の技術面でまだ解決せねばならぬ問題も多い。なお抵抗値については近い機会にまとめて報告したい。

この実験は航空宇宙技術研究所吹き出し式超音速風洞担当者全員のほか当所の多くの研究者の協力により行なわれたものである。殊に終始御指導いただいた重見部長、河崎技官、小橋技官、高木技官、また計算について協力いただいた宮沢技官に感謝するものである。

文 献

- 1) 航空技術研究所空気力学第2部: 1m×1m 吹出し超音速風洞の計画と構造, 航空技術研究所報告 TR-29 1962年10月。
- 2) 高木廣治・谷喬・斎藤秀夫・新井忠: 航技研超音速風洞にお

- ける3分力試験, 航空学会誌第11巻第117号 1963年10月。
- 3) W. C. PITTS, J. N. NIELSEN, and G. E. KAATTARI: Lift and Center of Pressure of Wing-Body-Tail Combinations at Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds, NACA Report 1307, 1957.
- 4) Y. KOBASHI, T. TANI and M. MIYAZAWA: Studies on Aerodynamic Characteristics of a Rocket Model at Transonic and Supersonic Speeds, Presented at the Fifth International Symposium on Space Technology and Science, Tokyo 1963.
- 5) W. E. BUFOKD: The Effects of Afterbody Length and Mach Number on the Normal Force and Center of Pressure of Conical and Ogival Nose Bodies, JAS Vol. 25, No. 2, Feb. 1958, pp. 103~108.
- 6) R. J. KEYNTON and A. B. FICHTER: Investigation of the Aerodynamic Characteristics of two Preliminary Designs of Scout Research Vehicle at Mach Numbers from 1.77 to 4.65, NASA TN D-821, 1961.
- 7) J. G. WOODLEY: Pressure Measurements on a Cone-Cylinder-Flare Configuration at Small Incidences for $M_\infty=6.8$, ARC C. P. No. 632, 1963.
- 8) D. M. KUEHN: Turbulent Boundary-Layer Separation Induced by Flares on Cylinders at Zero Angle of Attack, NASA Technical Report R-117, 1961.
- 9) D. M. KUEHN: Laminar Boundary-Layer Separation Induced by Flares on Cylinders at Zero Angle of Attack, NASA Technical Report R-146, 1962.
- 10) J. D. GRAY and E. E. LINDSAY: Force Tests of Standard Hypervelocity Ballistic Models HB-1 and HB-2 at Mach 1.5 to 10 AEDC-TDR-63-137, 1963.

撓んだ片持ち梁の振り振動について*

杉 山 善 幸**

Some Considerations on the Torsional Vibration of a Cantilever with Deflection

Yoshiyuki SUGIYAMA

Abstract

This paper reports some relations between the curvature due to deflection and the frequency or mode of the vibration in long thin cantilevers, as the helicopter blades. For the lateral-torsional vibration coupled through a constant curvature, which is introduced in order to simplify the problem, the frequency equation and coupled mode are obtained. In the case where the torsional vibration is predominant, the free vibrations are studied under the curvature varying along the cantilever, their modes and frequencies are obtained. It is assumed through the calculation that a term involving the curvature in the equation of motion is smaller than others.

The consideration for such the uniform cantilever

with the deflection that the torsional vibration is predominant, has revealed the following: the curvature makes the torsional frequency increase, the lower the natural frequency is, the greater the effect of the curvature is on the frequency and mode, and moreover the effect can be approximately concentrated in a nondimensional parameter.

1. ま え が き

撓みの小さい細い梁の振り振動を扱う場合普通、この梁を直線梁と考えて振動数および振動型を求め、おりこれで問題はないのであるが、撓みが増加し梁の中心線に沿う初期曲率もまた大きくなった場合には梁は単に振り振動のみをしなくて曲げ・振りの連成振動を行なう。そして初期曲率は直線梁のときに比して振動数、振動型の上にかんがりの影響をおよぼし直線梁とし

* 昭和38年11月8日、飛行機シンポジウムで講演、昭和39年1月20日原稿受理

** 名古屋大学工学部