小型超音速実験機全機フラッタ模型風洞試験について*1

Wind Tunnel Test of Full Span Flutter Models of Small Supersonic Experimental Aircraft

齊 藤 健 一*2・菊 池 孝 男*3・玉 山 雅 人*2・町 田 茂*2・中 道 二 郎*2
Kenichi SAITOH, Takao KIKUCHI, Masato TAMAYAMA, Shigeru MACHIDA and Jiro NAKAMICHI

Key Words: Super Sonic Transport, Flutter, Wind Tunnel Test

Abstract: Three wind tunnel tests for flutter have been conducted under the development of the National Experimental Airplane for Supersonic Transport (NEXST-1) of JAXA launched in 2005. Three kinds of flutter were investigated by using three different wind tunnel models at that time. Discussion of this paper is mostly on the one for a main wing model. The planform of the NEXST-1 wing is a cranked arrow having warp in the out of plane direction. For flutter, the model showed the so called transonic dip of which bottom speed was at Mach 1.02. It was also subjected to limit cycle oscillation (LCO) in the transonic regime. The flutter was dominantly the bending of the out board wing. In the design stage of the NEXST-1, a 20% reduction was anticipated for the transonic regime by the flutter analysis with the linear aerodynamic theory. The wind tunnel experiment resulted in 21% lower in the flutter speed that was slightly higher than the assumption. The NEXST-1 aircraft was launched in the piggy back style by the solid rocket booster. Therefore, the flutter was also investigated for this launching configuration. The flutter speed reduction in this case was 27%, which was larger than that for a sole airframe. As a consequence, the design methodology for transonic flutter is thought to be confirmed for supersonic flight vehicles.

記 号 の 説 明

P_0 : 総圧
 ρ : 空気密度
 ρ_{SL} : 海面上の標準大気空気密度
 μ : 質量比
 T : 気体温度
 M : マッハ数
 m : 翼質量
 q_d : 動圧
 ω : 角振動数
 γ : 比熱比
 b : 代表半翼弦長
 l : スパン長
 i : 虚数単位
 V_{EAS} : 等価対気速度
 V_{TAS} : 真対気速度
 $C_{l\alpha}$: 揚力傾斜
 H : 風洞測定部高さ
 k : 無次元振動数
 U : 速度
 R : 気体定数
() $_{\infty}$: 一様流に関する諸量

1. は じ め に

1963年に米国で超音速旅客機 (Super Sonic Transport; SST) の開発プログラム (U. S. SST program) が正式にスタートした¹⁾。NASA が行った予備調査 SCAT (Supersonic Commercial Air Transport) では -4, -15, -16, -17 の 4 種類の機体が提案されボーイング社やロッキード社が検討した。このうち可変翼機であった SCAT-15 は後にダブルデルタ固定翼機 SCAT-15F として提案され、その後の開発のベースとなっている。同年に米国連邦航空局 (FAA) が出した提案要求に対してボーイング社やロッキード社が応募して B-2707-200, L-2000 を提示し、ボーイング社が選ばれている。B-2707-200 は可変翼機であったがその後 SCAT-15F をベースとした固定翼機の B-2707-300 へ設計変更された。しかしながら米国での SST プロジェクトが終了した 1971 年の時点ではフラッタに関する問題は解決されていなかった。1972 年以降 Advanced Supersonic Technology (AST) プログラムとして SST の研究は続けられ、1974 年に Supersonic Cruise Aircraft Research (SCAR), 1979 年 Supersonic Cruise Research (SCR) と名称を変えながら受け継がれている。その間、解析技術の進歩により、構造解析コード ATLAS を用いてフラッタに対する検討が進められ、強度設計結果に対して 1503 kg の重量増加のほか、翼厚増加による抵抗係数の増加、さらに設計急降下速度を 93 km/hr (50 knot) 低下させることによりフラッタ問題を解決することとしている²⁾。1986 年から NASA の契約の下、ダグラス社やボーイング社が High

*1 © 2011 日本航空宇宙学会
平成 23 年 5 月 24 日原稿受付
*2 宇宙航空研究開発機構
*3 元 宇宙航空研究開発機構

Speed Civil Transport (HSCT) の研究を行い、1990 年から NASA は High Speed Research (HSR) プログラムを行っている。この間 AST-200 や Reference H と呼ばれるモデルに対する検討が進められ、遷音速ディップに対する桁位置やフィン等パラメトリックな研究が進められた。

一方英仏開発の Concorde は旅客飛行まで実現させており、フラッタ模型による試験や 3 機の飛行試験等、開発のいずれのステージでも主翼に関するモードに問題は生じていない。最もフラッタ速度余裕の少ないモードは、垂直フィンとラダーに関するモードとされている³⁾。

遷音速領域における SCAT-15F 全機フラッタ模型のフラッタ試験は、翼面上の垂直フィンあり、なしの形態で行われているが、双方とも Mach 0.92 でフラッタ動圧が最小となり、より低下量が多いフィンなし形態においてその低下量は Mach 0.81 に対して 10% 以下となっている⁴⁾。垂直フィンを外した場合は、フィンありに対して Mach 0.80 から 0.92 の間でフラッタ動圧が約 14% 上昇している。文献 5) では、クランクトアロー翼に対するエンジンナセルの有無の影響について実験によるデータが得られている。ナセルがあるとき遷音速ディップは深くなり、ナセルなしのとき、Mach 0.72 付近に対して Mach 0.97 で動圧低下量は 20% であるが、ナセルがあるときは Mach 0.75 付近に対して Mach 1.01 で 30% の低下となっている。これはディップの底自体は同程度のフラッタ動圧となっているが、遷音速領域ではナセルがあることによりフラッタ動圧が高くなっているためである。文献 6) では同じ模型でエンジンナセルのない状態において翼面上の垂直フィンの有無および迎角の影響について実験が行われた。この実験ではフィンのないクリーン形態ではゼロ揚力状態 (迎角 0°) で Mach 0.95 のときフラッタ速度が最低となり、Mach 0.70 に対して 11% の速度低下となっている。迎角については、フィンなしのときは Mach 0.90、フィンありのときは Mach 0.95 において、双方とも 4° のとき 0° に対して 13% の動圧低下であった。フィンの有無については、前述の試験とは逆にフィンがあるときのほうがフラッタ速度が高く、解析により空力的ではなく構造的影響が大きいとされている。その後も桁の構造やスパン長の影響等に関する試験が行われている^{7,8)}。

我が国で研究が進められた小型超音速実験機は、巡航マッハ数 2.0、座席数 300 席クラスの次世代大型超音速旅客機を想定した 11% のスケールモデルで、自然層流翼による抵抗低減とそれを実現するための逆問題設計法等の空力設計技術の実証を主な目的として開発された。これらの空力設計技術により機体形状において主翼はワープ形状をもったクランクトアロー翼、胴体はエアリアルール適用胴体である。実験機は 2002 年の第 1 回飛行実験失敗の後、大幅な改修設計を行い、2005 年第 2 回飛行実験を成功裏に終えた。本論文は、第 1 回飛行実験前の初期段階の空力弾性設計において行ったフラッタ模型風洞試験研究を整理再検討したものである。

2. 実験機の空力弾性設計

2.1 実験機および飛行試験の概要 小型超音速実験機の飛行実験計画では打上げ時には固体ロケットブースターに実験機を取り付け、最大高度約 20 km、最大マッハ数 2.5 に到達しロケットから切り離れたのち、滑空しながら巡航マッハ数 2.0 で空力データを取得し、その後減速したのちパラシュート開傘、エアバック展開により機体を回収する。

実験機主翼の翼根翼厚比は 3.7% で内翼は多桁構造となっている。キンクより先は翼厚比 3.0% で十分な厚みが確保できないことから、外翼はアルミ中実構造となった。また尾翼も同様に中実構造となっている。胴体はマルチフレームモノコック構造で内部に計測機器やエアバックを搭載し、また尾部にはパラシュートを搭載している。これらの主構造材料は主に 2124-T851、2024-T62 などのアルミ合金である。

2.2 実験機の空力弾性設計方針 解析精度の向上や、遷音速領域におけるフラッタ現象の解明などに伴い、フラッタ設計に関する FAA の規定は 1992 年に改訂され、輸送機 T 類に対する設計時のフラッタ速度余裕要求は等価対気速度でそれまでの 20% から 15% となり、より小さな余裕で設計されるようになった。超音速機においても一般にフラッタが最酷となるのは遷音速領域であって、同速度領域におけるフラッタ速度の低下、いわゆる遷音速ディップに対する十分な検討が必要となる。ただし本実験機においてはスケール効果により重量に対する軽量化の要求が厳しくないことなどから、フラッタ設計においては従来の線形空気力モデルによる解析を主体とし、十分な余裕をもって対処することとした。

アロー翼形態に対するフラッタ模型の風洞試験は文献 4) ~ 10) などに見られるが、文献 8) では本実験機と同様のクランクトアロー翼を扱っており、エンジンナセルの有無や翼面上に設けられたフィン、スパンの短縮等のフラッタ速度に対する影響が調べられている。このうち遷音速ディップにおける最大のフラッタ速度低下量はエンジンナセルつきの場合に見られ、Mach 0.75 前後の傾向から直線的に外挿した値に対して Mach 0.98 で 20% の低下であった。

これらの結果より、線形解析値から遷音速ディップにおいて 20% のフラッタ速度低下があることを想定し、この場合においても運用範囲から 20% のフラッタ速度マージンが確保できるよう、すなわち線形解析によるフラッタ速度が設計最大速度に対して 50% の余裕を有することを設計条件とした。また、この際実験機主翼構造がアルミ中実構造を含むことなどから、構造減衰 g が小さい可能性を考慮し、 $g = 0.01$ を仮定することとした。

基本設計時には主翼、エルロン、ロケットフィンに関するモードのフラッタが懸念されたが、これらについては各フラッタモードに対する模型をそれぞれ製作し、風洞試験を行うことによって設計の妥当性を確認することとした。本稿では主翼モードに対する風洞試験結果について記述する。

3. 風洞試験模型

3.1 相似則 主翼フラッタモードに対する風洞試験は全機模型により行い、実験機単体形状のほか、打上げ時のロケットブースターの影響を調べるため、ロケットブースターをつけた打上げ形態についても試験を行った（第1, 2図）。模型製作における実験機との相似パラメータを第1表に示す。全機模型の設計マッハ数は遷音速の影響が生じると考えられる0.90とし、模型のスケールは風洞のプロッケージ比の制約を満足するため0.20とした。また打上げ時に実験機がMach 0.90に到達する高度 $h = 1,829\text{ m}$ (6,000 ft)での空気密度、および打上げ時速度が遷音速風洞における風洞総圧 $P_0 = 80\text{ kPa}$ における気流条件と対応するよう相似則を設定した。

風洞試験で実験機のフラッタ特性を確認する際、相似則上対応する気流条件が風洞通風領域で実現できる必要がある。

第1図 全機単体形態模型

第2図 全機打上げ形態模型

第1表 全機模型相似パラメータ 第2表 曲げ1次モード振動数

	実験機	模型
Mach	0.9	0.9
V_{TAS} [m/s]	299.9	284.1
ρ [kg/m ³]	1.023	0.664
h [m]	1,829	
P_0 [kPa]		80
scale	1.00	0.200
速度比	1.00	0.947
密度比	1.00	0.649
振動数比	1.00	4.74
質量比	1.00	0.0052

	振動数 [Hz]	無次元 振動数 (設計点)
ノミナル	21.0	0.18
剛性翼	24.8	0.21
高剛性翼	24.8	0.21
実験機	11.7	0.47

しかし実験機に対して上記の相似則で模型を製作した場合、フラッタ速度は遷音速風洞の通風域内よりも高くなることから、剛性を相似則より低下させ、無次元振動数を相似則に対して0.38倍してフラッタが発生するよう設定した（第2表）。また重量比についても、模型は相似則よりやや重く、相似則からの逸脱を許容した。実験機の開発において、フラッタが発生しないことを風洞試験で確認さえすれば良い場合（クリア試験と呼ぶ）は、フラッタが発生しないことを確認すべき点が風洞で実現できればよいが、本試験研究では、遷音速フラッタ特性そのものを捉えてフラッタ特性を把握し非線形解析コードの検証データとすることを優先した。

3.2 模型形状および構造 単体および打上げ形態の全機模型形状を第3図、第4図に示す。全機模型において、主翼は弾性モードを模擬し、芯金にAl7075を用いた桁リブ構造となっており、ウレタンフォームにより翼型を整形した。胴体およびロケットブースターについては空力干渉のみを考慮するため極力剛とすることとし、前胴および後胴は樹脂、その他はSS400を用いた。またロケットブースターと実験機の結合も剛とした。主翼については、平面形その他、翼型およびワープ形状を実験機に対して模擬しているが、胴体は実験機で採用しているエアリアルールを適用した胴体ではなく、中胴部の径は一定である。本模型では弾

第3図 単体形態模型外形図

第4図 打上げ形態模型外形図

第5図 固有振動モード (全機単体形態モデル解析値)
 m_g は一般化質量を表す。

第3表 全機模型固有振動数

#	モード		振動試験			解析 振動数 [Hz]
	左翼	右翼	洞内 振動数 [Hz]	洞外 振動数 [Hz]	構造 減衰	
1		○	19.6	21.0	0.012	20.1
2	○		25.1	26.5		26.9
3		○	60.6	58.6	0.013	57.1
4	○		70.2	66.4		71.4
5		○	114.1	107.8	0.018	106.4
6	○		132.9			129.1
7		○	144.7			144.2
9	○		183.4			183.0

性主翼のモードのみ考慮することとしたため、主翼に舵面は装備していない。また尾翼およびロケットフィンについても省略した。芯金には歪ゲージを貼り付け、これにより翼の振動状況等をモニタした。歪ゲージ配線は胴体、ステイング内を通し、ストラット部はゴムホースを取り付けその内部を通している。

3.3 固有振動モード NASTRAN による全機模型振動モードの解析結果を第5図に示す。同図においてモード形状は最大変位を1として正規化しており、太線は節線を、実線は変位0.2ごとの等高線を表している。1~4次モードは右、左翼の曲げ1, 2次モード、5, 6, 7, 9次モードは右、左翼のねじり1, 2次モードとなっている。解析および振動試験による振動数を第3表に示す。洞内振動試験は風洞試験時と同様に右翼に低剛性翼（ノミナル剛性翼と呼ぶ）、左翼に高剛性翼を用い後述のロール機構は固定した状態で行った。洞外振動試験では左右とも同じ剛性の翼を取り付

けて行った試験をもとに対応するモードについて記載した。振動試験においては、左右の各翼において低次の2モードが曲げ、その次の2モードがねじりとなっており解析と対応している。振動数に若干の差が見られるが、フラッタ解析では解析値による振動数を用いた。

4. フラッタ解析

4.1 線形解析 ダブレットポイント法 (DPM) を用いて線形フラッタ解析を行った。空力パネルは片翼について胴体、内翼、中間部、外翼をスパン方向各1, 4, 2, 10要素に分け、コード方向に10等分した。非対称モードを考慮するため両翼の解析を行った。空力パネルを第6図に示す。非定常空気力は無次元振動数0.001から5.00まで18点解析し、固有値解析時にはその間を線形補間して使用した。

固有値解析には $p-k$ 法を用いたが、遷音速領域においては質量比 $\mu = m/\pi\rho_\infty b^2 l$ の扱いに注意を要する。フラッタ発生条件を示す有次元諸量としては一般に動圧あるいは等価対気速度が用いられる。したがってたとえば動圧

$$q_d = \frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 = \frac{1}{2}\gamma R \rho_\infty T_\infty M_\infty^2$$

$$= \frac{1}{2}\gamma R \frac{m}{\pi\mu b^2 l} T_\infty M_\infty^2$$

を考えると、質量比とマッハ数を固定すれば温度のみが変動量となる。FAAの規定では、フラッタ速度余裕は高度一定とした場合と、マッハ数一定とした場合の双方について、等価対気速度で15%の余裕を有することとされている。すなわち μ , T_∞ を一定として M_∞ を変化させた場合と M_∞ を一定として動圧を変化させた場合の双方を評価することとされている。本試験を行った遷音速風洞は回流式風洞で

第6図 DPM 空力パネル

第7図 風洞通風領域（点線），各 μ におけるフラッタ速度 DPM 解析値（実線）および風洞気流条件下のフラッタ速度 DPM 解析値（太線）

あり，風洞運用時はマッハ数および風洞総圧を設定値に制御するとともに，冷却器により動翼によって加えられたエネルギーを除去し，一定時間経過後は気流温度をほぼ一定としている．ここで， x 軸にマッハ数， y 軸に質量比， z 軸に等価対気速度をとり，風洞試験時の総温 T_0 であった約 310 K の状態における，風洞内で実現し得る気流状態を示すと第7図の点線の曲面となる．一方，質量比すなわち空気密度 ρ_∞ を一定として DPM および $p-k$ 法により求めたフラッタ速度は同図の実線の曲面となる．DPM 解析値は Mach 0.60 から 1.20 において 0.05 刻みで求めた．ただし Mach 1.00 については計算しておらず，図では Mach 0.95 と 1.05 の解析値を結んでいる．これと風洞気流曲面との交線が線形解析による風洞で発生し得るフラッタ速度となる．質量比 μ を変化させて $p-k$ 法により求めたフラッタ速度は第7図の太線となり，これは各 μ に対して求めたフラッタ曲面と風洞気流状態を表す曲面の交線に位置している．これを $x-z$ 平面に投影すると第8図となる．この交線は $\mu = 241.7$ および $\mu = 72.6$ ($\rho_\infty = 0.3\rho_{SL}$ および $1.0\rho_{SL}$) の間にあるが，フラッタ速度が低いとき質量比は大きくなるから，この模型では μ 一定としたフラッタ境界線より風洞試験において実現し得るフラッタ速度は，遷音速領域での低下量がやや大きくなる．

真対気速度一定の下で質量比 μ を変化させ $p-k$ 法で解く際， p の初期値については以下のように与えた．

- 1: $p_{1,1}^l = (-0.01 + i)\omega_l b/U_\infty$, $p_{1,2}^l = i\omega_l b/U_\infty$
- 2: $p_{2,1}^l = i\omega_l b/U_\infty$, $p_{2,2}^l = p_{1,c}^l$

第8図 第7図を Mach- V_{EAS} 平面に投影した図

第9図 フラッタ境界

$$3: p_{3,1}^l = p_{2,c}^l, \quad p_{3,2}^l = 2p_{2,c}^l - p_{1,c}^l$$

...

$$m: p_{m,1}^l = p_{m-1,c}^l, \quad p_{m,2}^l = 2p_{m-1,c}^l - p_{m-2,c}^l$$

ここで $p_{a,b}^l$ の添字 l はモード番号を， a は異なる μ の番号を， b は反復番号を表し， c は反復計算の収束番号を示す．

マッハ数および質量比を固定して動圧を変化させることは，便宜的には T_∞ を変化させると解釈することができるが，この場合フラッタ解析上重要な相似パラメータである無次元振動数 $k = \omega b/U_\infty$ が変わってしまうことを意味する．第9図に $\rho = \rho_{SL}$ とした場合，および風洞気流状態における DPM 解析によるフラッタ発生速度を他の試験，解析結果とともに示す．

4.2 オイラー解析 本模型に対し，さらにオイラー解析コードを用いてフラッタシミュレーションを行った．気流条件は Mach 0.90，等価対気速度 $V_{EAS} = 171, 181, 190$ m/s とし，構造減衰は模型製作時に行った振動試験の値 $g = 0.022$ を用いた． $V_{EAS} = 171$ m/s ではすべてのモードが収束し，190 m/s では発散傾向のあるモードが見られた．181 m/s では振幅が調和振動であったため，この点をオイラー解析によるフラッタ発生速度とみなした．これは $g = 0.01$ とした線形解析結果 $V_{EAS} = 178$ m/s とほぼ同じであった．

5. 風 洞 試 験

5.1 風洞試験方法 宇宙航空研究開発機構航空宇宙技術研究センター 2m×2m 遷音速風洞において単体形態は第 1 カート、打上げ形態は第 3 カートを用いて試験を行った。第 1 カートは上下左右壁面が開口比 20% の多孔壁で、第 3 カートは上下壁面が開口比 6% のスリット構造をもっている¹¹⁾。単体、打上げ形態とも、スティングを支持装置として使用した。

風洞試験においては、マッハ数、風洞総圧およびスティングに支持された模型の迎角を変更し、各条件における模型の振動状態を歪ゲージにより取得し、後述のフラッタ推定用データとした。模型は加振機構を備えておらず、振動は風洞の気流擾乱を加振源とした。試験の際、万一フラッタが発生した場合の対策として単体形態ではフラッタを停止させる装置を装備した。実験機および本模型とも、線形解析では対称モードフラッタのほうが逆対称モードよりフラッタ速度が低いため、ロールフリー状態からロール自由度を拘束しフラッタを停止させる方法は使えない。このため右翼にノミナル剛性翼、左翼に高剛性翼と左右剛性の違う翼を用いた。ロールを固定して左右の翼がそれぞれ独立した振動モードを有する状態で試験を行い、フラッタ発生時にはロールフリーとすることにより、1 次モードが低剛性翼固定時の振動数より上昇するとともに、フラッタ速度が上昇することを利用した。左右非対称な翼による本フラッタ試験は、左右対称翼を有する通常航空機のフラッタ特性と等価であるとは厳密にはいえない。しかしながら、ロールを固定した状態では構造的に左右は独立しており、左右の剛性差がさほど大きくないことで静的たわみによる空気力は左右ほぼ対称とみなすことができる。また、フラッタに強く関与する動的空気力についても主に変形の大きい外翼部で発生するため、胴体を挟んだ左右翼間の動的変形における干渉効果は無視できると考えられる。これらのことから、通常のフラッタ模型とはやや異なる形態となつてはいるが、胴体取付位置で固定する半裁模型試験と同程度にフラッタ試験として有効であると考えられる。フラッタ停止にはこの機構のほか、迎角変更によりフラッタが発生した場合、迎角を変更前の状態に戻すことが有効な場合があった。これと風洞の緊急停止機構を併用し、模型を飛散させることなく試験を行うよう配慮した。風洞第一コーナーベン前には防御網を全面に張り、万が一飛散した場合大きな破片が風洞の回転ブレードに達することのないよう対処した。

5.2 風洞試験結果 風洞試験はマッハ数 0.70 から 1.05 まで 0.05 刻みで行い、風洞総圧は 50 kPa から 109 kPa の範囲で行った。迎角は 0°, 1°, 2°, 3° について行った。ただしすべての気流条件を網羅はしていない。これらの条件下で主にフラッタ推定用データ取得のため、模型に取り付けられた歪ゲージにより振動データを取得した。

フラッタ推定の方法として Zimmerman ら¹²⁾ の方法、Matsuzaki ら¹³⁾ の方法、鳥居ら¹⁴⁾ の方法を用いた。Zimmerman らの方法では振動応答データからフラッタを引き

起こす 2 つのモードに関する振動数および減衰比 ζ を求める必要がある。これらは取得した歪データからランダムデック法¹⁵⁾ により求めた。データはノミナル翼の曲げ歪を用い、デジタル化した後、対象とするモードの振動数付近に帯域をもつバンドパスフィルタを適用した。閾値を標準偏差の 2 倍としてデータを足し合わせ、2 ないし 3 周期の波形から振動数および減衰比 ζ を求めた。単体形態について、これらにより求めた振動数および損失係数 $\eta = 2\zeta$ の各マッハ数における等価対気速度に伴う推移を第 10~12 図 (a), (b) に示す。また、それらに対応する DPM による解析値を実線および点線で示す。各図 (b) の損失係数にプロットされた DPM の解析値は約 180 m/s がフラッタ速度であることを示している。いずれの実験結果もこれよりフラッタ速度が高い。Mach 0.80 (第 11 図) においては損失係数の実験値が 210 m/s 付近で急激に低下しており、180 m/s 付近の DPM 解析結果と同様の傾向を示している。このため Mach 0.80 では、解析値を参考に損失係数実験値からフラッタ速度を推定することが可能である一方、他のマッハ数においては損失係数が 0 に近づく傾向を示す速度に達しておらず、これからフラッタ速度を推定することは困難である。振動数については、3 次モード実験値が低下傾向を見せているが、1 次モードについては線形解析値のような振動数の上昇が見られない。衝撃波の発生等、遷音速領域における空気力の非線形性による影響は一般にフラッタ速度の低下をもたらす。ここでは線形解析値より実験値フラッタ速度が増加しており、異なる要因が考えられる。

第 10~12 図 (c) の ▲ 印は Zimmerman らのフラッタ余裕係数 F を示す。フラッタ速度を推定するにはこれを外挿し、値が 0 となる速度を求める。 F は 2 次元空力弾性モデルを基に求められた係数で $C_{l\alpha} q_d$ の 2 次関数で表される。 $C_{l\alpha}$ を一定と仮定すれば動圧 q_d の 2 次関数として 2 次回帰曲線を求め外挿し求めることができる。また理論的には振動試験データを用いて $V_{EAS} = 0$ m/s のときの値も求めることができるが、大域的に 2 次関数としてフラッタ速度を推定するのは困難であった。また同様に各図に Matsuzaki らの方法による安定係数 $F_{(3)}^-$ を □ 印、鳥居らの方法による離散フラッタ余裕 F_z を ○ 印で示す。これらの係数はいずれも得られた離散データから直接求められるが、フラッタに関連する 2 モードの帯域データを取り出す必要がある。また、バンドパスフィルタを適用した場合にフィルタ自身を同定してしまう場合もあり、ここでは 150 Hz 付近でダウンサンプリングすることにより高周波側のデータを削除し、ハイパスフィルタを用いてデータの帯域を限定した。フラッタ推定は図示したもの他 Mach 0.75, 0.85 の迎角 0° についても行った。 $F_{(3)}^-$ は Mach 0.70 等、上に凸となる傾向が見られる。 F_z は Zimmerman らの方法同様 $C_{l\alpha} q_d$ の 2 次関数となることから、これらの推定パラメータに動圧 q_d に関する 2 次回帰曲線を適用し、3 つのパラメータから推定されるフラッタ速度の平均値を本試験のフラッタ速度推定値とした。これらの値を第 9 図に ◇ 印で示す。ただし Mach 0.90 については取得したデータの速度範囲が狭いた

第10図 Mach 0.70, 迎角 0° における等価対気速度に伴う各状態量の推移

第11図 Mach 0.80, 迎角 0° における等価対気速度に伴う各状態量の推移

第12図 Mach 0.90, 迎角 0° における等価対気速度に伴う各状態量の推移

め線形近似式を適用し、Zimmerman らの方法は推定速度が大きく離れていることから除外し、 $F_{(3)}$ および F_z の2つの推定値の平均を採用した。なお、第10～12図(c)に実線で各パラメータの近似線を示すが、横軸は動圧ではなく等価対気速度のため近似曲線は4次曲線、Mach 0.90については2次曲線となっている。

風洞試験の際、単体形態では3点のフラッタ発生を観測した。フラッタが発生したMach 0.95, 迎角 3° およびMach 1.00, 迎角 2° についてはフラッタ発生が風洞通風範囲の動圧下限付近だったため推定に必要なデータは得られなかった。またMach 0.85, 迎角 1° については推定用に取得したデータが $V_{EAS} = 194 \text{ m/s}$ 以上のみのため、推定を行うには不十分だった。これらのフラッタ発生条件および振動数を第4表に示す。またこれらの点を第9図に◆印で示す。これらはいずれもリミットサイクル振動(LCO)であった。

第4表 フラッタ発生条件（単体形態）

Mach	$V_{EAS} [\text{m/s}]$	$\alpha [\text{deg}]$	$f [\text{Hz}]$
0.85	213	1.0	45.2
0.95	178	3.0	39.8
1.00	174	2.0	36.9

各ケースとも同じマッハ数および等価対気速度においてそれぞれ 1° 小さい迎角ではフラッタが発生しておらず、フラッタの迎角依存性が認められた。フラッタ速度の推定値ならびに実際に発生したフラッタの状況から、フラッタ速度はMach 0.85程度から低下していると見られる。試験時の目視による翼の挙動からは迎角 0° においてMach 1.02程度で遷音速ディップの底となっていると思われる。Mach 0.80におけるフラッタ速度推定 222 m/s に対してMach 1.00, 迎角 2.0° でのフラッタ速度 174 m/s は21%のフラッタ速

度低下であり、設計時に設定した 20% に対してほぼ同等の低下量になっている。

一方打上げ形態では Mach 0.95, $\alpha = 2.0^\circ$ において $V_{EAS} = 182 \text{ m/s}$ でフラッタが発生した。これは線形解析値に対して 27% のフラッタ速度低下で、設計条件を満たさない結果となった。打上げ形態についてはデータ点数が不十分なため精度良いフラッタ速度推定はできなかった。

6. 実験結果に対する考察

6.1 構造的要因 線形フラッタ解析に対して遷音速領域ではフラッタ速度の低下が予測された。フラッタ速度の推定値等実験結果のみを見れば、遷音速領域でのフラッタ速度の低下が見られるが、線形解析結果に対しては逆にフラッタ速度が高かった。これについてまず構造的要因から考察する。

6.1.1 固有振動数変化の影響 本風試模型の構造はアルミの芯金にウレタン発泡剤を貼り付けて翼型を整形している。通風による荷重や、フラッタ発生による振動により、ウレタンの接着剝離や塑性変形等が模型の剛性に変化を及ぼし、振動数や構造減衰が変化する可能性がある。模型の健全性をモニタするため風洞休止の際には振動数を計測して変化の有無を確認した。本風試ではフラッタ発生等により模型の固有振動数が大きく変化することはなかったが、モードによってはパワースペクトルのピークが不明瞭なこともあり、若干のばらつきが見られた。これらの平均値および標準偏差 σ を第 5 表に示す。

振動モードのモデル誤差がフラッタ速度に及ぼす影響を調べるため、まず全機モードに対する高次項の影響を調べた (第 13 図)。フラッタ解析で使用するモード数を 10 モードから 7 モードまで減らしてもフラッタ速度への影響はほとんど見られないが、7 次モードを省略するとフラッタ速度は 7.1% 増加している。また 10 次モードまで考慮したときの Mach 0.80 におけるフラッタ発生速度、すなわち零固有値に対応する固有ベクトルの各モードに対応する成分の大きさを 1 次モードの要素の大きさで基準化したものを第 6 表に示す。7 次モードの影響が比較的大きくなっており、これらのことから少なくとも 7 次モードまで考慮して解析を行うべきと考えられる。

次に線形フラッタ解析における各固有振動数の影響を調べた。前述の検討から影響が大きいと考えられる 1, 3, 7 次モードの振動数を ± 2 , $\pm 5\%$ 変化させフラッタ速度への影響を検討した。結果を第 14 図に示す。1 次モードの振動数増加はフラッタ速度の低下を、3, 7 次モードの振動数の増加はフラッタ速度の低下をもたらす。3 次モードの振動数の変化の影響が最も大きいが 5% 増加したときにフラッタ速度の低下は 5.3% となっている。

また第 10~12 図の減衰の変化を見ると、フラッタ発生点付近では損失係数の勾配が大きく、構造減衰の違いがフラッタ速度に及ぼす影響は小さいと考えられる。

6.1.2 スティング剛性 模型支持装置にはスティングを使用しており、単体形態では胴体後部にロール固定

第 5 表 風洞試験期間中の固有振動数の変化

Mode	Freq. [Hz]	σ [Hz]	σ [%]
1	19.6	0.15	0.8
2	25.1	0.14	0.6
3	60.6	0.99	1.6
4	70.2	1.28	1.8
5	114.1	4.91	4.3
6	132.9	1.29	1.0
7	144.7	2.61	1.8
8	183.4	3.22	1.8

第 6 表 フラッタ速度における固有ベクトルの大きさ (Mach 0.80)

Mode	Magnitude of eigen vector	Ratio [%]
1	1.0000	55.3
2	0.1120	6.2
3	0.5855	32.4
4	0.0324	1.8
5	0.0126	0.7
6	0.0021	0.1
7	0.0575	3.2
8	0.0024	0.1
9	0.0025	0.1
10	0.0002	0.0

第 13 図 考慮するモード数のフラッタ速度解析値への影響 (Mach 0.80)

第 14 図 固有振動数のフラッタ速度解析値への影響 (Mach 0.80)

装置を介してスティングに結合し、片持ち状態となる。胴体およびロール固定装置はスチール製で、剛体を仮定しているが、実際には低い振動数の固有振動モードを有することが懸念される。このためロール固定装置-胴体部の影響について解析を行った。ロール固定装置すなわち模型胴体後端-スティング先端間は 725 mm で、外形は最大径 $\phi 140 \text{ mm}$ 、内部はロール固定装置等により複雑な構造となっている。ただし簡単化のため外径 100 mm、内径 50~98 mm のスチール製の胴体を仮定し FEM 解析を行った。いずれもスティングのヨーおよびピッチングを伴うモードが現れた。このうち内径 50 mm としたときヨー、ピッチいずれも 44.7 Hz とフラッタ振動数に近いモード、内径 98 mm としたとき 18.3, 18.5 Hz と 1 次に近いモードの振動数となった。このうち内径 50 mm としたとき、Mach 0.80 におけるフラッタ速度が支持部を考慮しないときに比べて 3.1% の増加となった。このように構造的要因によりフラッタ速度が解析値よりも実際に高くなっている可能性があるが、Mach 0.80 に

おけるフラッタ速度実験値(推定値)は解析値より23%高く、その差をすべて説明するには至らなかった。

6.2 空力的要因 ポテンシャル流れ理論に基づく理想的な非定常空気力は、実際よりも大きく見積もられることが知られており、実験値との差の要因の一つとして考えられる^{16, 17)}。また線形解析値よりも風洞試験におけるフラッタ速度が増加する例が文献18)に見られる。文献18)では $H/2b = 2.4$ という大きな二次元翼模型を用いた際、風洞壁の影響により解析値よりも約20%高いフラッタ速度となっている。本模型では翼根部で $H/2b = 2.6$ 、翼端部で $H/2b = 23$ の三次元翼模型であり、風洞壁形状や開孔比にも差はあるが、この風洞壁の影響も可能性として考えられる。

6.3 空弾設計の妥当性 本風洞試験における遷音速領域でのフラッタ速度低下量は、単体形態で21%、打上げ形態では線形解析値に対してフラッタが観測された点で27%であった。これは当初設計方針の20%低下には収まっていない。線形解析あるいは亜音速領域におけるフラッタ速度に対して遷音速領域でのフラッタ速度低下量を20~30%と見積もることは、設計初期の段階では適度であるかもしれないが、フラッタ安全性を保証するには非線形解析あるいは実験によりその特性を把握する必要があることはいうまでもない。

7. お わ り に

本風洞試験はNEXST-1開発の一環として行われたものである。今後クランクトアロー形態の超音速旅客機が開発される際には、これを基にさらに詳細なデータを積み上げることが期待される。遷音速風洞試験においては空気密度が変化するため、線形解析値を参考にする場合には質量比の変化に気をつける必要がある。模型や風洞の損傷を防ぐためには実際にフラッタを発生させずにフラッタ速度の推定手法を使う必要があるが、十分な速度領域のデータを取るとともに複数のパラメータを参考に推定するのが良いといえる。

本模型の遷音速フラッタ特性として外翼主体のリミットサイクルとなること、フラッタ速度の落ち込みが20%ないしそれ以上であること、迎角に対する依存性があることなどが確認された。またディップの底はMach 1.02付近にあり、ディップの落ち込みはMach 0.85程度から始まり比較的厚翼に近いMach数範囲の広い傾向を示した。

フラッタ速度の実験値が線形解析より高くなることに対していくつかの可能性を示したが、これを検証するには詳細な振動モードの計測、圧力分布や力計測等のデータを取得すべきと考えられる。圧力分布については定常圧力であっても参考データとして有用である。

本試験および解析により、遷音速ディップでのフラッタ速度の低下が、設定よりもやや大きかったことを明らかにし、今後の空力弾性機体設計に対する知見を示すことがで

きた。ただし実験機実機においてはフラッタ余裕が十分大きかったため設計変更等は行っていない。また第1回目の飛行試験後、更なる信頼性向上の観点からフラップに関して改修を行ったことを付記する。

本論文執筆に当たっては名古屋大学上田哲彦教授にご助言を頂いた。ここに感謝の意を表す。

参 考 文 献

- 1) McLean, F. E.: Supersonic Cruise Technology, NASA SP-472, 1985.
- 2) Turner, M. J. and Grande, D. L.: Study of Metallic Structural Design Concepts for an Arrow Wing Supersonic Cruise Configuration, NASA CR-2743, 1977.
- 3) Hitch, H. P. Y.: Concorde Dynamics—a Review, AIAA Paper 72-381, 1972.
- 4) Ruhlin, C. L. and Pratt-Barlow, C. R.: Transonic Flutter Study of a Wind-Tunnel Model of an Arrow-Wing Supersonic Transport, AIAA Paper 81-0654, 1981.
- 5) Doggett, Jr. R. V. and Ricketts, R. H.: Some Experimental and Theoretical Flutter Characteristics of an Arrow-Wing Configuration, AIAA Paper 77-422, 1977.
- 6) Doggett, Jr. R. V. and Ricketts, R. H.: Effects of Angle of Attack and Ventral Fin on Transonic Flutter Characteristics of an Arrow-Wing Configuration, NASA TM-81914, 1980.
- 7) Durham, M. H., Cole, S. R., Cazier, Jr. F. W., Keller, D. F., Parker, E. C. and Wilkie, W. K.: Experimental Transonic Flutter Characteristics of Supersonic Cruise Configurations, AIAA Paper 90-0979, 1990.
- 8) Keller, D. F. and Bullock, E. P.: Span Reduction Effects on Flutter Characteristics of Arrow-Wing Supersonic Transport Configurations, NASA TP-3077, 1991.
- 9) Schuster, D. M., Spain, C. V., Turnock, D. L., Rausch, R. D., Hamouda, M., Vogler, W. A. and Stickwell, A. E.: Development, Analysis and Testing of the High Speed Research Flexible Semispan Model, NASA CR-1999-209556, 1999.
- 10) Silva, W. A., Keller, D. F., Florance, J. R., Cole, S. R. and Scott, E. C.: Experimental Steady and Unsteady Aerodynamic and Flutter Results for HSCT Semispan Models, AIAA Paper 2000-1697, 2000.
- 11) 鈴木弘一, 細江信幸, 中村正剛, 小池 陽, 飯島由美, 小国保男, 河本 巖, 海老原正夫: 航技研遷音速風洞の測定胴設備改修の概要について, 航空宇宙技術研究所資料 TM-674, 1995.
- 12) Zimmerman, N. H. and Weissenburger, J. T.: Prediction of Flutter Onset Speed Based on Flight Testing at Subcritical Speeds, J. Aircraft, **1** (1964), pp. 190-202.
- 13) Matsuzaki, Y. and Ando, Y.: Estimation of Flutter Boundary from Tandem Responses Due to Turbulence at Subcritical Speeds, J. Aircraft, **18** (1981), pp. 862-868.
- 14) 鳥居弘志, 松崎雄嗣: ARMA モデルに基づくフラッタ推定法(第1報) フラッタ推定パラメータの提案, 日本航空宇宙学会論文集, **47** (1999), pp. 443-448.
- 15) Cole, H. A., Jr.: On-Line Failure Detection and Damping Measurement of Aerospace Structures by Random Decrement Signatures, NASA CR-2205, 1973.
- 16) Abel, I., Perry, B., III and Newsom, J. R.: Comparison of Analytical and Wind-Tunnel Results for Flutter and Gust Response of a Transport Wing with Active Controls, NASA TP-2010, 1982.
- 17) ACT 研究会: 高アスペクト比翼のフラッタ制御実験(第1報), 航空宇宙技術研究所報告, TR-978, 1988.
- 18) 齊藤健一, 玉山雅人, 吉本周生: 遷音速フラッタ発生時の非定常空気力について, 第48回飛行機シンポジウム, 静岡, 2010, pp. 136-140.