

小型観測ロケット尾翼の超音速フラッタ

名 取 通 弘 ・ 砂 川 恵

Supersonic Flutter of Small Sounding Rocket Fins

By

Michihiro NATORI and Megumi SUNAKAWA

Abstract: The aerodynamic heating has significant influences on the flutter characteristics of fins of sounding rockets in a high supersonic range. In the present report, some calculations of flutter of plate fins are presented. Increases in temperature of fins are estimated by a heat transfer calculation according to mission profiles of rockets. Considering the reduction in Young's modulus of materials and stiffness of fins due to these increases in temperature, the flutter dynamic pressure is calculated by the direct method of variational approach. It is shown that the flutter dynamic pressure is decreased markedly when the effect of aerodynamic heating is taken into account, and the flutter margin of fins of sounding rockets is clarified concretely.

概 要

本研究は観測ロケットの飛行径路に即して空力加熱によるその翼面温度上昇を求め、それによる剛性低下を考慮して翼のフラッタ解析をエネルギー的手法により行ったものである。本研究により、空力加熱が重要な問題となる小型観測ロケットにおいて、その尾翼の超音速フラッタマージンが具体的に明かにされた。

記 号

a_1	近似温度分布の係数, (12) 式
E	縦弾性係数
f, f_F	振動数及びフラッタ振動数
h	板厚
M	マッハ数
n	近似温度分布の係数, (12) 式
Q, Q_F	動圧及びフラッタ動圧
T, T_{35}	翼面の温度及び翼幅中央の35%翼弦での温度

T_o, T_{ocr}	翼幅中央の前後縁の温度差及びその熱挫屈値
t	ロケット発射後の経過時間
Z	高度
α	熱膨張係数
β, β_m	無次元半翼弦長及びその翼幅中央での値
μ	前縁からの無次元座標

1. まえがき

小型観測ロケットのように高い超音速領域をその飛行径路に含む場合、空力加熱が非常に大きな問題となる。空力加熱の影響は高温による材料の弾性係数の低下及び不均一温度分布による熱応力の発生として現れる。これらの原因により翼の剛性は低下し、フラッタが起り易くなる。このような空力熱弾性学の問題 [1] は非常に重要なものであるにも拘わらず、その複雑さの故に系統的且つ実地的な研究はごく僅か [2] [3] である。本研究においては小型観測ロケットの尾翼のような板翼についてのフラッタ特性を明らかにする。その手順は次のようである。即ち、飛行径路に従って、熱伝達の計算から、翼面の温度分布を求め、それにより生ずる熱応力を計算する。次に、この熱応力及び高温での弾性係数の低下による剛性低下を計算し、最終的にフラッタ特性を求めるというものである。

2. 解析法の概要

2.1 熱伝達

平板の熱伝達 [4] については板面内の熱伝導を考慮した解析 [5] [6] が実験と良い一致を得ている。又実際のロケット尾翼に関しては中村の研究 [7] があり、その概要は次の通りである。

今、輻射加熱による温度上昇、翼内の熱伝導及び板厚方向の温度勾配を無視すると、板厚 h の板翼の熱平衡式は、

$$\rho c \frac{h}{2} \frac{\partial T}{\partial t} = h^* (T_{aw} - T) \quad (1)$$

で表される。ここで、 T 、 ρ 、 c 、 t 、 h^* 、及び T_{aw} は夫々表面温度、板翼の密度、比熱、時間、熱伝達係数、及び断熱壁面温度である。断熱壁面温度 T_{aw} は、プラントル数 P_r 及び空気の定圧比熱 C_p の変化を無視して、

$$T_{aw} = T_{\infty} \left(1 + r \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \quad (2)$$

である。ここで、 T_{∞} 、 M 、及び r は夫々一様流の温度、マッハ数及び比熱比であり、 r は回復係数で乱流境界層の場合 $P_r^{\frac{1}{3}}$ に等しくその値は 0.893 である。又熱伝達係数 h^* は、平板の実験的研究より、 y を前縁からの距離として、乱流境界層の場合に、

$$h^* = 0.0296 \frac{k_{\infty}}{y} R_e^{0.8} P_r^{\frac{1}{3}} \left(\frac{T_{\infty}}{T_{aw}} \right)^{0.44} \quad (3)$$

で与えられる。ここで、 k_{∞} は空気の熱伝導率、 R_e はレイノルズ数で、 R_e 及び P_r は次のよ

うに与えられる.

$$\left. \begin{aligned} R_e &= U y \rho_\infty / \mu_\infty, \\ P_r &= \mu_\infty C_p / k_\infty. \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

ここで, U , ρ_∞ , 及び μ_∞ は夫々一様流の速度, 密度, 及び粘性係数である. 音速 a_∞ , μ_∞ , k_∞ , 及び P_r は夫々高度変化に対し非常に変化の弱い函数であるから,

$$C_t = 0.0296 \left(\frac{a_\infty \rho_0}{\mu_\infty} \right)^{0.8} k_\infty P_r^{\frac{1}{3}} \quad (5)$$

を定数とみなすことができる. ρ_0 は海面上での空気密度である. (3), (4), (5)式より

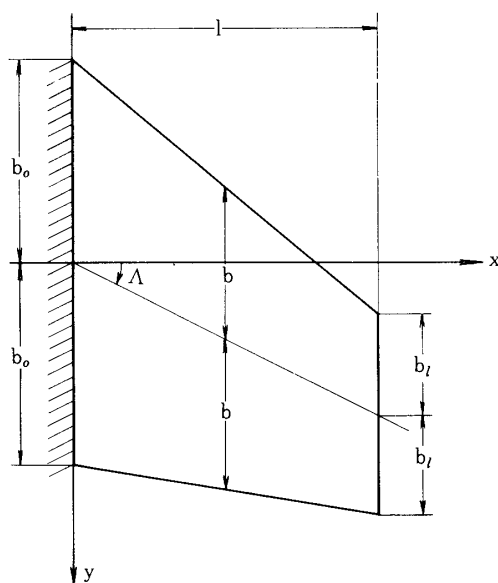
$$h^* = C_t \frac{M^{0.8}}{\left(1 + r \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{0.44}} \left(\frac{\rho_\infty}{\rho_0}\right)^{0.8} y^{-0.2} \quad (6)$$

である. この(6)式に修正係数 0.35 を乗じた熱伝達係数による計算結果は, 観測ロケット外板の温度計測結果を非常によく説明している [7]. 本報告においても, 簡単の為翼を一様板厚として修正係数にこの 0.35 を使用し, 翼面上の温度分布を時間と翼前縁からの距離のみの函数として求めることとする.

2.2 熱応力

前述の方法によって翼面上の温度分布を計算し, それによって生ずる熱応力を板面内変形の歪エネルギー極小の原理によって求める [3]. 第1図のような翼において, 応力函数 F として力学的境界条件を満足する次のような函数を考える.

$$F = -E \alpha T_0 l^2 (\zeta^2 - \beta^2)^2 (\xi - 1)^2 \sum_{i,j=0} C_{ij} \zeta^i \xi^j. \quad (7)$$



第1図 翼平面形

ここで、 E 、 α 、 T_0 、及び l は夫々縦弾性係数、熱膨張係数、代表温度、及び翼幅長さである。又 Λ を翼弦中央線の後退角として、

$$\xi = x/l, \quad \eta = y/l, \quad \zeta = (y - x \tan \Lambda)/l, \quad \beta = b/l \quad (8)$$

である。板面内変形の歪エネルギー Π_s は、

$$\begin{aligned} \Pi_s = & \iint_S \frac{h_0^2}{2Eh} [F_{,xx}^2 + F_{,yy}^2 - 2\nu F_{,xx} F_{,yy} + 2(1+\nu) F_{,xy}^2] dx dy \\ & + \iint_S h_0 \alpha T (F_{,xx} + F_{,yy}) dx dy \end{aligned} \quad (9)$$

である。 ν はポアソン比であり、 $F_{,xx}$ 等は $\partial^2 F / \partial x^2$ 等を表す。(7)式の $C_{i,j}$ は $\partial \Pi_s / \partial C_{i,j} = 0$ により得られる連立方程式、

$$\sum_r \sum_s C_{r,s} G_{ijrs} - H_{i,j} = 0, \quad (i, j = 0, 1, 2, \dots) \quad (10)$$

を解いて得られる。 G_{ijrs} 、及び $H_{i,j}$ の具体的な形についてはここでは省略する[3]。本報告では簡単の爲翼を一様板厚とし、熱応力函数に次の9項近似を用いる。

$$F = -E \alpha T_0 l^2 (\zeta^2 - \beta^2)^2 (\xi - 1)^2 \sum_{i=0}^2 \sum_{j=0}^2 C_{i,j} \zeta^i \xi^j. \quad (11)$$

熱歪屈や振動及びフラッタ特性を求めるにはこの近似でほぼ十分である[3]。又、熱伝達の計算により得られる温度分布を

$$\frac{T}{T_0} = \left(1 - \frac{\mu}{2\beta_m}\right)^n + a_1 \quad (12)$$

として近似する。この(12)式の温度分布を近似温度分布と呼ぶ。ここで μ は翼前縁よりの距離で $\zeta + \beta$ に等しく、又 T_0 及び β_m は夫々翼幅中央翼弦の前後縁の温度差及び翼幅中央の無次元半翼弦長である。 n 、 a_1 は定数で温度分布曲線のあてはめから決定する。

2.3 フラッタ解析

空力加熱によって発生する熱応力を考慮したフラッタはレイリーリッツ法により解析できる[3]。第1図の翼における仮想仕事の原理は、空気力にピストン理論を用いて、

$$\begin{aligned} \delta \Pi^* = & \delta \iint_S \frac{D}{2} [(W_{,xx} + W_{,yy})^2 - 2(1-\nu)(W_{,xx} W_{,yy} - W_{,xy}^2)] dx dy \\ & + \iint_S h_0 [F_{,yy} W_{,x} \delta W_{,x} + F_{,xx} W_{,y} \delta W_{,y} - F_{,xy} (W_{,x} \delta W_{,y} + W_{,y} \delta W_{,x})] dx dy \\ & - \iint_S \left[-\frac{\rho_\infty U^2}{2M} \{4 + (r+1) M h_{,y}\} (W_{,y} + \frac{1}{U} W_{,t}) - \rho h W_{,tt} \right] \delta W dx dy \\ = & 0 \end{aligned} \quad (13)$$

である。変位 $W(x, y, t)$ を $\xi = 0$ で固定という幾何学的境界条件を満足するように、

$$W = \sum_{m=0}^{\infty} \sum_{n=2}^{\infty} a_{mn} \zeta^m \xi^n e^{j\omega t} \quad (14)$$

て表す。ここで j は虚数単位、 ω は円振動数である。変位を(14式のように表すと $\delta \Pi^* = 0$ は $\partial \Pi^* / \partial a_{mn}$ ($m = 0, 1, 2, \dots$; $n = 2, 3, 4, \dots$) と等価になる。これより、動圧を Q として、次の連立方程式が得られる。

$$\sum_{r=0}^{\infty} \sum_{s=2}^{\infty} a_{rs} \left\{ A_{mnr s} + C_0 \left(\frac{T_0}{T_{ocr}} \right) B_{mnr s} - C_1 \left(\frac{\omega}{\omega_1} \right)^2 D_{mnr s} \right. \\ \left. + QC_2 (F_{mnr s}^{1A} + M \cdot F_{mnr s}^{1B}) + j\sqrt{Q} \left(\frac{\omega}{\omega_1} \right) C_3 (F_{mnr s}^{2A} + M \cdot F_{mnr s}^{2B}) \right\} = 0, \\ (m = 0, 1, 2, \dots; n = 2, 3, 4, \dots) \quad (15)$$

ここで、

$$\left. \begin{aligned} C_0 &= \frac{h_0 l^2 E \alpha T_{ocr}}{D_0}, & C_1 &= \frac{\rho l^4 \omega_1^2 h_0}{D_0}, \\ C_2 &= \frac{8 l^3}{D_0} \cdot \frac{1}{M}, & C_3 &= \frac{4 \sqrt{2 \rho_{\infty}} l^4 \omega_1}{D_0} \frac{1}{M}, \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

であり、 T_{ocr} 及び ω_1 は挫屈温度差及び加熱なしの1次固有円振動数、 D は板の曲げ剛性、添字“0”は翼付根での値を示す。(15式の係数の行列式がフラッタ行列式である。又、 $A_{mnr s}$ 、 $B_{mnr s}$ 、 $D_{mnr s}$ 、及び $F_{mnr s}$ は夫々板の曲げ、熱応力、慣性力及び空気力による項で、翼平面形状、板厚分布及び温度分布が与えられると決まる定数であり、その具体的な表示については省略する[3]。本報告では簡単な為、空気力による項の計算にのみ翼断面形を一般契形として扱い、他の項は全て板厚一定として計算してある。

ロケットの飛行径路が与えられると、夫々の時点での翼面の温度分布 T/T_0 及び代表温度 T_0 、マッハ数 M 及び密度 ρ_{∞} が決って、(16式)の定数値が決る。それを用いてフラッタ行列式を零とする条件から、フラッタ動圧 Q_F 及びフラッタ円振動数 ω_F が求められる。本報告では変位 W に次の10項近似を使用してある。

$$W = e^{j\omega t} \left\{ (a_{02} \xi^2 + a_{03} \xi^3 + a_{04} \xi^4) + \zeta (a_{12} \xi^2 + a_{13} \xi^3 + a_{14} \xi^4) \right. \\ \left. + \zeta^2 (a_{22} \xi^2 + a_{23} \xi^3 + a_{24} \xi^4) + \zeta^3 (a_{32} \xi^2) \right\}. \quad (17)$$

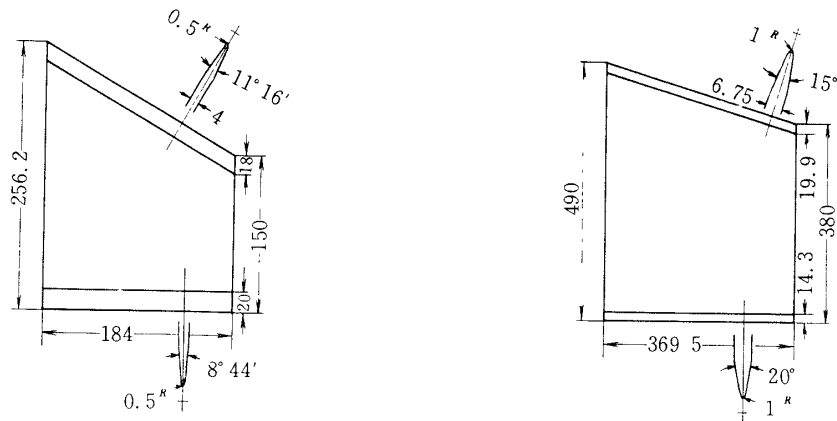
この10項近似は、通常のロケット尾翼の場合、ほぼ十分な結果を与えることが知られている[3]。

3. 観測ロケット尾翼の計算例

3.1 計算モデル及び材料特性

計算は第2図に示すようなモデルA及びモデルBの翼について行った。モデルA及びBは

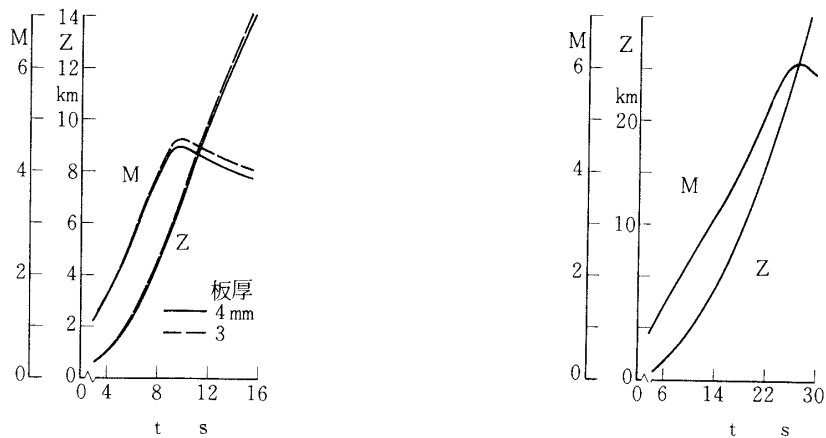
夫々MT-135P及びS-310型観測ロケットの尾翼に対応している。モデルAについては板厚が4mm, 3.5mm, 3mmの三つの場合を, モデルBについては板厚6.75mmの場合を計算した。計算に使用した飛行径路を第3図に示す。これらはMT-135P及びS-310型観測ロケットの飛行径路である。尾翼板厚の違いによってロケット全体の空気抵抗及び構造重量が変化し, 全体の飛行径路は僅かではあるが影響を受ける。モデルAではこの点をも考慮した。



(a) モデルA (MT-135P)

(b) モデルB (S-310)

第2図 計算モデル



(a) モデルA (MT-135P)

(b) モデルB (S-310)

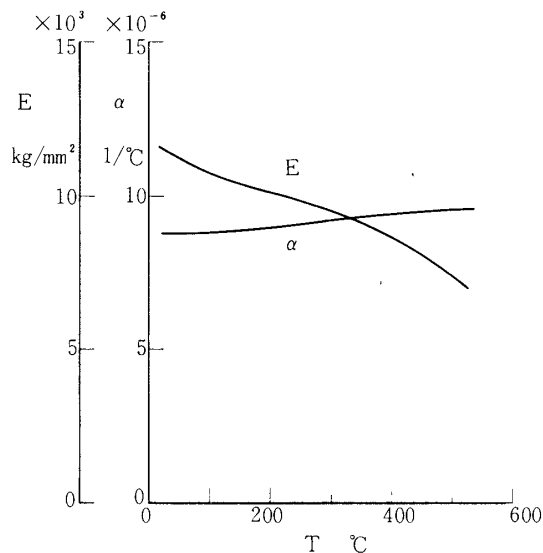
第3図 飛行径路

モデルA, B共に材質はチタン合金 (Ti-6Al-4V, KS130AV) の場合を考える。温度によるその物理的性質の変化を第4図に示す。図から分るように縦弾性係数は500°Cで常温の64%程度に低下する。本報告では簡単な為, 翼幅中央の35%翼弦の温度によって全体

の弾性係数及び熱膨張係数の値を与えることにより、これらの物理的性質の温度変化を考慮する。この翼幅中央の35%翼弦の温度はほぼ翼面の平均温度を表していると思われる。

3.2 温度特性

熱伝達の計算より得られた温度分布を第5図に示す。第5図(a),(b),(c)はモデルA、(d)はモデルBの発射後の各秒時での翼弦方向温度分布である。図において $\mu/\beta_m = 0$ 及び2は夫々翼幅中央翼弦の前縁と後縁に対応している。この温度分布を(12)式の近似温度分布で近似する。モデルA、板厚4mm、発射10秒後の温度分布について近似した温度分布形の違いによるフラッタ動圧の差を第1表に示す。第6図はこれらの近似温度分布形である。



第4図 翼材料特性の温度変化
Ti-6 Al-4V

第1表 近似温度分布によるフラッタ特性の比較
モデルA、板厚4mm、発射10秒後(M=3.70)

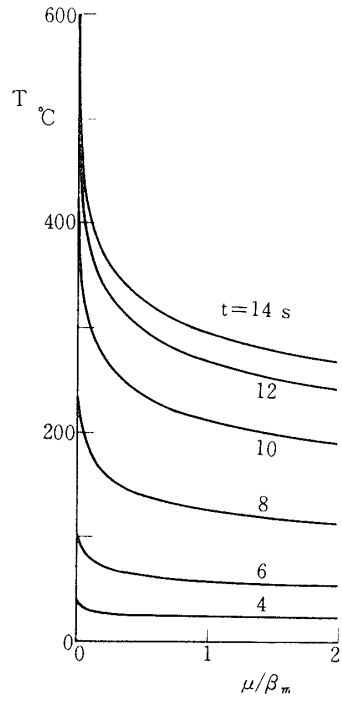
	n	a_1	T_o °C	T_{ocr} °C	$\frac{T_o}{T_{ocr}}$	Q_F kg/cm²	f_F Hz
T1	5	1.233	150	947	0.158	36.3	223
T2	8	0.844	225	1,125	0.200	33.7	219
T3	8	0.804	230	1,136	0.203	33.5	218
T4	8	0.747	238	1,153	0.206	33.1	217
T5	8	0.706	255	1,165	0.219	32.2	216
T6	8	0.617	300	1,191	0.252	30.4	212

$$\beta_m = 0.552, E = 11,550 \text{ kg/mm}^2$$

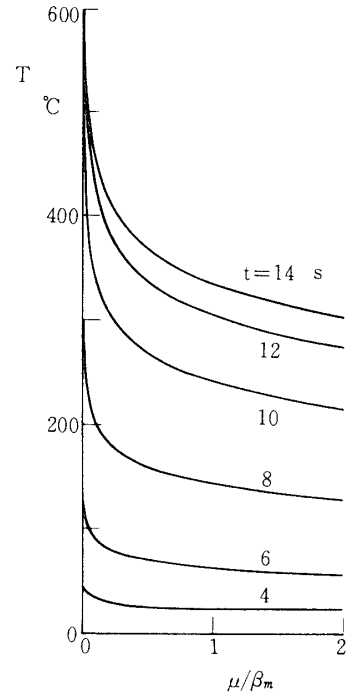
$$\text{加熱なしでは } Q_F = 40.9 \text{ kg/cm}^2, f_F = 242 \text{ Hz}$$

$$f_1, f_2, f_3 = 112, 295, 638 \text{ Hz}$$

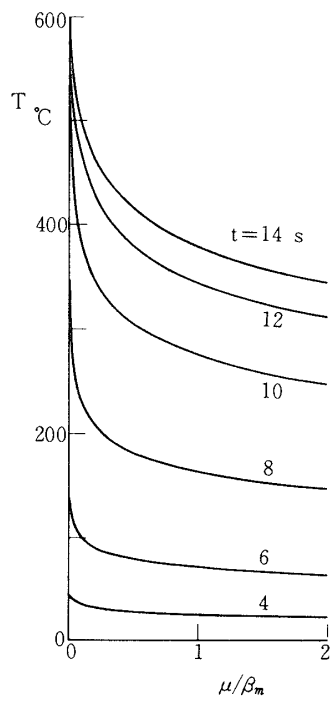
これらの近似温度分布形は(12)式の範囲内でなるべく平均的に実際の温度分布を近似するように選んだものである。第6図(a)に示すように、T1, T3, T5, T6の順に翼前縁温度は高くなっている。又(b)図に示すように、T2, T3, T4の前縁温度は実際の翼前縁温度に一致している。第1表のT2, T3, T4を比較して分るように、前縁温度が一致していれば後縁温度が多少異ってもフラッタ動圧に大きな差はない。又、T1, T3, T5, T6の



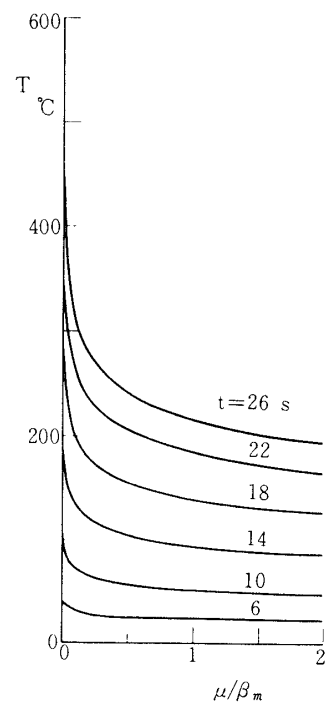
(a) モデルA, 板厚 4 mm



(b) モデルA, 板厚 3.5 mm

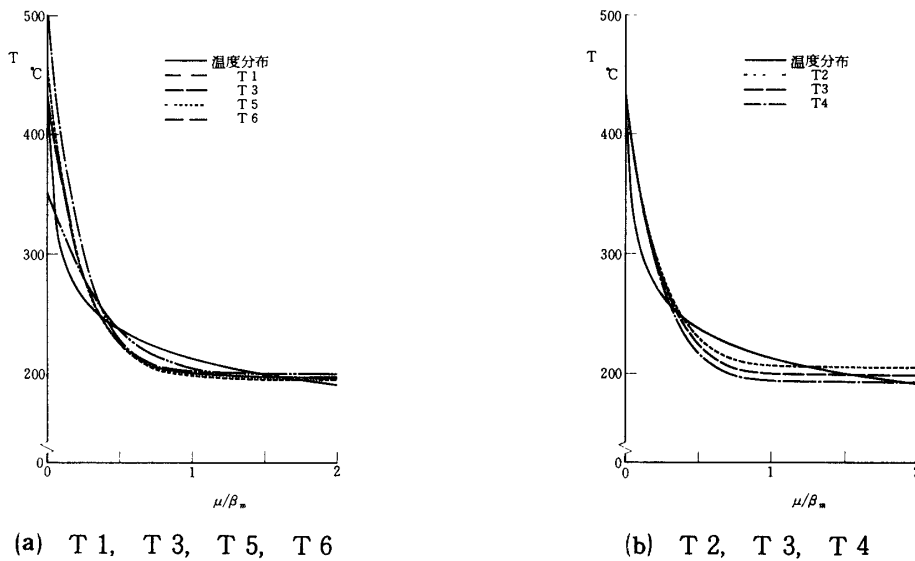


(c) モデルA, 板厚 3 mm



(d) モデルB, 板厚 6.75 mm

第5図 温度分布



第6図 近似温度分布
モデルA, 4mm 板厚, 発射10秒後

結果は前縁温度が±75°C程度違った場合、フラッタ動圧には±10%程度の差が現れることを示している。これらの結果は一定板厚の翼に対してであり、実際の翼のように契形断面を持つ場合には前縁温度はもっと高くなる。しかし実際の場合、翼付根前縁は固定されないことが多く、熱応力の値は本計算のような付根完全固定の場合より小さくなる。又、フラッタ特性は翼全体の熱応力特性により決定される。これらのことを考慮すれば、一定板厚の翼の熱伝達の計算から得られる温度分布を前縁温度を一致させるように(12)式の温度分布形で近似してフラッタ計算をすることは、第一次近似としては十分であると思われる。以後の計算では上記の近似温度分布形を用いる。第2表に計算に使用した温度分布に関する特性を示す。 T_{35} は翼幅中央の35%翼弦の温度であり、その温度での縦弾性係数と熱膨張係数とをフラッタ計算に使用する。 T_0/T_{ocr} は加熱の程度を表し、例えばモデルA, 板厚3mm, 発射14秒後では、座屈温度差の6割程度にも加熱され、又 T_{35} も398°Cと高く、大きな剛性低下が予想される。

3.3 フラッタ特性

第2表のような温度特性に基く翼の剛性低下を考慮して、その振動特性及びフラッタ特性を明かにする。空力加熱の影響を明確にする為に、それを考慮しない場合と縦弾性係数及び熱膨張係数の変化のみを考慮した場合の特性も同時に計算した。第3表は空力加熱の影響を考慮しない場合の計算結果で、固有振動数の変化はない。即ち剛性の低下はない。第4表は弾性係数及び熱膨張係数の変化のみを考慮した場合である。フラッタ特性は4mm板厚のモデルA及びモデルBについて求めた。(16)式の C_3 の形から分るように、固有振動数は違っていても固有振動数比 f_2/f_1 , f_3/f_1 は一定で、モデルAで2.624, 5.682, モデルBで2.291, 5.796である。第5表は熱応力による剛性低下をも考慮した場合で、この場合は加熱の程度に応じて固有振動数比も夫々異ってくる。

第2表 尾翼の温度特性

モデル	h_o mm	t s	T_{35} °C	E $\times 10^3$ kg/mm ²	α $\times 10^{-6}$ 1/°C	n	a_1	T_o °C	T_{ocr} °C	$\frac{T_o}{T_{ocr}}$
A	4.0	4	25	11.5	8.8	8	0.500	16	1,226	0.013
		6	60	11.1	8.8	8	0.574	67	1,204	0.055
		8	134	10.5	8.9	8	0.616	164	1,178	0.139
		10	224	10.0	9.1	8	0.706	255	1,133	0.225
		12	284	9.6	9.2	8	0.710	328	1,113	0.294
		14	313	9.4	9.2	8	0.800	325	1,084	0.300
	3.5	4	26	11.5	8.8	8	0.429	21	960	0.022
		6	67	11.0	8.8	8	0.524	82	937	0.088
		8	152	10.4	8.9	8	0.457	230	943	0.244
		10	254	9.8	9.1	8	0.615	325	885	0.367
		12	321	9.4	9.3	8	0.736	360	846	0.426
		14	353	9.1	9.3	8	0.941	340	798	0.426
	3.0	4	28	11.4	8.8	8	0.494	22	694	0.031
		6	76	10.9	8.8	8	0.554	92	684	0.135
		8	173	10.3	8.9	8	0.606	221	664	0.333
		10	291	9.6	9.2	8	0.787	305	617	0.494
		12	364	9.0	9.3	8	0.870	353	596	0.592
		14	398	8.7	9.4	8	0.969	353	576	0.613
B	6.75	10	54	11.1	8.8	8	0.649	58	820	0.070
		14	99	10.7	8.8	8	0.659	112	820	0.136
		18	148	10.4	8.9	8	0.719	160	808	0.198
		22	194	10.1	9.0	8	0.713	216	799	0.270
		26	227	9.9	9.1	8	0.699	262	791	0.331

$\beta_m = 0.552$ (モデル A), 0.605 (モデル B)

第3表 振動特性及びフラッタ特性, I

空力加熱の影響を考慮しない場合

モデル	h_o mm	t s	f Hz			Q_F kg/cm ²	f_F Hz	
A	4.0	4	112	295	638	26.2	252	
		6				33.4	245	
		8				42.4	242	
		10				45.7	240	
		12				44.1	240	
		14				43.0	240	
	3.5	4	98.3	258	559	16.8	220	
		6				23.3	215	
		8				29.4	215	
		10				32.4	211	
		12				31.6	211	
		14				30.5	211	
	3.0	4	84.2	221	479	10.4	188	
		6				14.8	184	
		8				19.1	182	
		10				21.5	181	
		12				20.8	181	
		14				20.1	182	
	B	6.75	6	44.5	102	258	10.7	85.6
			10				14.3	83.9
			14				17.8	83.3
18			21.3				82.7	
22			25.0				82.2	
26			27.7				81.8	

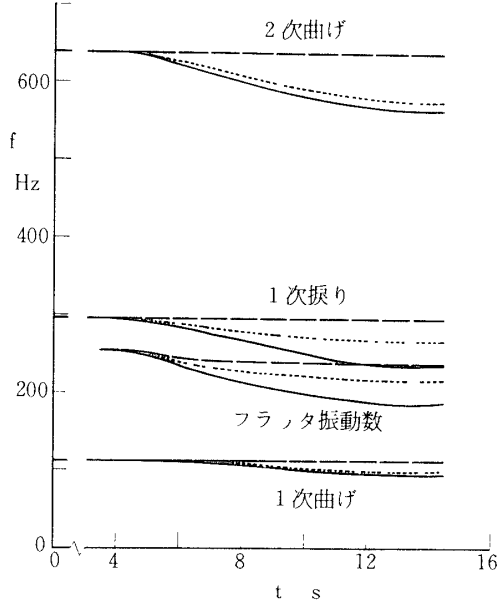
第4表 振動特性及びフラッタ特性, II

弾性係数の変化のみを考慮した場合

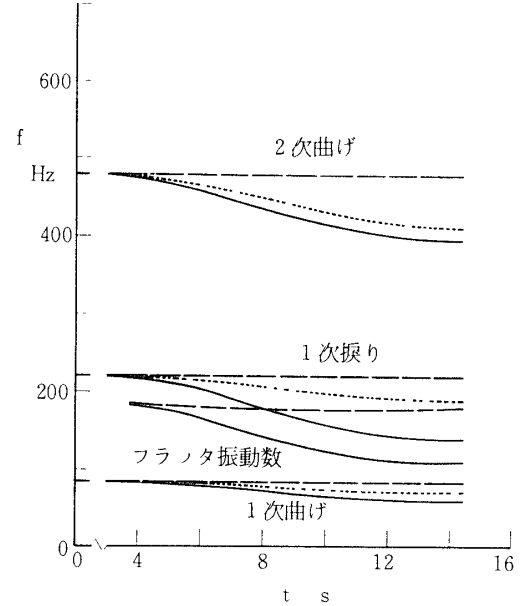
モデル	h_0 mm	t s	f Hz			Q_F kg/cm ²	f_F Hz	
A	4.0	4	112	295	638	26.2	252	
		6	110	289	626	32.0	239	
		8	107	281	609	38.1	229	
		10	104	274	593	39.8	223	
		12	102	269	582	36.6	219	
		14	101	266	576	35.2	217	
		3.5	4	98.0	257	557		
	6		95.9	252	545			
	8		93.2	245	530			
	10		90.4	237	514			
	12		88.5	232	503			
	14		87.3	229	496			
	3.0		4	83.8	220	476		
		6	81.9	215	465			
		8	79.4	208	451			
		10	76.6	201	436			
		12	74.4	195	423			
		14	73.2	192	416			
		B	6.75	10	43.8	100	254	13.7
	14			43.0	98.4	249	16.5	80.3
	18			42.4	97.0	246	19.3	78.8
22	41.7			95.6	242	21.9	76.8	
26	41.4			94.8	240	23.9	76.1	

第5表 振動特性及びフラッタ特性, III
弾性係数の低下及び熱応力の影響を考慮した場合

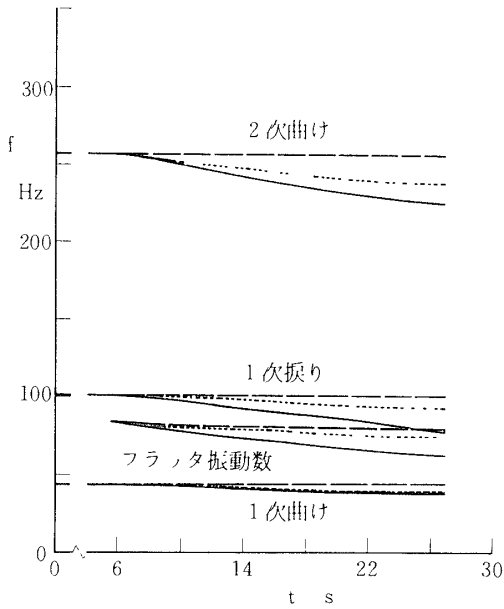
モデル	h_0 mm	t s	f Hz			Q_F kg/cm ²	f_F Hz
A	4.0	4	112	294	638	25.3	250
		6	110	283	622	29.1	233
		8	106	267	603	30.2	215
		10	101	250	584	27.8	200
		12	97.8	238	571	22.7	189
		14	96.1	236	565	21.5	187
	3.5	4	97.7	255	556	15.9	216
		6	94.8	243	542	18.7	200
		8	89.4	221	519	17.2	177
		10	83.9	202	499	14.7	156
		12	80.5	192	488	12.1	152
		14	79.5	191	484	11.8	151
	3.0	4	83.3	218	475	9.60	184
		6	80.1	204	460	10.96	167
		8	74.4	180	439	9.55	144
		10	67.9	160	420	7.45	126
		12	62.6	146	405	5.51	114
		14	60.7	142	400	4.96	111
B	6.75	10	43.5	97.5	251	11.6	79.2
		14	42.4	93.2	244	12.2	74.8
		18	41.5	89.6	239	12.7	71.2
		22	40.4	85.3	232	12.7	67.5
		26	39.5	82.0	227	12.3	64.6



(a) モデルA, 板厚 4 mm



(b) モデルA, 板厚 3 mm



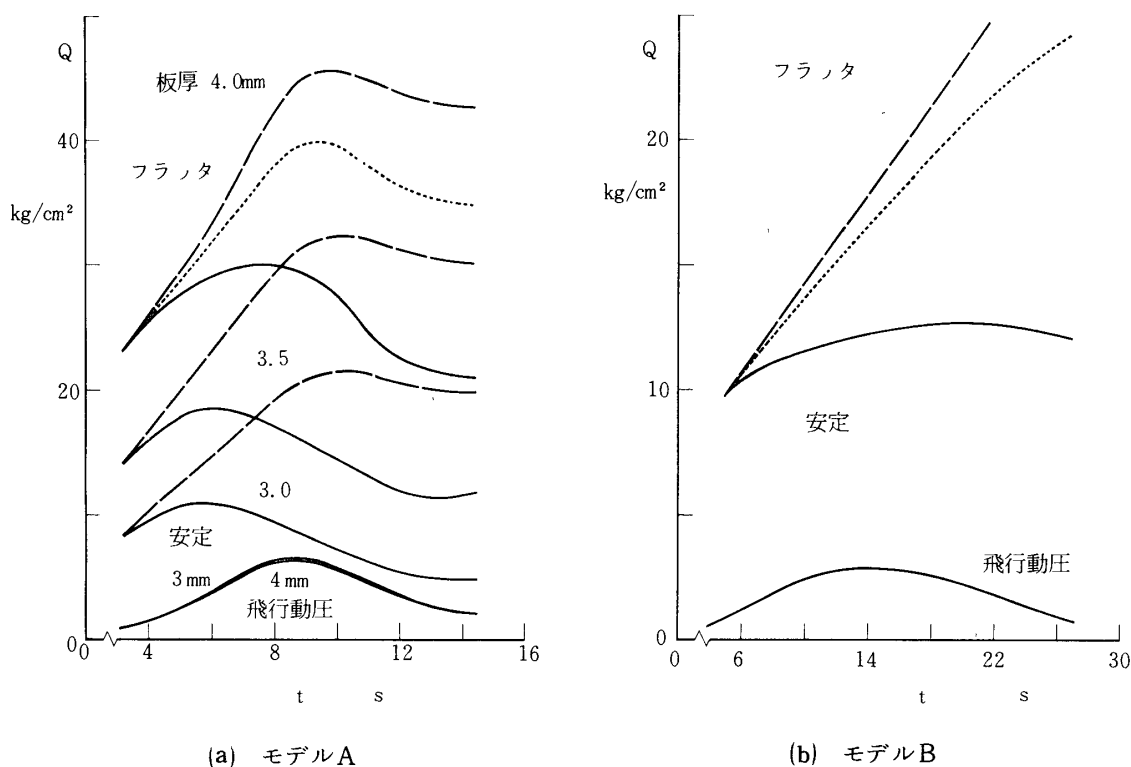
(c) モデルB, 板厚 6.75 mm

第7図 振動特性

実線：空力加熱の影響を考慮，点線：弾性係数の低下のみを考慮，破線：空力加熱の影響を無視

これらの結果を振動特性及びフラッタ特性について図示したのが第7図及び第8図である。第7図の振動数の変化の様子から剛性低下の様子を知ることができる。図にはフラッタ振動数の変化をも示してある。図の点線が弾性係数の低下と熱膨張係数の変化のみを考慮した場合，実線がそれに熱応力による剛性低下をも含めた場合，破線が何も考慮しない場合である。即ち破線と点線との差が弾性係数低下の効果，点線と実線との差が熱応力による剛性低下の効果である。(a)図のモデルA，板厚 4 mm の翼では，曲げ振動数は大部分弾性係数の低下によっており，熱応力によってはその剛性はあまり低下しない。これに比べ振り振動数は熱応力によって大きく低下している。

フラッタ振動数にもこれがそのまま影響していることが分る。(b)図のモデルA, 板厚3mmの翼では, 熱応力による曲げ剛性低下は板厚4mmの翼に比べて大きくなっているが, 振り剛性の低下がやはり目立っている。モデルB ((c) 図) では振動数低下の様子はモデルAと若干異っており, これがそのままフラッタ特性の差となって現れている。第8図は夫々の翼のフラッタ動圧を示したものである。モデルAの発射12秒後のフラッタ動圧は, 板厚4mmの翼で弾性係数の低下のみを考慮したものでは空力加熱を考慮しないものの83%, 熱応力をも考慮すると51%, 又板厚3.5mm及び3mmの翼では夫々38%及び17%にも低下している。板厚3mmの翼では飛行動圧に比べ僅かな余裕しかない。モデルBの発射26秒後のフラッタ動圧は, 弾性係数の低下によるものが何も考慮しない場合の86%, 熱応力をも考慮したものが44%と低下している。モデルBでは翼面の温度がモデルAに比べ高くないので, 弾性係数の低下による影響は僅かである。いずれにしてもこのような小型観測ロケットの尾翼では空力加熱の影響は非常に大きなものであることが分る。それでも板厚4mmのモデルA及びモデルBの翼では, フラッタ動圧は飛行動圧の約4倍から5倍以上あり, これらの翼に関しては十分なフラッタマージンがあるといえる。



第8図 フラッタ動圧と飛行動圧

実線：空力加熱を考慮，点線：弾性係数の低下のみを考慮，破線：空力加熱の影響を無視

4. 結 論

本研究は小型観測ロケットの尾翼を例として、空力加熱を受ける板翼のフラッタ特性をその飛行径路に従って計算し、そのフラッタマージンを具体的に明かにしたものである。本研究の計算例では、空力加熱によってフラッタ動圧は大きく低下し、甚しい場合には空力加熱を考慮しない場合の17%にも低下している。小型観測ロケットの尾翼では、このように空力加熱により、フラッタ特性は著しい影響を受けることが具体的に明かにされた。尾翼部分の軽量化に際しては、本計算のように空力加熱による影響を考慮してフラッタマージンを正確に計算しておく必要がある。

本計算では、計算の複雑さを避ける為幾つかの近似を行ったが、将来はそれ等についても検討が必要であろう。熱伝達については板面内の熱伝導の考慮、熱応力については翼付根での完全固定の条件の緩和、振動については翼の支持剛性の考慮、フラッタについては空気力の検討等が今後の研究課題としてあげられる。

本研究に際し格別の関心を寄せられ種々御配慮戴いた東京大学宇宙航空研究所森大吉郎教授及び助言を戴いた同工学部小林繁夫教授、並びに熱伝達の計算に協力して下さった日産自動車株式会社宇宙航空部の細村建夫氏及び中川長久氏の各位に厚く謝意を表する。

昭和51年7月1日 航空力学部

参 考 文 献

- [1] I. E. Garrick: *Emerging Trends in Aeroelasticity*, *Z. Flugwiss.*, **18** (1970), 314.
- [2] T.-C. Soong: *Thermoelastic Effect on Delta-Wing Flutter with Arbitrary Stiffness Orientation*, *J. Aircraft*, **9** (1972), 835.
- [3] 名取通弘, 小林繁夫: 空力加熱をうける板翼のフラッタ I 理論, 日本航空宇宙学会誌, **21** (1973), 102.
- [4] E. R. G. Eckert: *Engineering Relations for Heat Transfer and Friction in High-Velocity Laminar and Turbulent Boundary-Layer Flow over Surfaces with Constant Pressure and Temperature*, *Trans. ASME*, **78** (1956), 1273.
- [5] J. M. Groen & R. Rosecrans: *Effect of Aerodynamic Heating on the Flutter of Thin Flat-Plate Arrow Wings*, *NASA TN D-1788* (1963).
- [6] 近藤次郎, 岡崎 卓, 長洲秀夫, 白川登喜子: 平板の非定常空力加熱, 日本航空学会誌, **15** (1967), 105.
- [7] 中村 巖: 高速飛翔体の空力加熱, 東京大学航空研究所ロケット研究会ノート, No. 18 (1959).