

1E05

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

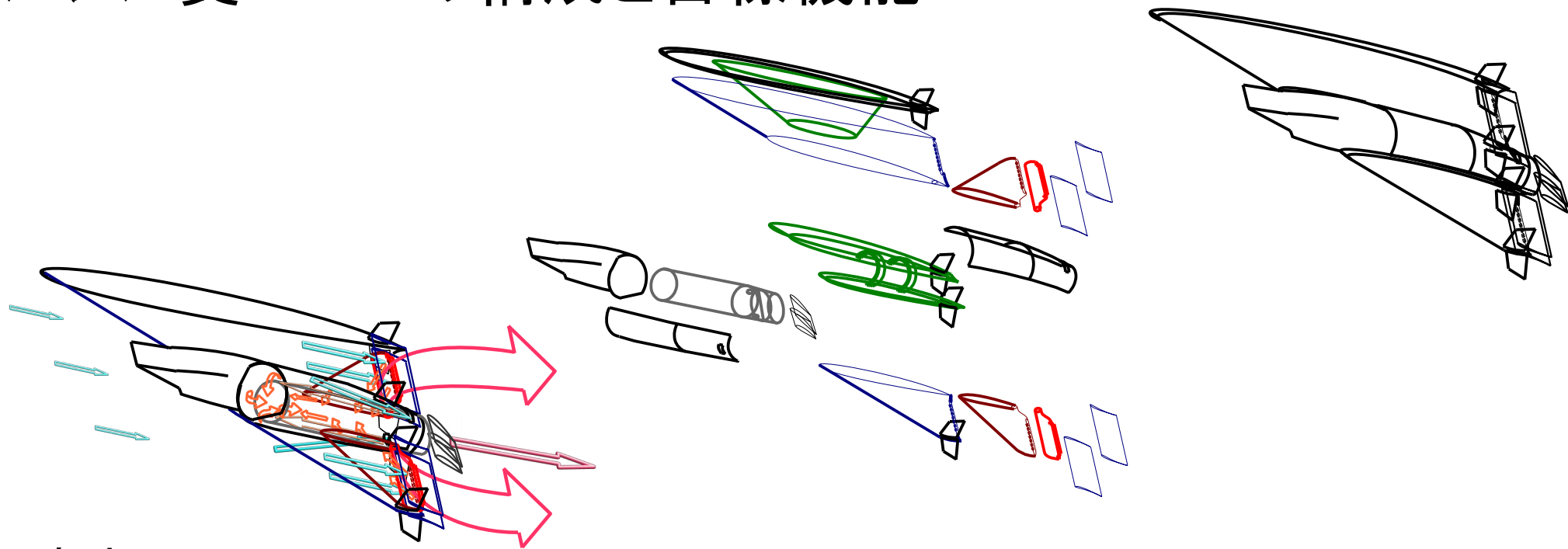
2018年4月19日

衣川 摂哉

公共チャーター運用に適した汎用輸送機
の運用生産性を高める要素技術

後方吸気一排熱回生機能を有するエンジン翼EW-2

エンジン翼EW-2の構成と目標機能



低速時

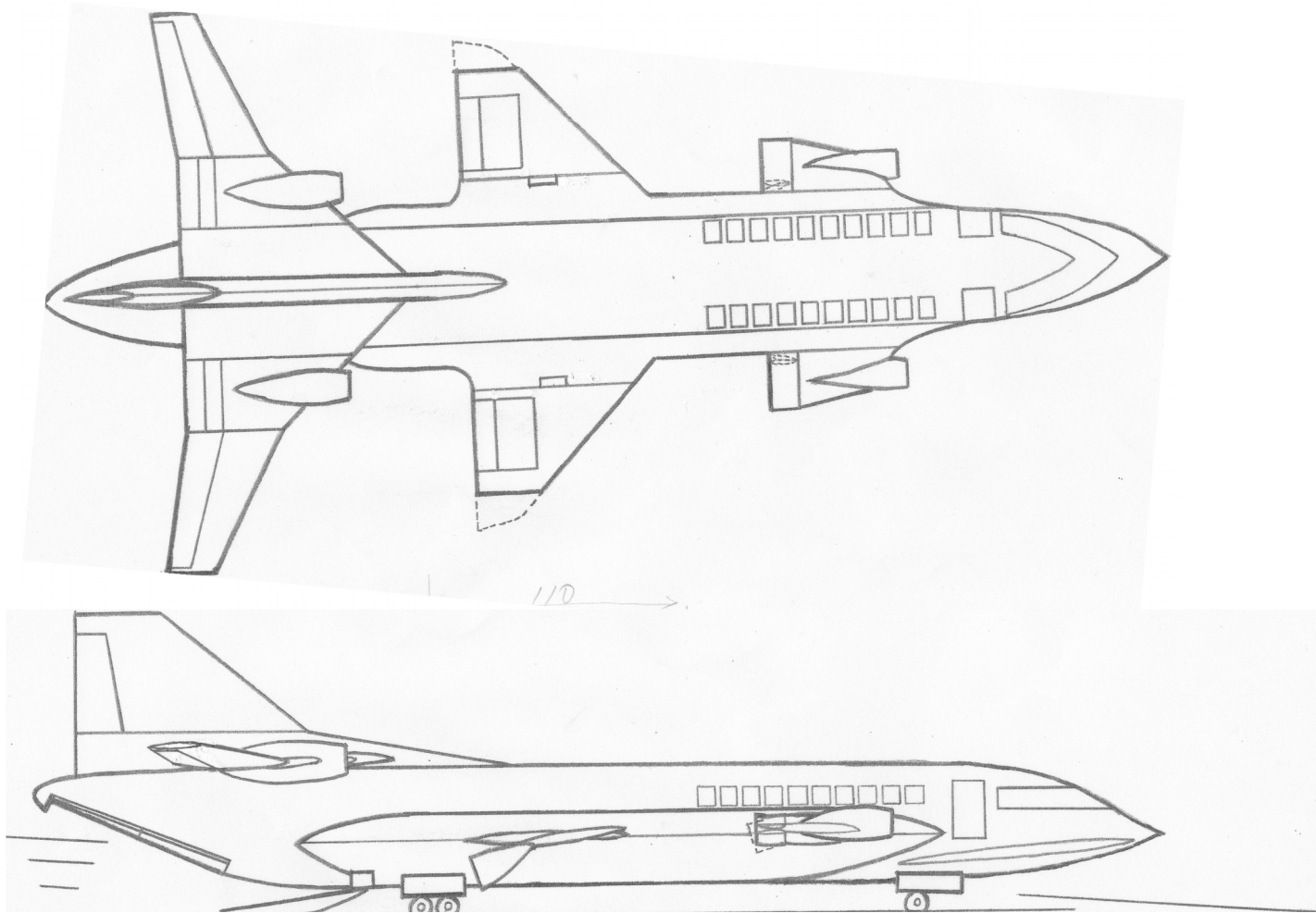
エンジン排気を内外翼後縁部のノズルに導き、ノズルを覆う吸気ダクトにより後縁部からの吸気に排気熱を伝達し、加熱吸気をエンジン前部へ導く。後方吸気により内外翼表面の気流を加速し後縁部のオーグメントフラップと共に推力、揚力を増大する。

高速時

エンジン排気を直接エンジン後部の2次元ノズルより放出し、2次元ノズル付近からの後方吸気に排気熱を伝達し、加熱吸気をエンジン前部へ導く。オーグメントフラップは内外翼後縁部で閉じ操縦翼面となる。

広範囲の速度において加速度ベクトルの任意性と低燃費を目指す。

エンジン翼クオッド型機動翼付汎用輸送機 の概念例



V/STOL, 高速巡航, 地面効果を低燃費で実現する設計を可能とし,
公共チャーター運用における高い運用生産性を目指す.

エンジン翼の開発法

第1段階：エンジン翼の形態系の設定

第2段階：形態過程探索法の設定

第3段階：翼体系の諸元設定

第4段階：無人機の開発

第5段階：無人機の飛行による
有人探索用構成の探索

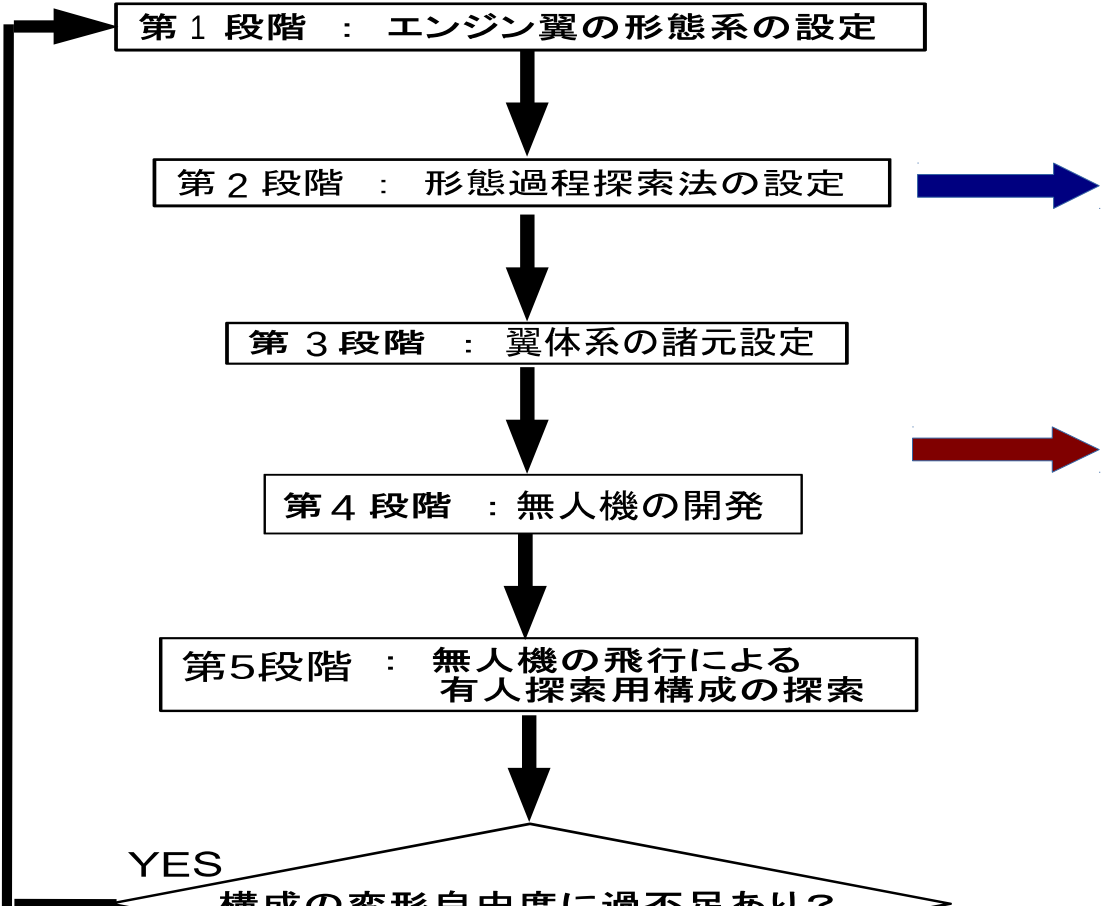
YES
構成の変形自由度に過不足あり？

NO

第6段階：有人機の飛行による
有人機構成の確定

これまでアウトラインを
構築してきた

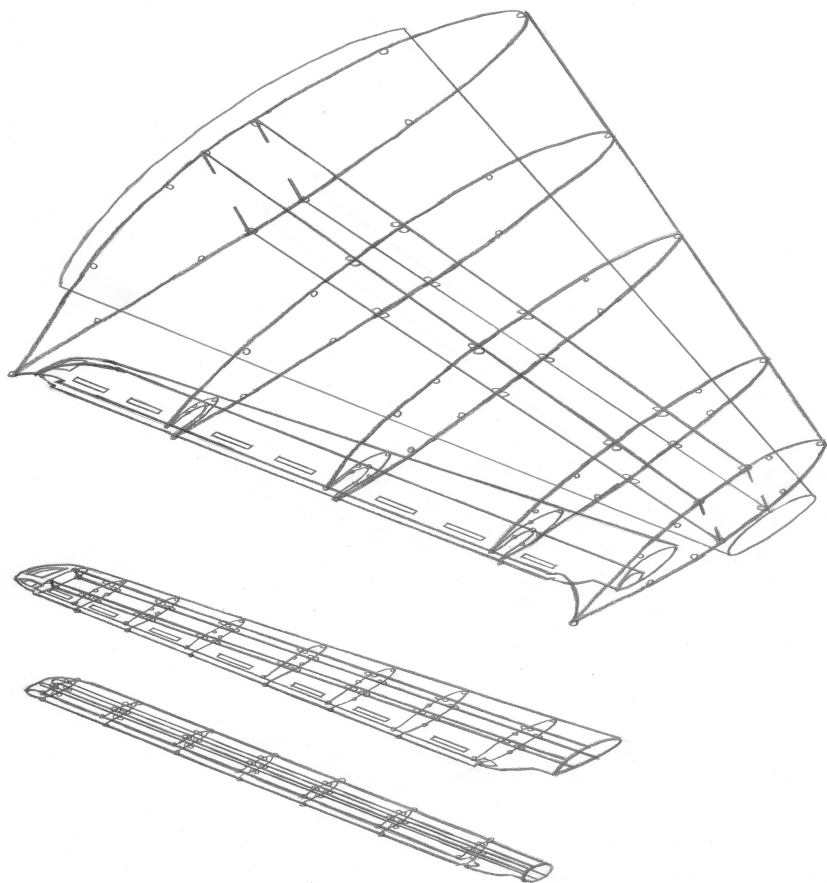
形態過程自由度とフラッタ抑制
を両立させる関節格子機構の
諸元設定への課題を採る



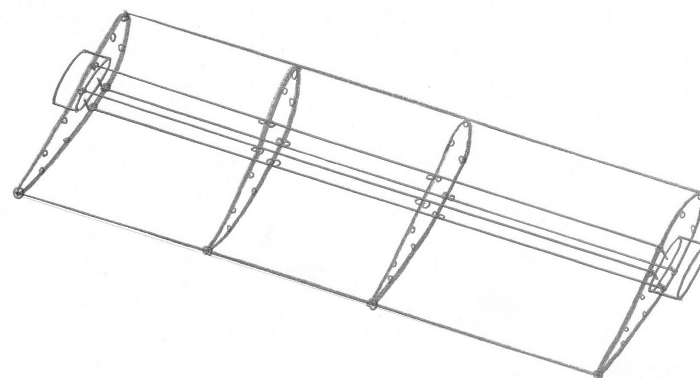
形態過程の自由度とフラッタ限界速度の両立を目指す

翼体系の骨格をなす関節格子機構の諸元と
フラッタ限界の関係の解明のため

高速飛行状態でのフラッタ解析の設定と課題を考える



第 図 内翼の関節格子機構

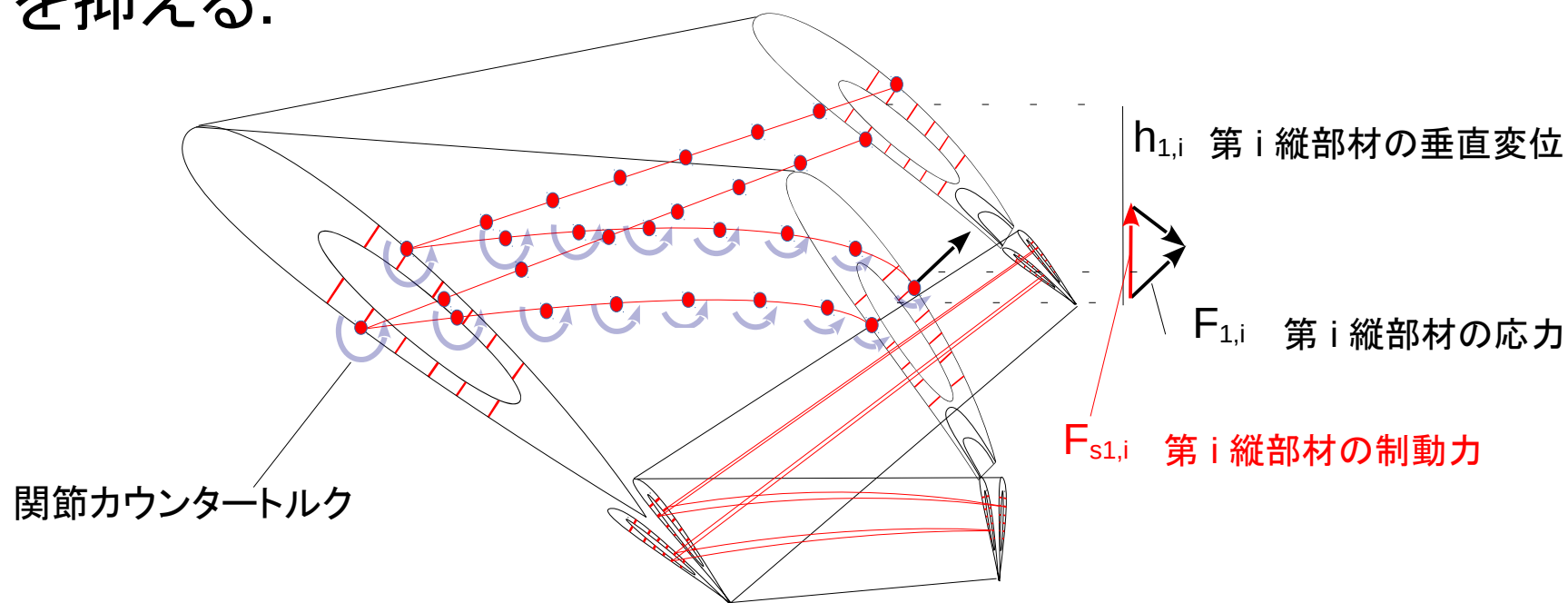


第 図 オーグメントフラップの関節格子機構

高速飛行状態

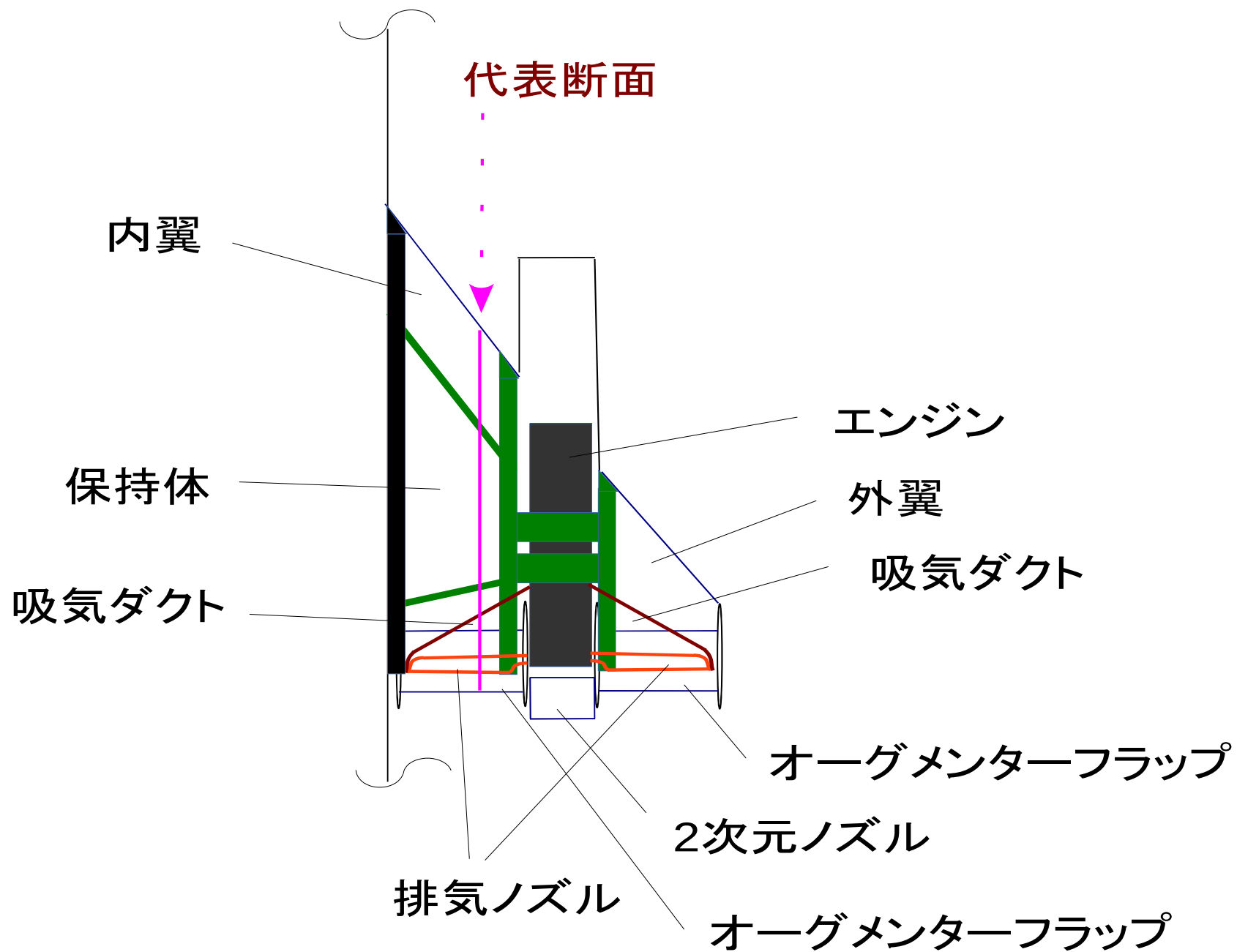
高速飛行状態ではエンジン排気は直接後方より排出され、
内、外翼の各後方で夫々
上下オーグメントフラップが閉じた状態で一体的に回転支持
される。

エンジン翼の曲げ、捩りに伴って横断面機構の関節にカウンタートルクを発生させることによって翼端側縦部材に制動力が生じ、曲げ、捩りの振幅及び中立位置付近での速度を抑える。



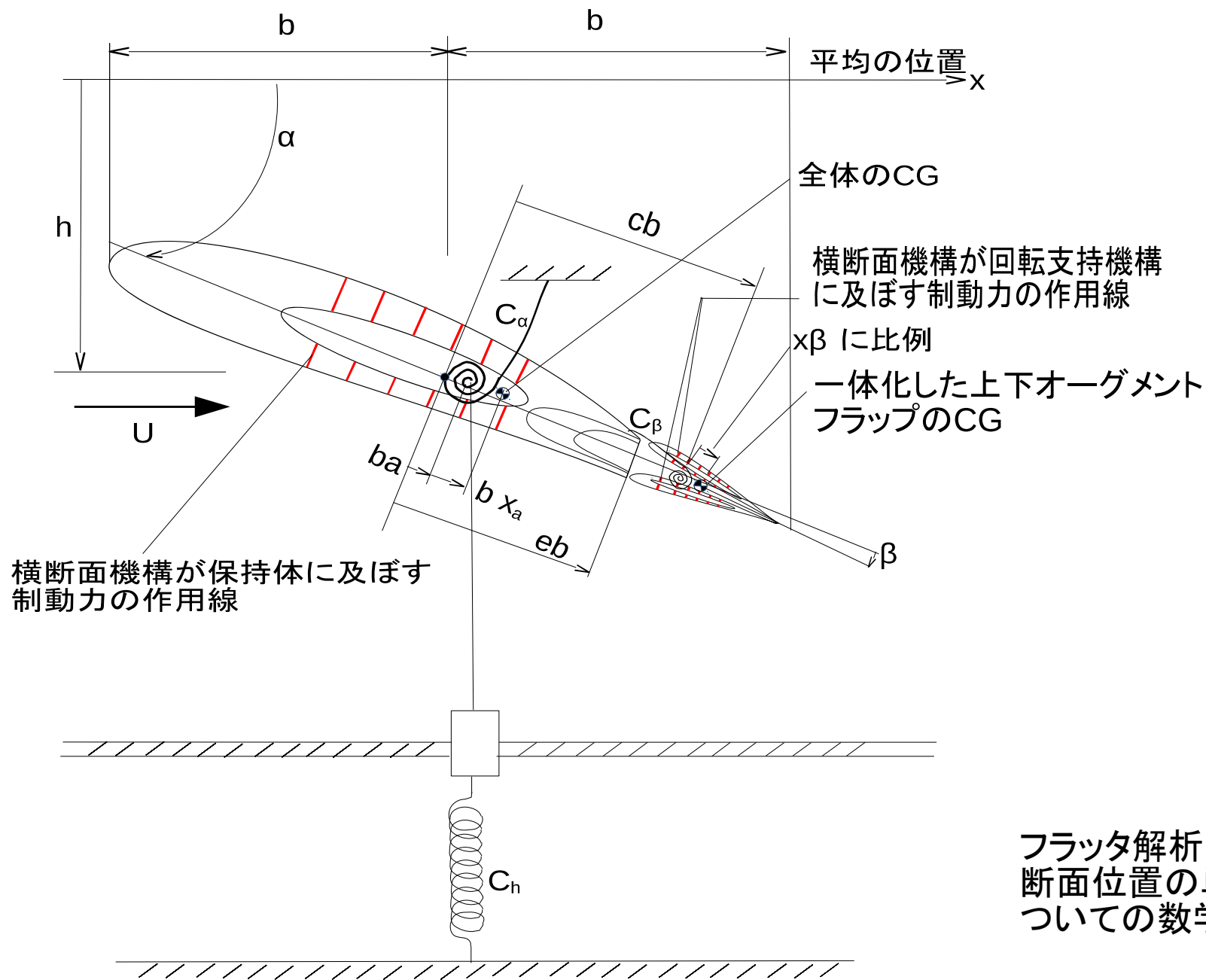
第 図 内翼の制動力発生の説明図

フラッタ解析のための設定

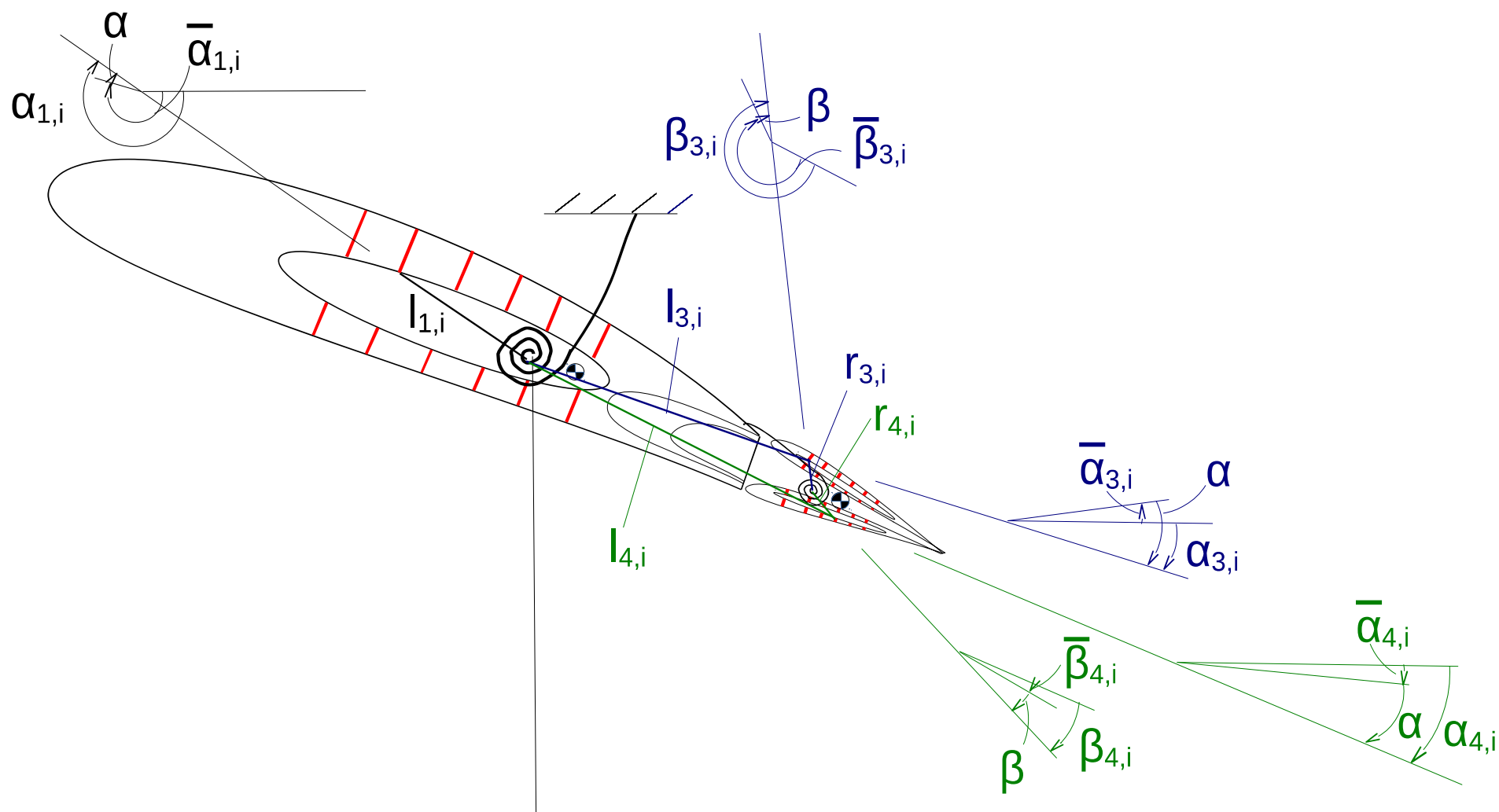


エンジン翼EW-2の平面概略透視図と代表断面位置

代表断面位置の単位スパンについて関節フリー状態で弾性軸に
関し弾性特性を与える.



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

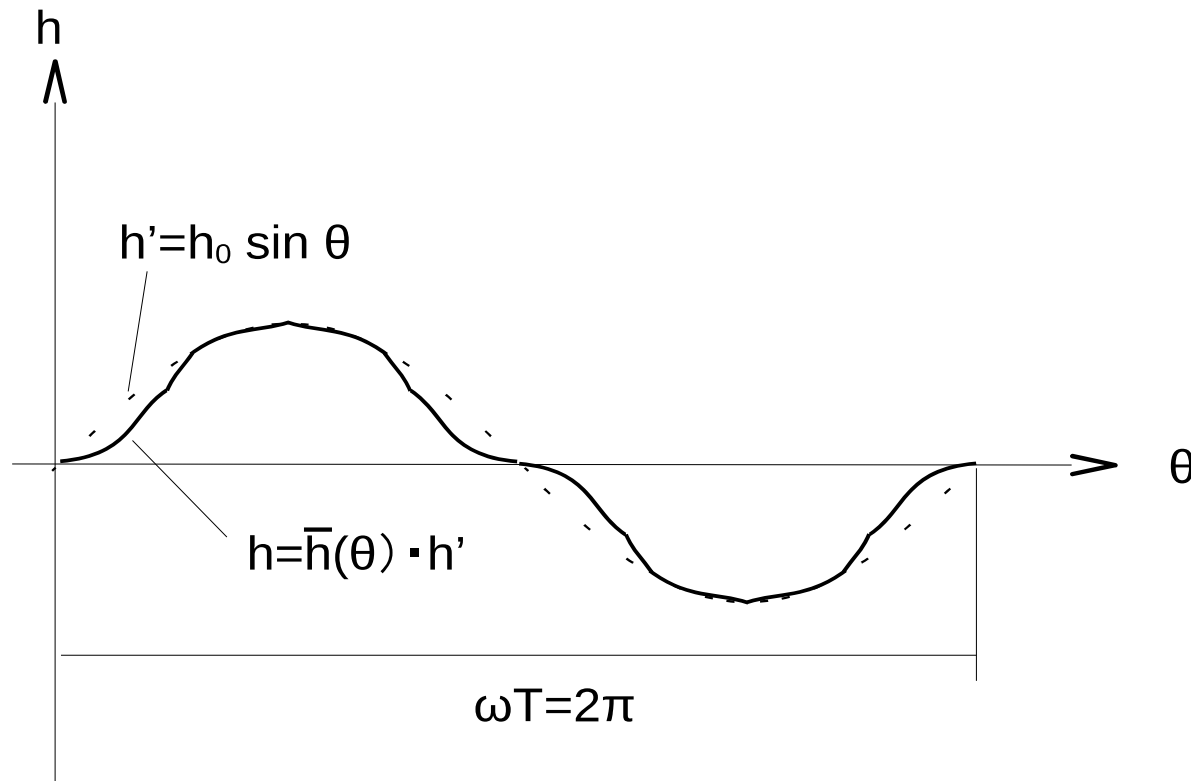


制動力の作用点の角度座標, パラメータ

運動設定

横関節のカウンタートルクにより発生する制動力が曲げ, 捩りの変形を抑えられなくなると振動状態に到る, 振動状態では制動力は中立位置付近での変位速度, 振幅を減少させる.

曲げ変位 h を単純調和振動を表す h' に $h=0$ 付近で速度の減少を与える制動係数 $\bar{h}(\theta)$ を乗じて表す.



曲げ変位 h の挙動設定

α, β に関しても同様である.

ラグランジュの運動方程式の具体化

$$\text{構造減衰力} \quad Q_{Dh} = -i \cdot g_h m \omega_h^2 h \quad Q_{D\alpha} = -i \cdot g_\alpha I_\alpha \omega_\alpha^2 \alpha \quad Q_{D\beta} = -i \cdot g_\beta I_\beta \omega_\beta^2 \beta$$

運動設定を適用して

$$\begin{bmatrix} B_{hh} & B_{h\alpha} & B_{h\beta} \\ B_{\alpha h} & B_{\alpha\alpha} & B_{\alpha\beta} \\ B_{\beta h} & B_{\beta\alpha} & B_{\beta\beta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h_0^*/b \\ \alpha_0^* \\ \beta_0^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -L_{ea} + F_{S,ea} \\ M_{ea} + M_{S,ea} \\ T_{hinge} + T_{S,hinge} \end{bmatrix}$$

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

$$m = m_w + m_F$$

$$m_w = \int dm_w$$

$$m_F = \int dm_F$$

$$S_\alpha = S_w + S_F$$

$$S_w = \int r dm_w$$

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

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

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

$$I_\alpha = I_w + I_F$$

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

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

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

制動力 F_s

内翼および上下一体のオーグメントフラップの曲げ, 捩り変形に対し, 横断面機構の関節のカウンタートルクにより内翼および上下一体のオーグメントフラップの翼端側縦部材に垂直変位方向の制動力 F_s を発生させる. 第 図参照.

各縦部材毎の制動力を翼体番号1,3,4 と縦部材番号 i により識別し次の通り与える.

内翼 ($i = 1 \sim N_1$)

$$F_{s1,i} = \bar{F}_{s1,i}(t) \cdot (h + l_{1,i} \cdot \sin(\bar{\alpha}_{1,i} + \alpha) - l_{1,i} \cdot \sin(\bar{\alpha}_{1,i}))$$

上側オーグメントフラップ ($i = 1 \sim N_3$)

$$F_{s3,i} = \bar{F}_{s3,i}(t) \cdot (h + l_{3,i} \cdot \sin(\bar{\alpha}_{3,i} + \alpha) - l_{3,i} \cdot \sin(\bar{\alpha}_{3,i}) + r_{3,i} \cdot \sin(\alpha + \bar{\beta}_{3,i} + \beta) - r_{3,i} \cdot \sin(\alpha + \bar{\beta}_{3,i}))$$

下側オーグメントフラップ ($i = 1 \sim N_4$)

$$F_{s4,i} = \bar{F}_{s4,i}(t) \cdot (h + l_{4,i} \cdot \sin(\bar{\alpha}_{4,i} + \alpha) - l_{4,i} \cdot \sin(\bar{\alpha}_{4,i}) + r_{4,i} \cdot \sin(\alpha + \bar{\beta}_{4,i} + \beta) - r_{4,i} \cdot \sin(\alpha + \bar{\beta}_{4,i}))$$

従って

$$F_s = \sum_{i=1}^{N_1} F_{s1,i} + \sum_{i=1}^{N_3} F_{s3,i} + \sum_{i=1}^{N_4} F_{s4,i}$$

今後の課題

エンジン翼EW-2ではフラッタ臨界状態で想定する運動が単純調和振動とならず、運動方程式からフラッタ安定性行列式を導くのが困難であり、フラッタ安定性の条件を示す情報を運動方程式から得る可能性研究が必要である。