

# STUDY ON TRANSONIC FLUTTER CHARACTERISTICS OF AN ARROW WING CONFIGURATION

Koji Isogai

Department of Aeronautics and Astronautics, Kyushu University  
6-10-1 Hakozaki Higashiku, Fukuoka Japan 812  
E-mail: isogai@aero.kyushu-u.ac.jp

## Abstract

Transonic flutter characteristics of a typical arrow wing configuration of a supersonic transport have been studied by using the Full Potential Code (USTF3) in addition to the usual DLM (Doublet Lattice Method) code as the unsteady aerodynamic tools. According to the analyses using the DLM code, the symmetric mode flutter (for full fuel condition) of the stiffness designed model is always more critical than the anti-symmetric mode flutter for Mach numbers up to 0.95, while the analyses by using the USTF3 say that the anti-symmetric mode flutter becomes more critical than the symmetric mode flutter for Mach numbers greater than 0.90 taking the minimum flutter velocity around Mach one due to the transonic dip phenomenon. It also has been shown that the symmetric mode flutter does not show the transonic-dip phenomenon in contrast to the anti-symmetric mode flutter.

## 1. Introduction

The transonic flutter characteristics play the critical role in the structural design of a Supersonic Transport (SST) arrow wing configuration<sup>1)</sup>. For example, the design studies performed by Turner and Grande<sup>2)</sup> of the early Boeing SST Model 969-512B disclosed that the strength designed configuration does not meet the flutter requirement and it was found that the unrealistically high mass penalty was expected to achieve the flutter clearance ( $1.2VD = 259$  m/s EAS at  $M=0.90$ ), which was initially set. The possible existence of transonic dip phenomenon of a SST arrow wing configuration has also been shown experimentally by Durham et al.<sup>3)</sup> for the NASA Langley Supersonic Technology Series (ATS-200) design. Therefore, it is quite important to identify the behavior of the transonic flutter boundary of a SST arrow wing configuration.

In this paper, a preliminary design study has been performed of transonic flutter characteristics of a SST arrow wing whose configuration is similar to that of Boeing 969-512B model. In this study, the Unsteady Full Potential Code (USTF3)<sup>4)</sup> is employed as an aerodynamic tool in addition to

the usual Doublet Lattice Method (DLM)<sup>5)</sup> code.

## 2. Strength and Vibration Analyses

In Fig. 1, the plan form of the arrow wing used for the present study is shown. The length of the root chord is 50.4 m and the semispan length is 18.9 m. The leading edge sweep angle of inner and outer wings is 74 degrees and 60 degrees, respectively. The full span wing area is about 830 m<sup>2</sup> and the aspect ratio is 1.61. The airfoil section is 3 percent thick circular-arc. The engine mass is assumed to be 6,500 Kg for each of the four engines. The engines are expressed by the concentrated masses at the locations indicated in Fig. 1. For the full fuel condition, which is the most critical for flutter, 200,000 Kg of the fuel mass is assumed. The maximum gross take-off mass is assumed to be 374,000 Kg. Therefore the zero fuel mass becomes 174,000 Kg.

The hatched part of the plan form shown in Fig. 1 indicates the wing box location. The structural material used is the Graphite/PEEK (APC2). The laminate construction of the composite material is assumed to be quasi-isotropic, and the thickness of the upper and lower skin panels is assumed to be linearly tapered from the root to the tip

stations for simplicity. For the strength and vibration analyses, the in-house FEM code is employed. Fig. 2 shows the arrangement of ribs and webs and it also shows the FEM grids on the upper and lower skin panels. Total number of elements and nodes are 670 and 204 respectively. The strength requirement is to sustain 2.5g load of maximum take-off gross weight which corresponds with  $9.175 \times 10^6$  N. This static load can be realized at  $M=0.90$  and  $\alpha=5.1^\circ$ . Tsai-Wu failure criterion is employed to identify the structural failure. As the first step, the strength analyses are performed to determine the strength designed structure which satisfies the strength requirement described above. The total structural mass of the strength design thus determined is 27,515 Kg including upper/lower skin panels, webs and ribs (upper/lower skin panels: 1,800 Kg, webs: 10,460 Kg, ribs: 15,260 Kg).

The vibration analyses including the rigid body degree-of-freedom have been performed for this strength designed structure. In Figs. 3a and 3b, the symmetric and anti-symmetric natural vibration mode shapes and frequencies for the full fuel condition are shown, respectively. (The flutter phenomena for this model are more critical for the full fuel condition than for the non-fuel condition.) It should be noted that the first three modes are rigid body modes, namely,  $f_1=f_2=f_3=0$  and that only the elastic modes are shown in Figs. 3a and 3b.

### 3. Flutter Analyses

As the first step of the flutter analyses, the calculations, based on U-g method, by using the DLM code have been performed. The 16 mode shapes including the rigid body modes are employed for the calculations. The 200 panels (10 chordwise by 20 spanwise) are employed for evaluating the unsteady aerodynamic forces in using the DLM code.

In Fig. 4, the flutter boundaries of the symmetric and anti-symmetric mode of the strength designed structure (for the full fuel condition) are shown together with the flutter requirement ( $1.2V_D=259$  m/s) curve. As seen from the figure, both the flutter boundaries, symmetric and anti-symmetric, do not satisfy the  $1.2 V_D$  flutter

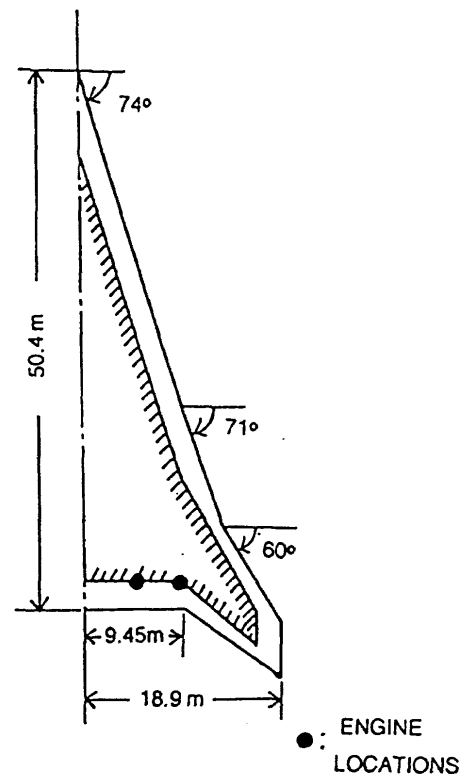


Fig. 1 Planform of Arrow Wing Model

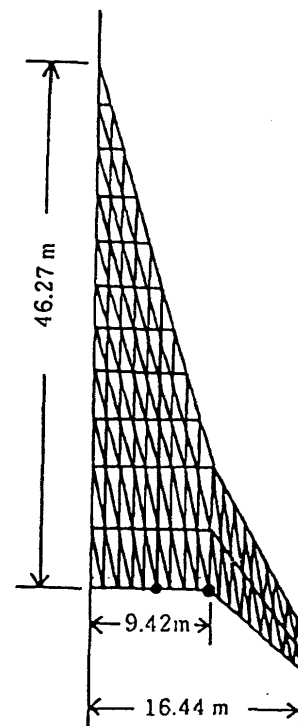


Fig. 2 Finite Element Grid

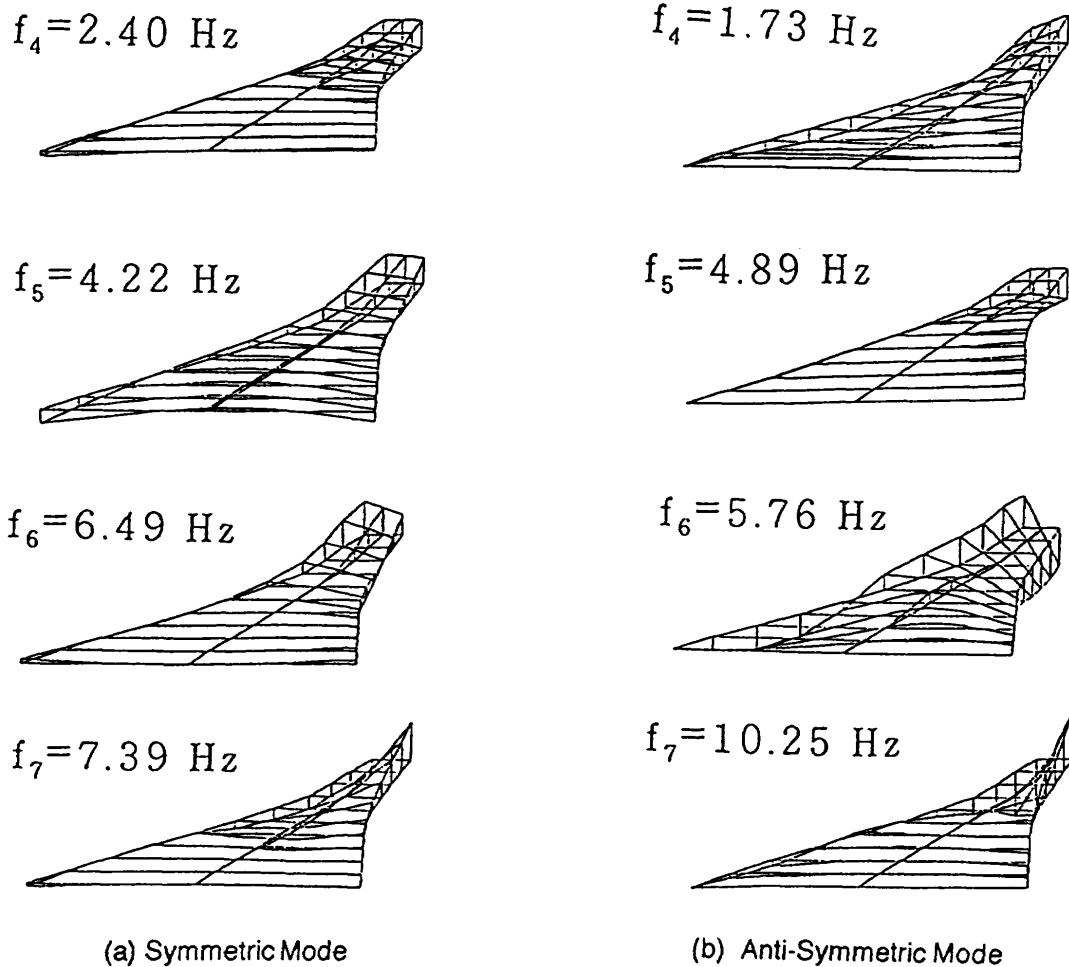


Fig. 3 Natural Vibration Modes and Frequencies of Stregth Designed Model

requirement, and the symmetric mode flutter is more critical than that of the anti-symmetric. From the examination of the magnitudes of the eigen vectors (the generalized coordinate corresponding to each natural vibration mode) at the flutter conditions it can be identified that the 4th, 5th and 6th modes mainly contribute to the symmetric mode flutter while the 4th, 5th and 7th modes mainly contribute to the anti-symmetric mode flutter.

As the second step of the flutter calculations, the rough sizing has been conducted to meet the flutter requirement by increasing the thickness of the upper/lower skin panels. (The flutter velocity of the symmetric mode flutter is increased to 260 m/s EAS by increasing the thickness of the upper/lower skin panels 1.95 times of those of the strength designed structure.) The total mass of the stiffness designed structure thus determined is 29,171 Kg (the weight increase

from the strength designed structure is 1,656 Kg). The symmetric and anti-symmetric mode flutter boundaries of the stiffness designed structure are shown in Fig. 5. In Figs. 6a,b, the symmetric and anti-symmetric natural vibration modes are shown, respectively. The mainly contributing modes for the symmetric mode flutter are the 4th, 5th and 6th modes, while the 4th and 5th modes contribute to the anti-symmetric mode flutter. It is quite interesting to see in Fig. 5 that the flutter velocity of the symmetric mode takes almost constant values while the flutter velocity of the anti-symmetric mode decreases with the increase of Mach number up to 0.95. Those behavior of the symmetric and anti-symmetric mode flutter boundaries suggest that the anti-symmetric mode flutter might experience the transonic dip phenomenon while the symmetric mode flutter does not. It is obvious that those trends (predicted by DLM code) should be confirmed by

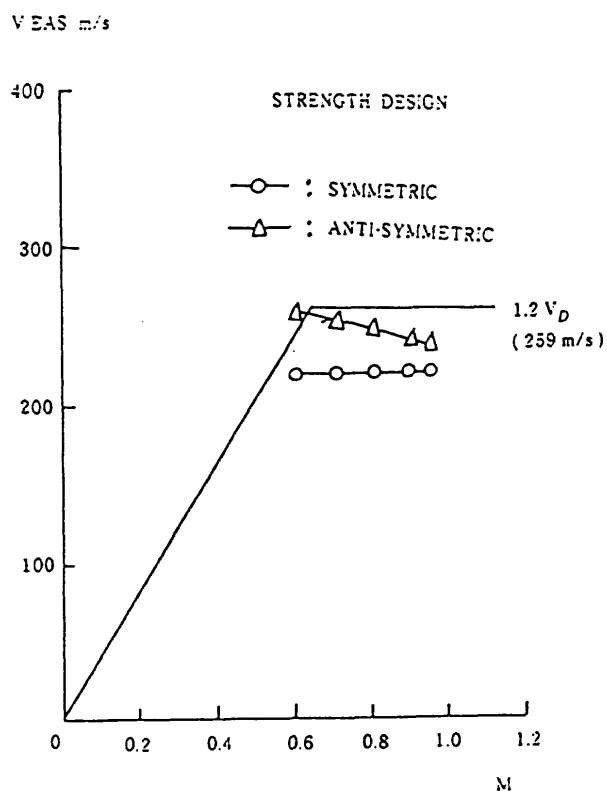


Fig. 4 Flutter Boundary of Strength Designed Model

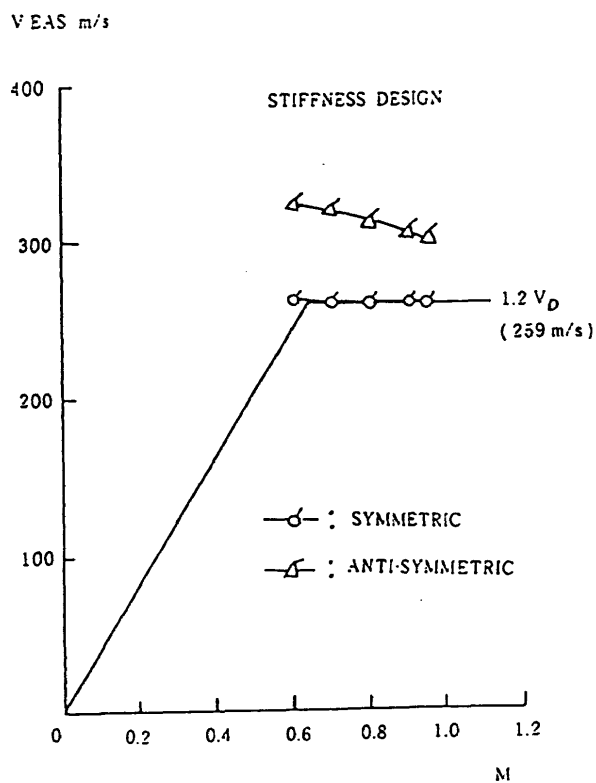


Fig. 5 Flutter Boundary of Stiffness Designed Model

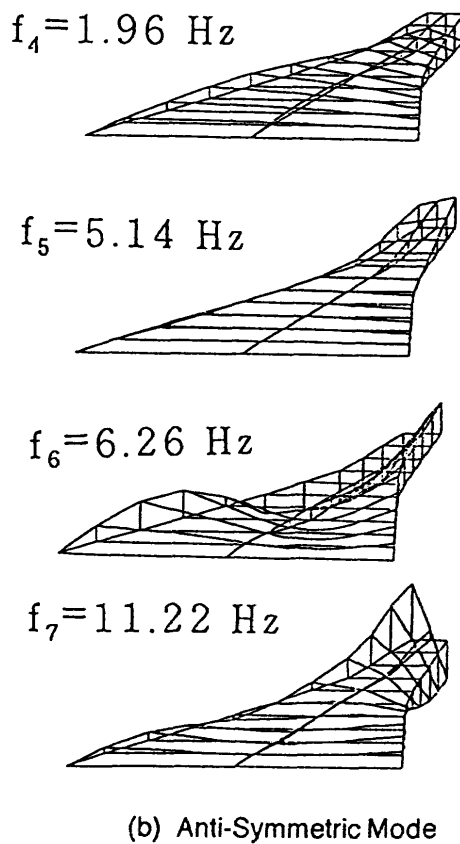
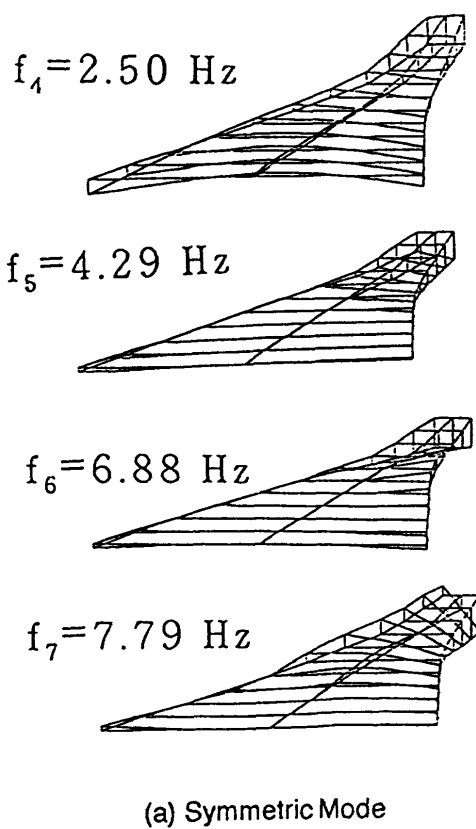


Fig. 6 Natural Vibration Modes and Frequencies of Stiffness Designed Model

using the more accurate transonic code such as the full potential code.

Thus, the numerical flutter simulations using the full potential code (USTF3)<sup>4)</sup> are performed for this stiffness designed structure. Before we proceed to the flutter simulations, the capability of USTF3 for calculating unsteady aerodynamic forces for the arrow wing configuration should be evaluated. Since the experimental data of the unsteady pressure distributions on an oscillating arrow wing configuration are not available at present, USTF3 is evaluated by the comparison of the unsteady pressure distributions predicted by USTF3 with those of DLM (this might be regarded as a cross check of the two-methods). In Figs. 7, the unsteady load distributions (real and imaginary parts) at 42.5% semispan and 77.5% semispan stations, respectively, on the present arrow wing oscillating in pitch about the axis through the root midchord point at  $M=0.50$  and  $k=2.0$  ( $k$ : the reduced frequency based on root semichord) with the amplitude of one degree that are calculated by USTF3 and DLM, respectively, are compared. A good agreement between USTF3 and DLM can be seen since the nonlinear thickness effect is small at  $M=0.50$ . In Figs. 8, the similar comparisons of the unsteady load distributions at  $M=0.90$  and  $k=2.0$  are shown. Some nonlinear thickness effect predicted by USTF3 for the real part at the 42.5% semispan station and for both the real and imaginary parts at the 77.5% semispan station can be seen in the figures. From Figs. 7 and 8, we concluded that USTF3 can give us the reliable unsteady aerodynamic forces including the nonlinear thickness effects for the flutter simulations of the arrow wing configuration.

The flutter simulations by using USTF3 are based on the modal approach (see Ref. 4 for further details of the simulation technique). In Fig. 9, the aeroelastic responses of the generalized coordinates corresponding to the 4th, 5th and 6th modes of the symmetric mode of the stiffness designed structure obtained at  $M=1.0$  and  $V=303$  m/s EAS are plotted. It can be seen from the figure that those three modes are coupled each other. The similar aeroelastic responses have been calculated for several values of the velocity at each Mach number ( $M=0.60\sim 1.15$ ), and the critical flutter velocity is determined (at the point where the damping

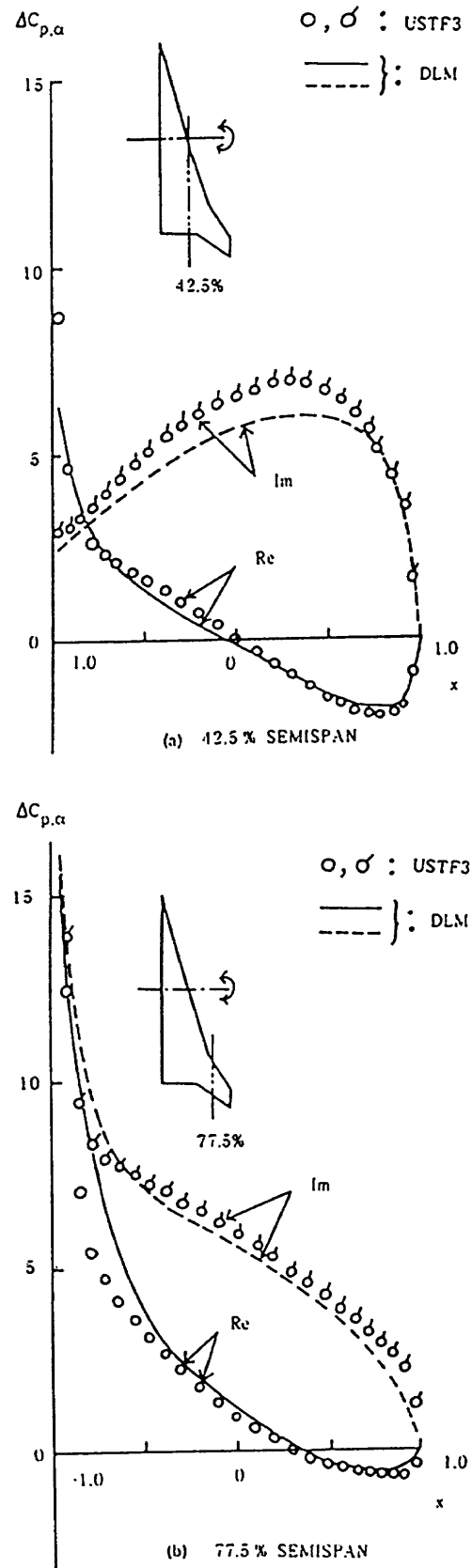


Fig. 7 Unsteady Load Distributions on Arrow Wing Oscillating in Pitch ( $M=0.5$ ,  $k=2.0$ )

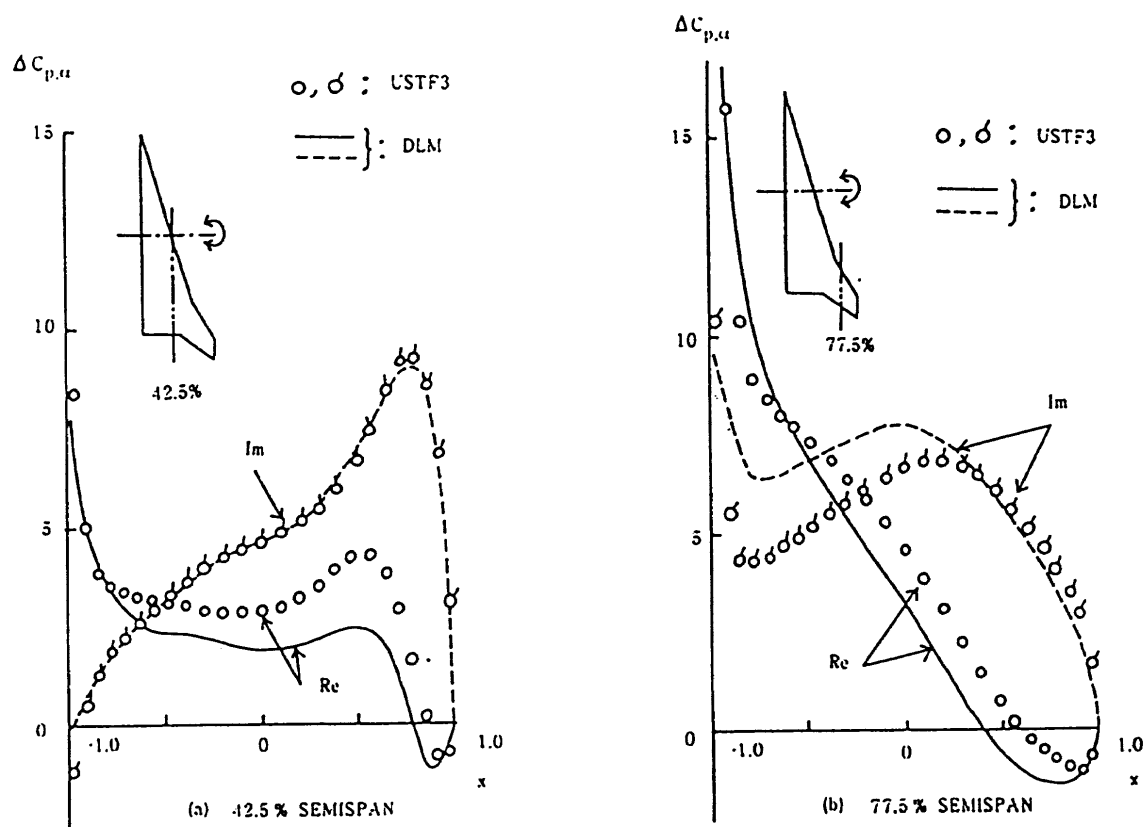


Fig.8 Unsteady Load Distributions on Arrow Wing Oscillating in Pitch  
( $M=0.90$ ,  $k=2.0$ )

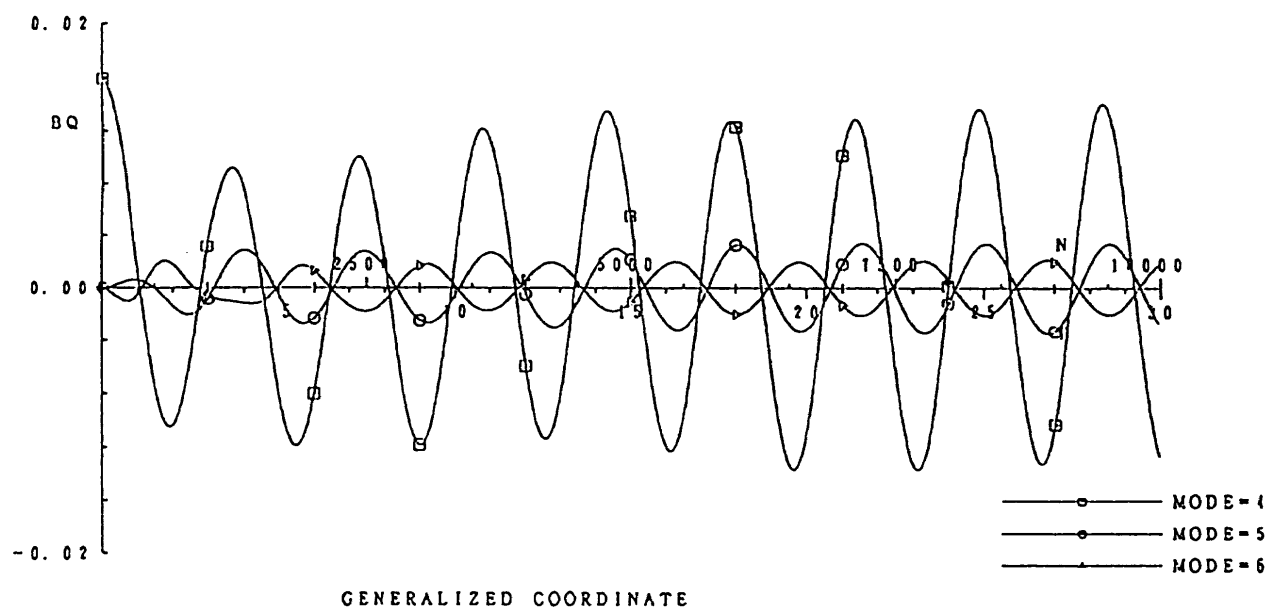


Fig. 9 Aeroelastic Responses of Generalized Coordinates  
(Symmetric Mode,  $M=1.0$ ,  $V=303$  m/s EAS)

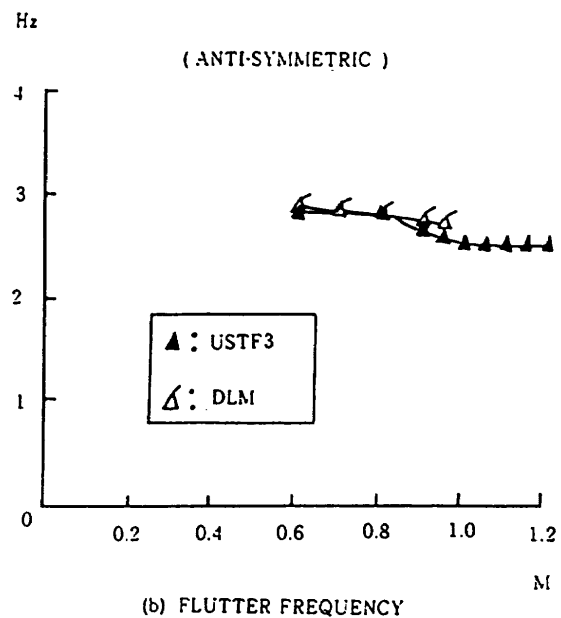
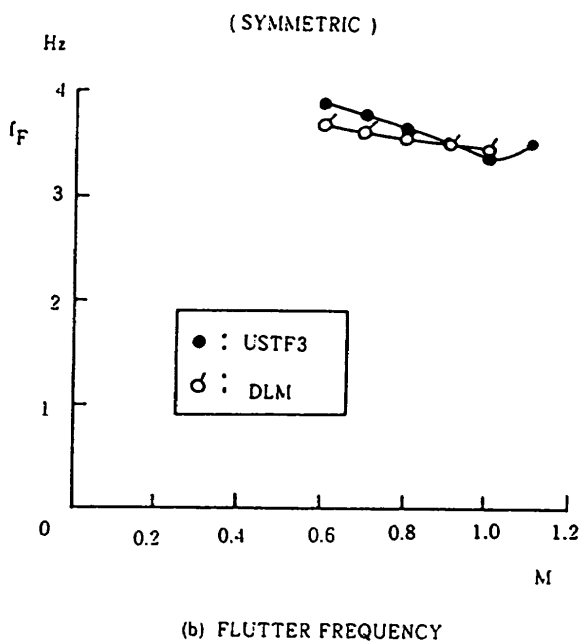
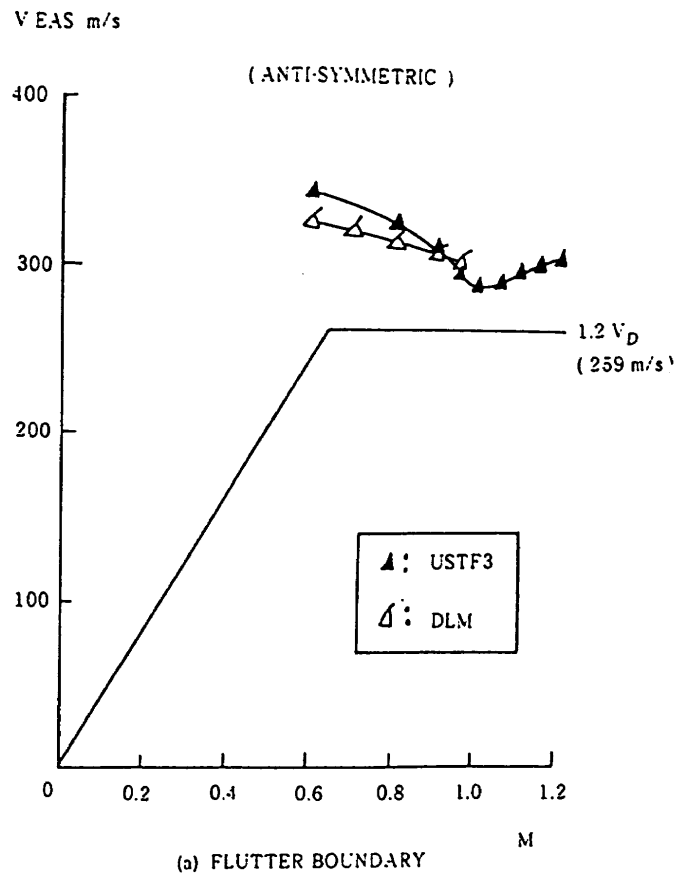
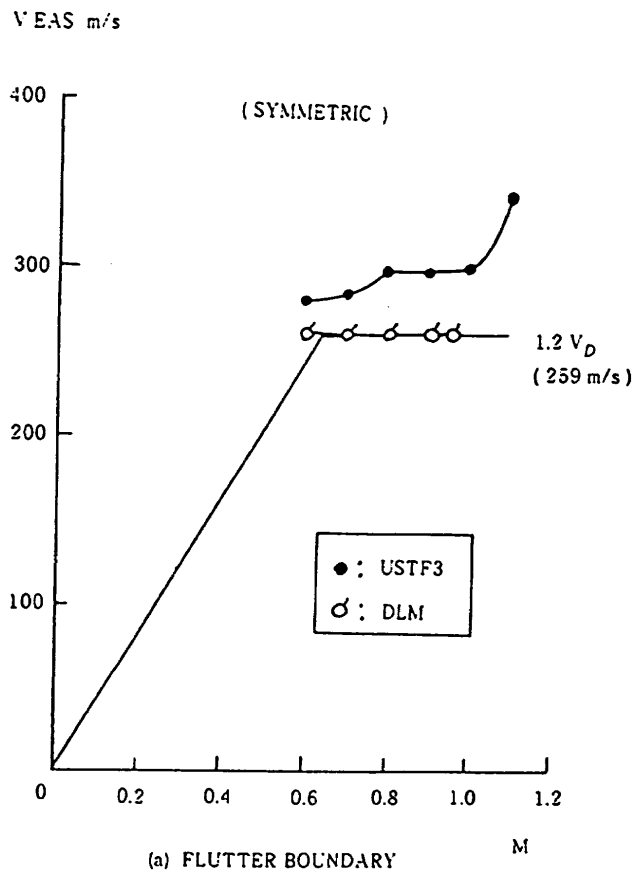


Fig. 10 Flutter Boundary and Frequency of Stiffness Designed Model (Symmetric Mode)

Fig. 11 Flutter Boundary and Frequency of Stiffness Designed Model (Anti-Symmetric Mode)

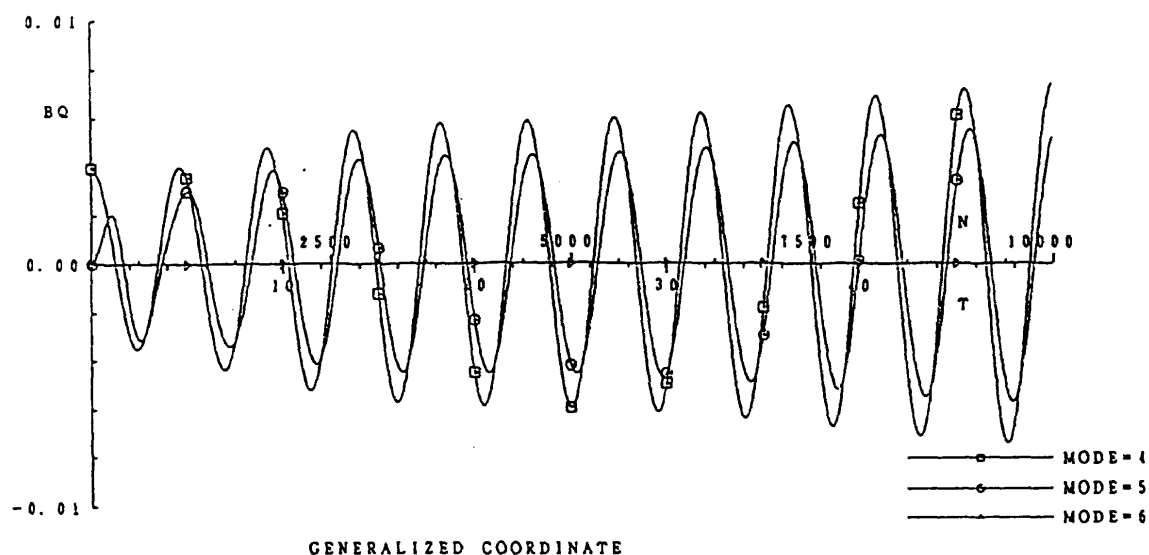


Fig. 12 Aeroelastic Responses of Generalized Coordinates  
(Anti-Symmetric Mode,  $M=1.0$ ,  $V=290$  m/s EAS)

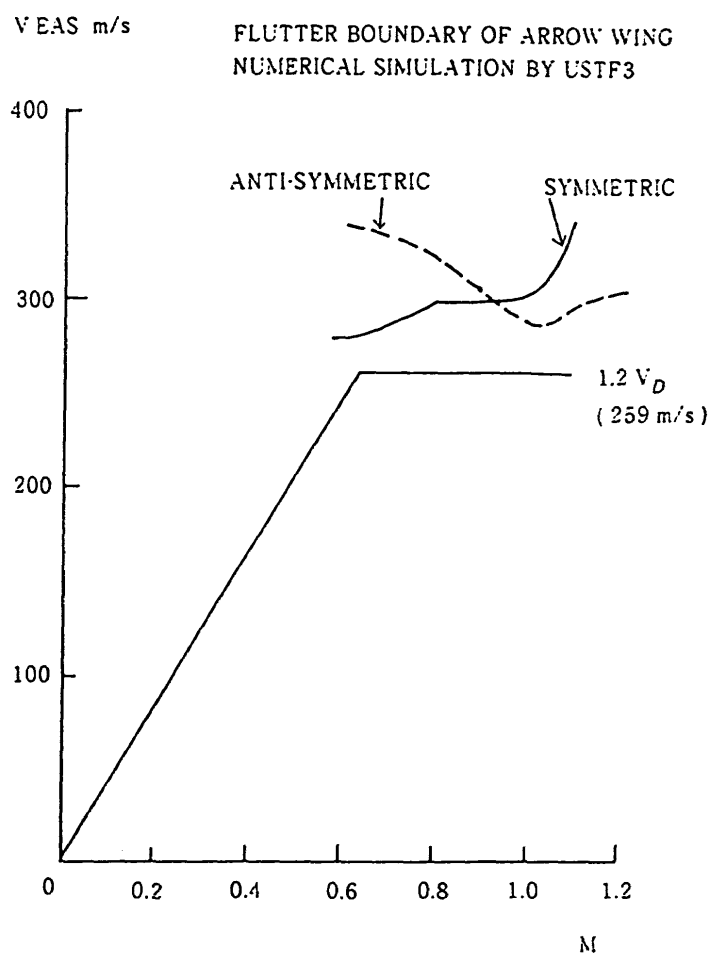


Fig. 13 Comparison of Symmetric and Anti-Symmetric Mode Flutter Boundaries Predicted by USTF3



coefficient is zero) by the interpolation of the damping coefficients calculated from those aeroelastic response curves. In Figs. 10, the flutter boundary and frequency thus determined by using the USTF3 are plotted together with those predicted by DLM code. As seen from the figure, the flutter boundary determined by USTF3 is higher than that predicted by DLM, and it shows no transonic dip phenomenon.

The similar aeroelastic response calculations are also performed for the anti-symmetric mode of the stiffness designed structure. In Figs. 11, the flutter boundary and frequency determined by USTF3 are plotted together with those predicted by DLM. As seen from the figures, the flutter boundary predicted by USTF3 shows the transonic dip phenomenon experiencing the minimum flutter velocity around Mach number one, though the flutter velocities for Mach number 0.6 ~ 0.90 are slightly higher than those predicted by DLM. In Fig. 12, the typical aeroelastic responses of the generalized coordinates corresponding to the 4th, 5th and 6th natural mode shapes obtained at  $M=1.0$  and  $V=290$  m/s EAS are plotted. It can be seen in the figure that the 4th and 5th modes are strongly coupled each other.

In Fig. 13, the flutter boundaries of the symmetric and anti-symmetric modes of the stiffness designed structure, that are predicted by USTF3, are compared. As seen from the figure, the anti-symmetric mode flutter becomes more critical for Mach numbers over 0.90 than that of the symmetric mode due to the transonic dip phenomenon (experienced by the anti-symmetric mode).

#### 4. Concluding Remarks

The study on the transonic flutter characteristics of an arrow wing configuration has been conducted by using the full potential code (USTF3) in addition to the DLM (Doublet Lattice Method) code as the unsteady aerodynamic tools. The following results are obtained:

1) The strength designed structure does not meet the flutter requirement.

2) According to the analyses by using the DLM code, the symmetric mode flutter for the full fuel condition is more critical than that of the anti-symmetric mode flutter for Mach numbers 0.60 ~ 0.95 calculated.

3) According to the analyses by using USTF3 code, the anti-symmetric mode flutter of the stiffness designed structure for the full fuel condition becomes more critical than that of the symmetric mode flutter for Mach numbers higher than 0.90 since the anti-symmetric mode flutter experiences the transonic dip phenomenon while the symmetric mode flutter does not.

#### References

1. Bhatia, K. G. and Wertheimer, J., "Aeroelastic Challenges for a High Speed Civil Transport," AIAA-93-1478-CP, 1993.
2. Turner, M. J. and Grande, D. L., "Study of Metallic Structural Design Concepts for an Arrow Wing Supersonic Cruise Configuration," NASA Contractor Report 2743, Dec. 1977.
3. Durham, H. M., Cole, S. R., Cazier, F. W. Jr, Keller, D. F., Paker, E. C. and Wilkie, W. K., "Experimental Transonic Flutter Characteristics of Supersonic Cruise Configurations," AIAA-90-0979-CP, 1990.
4. Isogai, K., "The Development of Unsteady Transonic 3-D Full Potential Code and its Aeroelastic Applications," AGARD CP No. 374, Jan. 1985, pp. 17-1 ~ 17-25.
5. Albano, E. and Rodden, W. P., "A Doublet-Lattice Method for Calculating Lift Distributions on Oscillating Surfaces in Subsonic Flows," AIAA Journal Vol. 7, Feb. 1969, pp. 279 ~ 285.



# HYFLEX における空力加熱計測

藤井啓介<sup>\*1</sup>

## Measurement of Aerodynamic Heating in HYFLEX

by  
Keisuke FUJII<sup>\*1</sup>

### ABSTRACT

Aerodynamic heating in the ceramic tile region of HYFLEX is measured for comparison with wind tunnel test results. Aerodynamic heating rate in the flight were reduced from time history of surface temperature of ceramic tile assuming thermal model constructed from ground lamp heating test.

Boundary layer transition was observed in windward side and the position of transition moves forward within several seconds to about 30% of  $x/L$ . It is interesting that re-laminarization were observed at point of the transited area in spite of almost constant free stream Reynolds number. Comparison of local flow condition around the transition with Poll's criterion<sup>1</sup> were made and the results showed that the condition is reasonable considering surface roughness. Also, heating rate before transition and after re-laminarization agrees with the data from wind tunnel test at relatively low Reynolds number.

### 1. 序

宇宙往還機のような極超音速領域を飛行する機体の設計には、極超音速飛行体まわりに生じる高エンタルピ流から受ける空力加熱の正確な予測が不可欠となる。空力加熱の予測は一般に風洞試験やCFDなどによって行われるが、風洞試験では主にエンタルピなどの面で実飛行環境を再現することは困難であり、そのため飛

行試験による加熱率推定手法の確立、検証をするためのデータ取得が重要である。極超音速飛行実験機(HYFLEX)はそのような目的で表面温度の測定を行った。

HYFLEX には、機体各部に空力加熱計測用のセンサを配置し、計測を行った(図1)。HYFLEX の熱防護は大きく分けて、C/C ホットストラクチャによるものと、

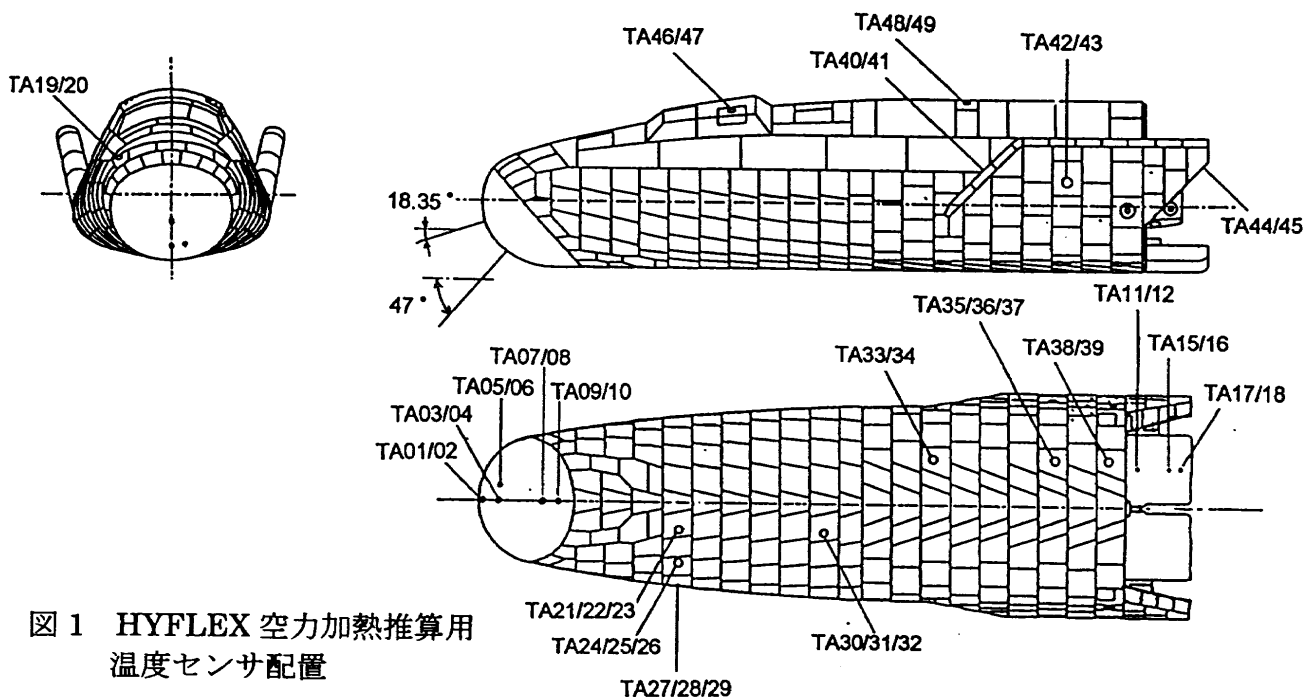


図1 HYFLEX 空力加熱推算用  
温度センサ配置

<sup>\*1</sup> 航空宇宙技術研究所(National Aerospace Laboratory)

TPS セラミックタイルや可撓断熱材を用いた断熱によるものと分けられ、それぞれに対してセンサを新たに開発し搭載している。C/C 製のノーズキャップ及びエレボン部加熱率は、それぞれの部位が C/C 製のため、図 2 に示されるような C/C 温度センサを用いて計測を行った。その他の部分は可撓断熱材で覆われている部位を含めて図 3 に示されるようなセラミックタイル温度センサを用いている。ただし C/C 加熱率センサに関してはデータ処理に必要な熱モデルが現在のところ完成していないため、ここではタイル温度センサから得られたデータに関する部分のみで、風試結果や CFD 解析結果との比較、またそれにより判明した境界層遷移に関する工学的手法による確認した結果も紹介する。

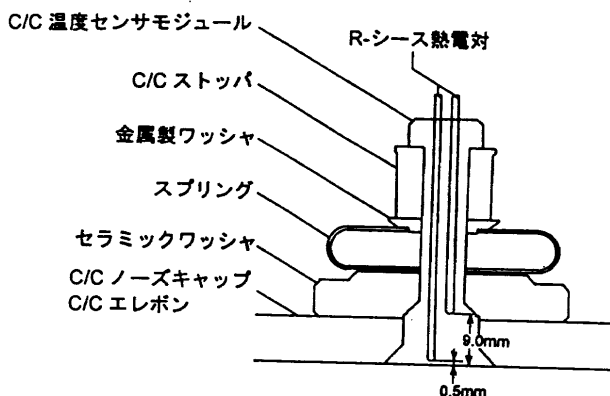


図 2 C/C 部温度センサ構造

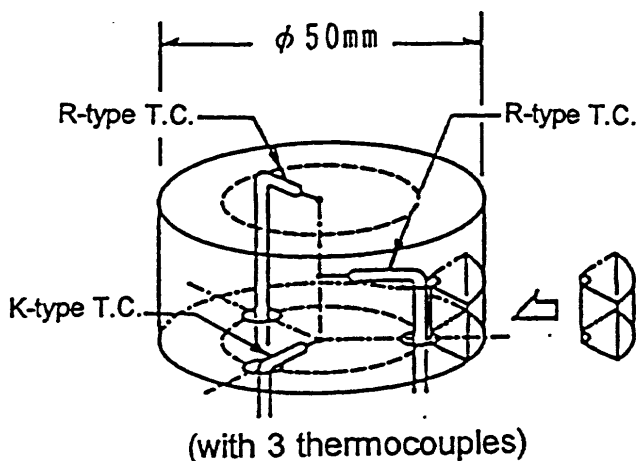


図 3 タイル部温度センサ構造

## 2. タイル部温度センサ熱モデル

HYFLEX 空力加熱計測に使用したタイル温度センサの構造を図 3 に示す。これは直径 50mmφ、厚さ 25mm の円筒形状をした一般部と同一材質のセラミックタイルに表面及び中間部に先端露出型熱電対を取り付け、

黒色のガラスコーティングを施したものである。地上試験などで使用される通常のセンサと異なり、センサ構成要素の熱物性値を含めたある熱モデルを仮定しそれに基づいて加熱率を求めるため、別途試験によって熱モデルを調整、検証する必要がある<sup>2)</sup>。搭載センサすべての較正を個々に行うことが望ましいが、諸制約のためここでは代表のセンサに対して熱モデル試験を行い、そこで得られた熱モデルを搭載品に適用する方法を採った。HYFLEX では前胴と後胴とで若干異なるセンサ仕様としているため熱モデル試験はその 2 種類に対して行った。

熱モデル試験としては、センサ供試体を実飛行環境に近い雰囲気圧力下におき、Xe ランプによってステップ的な加熱を与え、センサ各部の温度変化から熱モデルに含まれるいくつかのパラメータを調整する方針とした。試験は岐阜県多治見市にある超高温材料試験研究センタの超高温酸化揮酸試験器を用い、加熱条件は、実飛行中受けるもっとも高い加熱と予想された 250[kW/m<sup>2</sup>]、及び低加熱条件として 80[kW/m<sup>2</sup>]で行った。高加熱条件の試験は実際には 2 回に分けて行っている。

### <推定パラメータ>

ここで行ったパラメータ推定は別途測定によって得られた各物性値などの測定精度を上げるのではなく、タイルセンサ全体として温度と加熱率との関係付けが正しくなるよう調整するためのものである。そのため以下に示すような方針で推定されるパラメータを定めた。

ガラスコーティング層は 0.3mm ときわめて薄いタイル素地と比べ  $\rho C$  が大きいので加熱率の推定には無視できない。しかしコーティング層厚さ、熱電対接着剤の量を把握することが困難なため、コーティング層熱容量 ( $\rho C_{\text{coat}}$ ) を推定パラメータの一つとした。

ステップ加熱後の加熱率が 0 となる時期の温度のたち下がり、表面近傍に蓄えられた熱量 ( $\rho C k$  に依存) と表面輻射 ( $\epsilon_n$ ) との比でだまかに決まる。また表面温度がほぼ与えられた際のタイル中間温度履歴はおおよそ熱拡散率 ( $\alpha = k/\rho C$ ) によって定まる。そのためここではタイル素地部熱伝導率 ( $k_{\text{tile}}$ ) と熱容量 ( $\rho C_{\text{tile}}$ ) とを推定することとした。

更にほぼ輻射平衡に達した際の表面温度は、特に高加熱条件ではタイルへの熱伝導分は小さく主に輻射率の波長依存性によるものと、輻射率の方向依存性によると考えられるが、ここでは方向性は絶縁物質の理論値である  $f_e = 0.94$  を用い、波長依存性の効果を推定パラメータの一つとした。以上の推定パラメータをまとめると以下の通りとなる。

- (1) ガラスコーティング層熱容量 ( $\rho C_{\text{coat}}$ )
- (2) タイル素地部熱伝導率 ( $k_{\text{tile}}$ )
- (3) タイル素地部熱容量 ( $\rho C_{\text{tile}}$ )

## (4) 輻射率波長依存効果

熱モデルに使用した物性値などのノミナル値を表 1 に、推定パラメータの推定結果を表 2 に示す。ここで

1: タイル素地熱物性値

熱伝導率( $K_{tile}$ ) [W/mK] (K-Tile、F-Tile 共通)

温度[°C]	25	250	500	750	1000	1200
雰囲気圧力[Torr]						
0.1	0.029	0.051	0.076	0.102	0.127	0.147
190	0.057	0.080	0.101	0.139	0.186	0.219

比熱( $C_{tile}$ ) [J/kg m]

温度[°C]	25	250	500	750	1000	1200
F-Tile	883.	1147.	1260.	1317.	1333.	1343.
K-Tile	749.	992.	1118.	1197.	1242.	1278.

密度 [kg/m<sup>3</sup>]  $\rho_{tile} = 193.6$ 

2: コーティング層熱物性値

熱伝導率 ( $K_{coat}$ ) [W/mK]  $K_{coat} = 2.17$ 比熱 ( $C_{coat}$ ) [J/kg m]

温度[°C]	25	250	500	750	1000	1200
$C_{coat}$	916.	1011.	1116.	1222.	1327.	1411.

密度 [kg/m<sup>3</sup>]  $\rho_{coat} = 3320.$ 

表 1 タイル温度センサ構成材料の熱物性値ノミナル値

推定パラメータとノミナル値との比		K-Tile	F-Tile	
ガラスコーティング層熱容量		$\rho C_{\text{Coat}}/(\rho C_{\text{Coat}})_0$	0.830	1.083
タイル素地部 熱伝導率 $K_{\text{tile}}/(K_{\text{tile}})_0$	圧力 0.1Torr	750[°C]以下	1.726	1.013
		1000[°C]以上	1.781	1.407
	圧力 190Torr	750[°C]以下	1.883	1.152
		1000[°C]以上	2.432	1.637
タイル素地部熱容量		$\rho C_{\text{tile}}/(\rho C_{\text{tile}})_0$	1.615	1.408
輻射率波長依存効果			1.002	0.930

表 2 パラメータ推定結果

各試験における推定値の平均をとり推定パラメータの値を決定している。推定の程度を確認するために 2 種類のセンサそれぞれに対して高加熱条件、低加熱条件での計測温度履歴を境界条件とし、加熱率を求めた結果を図 4 に示す。実直線で表される入射計測加熱率に対し、熱解析によって求めた加熱率は加熱開始直後を除いてよく一致している。加熱開始直後の約 10 秒間は一部を除いてオーバーシュートしているが、これはお

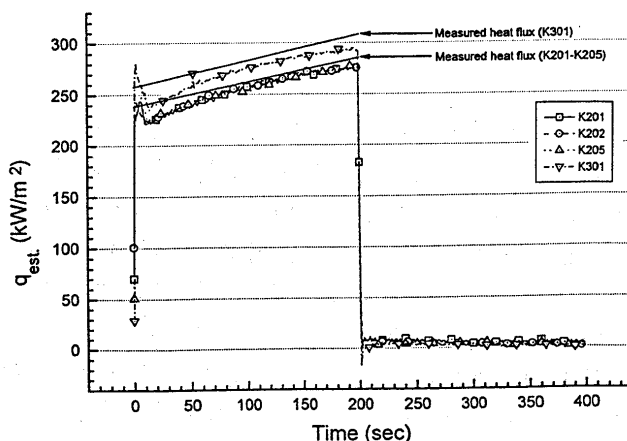


図 4(1) 熱モデル試験における加熱率逆算精度 (高加熱条件)

そらくガラスコーティング層物性値の温度依存性、または熱電対接着剤のもつ 2 次元性効果等を正しく評価できていないためと考えられたが、推定の収束性などの問題によりここではこれ以上の推定は行わなかった。

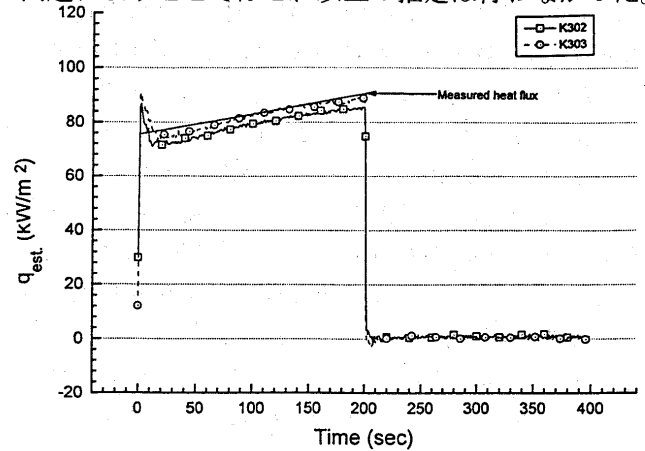


図 4(2) 熱モデル試験における加熱率逆算精度 (低加熱条件)

## 3. 風洞試験

HYFLEX 飛行後解析の比較データ取得の目的で、航空宇宙技術研究所大型極超音速風洞において 10% 模型を用いた加熱率測定試験を行った。この試験はセンサ位置における加熱率計測のため、飛行後にあらためて行ったものである。試験は Mach 数 10、澱点圧力 3(MPa)、澱点温度 1100(K) の条件で行い、一様流の Mach 数-Reynolds 数との関係は図 5 に飛行条件と合わせて示されている。模型はステンレス製で実機センサ位置相当に Co-axial gage を装着し計測を行った。また胴体下面に黒体塗料を塗布し赤外線カメラによる表面温度計測も併せて行った。

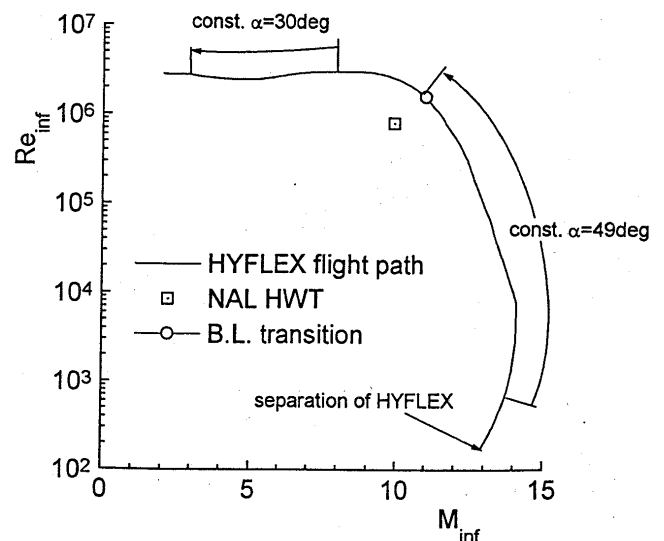


図 5 HYFLEX 飛行経路と風試条件

## 4. 飛行データ解析

センサ表面温度履歴から前述の熱モデルを用いて 2 次元熱解析により加熱率を J-1 ロケットの分離から約 300 秒間の時間履歴として得た。一部センサモジュールにはセラミックタイル全体の断熱性評価のためタイル素地裏面と SIP との間に熱電対を装着しているが、今回の解析には使用していない。計算領域はガラスコーティング層、タイル素地、SIP (タイル素地とアルミ構造とをつなぐ緩衝材)、アルミ構造 (板厚 1.6[mm]) とし、表面側の境界条件として、熱電対直上は実測温度を与え、その他の表面では一様加熱が加わっているものとした。裏面の境界条件はアルミ板裏面を断熱とし、各構成材料間の接触熱抵抗は無視した。雰囲気圧力に大きく影響されるタイル素地熱伝導率は、タイル内部が一様に修正 Newtonian 圧力となると仮定して求めた。

## 5. 結果及び考察

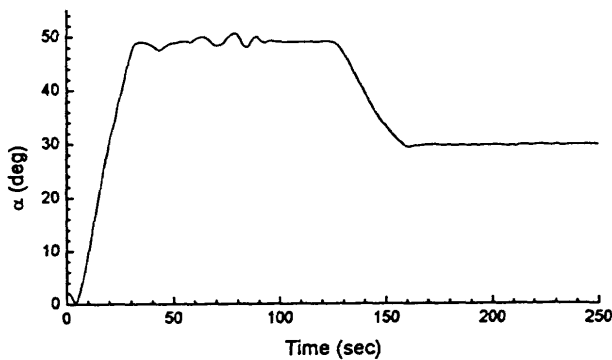


図 6 HYFLEX の迎角スケジュール

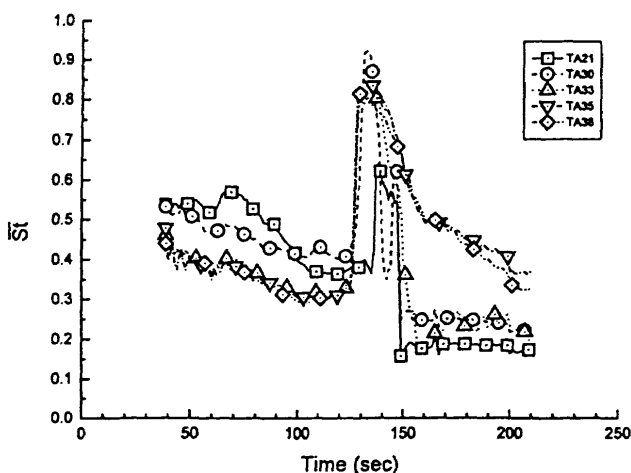


図 7 胴体下面における空力加熱率の時間変化

HYFLEX は分離後約 30 秒から約 125 秒まで迎角はほぼ  $\alpha=49[\text{deg}]$  で一定に保ったまま (図 6)、一様流 Reynolds 数が大きく変化する飛行をし、その後約 160

秒から約 300 秒までの間は、迎角、一様流 Reynolds 数ともほぼ一定 ( $\alpha=30[\text{deg}]$ ,  $Re=2\sim 3\times 10^6$ ) で、Mach 数が大きく変化する飛行を行った。図 5 中○印は胴体下面において乱流への遷移が確認された時期を示す。

飛行中に胴体下面でみられた St 数比 ( $St=St/St_{ref}$ ) の時間変化を図 7 に示す。ここで  $St_{ref}$  は飛行経路データより Van Driest の式<sup>3</sup>を用いて求めた HYFLEX ノーズ後端点での Stanton 数である。 $\alpha=49[\text{deg}]$  でほぼ一定を保っている分離後約 125[sec]までは St 数比はやや下がる傾向を示すもののほぼ一定値をとっているが、迎角が  $49[\text{deg}]$  から  $30[\text{deg}]$  へ変化を始める 125[sec]以降下流側のセンサから順に加熱率が急激に上昇しており境界層が遷移したものと考えられる。上流側の TA21, TA30, TA33 については迎角の  $30[\text{deg}]$  への変更が終了するまでに  $\alpha=49[\text{deg}]$  の値より低い値に戻ったが、より下流に位置する TA35, TA38 では  $\alpha=30[\text{deg}]$  となった後も  $\alpha=49[\text{deg}]$  における値よりも高い値を保った。

胴体下面センターライン付近に位置する TA33 温度センサにおける Stanton 数比を迎角に対して整理した (図 8)。図中の記号は層流境界層時の風洞試験結果であり、この位置では迎角の  $49[\text{deg}]$  から  $30[\text{deg}]$  への変更開始とほぼ同時に境界層が乱流へ遷移したことがわかる。また、 $\alpha=30[\text{deg}]$  への迎角変更が終了するまでの間に再層流化したことが観察された。

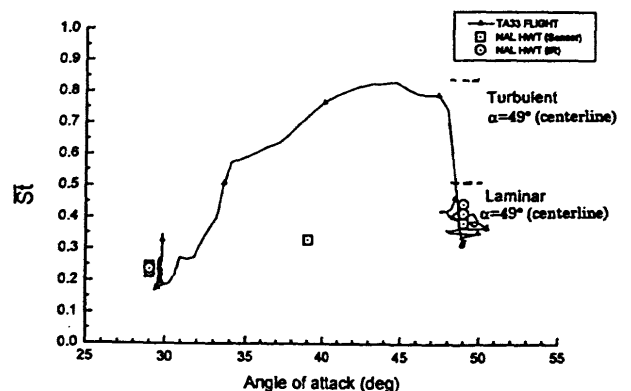


図 8 TA33 における St 数比の迎角変化

ここで遷移後の加熱率の評価として、斜め円柱付着線上における層流及び乱流加熱率推算を図中波線で示す。推算は HYFLEX 分離後 120 秒後、迎角  $49[\text{deg}]$  の条件で、境界層外縁の流線は垂直衝撃波を通過したものと仮定した。計算は Zoby ら<sup>4</sup>の示した方法によっている。HYFLEX のセンサ位置はセンターラインからずれているため直接の比較は難しいが、これから遷移後の加熱率の絶対値も妥当であったことが再確認された。

境界層遷移が生じた気流条件を調べるために斜め円柱付着線上における遷移の判定基準との比較を行った。

これは HYFLEX が主翼のない円柱状の機体形状のためセンターライン上では妥当な比較と考えられる。遷移判定基準としては Poll<sup>1</sup>による characteristic length に基づく Reynolds 数  $\bar{R}^*$  の比較を行った。

$$\bar{R}^* = \frac{W_\infty \eta^*}{\nu^*}$$

ここで

$$\eta^* = (\nu^*/k)^{0.5}$$

$$k = \frac{du}{dx}$$

斜め円柱への近似に際して、HYFLEX の場合中心線上の曲率半径は 0.4[m] で一定であるため、同一半径の無限斜め円柱と近似し、鈍頭度の効果は考慮していない。図 9 にフライトにおける  $\bar{R}^*$  変化を示す。○印は下面で遷移が始めて確認された条件を示す。上流において乱れのない場合 ( $\bar{R}^*=650$ ) とある場合 ( $\bar{R}^*=245$ ) における遷移  $\bar{R}^*$  の間にフライト時の遷移が確認されていることから、HYFLEX の遷移は妥当な範囲で観測されたことが分かる。迎角が 30[deg] となった後下流側の 2 つのセンサ位置をのぞいて再層流化したことについては、迎角が小さくなるにつれ境界層外縁における流線がより垂直に近い衝撃波を通ってきたものとなる効果 (鈍頭度の効果) を考慮しなければならず、今後の課題である。

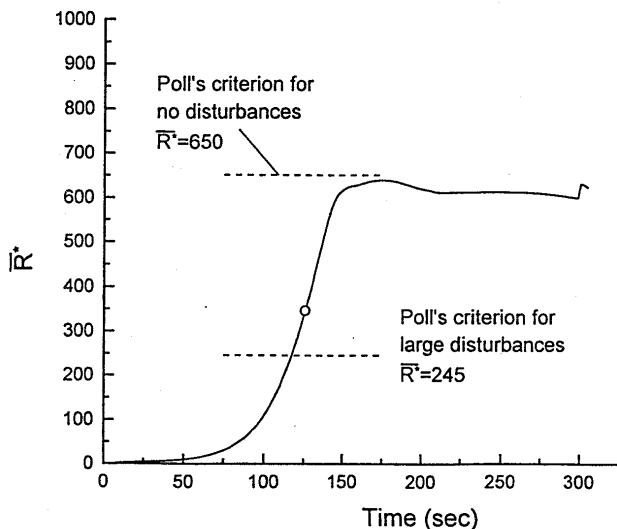


図 9 HYFLEX 飛行経路に沿った Poll<sup>1</sup> による遷移判定基準との比較

背面側の加熱率計測は飛行データ、風試データともに加熱率が小さいため精度が悪くなっているが、ここでは前胴背面の TA19 及び安定板上の TA42 における加熱率について報告する (図 10、11)。TA19 では定量的には特に大迎角時にはよい一致はみられなかったが、迎角が減るにつれ澱点からの距離が減るため加熱率が増加するという風試でみられた傾向が飛行結果においてもみられた。安定板上の TA42 に関しては風試結果と飛行結果とで比較的良好な一致が見られる。但し

飛行結果では、迎角変更の際に胴体下面で生じた境界層遷移の影響とみられる加熱率の一時的な上昇がみられる。これは TA35、TA38 などの結果と整合する。

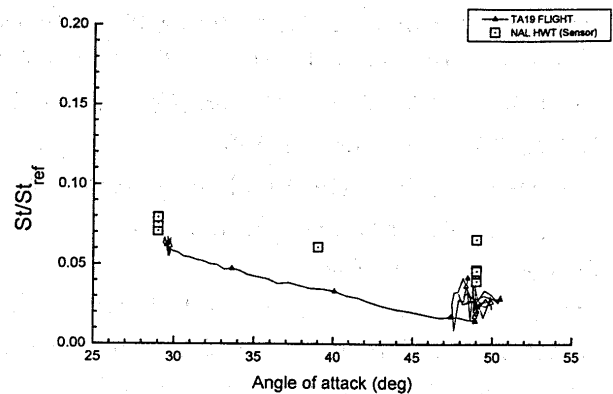


図 10 TA19 における St 数比の迎角変化

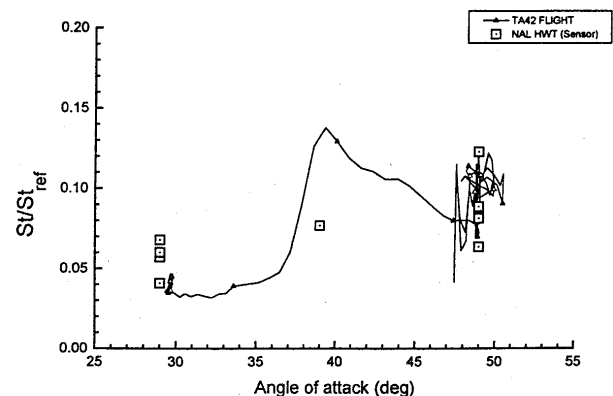


図 11 TA42 における St 数比の迎角変化

## 6. まとめ

HYFLEX におけるタイル部温度センサの熱モデルを用いて飛行時の空力加熱率を測定し、飛行試験後に行った風洞試験結果と比較した。その結果、層流境界層加熱率に関してはよい一致が確認された。

飛行実験では胴体下面において境界層遷移による加熱率の急激な上昇がみられた。Axisymmetric analogue<sup>4</sup> による乱流加熱率の推算値と飛行データは妥当な範囲に収まった。また、無限斜め円柱付着線上における遷移判定基準との比較により飛行実験で観察された遷移はやや早めに起きているものの妥当な範囲であることが確認された。

今後風洞試験による乱流加熱率の比較及び遷移時期における流れ場について調べるとともに、澱点、エレボンの C/C 部加熱率の処理を行う予定である。

## &lt;参考文献&gt;

- 1) D.I.A.Poll : Transition Description and Prediction in Three-Dimensional Flows, AGARD-Rept. 709, June 1984, pp.5-1 - 5-23
- 2) 藤井啓介、井上安敏、白水正男、渡辺重哉 : HYFLEX タイル部空力加熱推算用温度センサの熱モデル評価試験について、第 26 期日本航空宇宙学会年会講演会講演集、1995, pp.158-159
- 3) Van Driest, E.R. : The Problem of Aerodynamic Heating, Aeronautical Engineering Review, October 1956, pp.26-41
- 4) Zoby, E.V., Moss, J.N. and Sutton, K. : Approximate Convective-Heating Equations for Hypersonic Flows, J.Spacecraft Vol.18, No.1 Jan. 1981 pp.64-70