

2E04 エンジン翼 EW-2 の形態過程自由度とフラッタ抑制を 両立させる関節格子機構の諸元設定への課題

○衣川 摂哉

Parameter setting problem of the jointed lattice structure for both the form process flexibility and flutter suppression of the engine wing EW-2
Setsuya Kinugawa

Key Words: Aircraft, jointed lattice structure, flutter, engine wing

Abstract

To develop the rear intake-exhaust heat recycling type engine wing EW-2, the form system and the form process research method are applied to unmanned vehicle with the first design of engine wing EW-2. During its flight both form process flexibility and high flutter velocity are necessary. Flutter analysis by mathematical model about the typical section is researched by flutter stability determinant to clarify the relation between the joint distribution of the jointed lattice structure and accuracy of airload coefficients.

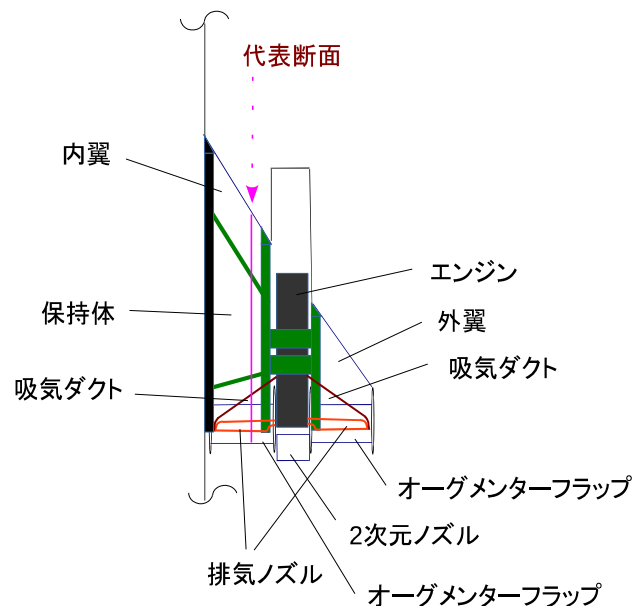
1. 序

エンジン翼の開拓法では形態系および形態過程探索法を設定し、エンジン翼の初期設計を形態過程探索法と共に無人機に適用する。無人機の飛行に際しては、加速度ベクトルの任意性を高めるためエンジン翼の形態過程の自由度とフラッタ限界速度を共に高めることが求められる。特に V/STOL やホバリング時の形態過程の自由度と高速飛行の両立特性の実現は重大な関心事である。エンジン翼の特に翼体系の諸元設定はエンジン翼の形態過程の自由度とフラッタ限界速度を決定付ける。

エンジン翼の代表断面に関する数学的モデルによるフラッタ解析を考え、フラッタ安定性行列式により翼体系の骨格を成す関節格子機構の関節分布と空力係数に対する要求精度の関係についての情報を得ることを試みる。

2. エンジン翼 EW-2 の構成

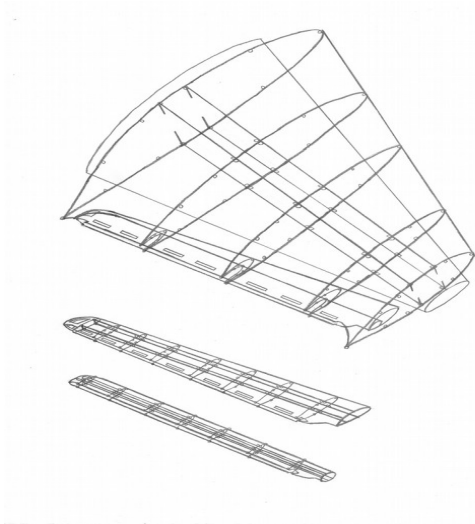
後方吸気-排熱回生機能を有するエンジン翼 EW-2 の平面概略透視図を第 1 図に示す。胴体にティルト可能に取付けられた保持体にエンジンが保持され、エンジン直後には 2 次元ノズル、エンジン後部両側には排気ノズル、吸気ダクトが装着される。保持体を内翼が覆うと共にエンジン外側に外翼が形成される。更に内翼後部、外翼後部の夫々上下にはオーグメントフラップが配される。



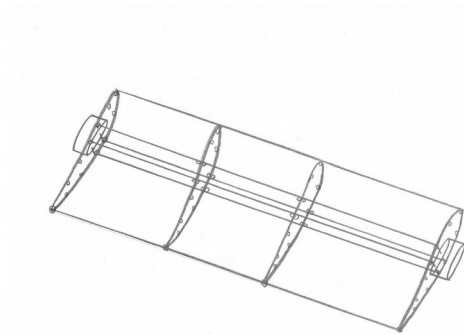
第 1 図 EW-2 の平面概略透視図と代表断面位置

内翼は、第 2 図に示す通りの関節格子機構を可撓スキンが覆う。関節格子機構はコード方向の複数の縦断面機構をスパン方向の複数の横断面機構が格子状に連結している。そして横断面機構の翼根側にある翼厚方向の翼根部材が保持体の翼根側端部と結合し、横断面機構の翼端側にある翼厚方向の翼端部材が保持体のエンジン側端部と結合することにより、内翼が保持体と結合している。

オーグメントフラップは、第 3 図に示す通りの関節格子機構を可撓スキンが覆う。関節格子機構は内翼と同様であり、横断面機構の翼根側にある翼根部材が翼根側の回転支持機構と結合し、横断面機構の翼端側にある翼端部材が翼端側の回転支持機構と結合している。



第2図 内翼の関節格子機構

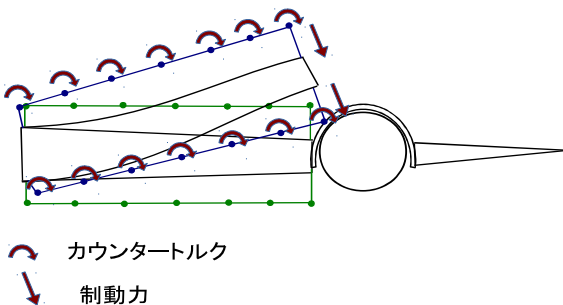


第3図 オーグメントフラップの関節格子機構

3. 関節格子機構の空力弾性対応特性

関節格子機構は基準形態からの変形をもたらす応力を検知すると各関節に変形を阻止するカウンタートルクを発生させる。

特に内翼では、内翼に生じる空気力と保持体の曲げ、捩り変形に伴う応力により曲げ、捩り変形が生じ可撓スキンの応力が発生するが、横断面機構の関節のカウンタートルクにより内翼の変形に対する制動力と共に、翼端部材を介して保持体の変形に対する制動力が発生する。第4図参照。

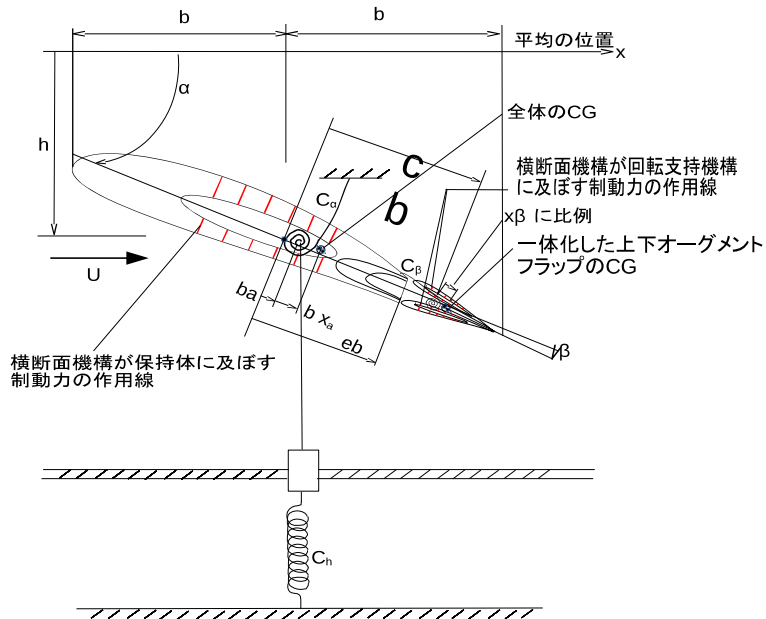


第4図 内翼横断面機構の作動

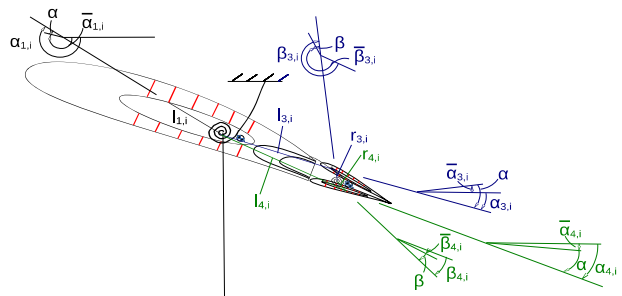
4. フラッタ解析に用いる力学設定と数学的模型

エンジン翼 EW-2 は、低空低速ではオーグメントフラップを開きエンジン排気を翼後縁部の排気ノズルに導いて飛行する。一方高速ではエンジン排気をエンジン直後の2次元ノズルから排出し、オーグメントフラップを閉じた位置を基準に操縦翼面として使用して飛行する。

従って EW-2 のフラッタを考えるため第1図に示す位置に代表断面を取り力学設定を行い数学的模型を第5,6図に示す通り設定する。



第5図 フラッタ解析に用いる代表断面位置の単位スパンについての数学的模型

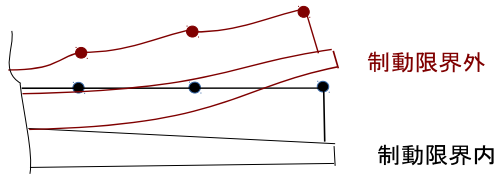


第6図 制動力の作用点の角度座標、パラメータ

代表断面位置における単位スパン翼は、保持体に対し横断面機構の翼端部材により内翼が相対的に固定され、内翼の後端に上下のオーグメントフラップが相対的に固定される。保持体は曲げおよび捩りのバネ定数を有し、上下のオーグメントフラップは捩りのバネ定数を有する。そして保持体には翼端部材を介して横断面機構の関節のカウンタートルクによる制動力が作用する。

5. 空力弾性運動の表現

関節格子機構は自動的な関節操作により関節にカウンタートルクを発生させてエンジン翼の弾性変形を抑えることを想定しているが、カウンタートルクによる制動力の限界を超える力がエンジン翼に作用すると関節の逆回転や横部材の弾性変形を伴ってエンジン翼が弾性変形しフラッタの危険性が生じる。第7図参照。



第7図 内翼における曲げ変形の状態

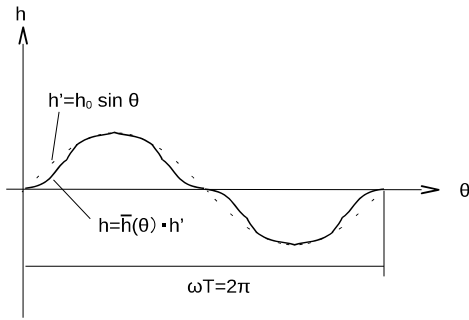
フラッタ臨界状態についてのラグランジュの運動方程式を具体化するため、エンジン翼の代表断面位置の単位スパンについて周期的運動の表現を考える。

曲げ変位 h について、正弦関数 $h'(\theta)$ に対し、横断面機構による制動力がもたらす中立位置付近での減速効果を与える制動係数 $\bar{h}(\theta)$ を乗じ

$$h = \bar{h} \cdot h' \\ = \bar{h} \cdot h_0 \cdot \sin(\theta) \quad (1-0)$$

$$\theta = \omega t \quad \omega: \text{角振動数}$$

とすることが考えられる。



第7図 曲げ変位 h の挙動設定

内翼の回転変位 α , 上下オーグメントフラップの回転変位 β にも同様に各制動係数 $\bar{\alpha}(\theta)$, $\bar{\beta}(\theta)$ を用いて h , α , β を次の通り表す。

$$h = h^* \cdot \bar{h}(\theta) \cdot e^{i\theta} \quad (1-1)$$

$$\alpha = \alpha^* \cdot \bar{\alpha}(\theta) \cdot e^{i\theta} \quad (1-2)$$

$$\beta = \beta^* \cdot \bar{\beta}(\theta) \cdot e^{i\theta} \quad (1-3)$$

6. 一般化力

構造減衰力を各変位に関して構造減衰係数 g_h , g_α , g_β , 質量 m , 慣性能率 I_α , I_β , 固有振動数 ω_h , ω_α , ω_β を用いて次の通り表す。

$$Q_{Dh} = -i g_h m \omega_h^2 h \quad (2-1)$$

$$Q_{D\alpha} = -i g_\alpha I_\alpha \omega_\alpha^2 \alpha \quad (2-2)$$

$$Q_{D\beta} = -i g_\beta I_\beta \omega_\beta^2 \beta \quad (2-3)$$

空気力を各変位に関して次の通り表す。

$$Q_{Ah} = -\bar{L}_{ea} e^{i\theta} \quad (3-1)$$

$$Q_{A\alpha} = \bar{M}_{ea} e^{i\theta} \quad (3-2)$$

$$Q_{A\beta} = -\bar{T}_{hinge} e^{i\theta} \quad (3-3)$$

横断面機構による制動力を各変位に関して次の通り表す。

$$Q_{Sh} = \bar{F}_{S,ea} e^{i\theta} \quad (4-1)$$

$$Q_{S\alpha} = \bar{M}_{S,ea} e^{i\theta} \quad (4-2)$$

$$Q_{S\beta} = \bar{T}_{S,hinge} e^{i\theta} \quad (4-3)$$

7. ラグランジュの運動方程式

運動および一般化力の表現を用いてラグランジュの運動方程式を次の通り表す。

$$[B] \cdot \begin{Bmatrix} \frac{h_0^*}{b} \\ \alpha_0^* \\ \beta_0^* \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -\bar{L}_{ea} + \bar{F}_S \\ \bar{M}_{ea} + \bar{M}_{S,ea} \\ \bar{T}_{ea} + \bar{T}_{S,hinge} \end{Bmatrix} \quad (5)$$

$$[B] = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{13} \\ B_{21} & B_{22} & B_{23} \\ B_{31} & B_{32} & B_{33} \end{bmatrix}$$

$$B_{hh} = mb [dH(\theta) \cdot \omega^2 + \{\omega_h^2 (1 + i \cdot g_h) - \omega^2\} \cdot \bar{h}(\theta)]$$

$$B_{h\alpha} = \omega^2 \cdot S_\alpha (dA(\theta) - \bar{\alpha}(\theta))$$

$$B_{h\beta} = \omega^2 \cdot S_\beta (dB(\theta) - \bar{\beta}(\theta))$$

$$B_{\alpha h} = b \omega^2 \cdot S_\alpha (dH(\theta) - \bar{h}(\theta))$$

$$B_{\alpha\alpha} = I_\alpha [dA(\theta) \cdot \omega^2 + \{\omega_\alpha^2 (1 + i \cdot g_\alpha) - \omega^2\} \bar{\alpha}(\theta)]$$

$$B_{\alpha\beta} = \omega^2 \{ (c-a) b S_\beta + I_\beta \} (dB(\theta) - \bar{\beta}(\theta))$$

$$B_{\beta h} = b \omega^2 \cdot S_\beta (dH(\theta) - \bar{h}(\theta))$$

$$B_{\beta\alpha} = \omega^2 \{ (c-a) b S_\beta + I_\beta \} (dA(\theta) - \bar{\alpha}(\theta))$$

$$B_{\beta\beta} = I_\beta [dB(\theta) \cdot \omega^2 + \{\omega_\beta^2 (1 + i \cdot g_\beta) - \omega^2\} \bar{\beta}(\theta)]$$

$$dH(\theta) = \frac{d^2 \bar{h}(\theta)}{d\theta^2} + i \cdot 2 \cdot \frac{d\bar{h}(\theta)}{d\theta}$$

$$dA(\theta) = \frac{d^2 \bar{\alpha}(\theta)}{d\theta^2} + i \cdot 2 \cdot \frac{d\bar{\alpha}(\theta)}{d\theta}$$

$$dB(\theta) = \frac{d^2 \bar{\beta}(\theta)}{d\theta^2} + i \cdot 2 \cdot \frac{d\bar{\beta}(\theta)}{d\theta}$$

$$m=m_w+m_F$$

$$m_w=\int dm_w$$

$$m_F=\int dm_F$$

$$S_\alpha=S_w+S_F$$

$$S_w=\int r dm_w$$

$$S_F=\int \{(c-a)b+s\} dm_F$$

$$S_\beta=\int s dm_F$$

$$S_{\beta_1}=\int s_2 dm_{F2}$$

$$I_\alpha=I_w+I_F$$

$$I_w=\int r^2 dm_w$$

$$I_F=\int \{(c-a)b+s\}^2 dm_F$$

$$I_\beta=\int s^2 dm_F$$

$$[\mathbf{C}]=\begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \quad (7-2)$$

$$C_{11}=mb\left[\left(\frac{d^2\bar{h}(\theta)}{d\theta^2}+i\cdot 2\cdot\frac{d\bar{h}(\theta)}{d\theta}\right)\cdot\omega^2+\{\omega_h^2(1+ig_h)-\omega^2\}\bar{h}(\theta)\right]-Q_{Ah,h}$$

$$C_{12}=\omega^2 S_\alpha\left(\frac{d^2\bar{\alpha}(\theta)}{d\theta^2}+i\cdot 2\cdot\frac{d\bar{\alpha}(\theta)}{d\theta}-\bar{\alpha}(\theta)\right)-Q_{Ah,\alpha}$$

$$C_{13}=\omega^2 S_\beta\left(\frac{d^2\bar{\beta}(\theta)}{d\theta^2}+i\cdot 2\cdot\frac{d\bar{\beta}(\theta)}{d\theta}-\bar{\beta}(\theta)\right)-Q_{Ah,\beta}$$

$$C_{21}=b\omega^2 S_\alpha\left(\frac{d^2\bar{h}(\theta)}{d\theta^2}+i\cdot 2\cdot\frac{d\bar{h}(\theta)}{d\theta}-\bar{h}(\theta)\right)-Q_{A\alpha,h}$$

$$C_{22}=I_\alpha\left[\left(\frac{d^2\bar{\alpha}(\theta)}{d\theta^2}+i\cdot 2\cdot\frac{d\bar{\alpha}(\theta)}{d\theta}\right)\cdot\omega^2+\{\omega_\alpha^2(1+ig_\alpha)-\omega^2\}\bar{\alpha}(\theta)\right]-Q_{A\alpha,\alpha}$$

$$C_{23}=\omega^2\{(c-a)bS_\beta+I_\beta\}\left(\frac{d^2\bar{\beta}(\theta)}{d\theta^2}+i\cdot 2\cdot\frac{d\bar{\beta}(\theta)}{d\theta}-\bar{\beta}(\theta)\right)-Q_{A\alpha,\beta}$$

$$C_{31}=b\omega^2 S_\beta\left(\frac{d^2\bar{h}(\theta)}{d\theta^2}+i\cdot 2\cdot\frac{d\bar{h}(\theta)}{d\theta}-\bar{h}(\theta)\right)-Q_{A\beta,h}$$

$$C_{32}=\omega^2\{(c-a)bS_\beta+I_\beta\}\left(\frac{d^2\bar{\alpha}(\theta)}{d\theta^2}+i\cdot 2\cdot\frac{d\bar{\alpha}(\theta)}{d\theta}-\bar{\alpha}(\theta)\right)-Q_{A\beta,\alpha}$$

$$C_{33}=I_\beta\left[\left(\frac{d^2\bar{\beta}(\theta)}{d\theta^2}+i\cdot 2\cdot\frac{d\bar{\beta}(\theta)}{d\theta}\right)\cdot\omega^2+\{\omega_\beta^2(1+ig_\beta)-\omega^2\}\bar{\beta}(\theta)\right]-Q_{A\beta,\beta}$$

8.フラッタ安定性行列式

フラッタ臨界状態の空力 Q_{Ah} , $Q_{A\alpha}$, $Q_{A\beta}$ を

$$Q_{Ah}=Q_{Ah,h}\frac{h_0^*}{b}e^{i\theta}+Q_{Ah,\alpha}\alpha_0^*e^{i\theta}+Q_{Ah,\beta}\beta_0^*e^{i\theta} \quad (6-1)$$

$$Q_{A\alpha}=Q_{A\alpha,h}\frac{h_0^*}{b}e^{i\theta}+Q_{A\alpha,\alpha}\alpha_0^*e^{i\theta}+Q_{A\alpha,\beta}\beta_0^*e^{i\theta} \quad (6-2)$$

$$Q_{A\beta}=Q_{A\beta,h}\frac{h_0^*}{b}e^{i\theta}+Q_{A\beta,\alpha}\alpha_0^*e^{i\theta}+Q_{A\beta,\beta}\beta_0^*e^{i\theta} \quad (6-3)$$

と置く。また、フラッタ臨界状態の制動力 Q_{Sh} , Q_{Sa} , $Q_{S\beta}$ を

$$Q_{Sh}=F_S=\bar{F}_S\cdot e^{i\theta} \quad (6-4)$$

$$\bar{F}_S=\sum_{i=1}^{N_1}F_{S1,i}^{0*}\cdot\bar{F}_{S1,i}(\theta)+\sum_{i=1}^{N_2}F_{S3,i}^{0*}\cdot\bar{F}_{S3,i}(\theta)+\sum_{i=1}^{N_3}F_{S4,i}^{0*}\cdot\bar{F}_{S4,i}(\theta) \quad (6-5)$$

$$Q_{Sa}=M_{S,ea}=\bar{M}_{S,ea}\cdot e^{i\theta} \quad (6-6)$$

$$\begin{aligned} \bar{M}_{S,ea} &= -\sum_{i=1}^{N_1}F_{S1,i}^{0*}\cdot\bar{F}_{S1,i}(\theta)l_{1,i}\cos\alpha_{1,i}-\sum_{i=1}^{N_2}F_{S3,i}^{0*}\cdot\bar{F}_{S3,i}(\theta)l_{3,i}\cos\alpha_{3,i} \\ &\quad -\sum_{i=1}^{N_3}F_{S4,i}^{0*}\cdot\bar{F}_{S4,i}(\theta)l_{4,i}\cos\alpha_{4,i} \end{aligned} \quad (6-7)$$

$$Q_{S\beta}=T_{S,hinge}=\bar{T}_{S,hinge}\cdot e^{i\theta} \quad (6-8)$$

$$\bar{T}_{S,hinge}=-\sum_{i=1}^{N_1}F_{S3,i}^{0*}\cdot\bar{F}_{S3,i}(\theta)r_{3,i}\cos\beta_{3,i}-\sum_{i=1}^{N_2}F_{S4,i}^{0*}\cdot\bar{F}_{S4,i}(\theta)r_{4,i}\cos\beta_{4,i} \quad (6-9)$$

と置く。

Q_{Ah} , $Q_{A\alpha}$, $Q_{A\beta}$, Q_{Sh} , Q_{Sa} , $Q_{S\beta}$ を用いてラグランジュの運動方程式は次の通り表される。

$$[\mathbf{C}]\cdot\begin{bmatrix} \frac{h_0^*}{b} \\ \alpha_0^* \\ \beta_0^* \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} \bar{F}_S \\ \bar{M}_{S,ea} \\ \bar{T}_{S,hinge} \end{bmatrix} \quad (7-1)$$

フラッタ安定性行列式の導出

(7-1)式より

$$\begin{bmatrix} \frac{h_0^*}{b} \\ \alpha_0^* \\ \beta_0^* \end{bmatrix}_s=\begin{bmatrix} \frac{h_0^*}{b} \\ \alpha_0^* \\ \beta_0^* \end{bmatrix}_s=\mathbf{C}^{-1}\begin{bmatrix} \bar{F}_S \\ \bar{M}_{S,ea} \\ \bar{T}_{S,hinge} \end{bmatrix} \quad (7-3)$$

(7-3)式の $\begin{bmatrix} \frac{h_0^*}{b} \\ \alpha_0^* \\ \beta_0^* \end{bmatrix}_s$ を用いて

$$\begin{bmatrix} \bar{F}_S \\ \bar{M}_{S,ea} \\ \bar{T}_{S,hinge} \end{bmatrix}=\mathbf{C}'\begin{bmatrix} \frac{h_0^*}{b} \\ \alpha_0^* \\ \beta_0^* \end{bmatrix}_s \quad (7-4)$$

と表し、又(7-1)式より

$$\mathbf{C}\cdot\begin{bmatrix} \frac{h_0^*}{b} \\ \alpha_0^* \\ \beta_0^* \end{bmatrix}_s=\begin{bmatrix} \bar{F}_S \\ \bar{M}_{S,ea} \\ \bar{T}_{S,hinge} \end{bmatrix} \quad (7-5)$$

と表す. (7-4), (7-5)式より

$$(C - C') \cdot \begin{pmatrix} \frac{h_0^*}{b} \\ \alpha_0^* \\ \beta_0^* \end{pmatrix}_s = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (7-6)$$

(7-6)式より次のフラッタ安定性行列式を得る.

$$|C - C'| = 0 \quad (7-7)$$

9. 今後の課題

関節分布に対する空力係数の要求精度の推定

関節格子機構の形態過程の自由度を高めるため, 広範囲な関節分布について形態過程の自由度を探る必要がある. 従ってフラッタに関しても広範囲な関節分布について調べる必要がある.

このため, フラッタ安定性条件式の計算において空力

係数の要求精度と関節分布との関係を明らかにし, 空力係数の要求精度が高い関節分布を明らかにすることを試みる.

関節分布が変わると制動力の特性が影響を受ける. 即ち, 縦断面機構の関節分布の変化は制動力の作用位置の変更をもたらす, 横断面機構の関節分布の変化は制動力の大きさの変動特性に影響する.

そこで, 関節分布に対応して制動力を与え, フラッタ条件式を満たす空力係数の値の変化の許容範囲を推定する.

時間ステップ毎のフラッタ安定性条件式に角振動数と構造減衰の代表値を与え, 空力係数を表す変数に検査値を代入し検査値の変化に対しフラッタ条件式を満たす精度がどのように変わるかを調べる.

10. 参考文献

1) 第49期年会講演会前刷原稿

「エンジン翼 EW-2 の形態過程自由度とフラッタ抑制を両立させる関節格子機構の諸元設定への課題」
衣川撰哉