

2C1 関節操作推定関数探索法の開拓

○衣川 摂哉

Development of joint operation estimation function research method
Setsuya Kinugawa

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

Abstract

For the form system established at the first step of construction search of the rear intake-exhaust heat recycling type engined wing EW-2, the joint operation estimation function to operate the jointed lattice structure is loaded on the computer of an unmanned vehicle to generate form process by operation quantity output during its flight. To fix the joint operation estimation function accurate, efficient and applicable to a wide variety of the form system, an initial function loaded on the unmanned vehicle is repeatedly renovated by the measured data during the flight and the fluid dynamic estimation data researched on the ground. And the function output is efficiently generated using the both kind of data at a time.

1. 序

後方吸気-排熱回生機能を有するエンジン翼 EW-2 の構成探索の第一段階において設定された形態系に対し、構成探索の第二段階で形態過程探索法を設定する。

翼体系の関節格子機構を操作するための関節操作推定関数を無人機のコンピュータに搭載し、無人機を飛行させ関節操作推定関数の操作量出力により形態過程を生成する。

このため、形態系の適用範囲が広く高精度で効率的に操作量を出力できる関節操作推定関数を見出さなければならない。

無人機のコンピュータに初期関数を搭載し、飛行領域の適用性と目標加速度の実現精度を達成するまで初期関数に対して飛行による測定データと地上での流体力学的推定データによる更新を繰返して関節操作推定関数を探索し確定する方法の可能性開拓を、翼体系の特に内翼を対象に試みる。

2. 関節角操作による形態過程探索

エンジン翼 EW-2 では広範囲な飛行状態で次の3つの形態過程が同時に実行される。

1. 基準化過程

ローリングのない定常的な飛行に適する基準形態を速度、高度の変化に対応して最適化する形態過程

予め空気力学的に推定した速度、高度に応じた最適形態間を自動遷移させる。

2. 空力弾性対応過程

空力弾性現象における弾性変形を自動的に検知し打消す形態過程

部材の弾性変形を関節の回転角保持により直接的に打消すことができる。このため、コント

ロールサーフェスの作動により空力モーメントを発生させる間接的な打消しに比べて初動で確実に変形を抑え振動を回避するのに有利である。

3. 操作過程

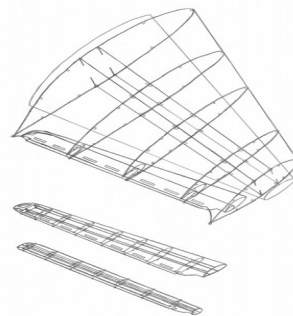
操縦のための加速度変更を生じる形態過程

操縦入力に反応し、操縦入力から変換された加速度変化目標を実現するため関節角を変化させて形態過程を生成する。

1. 基準化過程、2. 空力弾性対応過程の関節角変化が自動的に恒常的に重ね合わされている状態（自動形態過程）下で更に加速度変更目標を実現する関節角操作が重ね合わされる。

従ってエンジン翼 EW-2 では、翼体系の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を推定する関節操作推定関数を見出すことが重要である。このため、関節操作推定関数の初期設定を飛行測定データにより更新し飛行適用性と精度を向上する方法を考える。

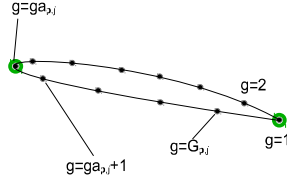
最初に3. 操作過程のみの場合を扱い、翼体系の特に内翼(第1図) について関節操作推定関数の探索を試みる。



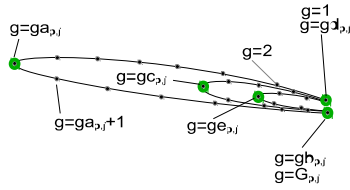
第1図 内翼の関節格子機構

3. 内翼の形態系の初期設定

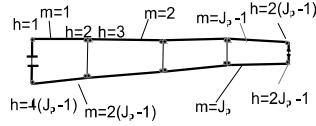
代表形態を形成する縦および横の断面機構を決定する. 特に関節と関節角の番号系を第2～7図に示す.



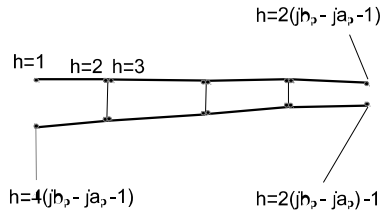
第2図 縦断面機構A型



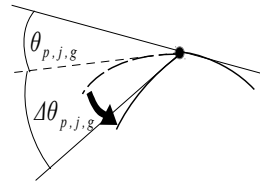
第3図 縦断面機構B型



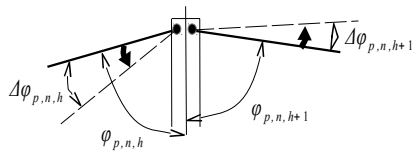
第4図 横関節機構A型



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

4. 関節操作推定関数の定義

各関節毎に目標加速度増分ベクトル

$$\vec{\Delta A}^t: (\Delta A_X^t, \Delta A_Y^t, \Delta A_Z^t),$$

目標モーメント増分ベクトル

$$\vec{\Delta N}^t: (\Delta N_X^t, \Delta N_Y^t, \Delta N_Z^t),$$

速度, 加速度, 姿勢, 形態, 高度等の飛行状態を

表す測定値からなる飛行変数群

$$\mathbf{P}^f: (p_1^f, \dots, p_i^f, \dots, p_{I_p}^f) \text{ を与える}$$

$$\text{入力変数群 } \mathbf{T} = (\vec{\Delta A}^t, \vec{\Delta N}^t, \mathbf{P}^f)$$

の入力により

$$\text{縦関節操作角 } \Delta\theta_{I_c},$$

$$\text{横関節操作角 } \Delta\varphi_{I_s}$$

を出力する夫々縦関節操作推定関数 (θ 関数)

$$\Delta\theta_{I_c} = F_{I_c}^\theta(\mathbf{T}) \quad (1 \leq I_c \leq I_{c1}) \quad (1-1)$$

横関節操作推定関数 (φ 関数)

$$\Delta\varphi_{I_s} = F_{I_s}^\varphi(\mathbf{T}) \quad (1 \leq I_s \leq I_{s1}) \quad (1-2)$$

を関節操作推定関数と総称する.

そしてベクトル表示

$$\mathbf{D} = \begin{pmatrix} \Delta\theta_1 \\ \vdots \\ \Delta\theta_{I_c} \\ \vdots \\ \Delta\theta_{I_{cl}} \\ \Delta\varphi_1 \\ \vdots \\ \Delta\varphi_{I_s} \\ \vdots \\ \Delta\varphi_{I_{sl}} \end{pmatrix} \quad (2-1) \quad \mathbf{F}(\mathbf{T}) = \begin{pmatrix} F_1^\theta(\mathbf{T}) \\ \vdots \\ F_{I_c}^\theta(\mathbf{T}) \\ \vdots \\ F_{I_{cl}}^\theta(\mathbf{T}) \\ F_1^\varphi(\mathbf{T}) \\ \vdots \\ F_{I_s}^\varphi(\mathbf{T}) \\ \vdots \\ F_{I_{sl}}^\varphi(\mathbf{T}) \end{pmatrix} \quad (2-2)$$

を用いて次式で表される.

$$\mathbf{D} = \mathbf{F}(\mathbf{T}) \quad (2-3)$$

5. 操作過程に適用する関節操作推定関数の探索法

形態過程探索飛行を開始するための初期関数を機体に搭載し, 飛行による空力測定と地上での流体力学的推定を繰返すことにより初期関数からの関数更新を行い, 精度と適用性を有する関節操作推定関数を探索し確定する.

次の(1)から(5)の各ステップにより関節操作推定関数の探索法を構成する. 第8図参照.

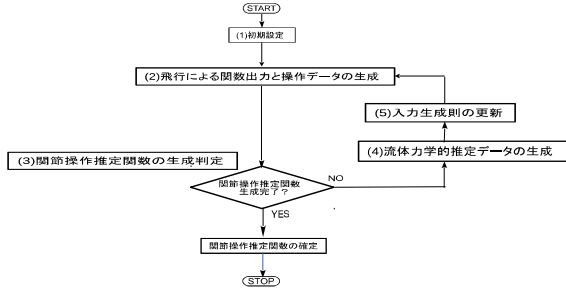
(1)初期設定

(2)飛行による関数出力と操作データの生成

(3)関節操作推定関数の生成判定

(4)流体力学的推定データの生成

(5)入力生成則の更新



第8図 関節操作推定関数探索法の流れ図

各ステップを次に示す. 実施する飛行を飛行番号 k により識別する.

(1) 初期設定

(1-1) 初期関数の定義

第1回目の飛行で使用する初期関数 A

$$D = F_1(T) = F_1^A(T^A) + F_1^N(T^N) \quad (6)$$

を定義する. 初期関数 A ではダクト, ノズルは操作せず翼部のみを操作する. また, P^f の影響は考慮しない.

(3-3), (4-3)式より, 初期関数 A を次式で表す.

$$\Delta\theta_{lc} = F_{lc,1}^{\theta A}(\vec{\Delta A}^t, P^f) + F_{lc,1}^{\theta N}(\vec{\Delta N}^t, P^f) \quad (7-1)$$

$$\Delta\phi_{ls} = F_{ls,1}^{\varphi A}(\vec{\Delta A}^t, P^f) + F_{ls,1}^{\varphi N}(\vec{\Delta N}^t, P^f) \quad (7-2)$$

そして, $F_{lc,1}^{\theta A}, F_{lc,1}^{\theta N}, F_{ls,1}^{\varphi A}, F_{ls,1}^{\varphi N}$ を関節毎に設定する.

(1-1-1) 頂点関節の決定

$F_{lc,1}^{\theta A}, F_{ls,1}^{\varphi A}$ の設定に際して, 関節操作の起点となる頂点関節を選定し頂点関節の操作量を与え, 頂点関節の操作量に係数を付与して他の関節の操作量を与える.

第9図に示す通り, 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_4^h, Y_4^h は次式で表される.

$$X_4^h = X_3^h + \frac{r}{|\vec{\Delta A}^t|} \cdot \Delta A_X^t \quad (8-1)$$

$$Y_4^h = Y_3^h + \frac{r}{|\vec{\Delta A}^t|} \cdot \Delta A_Y^t \quad (8-2)$$

但し

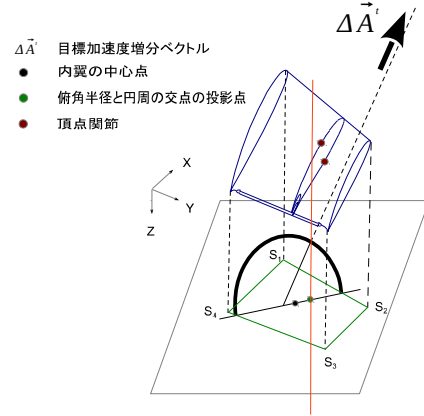
$$X_3^h = \frac{X_1^h + X_2^h}{2} \quad (8-3)$$

$$Y_3^h = \frac{Y_1^h + Y_2^h}{2} \quad (8-4)$$

$$r = \frac{1}{2} \cdot \sqrt{(X_1^h - X_2^h)^2 + (Y_1^h - Y_2^h)^2} \quad (8-5)$$

但し $(X_1^h, Y_1^h), (X_2^h, Y_2^h)$ は方向線分の両端の座標である.

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.



第9図 頂点関節の決定法

(1-1-2) 縦関節の操作量推定

縦関節の通番 lc を属番系 (p, j, g) に変換し, 縦関節の操作量を次式で表す.

$$\Delta\theta_{(1,j,g)} = \Delta\theta_{(1,j,g)}^A + \Delta\theta_{(1,j,g)}^N \quad (9-1)$$

$$\Delta\theta_{(1,j,g)}^A = F_{(1,j,g),1}^{\theta A}(\vec{\Delta A}^t, P^f) \quad (9-2)$$

$$\Delta\theta_{(1,j,g)}^N = F_{(1,j,g),1}^{\theta N}(\vec{\Delta N}^t, P^f) \quad (9-3)$$

そして属番系 $(1, j, g)$ の範囲毎に

$$F_{(1,j,g),1}^{\theta A}, F_{(1,j,g),1}^{\theta N} \text{ を設定する.}$$

以後, G_1^w を次の通り用いる.

$$G_1^w = \begin{cases} G_{1,j} & (\text{縦断面機構A型}) \\ gb_{1,j} & (\text{縦断面機構B型}) \end{cases}$$

$F_{(1,j,g),1}^{\theta A}$ の設定

翼上下の各頂点関節の関節角

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

$$\lambda_\theta \equiv \frac{-1}{|\Delta A_Z^t|+1} + 1 \quad (10)$$

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。

$$\Delta\theta_{1,j_M}^{A,su} \equiv \frac{-\Delta A_Z^t}{|\Delta A_Z^t|} \cdot \lambda_\theta \cdot |\theta_{(1,j_M,g)}| \quad (g=g_{1,j_M}^{wus}) \quad (11-1)$$

(翼上側)

$$\Delta\theta_{1,j_M}^{A,sl} \equiv \frac{\Delta A_Z^t}{|\Delta A_Z^t|} \cdot \lambda_\theta \cdot |\theta_{(1,j_M,g)}| \quad (g=g_{1,j_M}^{wls}) \quad (11-2)$$

(翼下側)

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

$$\kappa_y = \begin{cases} \frac{j-1}{j_M-1} & (1 \leq j \leq j_M) \end{cases} \quad (12-1)$$

$$\frac{J_1-j}{J_1-j_M} \quad (j_M+1 \leq j \leq J_1) \quad (12-2)$$

を用いて次の通り与える。

$$\Delta\theta_{1,j}^{A,su} \equiv \kappa_y \cdot \frac{-\Delta A_Z^t}{|\Delta A_Z^t|} \cdot \lambda_\theta \cdot |\theta_{(1,j,g)}| \quad (g=g_{1,j}^{wus}) \quad (13-1)$$

(翼上側)

$$\Delta\theta_{1,j}^{A,sl} \equiv \kappa_y \cdot \frac{\Delta A_Z^t}{|\Delta A_Z^t|} \cdot \lambda_\theta \cdot |\theta_{(1,j,g)}| \quad (g=g_{1,j}^{wls}) \quad (13-2)$$

(翼下側)

そして、全ての機構 $j(1 \leq j \leq J_1)$ 毎に最大操作量を用いて $F_{(1,j,g),1}^{\theta A}$ を次の通り設定し、 g の範囲毎に関数名を割り当てる。

翼上側
($1 \leq g \leq g_{1,j}^{wus}$)

$$F_{(1,j,g),1}^{\theta A}(\vec{\Delta A}^t, \mathbf{P}^f) = \frac{g}{g_{1,j}^{wus}} \cdot \Delta\theta_{1,j}^{A,su} \equiv F_1^A \quad (14-1)$$

$$(g_{1,j}^{wus} + 1 \leq g \leq g_{1,j}^{wls} - 1)$$

$$F_{(1,j,g),1}^{\theta A}(\vec{\Delta A}^t, \mathbf{P}^f) = \frac{g_{1,j}^{wls} - g + 1}{g_{1,j}^{wls} - 1 - g_{1,j}^{wus}} \cdot \Delta\theta_{1,j}^{A,su} \equiv F_2^A \quad (14-2)$$

翼下側

$$(g_{1,j}^{wls} \leq g \leq g_{1,j}^{wls})$$

$$F_{(1,j,g),1}^{\theta A}(\vec{\Delta A}^t, \mathbf{P}^f) = \frac{g - g_{1,j}^{wls} + 1}{g_{1,j}^{wls} - 1 - g_{1,j}^{wls}} \cdot \Delta\theta_{1,j}^{A,sl} \equiv F_3^A \quad (14-3)$$

$$(g_{1,j}^{wls} + 1 \leq g \leq G_1^w)$$

$$F_{(1,j,g),1}^{\theta A}(\vec{\Delta A}^t, \mathbf{P}^f) = \frac{G_1^w - g + 1}{G_1^w - g_{1,j}^{wls}} \cdot \Delta\theta_{1,j}^{A,sl} \equiv F_4^A \quad (14-4)$$

$F_{(1,j,g),1}^{\theta N}$ の決定

$\Delta\theta_{(1,j,g)}^N$ は ローリングモーメント操作量

$\Delta\theta_{(1,j,g)}^{NR}$, ピッチングモーメント操作量

$\Delta\theta_{(1,j,g)}^{NP}$, ヨーイングモーメント操作量

$\Delta\theta_{(1,j,g)}^{NY}$ の重ね合せで次の通り与える。

$$\Delta\theta_{(1,j,g)}^N = \Delta\theta_{(1,j,g)}^{NR} + \Delta\theta_{(1,j,g)}^{NP} + \Delta\theta_{(1,j,g)}^{NY} \quad (15-1)$$

$$\Delta\theta_{(1,j,g)}^{NR} = F_{(1,j,g),1}^{\theta NR}(\Delta N_X^t, \mathbf{P}^f) \quad (15-2)$$

$$\Delta\theta_{(1,j,g)}^{NP} = F_{(1,j,g),1}^{\theta NP}(\Delta N_Y^t, \mathbf{P}^f) \quad (15-3)$$

$$\Delta\theta_{(1,j,g)}^{NY} = F_{(1,j,g),1}^{\theta NY}(\Delta N_Z^t, \mathbf{P}^f) \quad (15-4)$$

これより

$$\begin{aligned} \Delta\theta_{(1,j,g)}^N &= F_{(1,j,g),1}^{\theta N}(\vec{\Delta N}^t, \mathbf{P}^f) \\ &= F_{(1,j,g),1}^{\theta NR}(\Delta N_X^t, \mathbf{P}^f) + F_{(1,j,g),1}^{\theta NP}(\Delta N_Y^t, \mathbf{P}^f) \\ &\quad + F_{(1,j,g),1}^{\theta NY}(\Delta N_Z^t, \mathbf{P}^f) \end{aligned} \quad (15-5)$$

そして属番系 $(1,j,g)$ の範囲毎に

$F_{(1,j,g),1}^{\theta NR}$, $F_{(1,j,g),1}^{\theta NP}$, $F_{(1,j,g),1}^{\theta NY}$ を設定し、

$F_{(1,j,g),1}^{\theta N}$ を設定する。

$F_{(1,j,g),1}^{\theta NR}$ の設定

$$\eta_X \equiv -\frac{1}{|\Delta N_X^t|+1} + 1 \quad (16)$$

を用いる。

$$1 \leq j \leq j_R$$

翼上側

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

$$F_{(1,j,g),1}^{\theta NR}(\Delta N_X^t, \mathbf{P}^f) = \frac{\Delta N_X^t}{|\Delta N_X^t|} \cdot \eta_X \cdot |\theta_{(1,j,g)}| \equiv F_1^N \quad (17-1)$$

翼下側

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

$$F_{(1,j,g),1}^{\theta NR}(\Delta N_X^t, \mathbf{P}^f) = \frac{-\Delta N_X^t}{|\Delta N_X^t|} \cdot \eta_X \cdot |\theta_{(1,j,g)}| \equiv F_2^N \quad (17-2)$$

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

翼上側

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

$$F_{(1,j,g),1}^{\theta NR}(\Delta N_X^t, \mathbf{P}^f) = 0 \quad (17-3)$$

翼下側

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

$$F_{(1,j,g),1}^{\theta NR}(\Delta N_X^t, \mathbf{P}^f) = 0 \quad (17-4)$$

$$j_T \leq j \leq J_1$$

翼上側

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

$$F_{(1,j,g),1}^{\theta NR}(\Delta N_X^t, \mathbf{P}^f) = \frac{-\Delta N_X^t}{|\Delta N_X^t|} \cdot \eta_X \cdot |\theta_{(1,j,g)}| \equiv F_3^N \quad (17-5)$$

翼下側

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

$$F_{(1,j,g),1}^{\theta NR}(\Delta N_X^t, \mathbf{P}^f) = \frac{\Delta N_X^t}{|\Delta N_X^t|} \cdot \eta_X \cdot |\theta_{(1,j,g)}| \equiv F_4^N \quad (17-6)$$

$$F_{(1,j,g),1}^{\theta NP} \quad \text{の設定}$$

$$\eta_Y \equiv \frac{-1}{|\Delta N_Y^t| + 1} + 1 \quad (18)$$

を用いる.

$$1 \leq j \leq J_1$$

翼上側

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

$$F_{(1,j,g),1}^{\theta NP}(\Delta N_Y^t, \mathbf{P}^f) = \frac{-\Delta N_Y^t}{|\Delta N_Y^t|} \cdot \eta_Y \cdot |\theta_{(1,j,g),1}| \equiv F_5^N \quad (19-1)$$

翼下側

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

$$F_{(1,j,g),1}^{\theta NP}(\Delta N_Y^t, \mathbf{P}^f) = \frac{\Delta N_Y^t}{|\Delta N_Y^t|} \cdot \eta_Y \cdot |\theta_{(1,j,g),1}| \equiv F_6^N \quad (19-2)$$

$$F_{(1,j,g),1}^{\theta NY} \quad \text{の設定}$$

$$\eta_Z \equiv \frac{-1}{|\Delta N_Z^t| + 1} + 1 \quad (20)$$

を用いて

$$1 \leq j \leq j_R$$

翼上側

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

$$F_{(1,j,g),1}^{\theta NY}(\Delta N_Z^t, \mathbf{P}^f) = \frac{-\Delta N_Z^t}{|\Delta N_Z^t|} \cdot \eta_Z \cdot |\theta_{(1,j,g),1}| \equiv F_7^N \quad (21-1)$$

翼下側

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

$$F_{(1,j,g),1}^{\theta NY}(\Delta N_Z^t, \mathbf{P}^f) = \frac{-\Delta N_Z^t}{|\Delta N_Z^t|} \cdot \eta_Z \cdot |\theta_{(1,j,g),1}| \equiv F_7^N \quad (21-2)$$

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

翼上側

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

$$F_{(1,j,g),1}^{\theta NY}(\Delta N_Z^t, \mathbf{P}^f) = 0 \quad (21-3)$$

翼下側

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

$$F_{(1,j,g),1}^{\theta NY}(\Delta N_Z^t, \mathbf{P}^f) = 0 \quad (21-4)$$

$$j_T \leq j \leq J_1$$

翼上側

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

$$F_{(1,j,g),1}^{\theta NY}(\Delta N_Z^t, \mathbf{P}^f) = \frac{\Delta N_Z^t}{|\Delta N_Z^t|} \cdot \eta_Z \cdot |\theta_{(1,j,g),1}| \equiv F_8^N \quad (21-5)$$

翼下側

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

$$F_{(1,j,g),1}^{\theta NY}(\Delta N_Z^t, \mathbf{P}^f) = \frac{\Delta N_Z^t}{|\Delta N_Z^t|} \cdot \eta_Z \cdot |\theta_{(1,j,g),1}| \equiv F_8^N \quad (21-6)$$

(1-1-3) 横関節の操作量推定

横関節の通番 Is を属番系 (p, n, h) に変換し、横関節の操作量を次式で表す。

$$\Delta\varphi_{(p, n, h)} = \Delta\varphi_{(p, n, h)}^A + \Delta\varphi_{(p, n, h)}^N \quad (22-1)$$

$$\Delta\varphi_{(p, n, h)}^A = F_{(p, n, h), 1}^{\varphi A}(\vec{\Delta A}^t, \mathbf{P}^f) \quad (22-2)$$

$$\Delta\varphi_{(p, n, h)}^N = F_{(p, n, h), 1}^{\varphi N}(\vec{\Delta N}^t, \mathbf{P}^f) \quad (22-3)$$

そして属番系 $(1, n, h)$ の範囲毎に

$$F_{(1, n, h), 1}^{\varphi A}, F_{(1, n, h), 1}^{\varphi N} \text{ を設定する。}$$

$F_{(1, n, h), 1}^{\varphi A}$ の設定

翼上下の各頂点関節の関節角

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

$$\lambda_\varphi = -\frac{1}{|\Delta A_Z^t| + 10} + 0.1 \quad (23)$$

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。

$$\Delta\varphi_{1, n_M}^{A, su} \equiv \frac{\Delta A_Z^t}{|\Delta A_Z^t|} \cdot \lambda_\varphi \cdot \varphi_{(1, n_M, h)}(h=h_{1, n_M}^{wus}) \quad (24-1)$$

(翼上側)

$$\Delta\varphi_{1, n_M}^{A, sl} \equiv \frac{-\Delta A_Z^t}{|\Delta A_Z^t|} \cdot \lambda_\varphi \cdot \varphi_{(1, n_M, h)}(h=h_{1, n_M}^{wls}) \quad (24-2)$$

(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,

$$\kappa_x = \begin{cases} \frac{n}{n_M} & (1 \leq n \leq n_M) \end{cases} \quad (24-3)$$

$$\frac{na_1 - n}{na_1 - n_M} \quad (n_M + 1 \leq n \leq na_1) \quad (24-4)$$

を用いて次の通り与える。

$$\Delta\varphi_{1, n}^{A, su} \equiv \kappa_x \cdot \frac{\Delta A_Z^t}{|\Delta A_Z^t|} \cdot \lambda_\varphi \cdot \varphi_{(1, n, h)}(h=h_{1, n}^{wus}) \quad (25-1)$$

(翼上側)

$$\Delta\varphi_{1, n}^{A, sl} \equiv \kappa_x \cdot \frac{-\Delta A_Z^t}{|\Delta A_Z^t|} \cdot \lambda_\varphi \cdot \varphi_{(1, n, h)}(h=h_{1, n}^{wls}) \quad (25-2)$$

(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

$F_{(1, n, h), 1}^{\varphi A}$ を次の通り設定する。

翼上側

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

$$F_{(1, n, h), 1}^{\varphi A}(\vec{\Delta A}^t, \mathbf{P}^f) = \frac{h}{h_{1, n}^{wus}} \cdot \Delta\varphi_{1, n}^{A, su} \equiv F_5^A \quad (26-1)$$

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

$$F_{(1, n, h), 1}^{\varphi A}(\vec{\Delta A}^t, \mathbf{P}^f) = \frac{2(J_1 - 1) - h}{2(J_1 - 1) - h_{1, n}^{wus}} \cdot \Delta\varphi_{1, n}^{A, su} \equiv F_6^A \quad (26-2)$$

翼下側

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

$$F_{(1, n, h), 1}^{\varphi A}(\vec{\Delta A}^t, \mathbf{P}^f) = \frac{h - (2J_1 - 1)}{h_{1, n}^{wls} - 1 - (2J_1 - 1) + 1} \cdot \Delta\varphi_{1, n}^{A, sl} \equiv F_7^A \quad (26-3)$$

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

$$F_{(1, n, h), 1}^{\varphi A}(\vec{\Delta A}^t, \mathbf{P}^f) = \frac{4(J_1 - 1) - h}{4(J_1 - 1) - h_{1, n}^{wls}} \cdot \Delta\varphi_{1, n}^{A, sl} \equiv F_8^A \quad (26-4)$$

$F_{(1, n, h), 1}^{\varphi N}$ の設定

全ての横断面機構 A 型 $n(1 \leq n \leq na_1)$ の全

ての横関節 $(1 \leq h \leq 4(J_1 - 1))$ に対し

$$F_{(1, n, h), 1}^{\varphi N}(\vec{\Delta N}^t, \mathbf{P}^f) = 0 \quad (27)$$

(1-2) 初期入力生成則の設定

第 1 飛行で探索する $\mathbf{P}^f$ の領域 : $\mathbf{P}^f$ 探索領域を設定する。

$\mathbf{P}^f$ 探索領域において初期関数への入力を逐次生成する初期入力生成則を定義する。

(1-3) 機体への設定

機体搭載コンピュータに(1-1)で得られた初期関数 A

$$\mathbf{D} = \mathbf{F}_1(\mathbf{T}) = \mathbf{F}_1^A(\mathbf{T}^A) + \mathbf{F}_1^N(\mathbf{T}^N) \quad (28)$$

初期入力生成則をインストールする。

飛行番号 $k=1$ を指定して。

「(2)飛行による関数出力と操作データの生成」に進む。

(2)飛行による関数出力と操作データの生成

$\mathbf{D}$ の関節操作により測定される測定加速度増分ベクトル $\Delta \vec{A}^m$, 測定モーメント増分ベクトル $\Delta \vec{N}^m$ の $\Delta \vec{A}^t$, $\Delta \vec{N}^t$ に対する許容誤差を

$$|\Delta \vec{A}^m - \Delta \vec{A}^t| < \varepsilon_A \quad (29-1)$$

$$|\Delta \vec{N}^m - \Delta \vec{N}^t| < \varepsilon_N \quad (29-2)$$

により与える.そして加速度増分誤差指数 $\mathbf{E}^A$, モーメント増分誤差指数 $\mathbf{E}^N$ を次の通り表す.

$$\mathbf{E}^A = \frac{|\Delta \vec{A}^m - \Delta \vec{A}^t|}{\varepsilon_A} \quad (30-1)$$

$$\mathbf{E}^N = \frac{|\Delta \vec{N}^m - \Delta \vec{N}^t|}{\varepsilon_N} \quad (30-2)$$

そして飛行変数 $\mathbf{P}^f$ における入出力 $\mathbf{T}$, $\mathbf{D}$ と $\mathbf{D}$ による関節操作により定まる操作データを次の通り定義する.

$$\mathbf{O} \equiv \begin{bmatrix} \Delta \vec{A}^m & \Delta \vec{N}^m & \mathbf{D}^A & \mathbf{D}^N & \Delta \vec{A}^t & \Delta \vec{N}^t \\ \mathbf{P}^f & & \mathbf{E}^A & \mathbf{E}^N & & \end{bmatrix} \quad (31)$$

そして次の通り(1)関数出力の生成, (2)関節操作と操作データの生成を行う.

(1) 関数出力の生成

第 k 飛行を実施して入力値群

$[\mathbf{T}]_k^q = ([\Delta \vec{A}^t]_k^q, [\Delta \vec{N}^t]_k^q, [\mathbf{P}^f]_k^q)$ を逐次 ($1 \leq q \leq Q_k$) 入力し $[\mathbf{T}]_k^q$ に対する関数出力を次の通り生成する.

$k=1$ の場合

$q=1$ の場合

関数出力を初期関数により

$$[\mathbf{D}]_k^q = \mathbf{F}_1([\mathbf{T}]_k^q) \equiv \mathbf{F}_k([\mathbf{T}]_k^q) \quad (32)$$

で与える.

$q \geq 2$ の場合

$[\mathbf{P}^f]_1^q$ を含む局所領域 $[\mathbf{R}^f]_1^q$ を設定する. 現行の第1飛行で得られた既成の操作データ $[\mathbf{O}]_1^{q'}$ ($1 \leq q' \leq q-1$) を走査する.

そして $[\mathbf{P}^f]_1^{q'}$ が $[\mathbf{R}^f]_1^q$ に属し,

$$|\Delta \vec{A}^m]_1^{q'} - [\Delta \vec{A}^t]_1^q| < \delta_A$$

$$|\Delta \vec{N}^m]_1^{q'} - [\Delta \vec{N}^t]_1^q| < \delta_N$$

を満たす $[\mathbf{O}]_1^{q'}$ を探索し, $[\mathbf{O}_E]_1^q(\hat{o})(\hat{o}=1, \dots, \hat{O}_1^q)$ と表す.

$\hat{O}_1^q=0$ の場合

関数出力を初期関数により

$$[\mathbf{D}]_1^q = \mathbf{F}_1([\mathbf{T}]_1^q) \equiv \mathbf{F}_1([\mathbf{T}]_1^q) \quad (33)$$

で与える.

$\hat{O}_1^q \neq 0$ の場合

$[\mathbf{O}_E]_1^q(\hat{o})$ の構成要素である $[\mathbf{D}_{O_E}]_1^q(\hat{o})$

の平均により関数出力を

$$[\mathbf{D}]_1^q = \frac{\sum [\mathbf{D}_{O_E}]_1^q(\hat{o})}{\hat{O}_1^q} \equiv \mathbf{F}_1([\mathbf{T}]_1^q) \quad (34)$$

で与える.

$k \geq 2$ の場合

$[\mathbf{P}^f]_k^q$ を含む局所領域 $[\mathbf{R}^f]_k^q$ を設定する.

「(4)流体力学的推定データの生成」で得られた第 $k-1$ 飛行完了後の流体力学的推定データ群

$[\mathbf{U}]_{k'}^q (1 \leq u \leq U_{k'}^q, 1 \leq q \leq \hat{Q}_{k'-1}, 2 \leq k' \leq k)$ を走査して $[\mathbf{P}^f]_{k'}^{u'}$ が $[\mathbf{R}^f]_k^q$ に属し, $[\mathbf{P}^f]_k^q$ の構成要素である $[\vec{A}]_k^q$, $[\vec{N}]_k^q$ の変更目標

$$[\vec{A}^t]_k^q = [\Delta \vec{A}^t]_k^q + [\vec{A}]_k^q \quad (35-1)$$

$$[\vec{N}^t]_k^q = [\Delta \vec{N}^t]_k^q + [\vec{N}]_k^q \quad (35-2)$$

に対し

$$|[\vec{A}^t]_{k'}^{u'} - [\vec{A}^t]_k^q| < \delta_A^u \quad (35-3)$$

$$|[\vec{N}^t]_{k'}^{u'} - [\vec{N}^t]_k^q| < \delta_N^u \quad (35-4)$$

を満たす $[\mathbf{U}]_{k'}^q$ を探索し

$$[\mathbf{U}_E]_k^q(\hat{u})(\hat{u}=1, 2, \dots, \hat{U}_k^q) \text{ と表す.}$$

次に, 既成の操作データ $[\mathbf{O}]_{k'}^{q'}$ ($1 \leq k' \leq k-1$, $1 \leq q' \leq Q_{k'}$) を走査する.

$q \geq 2$ の場合, 更に現行の第 k 飛行で得られた操作データ $[\mathbf{O}]_{k'}^{q'}$ ($k'=k$, $1 \leq q' \leq q-1$) を走査して

$[\mathbf{P}^f]_{k'}^{q'}$ が $[\mathbf{R}^f]_k^q$ に属し,

$$|\Delta \vec{A}^m]_{k'}^{q'} - [\Delta \vec{A}^t]_k^q| < \delta_A \quad (36-1)$$

$$|\Delta \vec{N}^m]_{k'}^{q'} - [\Delta \vec{N}^t]_k^q| < \delta_N \quad (36-2)$$

を満たす $[\mathbf{O}]_{k'}^{q'}$ を探索し

$$[\mathbf{O}_E]_k^q(\hat{o})(\hat{o}=1, \dots, \hat{O}_k^q) \text{ と表す.}$$

$\hat{U}_k^q \neq 0$, $\hat{O}_k^q=0$ の場合

$[\mathbf{U}_E]_k^q(\hat{u})$ の $[\mathbf{P}_E^f]_k^q(\hat{u})$ の構成要素である関節角ベクトル $[\mathbf{C}_{U_E}]_k^q(\hat{u})$ と $[\mathbf{P}^f]_k^q$ の構成要素である関節角ベクトル $[\mathbf{C}]_k^q$ との差

$$[\mathbf{D}_{U_E}]_k^q(\hat{u}) = [\mathbf{C}_{U_E}]_k^q(\hat{u}) - [\mathbf{C}]_k^q$$

の平均により関数出力を

$$[\mathbf{D}]_k^q = \frac{\sum [\mathbf{D}_{U_E}]_k^q(\hat{u})}{\hat{U}_k^q} \equiv \mathbf{F}_k([\mathbf{T}]_k^q) \quad (37)$$

で与える.

$\hat{U}_k^q=0$, $\hat{O}_k^q \neq 0$ の場合

$[\mathbf{O}_E]_k^q(\hat{o})$ の構成要素である $[\mathbf{D}_{O_E}]_k^q(\hat{o})$ の平均により関数出力を

$$[\mathbf{D}]_k^q = \frac{\sum [\mathbf{D}_{o_e}]_k^q(\hat{o})}{\hat{O}_k^q} \equiv \mathbf{F}_k([\mathbf{T}]_k^q) \quad (38)$$

で与える.

$\hat{U}_k^q \neq 0$, $\hat{O}_k^q \neq 0$ の場合

$[\mathbf{D}_{u_e}]_k^q(\hat{u})$ と $[\mathbf{D}_{o_e}]_k^q(\hat{o})$ の総平均により

$$[\mathbf{D}]_k^q = \frac{\sum [\mathbf{D}_{u_e}]_k^q(\hat{u}) + \sum [\mathbf{D}_{o_e}]_k^q(\hat{o})}{\hat{U}_k^q + \hat{O}_k^q} \equiv \mathbf{F}_k([\mathbf{T}]_k^q) \quad (39)$$

で与える.

$\hat{U}_k^q = 0$, $\hat{N}_k^q = 0$ の場合

関数出力を初期関数により

$$[\mathbf{D}]_k^q = \mathbf{F}_1([\mathbf{T}]_k^q) \equiv \mathbf{F}_k([\mathbf{T}]_k^q) \quad (40)$$

で与える.

(2) 関節操作と操作データの生成

関数出力 $[\mathbf{D}]_k^q$ による関節操作を行い測定ベクトル $[\Delta \vec{A}]_k^q$, $[\Delta \vec{N}]_k^q$ を得る.更に加速度増分誤差指数

$$[\mathbf{E}^A]_k^q = \frac{|\Delta \vec{A}]_k^q - [\Delta \vec{A}^i]_k^q|}{\varepsilon_A} \quad (41-1)$$

モーメント増分誤差指数

$$[\mathbf{E}^N]_k^q = \frac{|\Delta \vec{N}]_k^q - [\Delta \vec{N}^i]_k^q|}{\varepsilon_N} \quad (41-2)$$

を求め, 操作データ

$$[\mathbf{O}]_k^q = \begin{bmatrix} [\Delta \vec{A}]_k^q & [\Delta \vec{N}]_k^q & [\mathbf{D}]_k^q & [\Delta \vec{A}^i]_k^q & [\Delta \vec{N}^i]_k^q \\ [\mathbf{P}^f]_k^q & & [\mathbf{E}^A]_k^q & [\mathbf{E}^N]_k^q & \end{bmatrix} \quad (42)$$

を確定する.

全ての入力値群 $[\mathbf{T}]_k^q = ([\Delta \vec{A}^i]_k^q, [\Delta \vec{N}^i]_k^q, [\mathbf{P}^f]_k^q)$ ($1 \leq q \leq Q_k$) について操作データを確定し

「(3) 関節操作推定関数の生成判定」へ進む.

(3) 関節操作推定関数の生成判定

・ 操作データの中に

$$[\mathbf{E}^A]_k^{q'} > 1 (1 \leq k' \leq k, 1 \leq q' \leq Q_{k'}) \quad (43-1)$$

又は

$$[\mathbf{E}^N]_k^{q'} > 1 (1 \leq k' \leq k, 1 \leq q' \leq Q_{k'}) \quad (43-2)$$

のもの (アウトデータ) がある場合

「(4) 流体力学的推定データの生成」に進む.

・ $\mathbf{P}^f$ 未探索の領域があり, 精度と適用性を満たす目標 $\mathbf{P}^f$ 領域が形成できていない場合 k に+1を加算する.

「(5) 入力生成則の更新」に進む.

・ 全ての操作データで

$$[\mathbf{E}^A]_k^{q'} \leq 1 (1 \leq k' \leq k, 1 \leq q' \leq Q_{k'}) \quad (44-1)$$

$$[\mathbf{E}^N]_k^{q'} \leq 1 (1 \leq k' \leq k, 1 \leq q' \leq Q_{k'}) \quad (44-2)$$

であり, 精度と適用性を満たす(任意の操作データがアウトデータにならないと判断できる)目標 $\mathbf{P}^f$ 領域が形成できた場合, 第 k 飛行完了時の操作データ, 流体力学的推定データと関数出力法により定まる第 k 飛行の関節操作推定関数

$$\mathbf{D} = \mathbf{F}_k(\mathbf{T}) \quad (45)$$

を EW-2 の形態設定に適用する関節操作推定関数

$$\mathbf{F}(\mathbf{T}) \quad (46)$$

として確定して終了する.

(4) 流体力学的推定データの生成

各 $[\mathbf{P}^f]_k^u$ 毎に $[\mathbf{P}^f]_k^u$ の構成要素である関節角ベクトル

$$[\mathbf{C}_U]_k^u = \begin{bmatrix} [\theta_{1k}]_k^u \\ \vdots \\ [\theta_{Ic}]_k^u \\ \vdots \\ [\theta_{Ic1}]_k^u \\ [\varphi_{1k}]_k^u \\ \vdots \\ [\varphi_{Is}]_k^u \\ \vdots \\ [\varphi_{Is1}]_k^u \end{bmatrix} \quad (47)$$

により定まる内翼の形状に対して計算もしくは実験により推定される圧力分布から決まる加速度ベクトル $[\vec{A}_U]_k^u$, モーメントベクトル

$[\vec{N}_U]_k^u$ により流体力学的推定データを次の通り定義する.

$$[\mathbf{U}]_k^u = ([\vec{A}_U]_k^u, [\vec{N}_U]_k^u, [\mathbf{P}^f]_k^u) \quad (48)$$

ここで, $[\theta_{Ic}]_k^u$, $[\varphi_{Is}]_k^u$ を属番系を使用して次の通り表す.

$$[\theta_{Ic}]_k^u = [\theta_{1j,g}]_k^u \quad (49-1)$$

$$[\varphi_{Is}]_k^u = [\varphi_{1n,h}]_k^u \quad (49-2)$$

第 $k-I$ 飛行後の「(3) 関節操作推定関数の生成判定」でアウトデータと判定された操作データ毎に第 k 飛行で使用する流体力学的推定データ

$[\mathbf{U}]_k^u = ([\vec{A}_U]_k^u, [\vec{N}_U]_k^u, [\mathbf{P}^f]_k^u)$ を次の通り生成

する.

入力値群

$[T]_{k-1}^{\hat{q}} = ([\vec{A}A]_{k-1}^{\hat{q}}, [\vec{A}N]_{k-1}^{\hat{q}}, [P^f]_{k-1}^{\hat{q}}) (1 \leq \hat{q} \leq \hat{Q}_{k-1})$
の各近傍領域 $[R^T]_{k-1}^{\hat{q}} (1 \leq \hat{q} \leq \hat{Q}_{k-1})$ 内に飛行変数群 $[P^f]_k^u (1 \leq u \leq U_k^{\hat{q}})$ を設定し, 各

$[P^f]_k^u (1 \leq u \leq U_k^{\hat{q}})$ 毎に

$[U]_k^u = ([\vec{A}A]_k^u, [\vec{A}N]_k^u, [P^f]_k^u)$ を生成する.

そして, 「(2)飛行による関数出力と操作データの生成」において第 k 飛行に適用する流体力学的推定データ群を

$[U]_{k'}^u (1 \leq u \leq U_{k'}^{\hat{q}}, 1 \leq \hat{q} \leq \hat{Q}_{k'-1}, 2 \leq k' \leq k)$

と確定し, 機載コンピュータにインストールする.

k に +1 を加算する.

「(5)入力生成則の更新」に進む.

(5) 入力生成則の更新

第 k 飛行で探索する P^f の領域 : P^f 探索領域を設定する.

P^f 探索領域において第 k 飛行で用いる関節操作推定関数への入力を逐次生成する入力生成則を定義する.

機載コンピュータにインストールする.

「(2)飛行による関数出力と操作データの生成」に進む.

6. 結論

関節操作推定関数の出力法を変更し, 流体力学的推定データと操作データを一度に走査して出力 D を計算することにより出力の効率化を図った.

また, 飛行により生じた操作データのアウトデータ毎に流体力学的推定データの拡充を行うステップを設けた.

7. 今後の課題

- 流体力学的推定データ生成法を具体化する.
- 初期関数に P^f の影響を考慮する.
- 入力生成則の具体化
- 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, 初期関数の関節角計算式のパラメータの探索法を研究する.
- 関節操作推定関数確定後の流体力学的推定データ, 操作データ参照への依存度低減による出力の高速化