D11 関節格子機構に適用する関節操作推定関数の開拓

衣川　摂哉

Development of the joint operation estimation function applying to the jointed lattice structure

Setsuya Kinugawa

Key Words: jointed lattice structure, joint operation estimation,renovation rule ,engined wing

Abstract

For the development of engined wing,the joint operation estimation function is necessary to cause efficiently the target acceleration change vector under wide flight condition range suppressing complexity of jointed lattice structure of wing system. Then, the decision and renovation rule for accuracy upgrade using unmanned flight measurement data are important. The development of renovation method of the joint operation estimation rule is researched for the inner wing body to consider the operation to change aerodynamic moment.

記号

投影形の各頂点の座標

$S_1 : (x_{s1}, y_{s1})$　（翼根側前端）,

$S_2 : (x_{s2}, y_{s2})$　（翼端側前端）,

$S_3 : (x_{s3}, y_{s3})$　（翼根側後端）,

$S_4 : (x_{s4}, y_{s4})$　（翼端側後端）

G_p^w　縦断面機構の翼の縦関節総数

$g_{1,j}^{\delta}$　内翼の第 j 縦断面機構の指定関節番号

$g = \hat{g}_1^{uw}, \hat{g}_1^{lw}$　翼上,下側の各頂点関節の番号

$j = j_M$　頂点関節を有する縦断面機構番号

λ_x　縦頂点操作係数

λ_y　横頂点操作係数

κ_x　縦操作分布係数

κ_y　横操作分布係数

縦関節の指定添字

$g_{1,j}^{\delta}$	$\delta = \delta_1 \delta_2 \delta_3$	
δ_1	w	翼部
	d	ダクト部
	n	ノズル部
δ_2	u	上側
	l	下側
δ_3	f	前縁側
	s	頂点
	b	後縁側

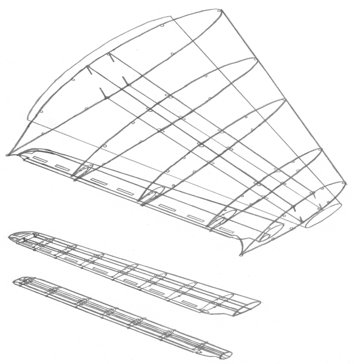
横関節の指定添字

$h_{1,j}^{\varepsilon}$	$\varepsilon = \varepsilon_1 \varepsilon_2 \varepsilon_3$	
ε_1	w	翼部
	d	ダクト部
	n	ノズル部
ε_2	u	上側
	l	下側
e_3	r	翼根側
	s	頂点
	t	翼端側

1.序

エンジン翼の翼体を形成する関節格子機構の複雑性を抑えて広範囲な飛行状態で効率的に目標加速度増分ベクトルを実現する関節操作推定関数を見出すため,形態系の設定段階においては関節操作推定則の設定と無人機による飛行測定データから関節操作推定則を更新して精度を向上する方法が重要となる.

そこで,翼体の特に内翼(第 1 図）について関節操作推定則に空力モーメント変更のための操作を考慮し,その更新法の開拓を試みる.



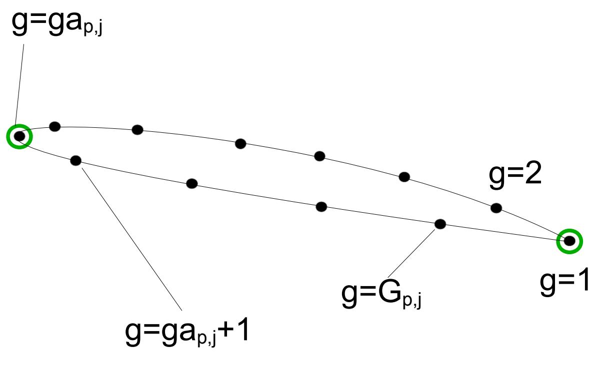
第 1 図　内翼の関節格子機構

2.内翼の形態系の初期設定

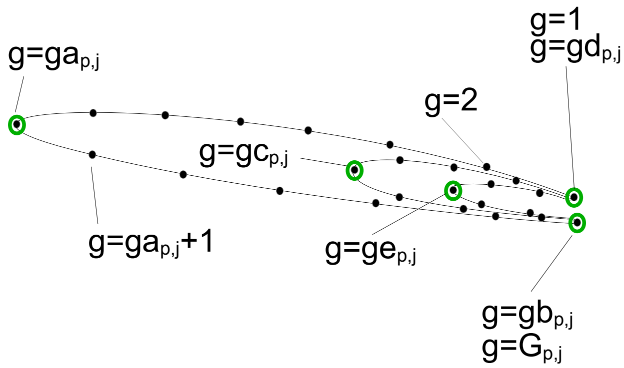
代表形態を形成する縦および横の断面機構を決定する.特に関節と関節角の番号系を図に示す.また機体固定座標系により各関節の座標を次の通り表す.

縦関節の座標　$\left(x_{1,j,g}, y_{1,j,g}, z_{1,j,g}\right)$

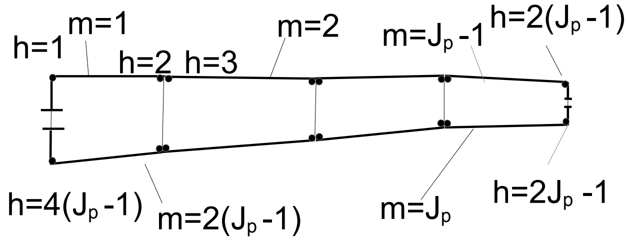
横関節の座標　$\left(x_{1,n,h}, y_{1,n,h}, z_{1,n,h}\right)$



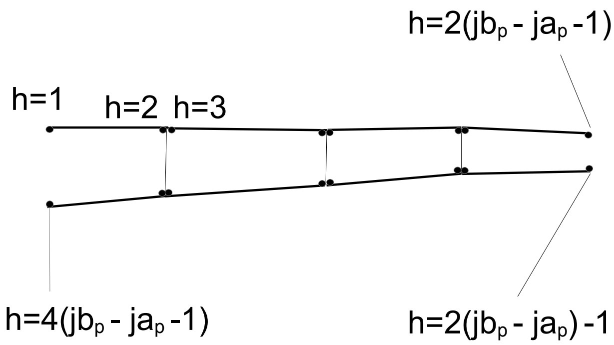
第 2 図　縦断面機構Ａ型



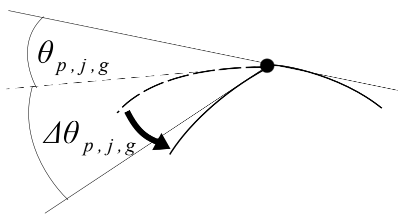
第 3 図　縦断面機構Ｂ型



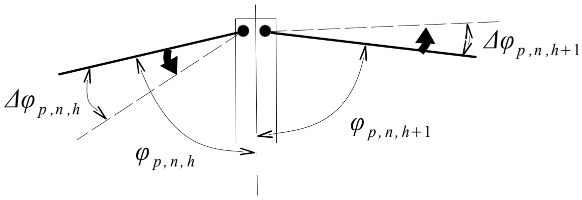
第 4 図　横関節機構Ａ型



第 5 図　横関節機構Ｂ，Ｃ型



第 6 図　縦関節角



第 7 図　横関節角

3.推定関数の生成

飛行変数をパラメータとして加速度とモーメントの変更目標入力に対する形態過程を実現する関節操作を推定出力する推定関数を生成する.

3-1.生成法の構成

次の(1)から(4)の各ステップにより推定関数の生成法を構成する.第 9 図参照.

(1) 推定則の初期設定

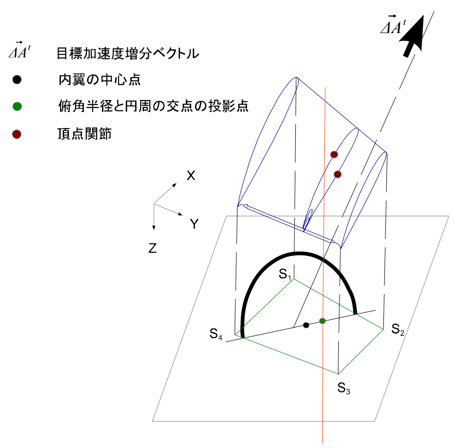
初期推定則Aを次の通り設定し、第 1 回目の飛行で使用する第 1 推定則として用いる.

(1-1)パラメータと入力

速度,加速度,姿勢,形態,高度等の飛行状態を表すパラメータである飛行変数群　P　を指定し,入力として目標加速度増分ベクトル $\vec{\Delta A}^t:(\Delta A^t_X, \Delta A^t_Y, \Delta A^t_Z)$,目標モーメント増分ベクトル $\vec{\Delta N}^t:(\Delta N^t_X, \Delta N^t_Y, \Delta N^t_Z)$ を与える.

(1-2)頂点関節の決定

加速度変更のための起点となる操作量を与える関節である頂点関節を決定する．第 8 図参照.



第 8 図　頂点関節の決定法

機体固定座標系のＸＹ平面に平行な第 1 基準面を取り,内翼の代表形態の外形を第 1 基準面に投影し投影形を生成する.

そしてＺ軸と　$\vec{\Delta A}^t$　に平行で投影形の中心点を通る第 2 基準面と第 1 基準面の交線から投影形によって方向線分を切り取る.

第 2 基準面Ｚ軸方向　$\vec{\Delta A}^t$　のＺ座標の符号側に，方向線分を直径とする半円を立てる.

半円の中心から　$\vec{\Delta A}^t$　の方向に半径を立て円周との交点から方向線分へ投影線を下す.

投影線と投影形の交点の X,Y 座標　X^h_4　,　Y^h_4　は次式で表される.

$$X^h_4 = X^h_3 + \frac{r}{|\vec{\Delta A}^t|}\cdot X^t$$

$$Y^h_4 = Y^h_3 + \frac{r}{|\vec{\Delta A}^t|}\cdot Y^t$$

但し

$$X^h_3 = \frac{X^h_1 + X^h_2}{2}$$

$$Y^h_3 = \frac{Y^h_1 + Y^h_2}{2}$$

$$r = \frac{1}{2}\cdot\sqrt{(X^h_1 - X^h_2)^2 + (Y^h_1 - Y^h_2)^2}$$

翼上下夫々の投影線に最も近接した縦、横関節を頂点関節とする.

(1-3)縦関節の操作量分布の決定

縦関節の操作量は加速度変更のための操作量 $\Delta\theta^A_{1,j,g}(\vec{\Delta A}^t)$　とモーメント変更のための操作量　$\Delta\theta^N_{1,j,g}(\vec{\Delta N}^t)$　を重ね合わせ,次の通り表される.

$$\Delta\theta_{1,j,g}(\vec{\Delta A}^t, \vec{\Delta N}^t)$$
$$= \Delta\theta^A_{1,j,g}(\vec{\Delta A}^t) + \Delta\theta^N_{1,j,g}(\vec{\Delta N}^t)$$

G^w_1　を次の通り用いる.

$$G^w_1 = \begin{cases} G_{1,j} & \text{（縦断面機構Ａ型）} \\ gb_{1,j} & \text{（縦断面機構Ｂ型）} \end{cases}$$

(1-3-1) $\Delta\theta^{A}_{1,j,g}(\vec{\Delta A^t})$ の決定

翼上下の各頂点関節の関節角

$\theta_{1,j_M,g}(g=g^{wus}_{1,j_M})$ ，$\theta_{1,j_M,g}(g=g^{wls}_{1,j_M})$ と

$$\lambda_X \equiv \frac{\Delta A^t_Z}{|\Delta A^t_Z|}\cdot\left(\frac{-1}{\Delta A^t_Z+1}+1\right)$$

から各頂点関節の操作量を次の通り与え,第 j_M 機構の翼上,下の各最大操作量を生成する.

$$\Delta\theta^{A,su}_{1,j_M} \equiv \lambda_X\cdot|\theta_{1,j_M,g}| \quad (g=g^{wus}_{1,j_M})$$

(翼上側)

$$\Delta\theta^{A,sl}_{1,j_M} \equiv -\lambda_X\cdot|\theta_{1,j_M,g}| \quad (g=g^{wls}_{1,j_M})$$

(翼下側)

更に,全ての機構 $j(1\le j\le J_1)$ 毎に翼上,下側の各最大操作量を与える関節（翼上側 $g=g^{wus}_{1,j}$,翼下側 $g=g^{wls}_{1,j}$ ）の最大操作量を,

$$\kappa_y = \begin{cases} \dfrac{j-1}{j_M-1} & (1\le j\le j_M) \\[2ex] \dfrac{J_1-j}{J_1-j_M} & (j_M+1\le j\le J_1) \end{cases}$$

を用いて次の通り与える.

$$\Delta\theta^{A,su}_{1,j} \equiv \kappa_Y\cdot\lambda_X\cdot|\theta_{1,j,g}| \quad (g=g^{wus}_{1,j})$$

(翼上側)

$$\Delta\theta^{A,sl}_{1,j} \equiv -\kappa_Y\cdot\lambda_X\cdot|\theta_{1,j,g}| \quad (g=g^{wls}_{1,j})$$

(翼下側)

そして、全ての機構 $j(1\le j\le J_1)$ 毎に最大操作量を用いて操作量分布を次の通り生成する.

翼上側

$(1\le g\le g^{wus}_{1,j})$

$$\Delta\theta^{A}_{1,j,g}(\vec{\Delta A^t})$$

$$=\frac{g}{g^{wus}_{1,j}}\cdot\Delta\theta^{A,su}_{1,j} \equiv F^A_1$$

$(g^{wus}_{1,j}+1\le g\le ga_{1,j}-1)$

$$\Delta\theta^{A}_{1,j,g}(\vec{\Delta A^t})$$

$$=\frac{ga_{1,j}-g-1}{ga_{1,j}-1-g^{wus}_{1,j}}\cdot\Delta\theta^{A,su}_{1,j} \equiv F^A_2$$

翼下側

$(ga_{1,j}\le g\le g^{wls}_{1,j})$

$$\Delta\theta^{A}_{1,j,g}(\vec{\Delta A^t})$$

$$=\frac{g-ga_{1,j}-1}{g^{wls}_{1,j}-1-ga_{1,j}}\cdot\Delta\theta^{A,sl}_{1,j} \equiv F^A_3$$

$(g^{wls}_{1,j}+1\le g\le G^W_1)$

$$\Delta\theta^{A}_{1,j,g}(\vec{\Delta A^t})$$

$$=\frac{G^w_1-g-1}{G^w_1-g^{wls}_{1,j}}\cdot\Delta\theta^{A,sl}_{1,j} \equiv F^A_4$$

(1-3-2) $\Delta\theta^{N}_{1,j,g}(\vec{\Delta N^t})$ の決定

モーメント変更のための操作量

$\Delta\theta^{N}_{1,j,g}(\vec{\Delta N^t})$ は ローリングモーメント操作量 $\Delta\theta^{R}_{1,j,g}(\Delta N^t_X)$,ピッチングモーメント操作量 $\Delta\theta^{P}_{1,j,g}(\Delta N^t_Y)$,ヨーイングモーメント操作量 $\Delta\theta^{Y}_{1,j,g}(\Delta N^t_Z)$ の重ねあわせで次の通り表される.

$$\Delta\theta^{N}_{1,j,g}(\vec{\Delta N^t})$$

$$=\Delta\theta^{R}_{1,j,g}(\Delta N^t_X)+\Delta\theta^{P}_{1,j,g}(\Delta N^t_Y)+\Delta\theta^{Y}_{i,j,g}(\Delta N^t_Z)$$

$$\Delta\theta^{R}_{1,j,g}(\Delta N^t_X)$$

$\eta_X \equiv \dfrac{\Delta N^t_X}{|\Delta N^t_X|}\cdot\left(\dfrac{-1}{\Delta N^t_X+1}+1\right)$ を用いて

$1\le j\le j_R$

翼上側

$(1\le g\le ga_{1,j}-1)$

$\Delta\theta^{R}_{1,j,g}(\Delta N^{t}_{X})$

$=\eta_X\cdot|\theta_{1,j,g}|\equiv F^{N}_{1}$

翼下側

$(ga_{1,j}\leq \mathrm{g} \leq G^{W}_{1})$

$\Delta\theta^{R}_{1,j,g}(\Delta N^{t}_{X})$

$=-\eta_X\cdot|\theta_{1,j,g}|\equiv F^{N}_{2}$

$j_R+1\leq j\leq j_T-1$

翼上側

$(1\leq \mathrm{g} \leq ga_{1,j}-1)$

$\Delta\theta^{R}_{1,j,g}(\Delta N^{t}_{X})=0$

翼下側

$(ga_{1,j}\leq \mathrm{g} \leq G^{W}_{1})$

$\Delta\theta^{R}_{1,j,g}(\Delta N^{t}_{X})=0$

$j_T\leq j\leq J_1$

翼上側

$(1\leq \mathrm{g} \leq ga_{1,j}-1)$

$\Delta\theta^{R}_{1,j,g}(\Delta N^{t}_{X})$

$=-\eta_X\cdot|\theta_{1,j,g}|\equiv F^{N}_{3}$

翼下側

$(ga_{1,j}\leq \mathrm{g} \leq G^{W}_{1})$

$\Delta\theta^{R}_{1,j,g}(\Delta N^{t}_{X})$

$=\eta_X\cdot|\theta_{1,j,g}|\equiv F^{N}_{4}$

$\Delta\theta^{P}_{1,j,g}(\Delta N^{t}_{Y})$

$\eta_Y\equiv\dfrac{\Delta N^{t}_{Y}}{|\Delta N^{t}_{Y}|}\cdot\left(\dfrac{-1}{\Delta N^{t}_{Y}+1}+1\right)$ を用いて

$1\leq j\leq J_1$

翼上側

$(1\leq \mathrm{g} \leq ga_{1,j}-1)$

$\Delta\theta^{P}_{1,j,g}(\Delta N^{t}_{Y})$

$=-\eta_Y\cdot|\theta_{1,j,g}|\equiv F^{N}_{5}$

翼下側

$(ga_{1,j}\leq \mathrm{g} \leq G^{W}_{1})$

$\Delta\theta^{P}_{1,j,g}(\Delta N^{t}_{Y})$

$=\eta_Y\cdot|\theta_{1,j,g}|\equiv F^{N}_{6}$

$\Delta\theta^{Y}_{1,j,g}(\Delta N^{t}_{Z})$

$\eta_Z\equiv\dfrac{\Delta N^{t}_{Z}}{|\Delta N^{t}_{Z}|}\cdot\left(\dfrac{-1}{\Delta N^{t}_{Z}+1}+1\right)$ を用いて

$1\leq j\leq j_R$

翼上側

$(1\leq \mathrm{g} \leq ga_{1,j}-1)$

$\Delta\theta^{Y}_{1,j,g}(\Delta N^{t}_{Z})$

$=-\eta_Z\cdot|\theta_{1,j,g}|\equiv F^{N}_{7}$

翼下側

$(ga_{1,j}\leq \mathrm{g} \leq G^{W}_{1})$

$\Delta\theta^{Y}_{1,j,g}(\Delta N^{t}_{Z})$

$=-\eta_Z\cdot|\theta_{1,j,g}|\equiv F^{N}_{7}$

$j_R+1\leq j\leq j_T-1$

翼上側

$(1\leq \mathrm{g} \leq ga_{1,j}-1)$

$\Delta\theta^{Y}_{1,j,g}(\Delta N^{t}_{Z})=0$

翼下側

$(ga_{1,j}\leq \mathrm{g} \leq G^{W}_{1})$

$\Delta\theta^{Y}_{1,j,g}(\Delta N^{t}_{Z})=0$

$j_T\leq j\leq J_1$

翼上側

$(1\leq \mathrm{g} \leq ga_{1,j}-1)$

$\Delta\theta^{Y}_{1,j,g}(\Delta N^{t}_{Z})$

$=\eta_Z\cdot|\theta_{1,j,g}|\equiv F^{N}_{8}$

翼下側

$(ga_{1,j} \leq \mathrm{g} \leq G_1^W)$

$\Delta\theta_{1,j,g}^Y(\Delta N_Z^t)$

$$=\eta_Z \cdot |\theta_{1,j,g}| \equiv F_8^N$$

(1-4)横関節の操作量分布の決定

横関節の操作量は加速度変更のための操作量で次の通り表される.

$$\Delta\varphi_{1,n,h} = \Delta\varphi_{1,n,h}^A(\Delta\vec{A}^t)$$

翼上下の各頂点関節の関節角

$\varphi_{1,n_M,h}(h=h_{1,n_M}^{wus})$, $\varphi_{1,n_M,h}(h=h_{1,n_M}^{wls})$ と

$$\lambda_Y \equiv \frac{\Delta A_Z^t}{|\Delta A_Z^t|} \cdot \left(\frac{-1}{\Delta A_Z^t + 10} + 0.1\right)$$

から各頂点関節の操作量を次の通り与え,第 n_M 機構の翼上,下の各最大操作量を生成する.

$$\Delta\varphi_{1,n_M}^{A,su} \equiv \lambda_Y \cdot \varphi_{1,n_M,h} \quad (h=h_{1,n_M}^{wus})$$

(翼上側)

$$\Delta\varphi_{1,n_M}^{A,sl} \equiv -\lambda_Y \cdot \varphi_{1,n_M,h} \quad (h=h_{1,n_M}^{wls})$$

（翼下側）

更に,全ての横断面機構Ａ型 $n(1 \leq n \leq na_1)$ 毎に翼上,下側の各最大操作量を与える関節（翼上側 $h=h_{1,n}^{wus}$,翼下側 $h=h_{1,n}^{wls}$ ）の最大操作量を,

$$\kappa_x = \begin{cases} \dfrac{n}{n_M} & (1 \leq n \leq n_M) \\[2ex] \dfrac{na_1 - n}{na_1 - n_M} & (n_M + 1 \leq n \leq na_1) \end{cases}$$

を用いて次の通り与える.
る.

$$\Delta\varphi_{1,n}^{A,su} \equiv \kappa_X \cdot \lambda_Y \cdot \varphi_{1,n,h} \quad (h=h_{1,n}^{wus})$$

(翼上側)

$$\Delta\varphi_{1,n}^{A,sl} \equiv -\kappa_X \cdot \lambda_Y \cdot \varphi_{1,n,h} \quad (h=h_{1,n}^{wls})$$

（翼下側）

そして、全ての横断面機構Ａ型 $n(1 \leq n \leq na_1)$ 毎に最大操作量を用いて操作量分布を次の通り生成する.

翼上側

$(1 \leq h \leq h_{1,n}^{wus})$

$$\Delta\varphi_{1,n,h} = \frac{h}{h_{1,n}^{wus}} \cdot \Delta\varphi_{1,n}^{A,su} \equiv F_5^A$$

$(h_{1,n}^{wus} + 1 \leq h \leq 2(J_1 - 1))$

$$\Delta\varphi_{1,n,h} = \frac{2(J_1-1)-h}{2(J_1-1)-h_{1,n}^{wus}} \cdot \Delta\varphi_{1,n}^{A,su} \equiv F_6^A$$

翼下側

$(2\mathrm{J}_1 - 1 \leq h \leq h_{1,n}^{wls})$

$$\Delta\varphi_{1,n,h} = \frac{h-(2\mathrm{J}_1-1)}{h_{1,n}^{wls} - 1 - (2\mathrm{J}_1-1) + 1} \cdot \Delta\varphi_{1,n}^{A,sl} \equiv F_7^A$$

$(h_{1,n}^{wls} + 1 \leq h \leq 4(J_1 - 1))$

$$\Delta\varphi_{1,n,h} = \frac{4(J_1-1)-h}{4(J_1-1)-h_{1,n}^{wls}} \cdot \Delta\varphi_{1,n}^{A,sl} \equiv F_8^A$$

$$D = F_1(\Delta\vec{A}^t; P)$$

ステップ(2)に進む.

(2)飛行によるデータ収集

1.飛行番号 k を指定する.

第 k 推定則を機載コンピュータにインストールする.

2.コンピュータによる飛行の実施

2-1.入力識別番号 $q=1,2,\cdots$ 毎に目標加速度増分ベクトル $\Delta\vec{A}_{q,k}^t$ の指定

2-2.データセットの生成

指定した $\Delta\vec{A}_{q,k}^t$ に推定則を適用して操作量分布

$$D_{q,k}=F_k(\Delta\vec{A}^t_{q,k};P_{q,k})$$

を出力し，実際に生じる測定加速度増分ベクトル $\Delta\vec{A}^m_{q,k}$ を測定する.

（ $\Delta\vec{A}^t_{q,k}$ ， $D_{q,k}$ ， $\Delta\vec{A}^m_{q,k}$ ）のデータセットを生成する.

(3)に進む.

(3)推定関数の生成判定

$(\Delta A,P)$ 空間内に推定則が所定の精度を満たす適用領域が形成できたか判定する.

適用領域が未形成の場合

(4)推定則の更新に進む.

適用領域が形成できた場合

最新の推定則を推定関数として終了.

(4) 推定則の更新

第 k 飛行で得られた全てのデータセット（ $\Delta\vec{A}^t_q$ ， D_q ， $\Delta\vec{A}^m_q$ ）（ $q=1,2,\cdots$ ）について次の３段階の更新を第 k 推定則に適用することにより第 k+1 推定則を確定する.

(4-1) $\Delta\vec{A}^m_{q,k}$ 推定の確定

$\Delta\vec{A}^t=\Delta\vec{A}^m_{q,k}$ に対する推定の確定

第 k 飛行で $\Delta\vec{A}^t_{q,k}$ に対し得られる第 k 推定則による出力 $F_k(\Delta\vec{A}^t_{q,k};P_{q,k})$ に $\Delta\vec{A}^t=\Delta\vec{A}^m_{q,k}$ を対応付ける.

$$F_{k+1}(\Delta\vec{A}^m_{q,k};P_{q,k})$$
$$\equiv D_{q,k}=F_k(\Delta\vec{A}^t_{q,k};P_{q,k})$$

(4-2) 推定則の補正

a. $\left|\Delta\vec{A}^m_{q,k}-\Delta\vec{A}^t_{q,k}\right|\geq\delta$ を満たす場合の補正

a-1. $\Delta\vec{A}^m_{q,k}$ ε 補正

領域 $\left|\Delta\vec{A}^t-\Delta\vec{A}^m_{q,k}\right|<\varepsilon$ の $\Delta\vec{A}^t$ に対する推定に 3-3.に示す近傍補正を施す.

a-2. $\Delta\vec{A}^t_q-\Delta\vec{A}^m_q$ 差分補正

$\Delta\vec{A}^t_{q,k}$ に対する推定に 2-2.に示す差分補正を施す.

a-3. $\Delta\vec{A}^t_{q,k}$ ε 補正

$\left|\Delta\vec{A}^t-\Delta\vec{A}^t_{q,k}\right|<\varepsilon$ を満たす $\Delta\vec{A}^t$ に対する推定に 2-3.に示す近傍補正を施す.

a-4. P 領域適用

飛行変数測定点 P を含む局所領域に a-1.,3.で得られた推定則を適用する.

b $\left|\Delta\vec{A}^m_{q,k}-\Delta\vec{A}^t_{q,k}\right|<\delta$ を満たす場合の補正

b-1. $\Delta\vec{A}^m_{q,k}$ δ 補正

$\left|\Delta\vec{A}^t-\Delta\vec{A}^m_{q,k}\right|<\delta$ を満たす $\Delta\vec{A}^t$ に対する推定に 2-3 に示す近傍補正を施す.

b-2. P 領域適用

飛行変数測定点 P を含む局所領域に b-1.で得られた推定則を適用する.

(4-3)第 k+1 推定則の確定

補正対象となった $(\Delta A,P)$ 領域の推定則に加え,補正対象とならなかった $(\Delta A,P)$ 領域の第 k 推定則をそのまま使用して第 k+1 推定則を確定する.

k に+1 を加算し(2)に進む.

3-2.差分補正

3-1. (4)推定則の更新で用いる差分補正を具体化する.

$\Delta\vec{A}^t_q$ に対する推定則の更新

$\Delta\vec{A}^t_q-\Delta\vec{A}^m_q$ に対する第 k 推定則による出力 D^{mt}_q を D^m_q に重ね合わせる.

$$D^t_q=F_{k+1}(\Delta\vec{A}^t_q;P_q)$$
$$\equiv D^m_q+D^{mt}_q$$

$=F_{k+1}(\vec{\Delta A}^m_q;P_q)+F_k(\vec{\Delta A}^t_q-\vec{\Delta A}^m_q;P_q)$

3-3.近傍補正

3-1. (3)推定則の更新で用いる近傍域補正を具体化する.

中心ベクトル $\vec{\Delta A}^c$ として $\vec{\Delta A}^t_{q,k}$ 又は $\vec{\Delta A}^m_{q,k}$ を指定する.

$|\vec{\Delta A}^t-\vec{\Delta A}^c|<\varepsilon$ を満たす $\vec{\Delta A}^t$ 領域の推定則を補正する.

$\vec{\Delta A}^c$ に対する操作量から $\vec{\Delta A}^t$ に対する操作量を生成する.

最初に機体固定座標系による成分表示

$\vec{\Delta A}^c:(\Delta A^c_X,\Delta A^c_Y,\Delta A^c_Z)$,

$\vec{\Delta A}^t:(\Delta A^t_X,\Delta A^t_Y,\Delta A^t_Z)$ を行い,

$\vec{\Delta A}^c:(\Delta A^c_X,\Delta A^c_Y,\Delta A^c_Z)$ に対する

$\vec{\Delta A}^t:(\Delta A^t_X,\Delta A^t_Y,\Delta A^t_Z)$ の偏差割合を定義する.

X 方向の偏差割合

$$\mu_X\equiv\frac{\Delta A^t_X-\Delta A^c_X}{|\Delta A^c_X|}$$

Y 方向の偏差割合

$$\mu_Y\equiv\frac{\Delta A^t_Y-\Delta A^c_Y}{|\Delta A^c_Y|}$$

次に ΔA^c_Z の符号の向き, ΔA^c_X から ΔA^t_X への変化の向きに翼体の反りを増すよう $\vec{\Delta A}^t$ に対する縦関節操作量を次式により生成する.

$$\Delta\theta_{1,j,g}=\Delta\theta^c_{1,j,g}+c_x|\mu_x|\cdot|\Delta\theta^c_{1,j,g}|$$

c_x を縦関節番号 g 毎に次の通り与える.

翼根側縦断面機構A型 $j=1\sim ja_1$

翼上後側 $1\le g\le g^{uw}_{1,j}-1$

翼上前側 $g^{uw}_{1,j}\le g\le ga_{1,j}$

翼下前側 $ga_{1,j}+1\le g\le g^{lw}_{1,j}$

翼下後側 $g^{lw}_{1,j}+1\le g\le G_{1,j}$

夫々の g 範囲に対する c_x は $\vec{\Delta A}^t$ 入力条件毎に第1表の通りである.

第1表 翼根側縦断面機構A型の c_x

$\vec{\Delta A}^t$ 入力条件	$\Delta A^c_Z\ge0$ $\mu_X\ge0$	$\Delta A^c_Z\ge0$ $\mu_X<0$	$\Delta A^c_Z<0$ $\mu_X\ge0$	$\Delta A^c_Z<0$ $\mu_X<0$
g	c_x	c_x	c_x	c_x
$1\le g\le g^{uw}_{1,j}-1$	0	-1	0	1
$g^{uw}_{1,j}\le g\le ga_{1,j}$	-1	0	1	0
$ga_{1,j}+1\le g\le g^{lw}_{1,j}$	1	0	-1	0
$g^{lw}_{1,j}+1\le g\le G_{1,j}$	0	1	0	-1

縦断面機構B型 $j=ja_1+1\sim jb_1$

翼上後側 $1\le g\le g^{uw}_{1,j}-1$

翼上前側 $g^{uw}_{1,j}\le g\le ga_{1,j}$

翼下前側 $ga_{1,j}+1\le g\le g^{lw}_{1,j}$

翼下後側 $g^{lw}_{1,j}+1\le g\le gb_{1,j}$

ダクト下後側 $gb_{1,j}+1\le g\le g^{ld}_{1,j}-1$

ダクト下前側 $g^{ld}_{1,j}\le g\le gc_{1,j}-1$

ダクト上前側 $gc_{1,j}\le g\le g^{ud}_{1,j}$

ダクト上後側 $g^{ud}_{1,j}+1\le g\le gd_{1,j}$

ノズル上後側 $gd_{1,j}+1\le g\le g^{un}_{1,j}-1$

ノズル上前側 $g^{un}_{1,j}\le g\le ge_{1,j}$

ノズル下前側 $ge_{1,j}+1\le g\le g^{ln}_{1,j}$

ノズル下後側 $g^{ln}_{1,j}+1\le g\le G_{1,j}$

夫々の g 範囲に対する c_x は $\vec{\varDelta A}^t$ 入力条件毎に第２表の通りである．

第２表　縦断面機構Ｂ型の c_x

$\vec{\varDelta A}^t$ 入力条件	$\varDelta A_Z^c\geq 0$ $\mu_X\geq 0$	$\varDelta A_Z^c\geq 0$ $\mu_X<0$	$\varDelta A_Z^c<0$ $\mu_X\geq 0$	$\varDelta A_Z^c<0$ $\mu_X<0$
g	c_x	c_x	c_x	c_x
$1\leq g\leq g_{1,j}^{uw}-1$	0	-1	0	1
$g_{1,j}^{uw}\leq g\leq g\,a_{1,j}$	-1	0	1	0
$g\,a_{1,j}+1\leq g\leq g_{1,j}^{lw}$	1	0	-1	0
$g_{1,j}^{lw}+1\leq g\leq g\,b_{1,j}$	0	1	0	-1
$g\,b_{1,j}+1\leq g\leq g_{1,j}^{ld}-1$	0	1	0	-1
$g_{1,j}^{ld}\leq g\leq g\,c_{1,j}-1$	1	0	-1	0
$g\,c_{1,j}\leq g\leq g_{1,j}^{ud}$	-1	0	1	0
$g_{1,j}^{ud}+1\leq g\leq g\,d_{1,j}$	0	-1	0	1
$g\,d_{1,j}+1\leq g\leq g_{1,j}^{un}-1$	0	-1	0	1
$g_{1,j}^{un}\leq g\leq g\,e_{1,j}$	-1	0	1	0
$g\,e_{1,j}+1\leq g\leq g_{1,j}^{ln}$	1	0	-1	0
$g_{1,j}^{ln}+1\leq g\leq G_{1,j}$	0	1	0	-1

翼端側縦断面機構Ａ型　$j=jb_1+1\sim J_1$

翼上後側　$1\leq g\leq g_{1,j}^{uw}-1$

翼上前側　$g_{1,j}^{uw}\leq g\leq g\,a_{1,j}$

翼下前側　$g\,a_{1,j}+1\leq g\leq g_{1,j}^{lw}$

翼下後側　$g_{1,j}^{lw}+1\leq g\leq G_{1,j}$

夫々の g 範囲に対する c_x は $\vec{\varDelta A}^t$ 入力条件毎に第３表の通りである．

第３表　翼端側縦断面機構Ａ型の c_x

$\vec{\varDelta A}^t$ 入力条件	$\varDelta A_Z^c\geq 0$ $\mu_X\geq 0$	$\varDelta A_Z^c\geq 0$ $\mu_X<0$	$\varDelta A_Z^c<0$ $\mu_X\geq 0$	$\varDelta A_Z^c<0$ $\mu_X<0$
g	c_x	c_x	c_x	c_x
$1\leq g\leq g_{1,j}^{uw}-1$	0	-1	0	1
$g_{1,j}^{uw}\leq g\leq g\,a_{1,j}$	-1	0	1	0
$g\,a_{1,j}+1\leq g\leq g_{1,j}^{lw}$	1	0	-1	0
$g_{1,j}^{lw}+1\leq g\leq G_{1,j}$	0	1	0	-1

次に $\varDelta A_Z^c$ の符号の向き， $\varDelta A_Y^c$ から $\varDelta A_Y^t$ への変化の向きに翼体の反りを増すよう $\vec{\varDelta A}^t$ に対する横関節操作量を次式により生成する．

$$\varDelta\varphi_{1,n,h}=\varDelta\varphi_{1,n,h}^c+c_y|\mu_y|\cdot|\varDelta\varphi_{1,n,h}^c|$$

c_y を横関節番号 h 毎に次の通り与える．

横断面機構Ａ型　$n=1\sim na_1$

翼上翼根側　$1\leq h\leq h_{1,n}^{uw}-1$

翼上翼端側　$h_{1,n}^{uw}\leq h\leq 2(J_1-1)$

翼下翼端側　$2J_1-1\leq h\leq h_{1,n}^{lw}$

翼下翼根側　$h_{1,n}^{lw}+1\leq h\leq 4(J_1-1)$

夫々の h 範囲に対する c_y は $\vec{\varDelta A}^t$ 入力条件毎に第４表の通りである．

第４表　横断面機構Ａ型の c_y

$\vec{\varDelta A}^t$ 入力条件	$\varDelta A_Z^c\geq 0$ $\mu_Y\geq 0$	$\varDelta A_Z^c\geq 0$ $\mu_Y<0$	$\varDelta A_Z^c<0$ $\mu_Y\geq 0$	$\varDelta A_Z^c<0$ $\mu_Y<0$
h	c_y	c_y	c_y	c_y
$1\leq h\leq h_{1,n}^{uw}-1$	0	1	0	-1
$h_{1,n}^{uw}\leq h\leq 2(J_1-1)$	1	0	-1	0
$2J_1-1\leq h\leq h_{1,n}^{lw}$	-1	0	1	0
$h_{1,n}^{lw}+1\leq h\leq 4(J_1-1)$	0	-1	0	1

横断面機構Ｂ型　$n = na_1 + 1 \sim nb_1$

ダクト上翼根側　$1 \le h \le h^{ud}_{1,n} - 1$

ダクト上翼端側　$h^{ud}_{1,n} \le h \le 2(jb_1 - ja_1 - 1)$

ダクト下翼端側　$2(jb_1 - ja_1) - 1 \le h \le h^{ld}_{1,n}$

ダクト下翼根側　$h^{ld}_{1,n} + 1 \le h \le 4(jb_1 - ja_1 - 1)$

夫々の h 範囲に対する c_y は $\vec{\Delta A}^t$ 入力条件毎に第５表の通りである.

第５表　横断面機構Ｂ型の c_y

$\vec{\Delta A}^t$ 入力条件	$\Delta A^c_Z \ge 0$ $\mu_Y \ge 0$	$\Delta A^c_Z \ge 0$ $\mu_Y < 0$	$\Delta A^c_Z < 0$ $\mu_Y \ge 0$	$\Delta A^c_Z < 0$ $\mu_Y < 0$
h	c_y	c_y	c_y	c_y
$1 \le h \le h^{ud}_{1,n} - 1$	0	1	0	-1
$h^{ud}_{1,n} \le h \le 2(jb_1 - ja_1 - 1)$	1	0	-1	0
$2(jb_1 - ja_1) - 1 \le h \le h^{ld}_{1,n}$	-1	0	1	0
$h^{ld}_{1,n} + 1 \le h \le 4(jb_1 - ja_1 - 1)$	0	-1	0	1

横断面機構Ｃ型　$n = nb_1 + 1 \sim N_1$

ノズル上翼根側　$1 \le h \le h^{un}_{1,n} - 1$

ノズル上翼端側　$h^{un}_{1,n} \le h \le 2(jb_1 - ja_1 - 1)$

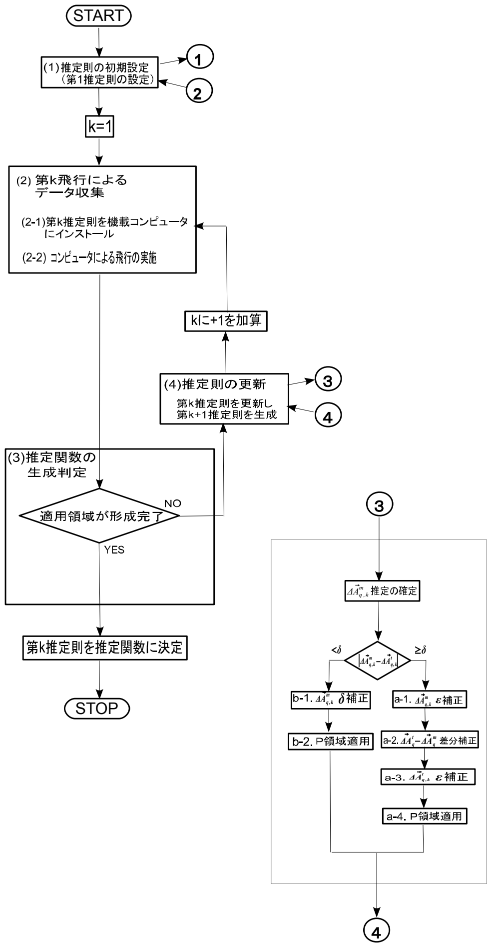
ノズル下翼端側　$2(jb_1 - ja_1) - 1 \le h \le h^{ln}_{1,n}$

ノズル下翼根側　$h^{ln}_{1,n} + 1 \le h \le 4(jb_1 - ja_1 - 1)$

夫々の h 範囲に対する c_y は $\vec{\Delta A}^t$ 入力条件毎に第６表の通りである.

第６表　横断面機構Ｃ型の c_y

$\vec{\Delta A}^t$ 入力条件	$\Delta A^c_Z \ge 0$ $\mu_Y \ge 0$	$\Delta A^c_Z \ge 0$ $\mu_Y < 0$	$\Delta A^c_Z < 0$ $\mu_Y \ge 0$	$\Delta A^c_Z < 0$ $\mu_Y < 0$
h	c_y	c_y	c_y	c_y
$1 \le h \le h^{un}_{1,n} - 1$	0	1	0	-1
$h^{un}_{1,n} \le h \le 2(jb_1 - ja_1 - 1)$	1	0	-1	0
$2(jb_1 - ja_1) - 1 \le h \le h^{ln}_{1,n}$	-1	0	1	0
$h^{ln}_{1,n} + 1 \le h \le 4(jb_1 - ja_1 - 1)$	0	-1	0	1



第９図　推定関数生成法の流れ図

4.結論

推定則の初期設定に空力モーメント変更のための操作量を加えた.

$\left|\vec{\Delta A}^m_{q,k} - \vec{\Delta A}^t_{q,k}\right|$ 任意の場合の推定則の更新案を明確化した.

推定則の更新における近傍補正の評価式を修正し,関節角の増減操作を明確化した.

5.今後の課題

●推定則の更新における空力モーメント変更のための操作量の考慮.

●複雑性を減じつつ関節操作の推定精度を向上させるため,関節格子機構の構成パラメータ,関節角計算式のパラメータの探索法を研究する.

●関節操作推定則策定への流体力学的推定の反映法.

等が挙げられる.

参考文献

1)第４４期年会講演会　講演原稿　「エンジン翼の関節格子機構の形態過程探索（衣川摂哉）」
2)第５０回関西・中部支部合同秋期大会　講演原稿　「エンジン翼の関節格子機構の操作法開拓（衣川摂哉）」
3)航空機研究室（衣川摂哉　個人ホームページ）
http://www5.ocn.ne.jp/~knkouken/