

2D13 エンジン翼を備える無人機に搭載し関節格子機構の形態過程を探索するために用いる初期操作則の開拓

衣川 撰哉

Development of starting operation rule installed on unmanned vehicle with engine-wing, for the research of form process of jointed lattice structure

Setsuya Kinugawa

Key Words: Wing, Structure, Operation

Abstract

To develop the starting operation rule by simulation of measured acceleration characteristic on the computer, the joints needed to be systematically arranged and the wide range of input setting, trying operation, measured acceleration simulation is executed on the computer to progress clarifying the starting operation rule and the characteristic. Then, the wing system form is set, on which the jointed lattice structure is arranged.

1.序

エンジン翼は、関節格子機構により形態の自由度を高め、ガスタービンの吸排気の下で空力による加速度の任意性を高めることを目指すものであり、形態過程の解明が重要である。

エンジン翼を搭載した無人機の飛行により、翼体系の関節格子機構の関節操作とフラップの操作角の変更により形態変形を行い加速度ベクトルを制御する。

目標諸元と状態諸元からなる入力変数群の入力に対し関節操作角を出力する関節操作推定関数と、空力弾性現象下で弾性限界を超えない関節角遷移により関節操作角を実現する遷移則とにより操作則を構成する。そして、操作則により操作過程を生成する。

更に、無人機に初期操作則を搭載し、飛行による形態過程探索を通して得られたデータにより飛行中又は地上で初期操作則を補正し入力変数群の適用領域の広範囲化と操作精度の向上を図り、最終的な操作則を得る。

このため、飛行に先立ち、補正依存度の低い初期操作則を見出すことが重要であり、初期操作則を計算機上で探索する方法を開拓するため、入力変数ベクトル群、試行操作則、測定模擬則を規定するIOM計算則にエンジン翼の関節配置を体系的に与えて対応付ける。

2.基準形態と関節配置の設定

様々な基準形状と関節配置(第4図参照)の組合せを体系的に与え調査を容易化するため、最初の基準形態の翼断面を対称翼型とし、内翼、外翼、各フラップの関節の通し番号に関節座標を対応付ける。

縦関節の関節座標を縦関節の通し番号 ic 毎に与える。通し番号 ic は、各縦断面機構において内翼本体上面、下面、内翼ダクト下面、上面、内翼ノズル

上面、下面の順に走査し、各縦断面機構を翼根側から翼端側の順に走査する。

横関節の関節座標を横関節の通し番号 is 毎に与える。通し番号 is は、内翼本体の各横断面機構について上面、下面の順に走査し、各横断面機構を前縁側から後縁側に走査する。次に内翼ダクトの各横断面機構について上面、下面の順に走査し、各横断面機構を前縁側から後縁側へ走査する。そして、内翼ノズルの各横断面機構について上面、下面の順に走査し、各横断面機構を前縁側から後縁側へ走査する。

エンジン翼 EW-A の基準形態設定要件は次の通りである。

- 内翼本体、外翼本体、フラップの各後縁後退角は0とする。
- フラップのヒンジラインは後縁に平行とする。
- フラップの平面形は矩形とする。
- フラップの翼型はスパン方向に同一とする。

2-1. 縦断面機構の基準形態を成す翼断面形状の設定

翼固定直交座標系 X-Z 平面における原型翼断面を相似変換することにより翼断面形状を生成する。

2-1-1. 原型翼断面

次の関数を用いる。

$$z > 0 \\ z_U = \sqrt{x}(-ax + 1) \quad (a > 0) \quad (1)$$

$$z < 0 \\ z_L = -\sqrt{x}(-ax + 1) = -z_U \quad (2)$$

翼弦長 $2b$ 後上端 z 座標 Δz_i とする。

(1) 式に $x=2b$ を代入して

$$\Delta z_t = \sqrt{2b}(-a2b+1) \quad (3)$$

これより

$$a = \left(1 - \frac{\Delta z_t}{\sqrt{2b}}\right) \cdot \frac{1}{2b} \quad (4)$$

$$= \frac{1}{2b} \cdot \left(1 - \frac{\Delta z_t}{\sqrt{2b}}\right) \quad (5)$$

$$\Delta z_t = k \cdot 2b \quad (6)$$

$$\frac{dz_U}{dx} = \frac{1}{2} x^{-\frac{1}{2}}(-ax+1) + \sqrt{x} \cdot (-a)$$

$$= \frac{1}{2\sqrt{x}}(-ax+1) - a\sqrt{x}$$

$$= -\frac{a}{2}\sqrt{x} + \frac{1}{2\sqrt{x}} - a\sqrt{x}$$

$$= -\frac{3a}{2}\sqrt{x} + \frac{1}{2\sqrt{x}} \quad (7-1)$$

$$\frac{dz_U}{dx} = 0 \text{ より}$$

$$-\frac{3a}{2}\sqrt{x} + \frac{1}{2\sqrt{x}} = 0$$

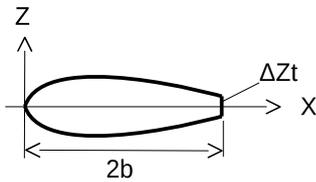
$$-3ax+1=0$$

$$x = \frac{1}{3a} \quad (7-2)$$

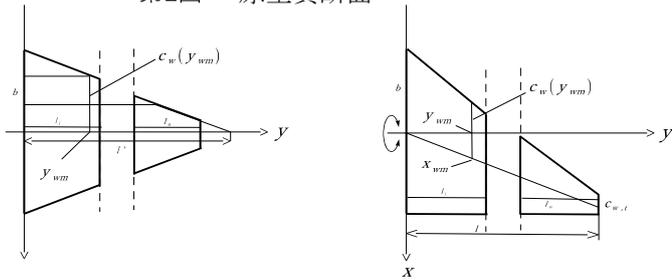
$$\therefore x = \frac{1}{3a} \text{ で } z_U = z_{U,max}$$

2-1-2.内翼, 外翼の翼断面形状

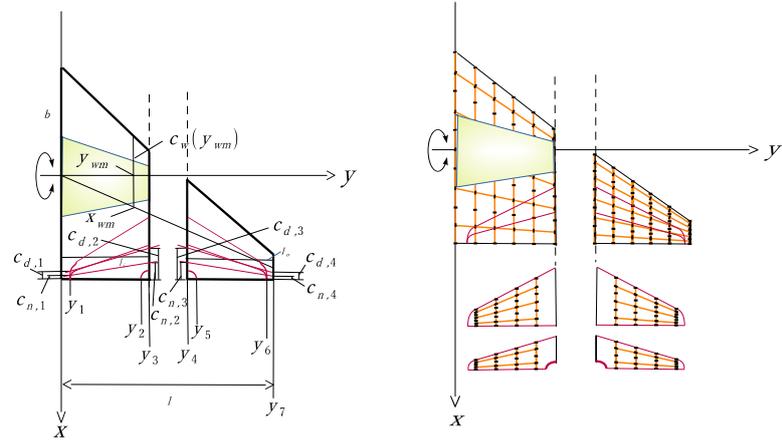
内翼翼根側のダクト, ノズルを有さない y 範囲 ($0 \leq y \leq y_1$) の翼断面 A 型, ダクト, ノズルを有する y 範囲 ($y_1 \leq y \leq y_2$) の翼断面 B 型, 内翼翼端側のダクト, ノズルを有さない y 範囲 ($y_2 \leq y \leq y_3$) の翼断面 A 型, 外翼翼根側のダクト, ノズルを有さない y 範囲 ($y_4 \leq y \leq y_5$) の翼断面 A 型, ダクト, ノズルを有する y 範囲 ($y_5 \leq y \leq y_6$) の翼断面 B 型, 外翼翼端側のダクト, ノズルを有さない y 範囲 ($y_6 \leq y \leq y_7$) の翼断面 A 型を原型翼断面の相似変換により生成する. 第 1, 2, 3 図参照.



第1図 原型翼断面



第2図 内外翼平面形設定



第3図 平面形諸元設定

第4図 関節格子配置例

内翼本体および外翼本体の翼弦中心座標と半弦長
翼弦中心座標 ($x_{wm,j}, y_{wm,j}, z_{wm,j}$)

$$y_{wm} \text{ を設定する } (0 \leq y_{wm} \leq y_3, y_4 \leq y_{wm} \leq y_7) \quad (8-1)$$

$$x_{wm} = y_{wm} \cdot \tan \Lambda \quad (8-2)$$

半弦長

$$c_w(y_{wm}) = b - \frac{b - c_{w,t}}{l} \cdot y_{wm} \quad (8-3)$$

(8-3) 式の導出

$$\frac{b}{l'} = \frac{c_w(y_{wm})}{l' - y_{wm}} \quad (1)$$

$$c_w(y_{wm}) = b \cdot \frac{l' - y_{wm}}{l'} \quad (2)$$

$$\frac{b}{l'} = \frac{c_{w,t}}{l' - l}$$

$$l' \cdot c_{w,t} = b \cdot (l' - l)$$

$$(c_{w,t} - b) \cdot l' = -b \cdot l$$

$$l' = \frac{bl}{b - c_{w,t}} \quad (2)$$

$$\text{②を①に用いて}$$

$$c_w(y_{wm}) = b \cdot \frac{b - c_{w,t}}{bl} \cdot \left(\frac{bl}{b - c_{w,t}} - y_{wm}\right)$$

$$= b - \frac{b - c_{w,t}}{l} \cdot y_{wm}$$

内翼ダクトの翼弦中心座標と半弦長

翼弦中心座標

翼弦中心の座標 (x_{dm}, y_{dm}, z_{dm})

$$y_{dm} \text{ を設定する } (y_1 \leq y_{dm} \leq y_3) \quad (9-1)$$

$$b - c_{d,1} - x_{dm} : c_{d,2} - b + x_{dm} \quad (9-2)$$

$$= y_{dm} - y_1 : y_3 - y_{dm}$$

$$(c_{d,2} - b + x_{dm}) \cdot (y_{dm} - y_1) = (b - c_{d,1} - x_{dm}) \cdot (y_3 - y_{dm})$$

$$(c_{d,2} - b) \cdot (y_{dm} - y_1) + x_{dm} \cdot (y_{dm} - y_1)$$

$$= (b - c_{d,1}) \cdot (y_3 - y_{dm}) - (y_3 - y_{dm}) \cdot x_{dm}$$

$$(y_3 - y_1) \cdot x_{dm} = (b - c_{d,2}) \cdot (y_{dm} - y_1) + (b - c_{d,1}) \cdot (y_3 - y_{dm})$$

$$= (c_{d,1} - c_{d,2}) \cdot y_{dm} - y_1 \cdot (b - c_{d,2}) + y_3 \cdot (b - c_{d,1})$$

$$x_{dm} = \frac{c_{d,1} - c_{d,2}}{y_3 - y_1} \cdot y_{dm} + b + \frac{(y_1 \cdot c_{d,2} - y_3 \cdot c_{d,1})}{y_3 - y_1} \quad (9-3)$$

$$z_{dm} = 0 \quad (9-4)$$

半弦長

$$c_d(y_{dm}) = b - x_{dm} \quad (9-5)$$

内翼ノズルの翼弦中心座標と半弦長
 翼弦中心の座標 (x_{nm}, y_{nm}, z_{nm})

$$y_{nm} \text{ を設定する } (y_1 \leq y_{nm} \leq y_3) \quad (10-1)$$

$$x_{nm} = \frac{c_{n,1} - c_{n,2}}{y_3 - y_1} \cdot y_{nm} + b + \frac{(y_1 \cdot c_{n,2} - y_3 \cdot c_{n,1})}{y_3 - y_1} \quad (10-2)$$

$$z_{nm} = 0 \quad (10-3)$$

半弦長

$$c_n(y_{nm}) = b - x_{nm} \quad (10-4)$$

外翼ダクトの翼弦中心座標と半弦長
 翼弦中心の座標 (x_{dm}, y_{dm}, z_{dm})

$$y_{dm} \text{ を設定する } (y_4 \leq y_{dm} \leq y_6) \quad (11-1)$$

$$x_{dm} - (b - c_{d,3}) : b - x_{dm} - c_{d,4} \quad (11-2)$$

$$\begin{aligned} &= y_{dm} - y_4 : y_6 - y_{dm} \\ &(c_{d,3} - b + x_{dm}) \cdot (y_6 - y_{dm}) = (b - c_{d,4} - x_{dm}) \cdot (y_{dm} - y_4) \\ &(c_{d,3} - b) \cdot (y_6 - y_{dm}) + x_{dm} \cdot (y_6 - y_{dm}) \\ &= (b - c_{d,4}) \cdot (y_{dm} - y_4) - (y_{dm} - y_4) \cdot x_{dm} \\ &(y_6 - y_4) \cdot x_{dm} = (b - c_{d,3}) \cdot (y_6 - y_{dm}) + (b - c_{d,4}) \cdot (y_{dm} - y_4) \\ &= (c_{d,3} - c_{d,4}) \cdot y_{dm} + (b - c_{d,3}) \cdot y_6 - (b - c_{d,4}) \cdot y_4 \\ &x_{dm} = \frac{c_{d,3} - c_{d,4}}{y_6 - y_4} \cdot y_{dm} + \frac{(b - c_{d,3}) \cdot y_6 - (b - c_{d,4}) \cdot y_4}{y_6 - y_4} \end{aligned} \quad (11-3)$$

$$z_{dm} = 0 \quad (9-4)$$

半弦長

$$c_d(y_{dm}) = b - x_{dm} \quad (11-4)$$

外翼ノズルの翼弦中心座標と半弦長
 翼弦中心の座標 (x_{nm}, y_{nm}, z_{nm})

$$y_{nm} \text{ を設定する } (y_4 \leq y_{nm} \leq y_6) \quad (12-1)$$

$$x_{nm} - (b - c_{n,3}) : b - x_{nm} - c_{n,4} \quad (12-2)$$

$$\begin{aligned} &= y_{nm} - y_4 : y_6 - y_{nm} \\ &(c_{n,3} - b + x_{nm}) \cdot (y_6 - y_{nm}) = (b - c_{n,4} - x_{nm}) \cdot (y_{nm} - y_4) \\ &(c_{n,3} - b) \cdot (y_6 - y_{nm}) + x_{nm} \cdot (y_6 - y_{nm}) \\ &= (b - c_{n,4}) \cdot (y_{nm} - y_4) - (y_{nm} - y_4) \cdot x_{nm} \\ &(y_6 - y_4) \cdot x_{nm} = (b - c_{n,3}) \cdot (y_6 - y_{nm}) + (b - c_{n,4}) \cdot (y_{nm} - y_4) \\ &= (c_{n,3} - c_{n,4}) \cdot y_{nm} + (b - c_{n,3}) \cdot y_6 - (b - c_{n,4}) \cdot y_4 \\ &x_{nm,j} = \frac{c_{n,3} - c_{n,4}}{y_6 - y_4} \cdot y_{nm} + \frac{(b - c_{n,3}) \cdot y_6 - (b - c_{n,4}) \cdot y_4}{y_6 - y_4} \end{aligned} \quad (12-2)$$

$$z_{nm} = 0 \quad (10-3)$$

半弦長

$$c_n(y_{nm,j}) = b - x_{nm,j} \quad (10-4)$$

内翼の翼断面

翼断面 A 型 ($0 \leq y \leq y_1$)

原型翼断面の Δz_i を与える

$$\Delta z_i = k \cdot 2b \quad (5)$$

式において $k=0$ を用い、内翼本体における翼断面を原型翼断面の相似変換による相似翼型で次の通り与える。

$0 \leq y \leq y_1$ における翼断面を翼弦中心座標 x_{wm} ,
 半弦長 $c_w(y)$ を用いて次の通り表す。

x 座標の範囲は次の通りである。

$$x_{wm} - c_w(y) \leq x \leq x_{wm} + c_w(y_{wm}) \quad (13-1)$$

$$z_U(x) = \frac{c_w(y)}{b} z_U(\mathbf{x}) \quad (13-2)$$

$$\mathbf{x} = b \cdot \frac{x - (x_{wm} - c_w(y))}{c_w(y)} \quad (13-3)$$

$$z_L(x) = -z_U(x) \quad (13-4)$$

翼断面 B 型 ($y_1 \leq y \leq y_2$)

原型翼断面の Δz_i を与える

$$\Delta z_i = k \cdot 2b \quad (5)$$

式において $k \neq 0$ を用い、内翼本体、内翼ダクト、内翼ノズルにおける翼断面を原型翼断面の相似変換による相似翼型で次の通り与える。

内翼本体における翼断面

$y_1 \leq y \leq y_2$ における翼断面を翼弦中心座標 x_{wm} ,
 半弦長 $c_w(y)$ を用いて次の通り表す。

x 座標の範囲は次の通りである。

$$x_{wm} - c_w(y) \leq x \leq x_{wm} + c_w(y) \quad (13-1)$$

$$z_U(x) = \frac{c_w(y)}{b} z_U(\mathbf{x}) \quad (13-2)$$

$$\mathbf{x} = b \cdot \frac{x - (x_{wm} - c_w(y))}{c_w(y)} \quad (13-3)$$

$$z_L(x) = -z_U(x) \quad (13-4)$$

内翼ダクトにおける翼断面

$y_1 \leq y \leq y_2$ における翼断面を翼弦中心座標 x_{dm} ,
 半弦長 $c_d(y)$ を用いて次の通り表す。

x 座標の範囲は次の通りである。

$$x_{dm} - c_d(y) \leq x \leq x_{dm} + c_d(y) \quad (15-1)$$

$$z_U(x) = r_d \cdot \frac{c_d(y)}{b} z_U(\mathbf{x}) \quad (15-2)$$

$$\mathbf{x} = b \cdot \frac{x - (x_{dm} - c_d(y))}{c_d(y)} \quad (15-3)$$

ダクト翼厚低減率

$$r_d = \begin{cases} 1 & (i=I) \\ 0.8 & (1 \leq i \leq I-1) \end{cases} \quad (15-4)$$

$$z_L(x) = -z_U(x) \quad (13-4)$$

内翼ノズルにおける翼断面

$y_1 \leq y \leq y_2$ における翼断面を翼弦中心座標 x_{nm} ,
 半弦長 $c_n(y)$ を用いて次の通り表す。

x 座標の範囲は次の通りである。

$$x_{nm} - c_n(y) \leq x \leq x_{nm} + c_n(y) \quad (16-1)$$

$$z_U(x) = r_n \cdot \frac{c_n(y)}{b} z_U(\mathbf{x}) \quad (16-2)$$

$$\mathbf{x} = b \cdot \frac{x - (x_{nm} - c_n(y))}{c_n(y)} \quad (16-3)$$

ノズル翼厚低減率

$$r_n = \begin{cases} 1 & (i=I) \\ 0.8 & (1 \leq i \leq I-1) \end{cases} \quad (16-4)$$

$$z_L(x) = -z_U(x) \quad (13-4)$$

翼断面 A 型 ($y_2 \leq y \leq y_3$)

原型翼断面の Δz_i を与える

$$\Delta z_i = k \cdot 2b \quad (5)$$

式において $k=0$ を用い、内翼本体における翼断面を原型翼断面の相似変換による相似翼型で次の通り与える。

$y_2 \leq y \leq y_3$ における翼断面を翼弦中心座標 x_{wm} , 半弦長 $c_w(y)$ を用いて次の通り表す。

x 座標の範囲は次の通りである。

$$x_{wm} - c_w(y) \leq x \leq x_{wm} + c_w(y) \quad (13-1)$$

$$z_U(x) = \frac{c_w(y)}{b} z_U(\mathbf{x}) \quad (13-2)$$

$$\mathbf{x} = b \cdot \frac{x - (x_{wm} - c_w(y))}{c_w(y)} \quad (13-3)$$

$$z_L(x) = -z_U(x) \quad (13-4)$$

外翼の翼断面

翼断面 A 型 ($y_4 \leq y \leq y_5$)

原型翼断面の Δz_i を与える

$$\Delta z_i = k \cdot 2b \quad (5)$$

式において $k=0$ を用い、外翼本体における翼断面を原型翼断面の相似変換による相似翼型で次の通り与える。

$y_4 \leq y \leq y_5$ における翼断面を翼弦中心座標 x_{wm} , 半弦長 $c_w(y)$ を用いて次の通り表す。

x 座標の範囲は次の通りである。

$$x_{wm} - c_w(y) \leq x \leq x_{wm} + c_w(y) \quad (13-1)$$

$$z_U(x) = \frac{c_w(y)}{b} z_U(\mathbf{x}) \quad (13-2)$$

$$\mathbf{x} = b \cdot \frac{x - (x_{wm} - c_w(y))}{c_w(y)} \quad (13-3)$$

$$z_L(x) = -z_U(x) \quad (13-4)$$

翼断面 B 型 ($y_5 \leq y \leq y_6$)

原型翼断面の Δz_i を与える

$$\Delta z_i = k \cdot 2b \quad (5)$$

式において $k \neq 0$ を用い、外翼本体、外翼ダクト、外翼ノズルにおける翼断面を原型翼断面の相似変換による相似翼型で次の通り与える。

外翼本体における翼断面

$y_5 \leq y \leq y_6$ における翼断面を翼弦中心座標 x_{wm} , 半弦長 $c_w(y)$ を用いて次の通り表す。

x 座標の範囲は次の通りである。

$$x_{wm} - c_w(y) \leq x \leq x_{wm} + c_w(y) \quad (13-1)$$

$$z_U(x) = \frac{c_w(y)}{b} z_U(\mathbf{x}) \quad (13-2)$$

$$\mathbf{x} = b \cdot \frac{x - (x_{wm} - c_w(y))}{c_w(y)} \quad (13-3)$$

$$z_L(x) = -z_U(x) \quad (13-4)$$

外翼ダクトにおける翼断面

$y_5 \leq y \leq y_6$ における翼断面を翼弦中心座標 x_{dm} , 半弦長 $c_d(y)$ を用いて次の通り表す。

x 座標の範囲は次の通り (14-1)

$$z_U(x) = r_d \cdot \frac{c_d(y)}{b} z_U(\mathbf{x}) \quad (14-2)$$

$$\mathbf{x} = b \cdot \frac{x - (x_{dm} - c_d(y))}{c_d(y)} \quad (14-3)$$

ダクト翼厚低減率

$$r_d = \begin{cases} 1 & (i=I) \\ 0.8 & (1 \leq i \leq I-1) \end{cases} \quad (14-4)$$

$$z_L(x) = -z_U(x) \quad (13-4)$$

外翼ノズルにおける翼断面

$y_5 \leq y \leq y_6$ における翼断面を翼弦中心座標 x_{nm} , 半弦長 $c_n(y)$ を用いて次の通り表す。

x 座標の範囲は次の通りである。

$$x_{nm} - c_n(y) \leq x \leq x_{nm} + c_n(y) \quad (15-1)$$

$$z_U(x) = r_n \cdot \frac{c_n(y)}{b} z_U(\mathbf{x}) \quad (15-2)$$

$$\mathbf{x} = b \cdot \frac{x - (x_{nm} - c_n(y))}{c_n(y)} \quad (15-3)$$

ノズル翼厚低減率

$$r_n = \begin{cases} 1 & (i=I) \\ 0.8 & (1 \leq i \leq I-1) \end{cases} \quad (15-4)$$

$$z_L(x) = -z_U(x) \quad (13-4)$$

翼断面 A 型 ($y_6 \leq y \leq y_7$)

原型翼断面の Δz_i を与える

$$\Delta z_i = k \cdot 2b \quad (5)$$

式において $k=0$ を用い、外翼本体における翼断面を原型翼断面の相似変換による相似翼型で次の通り与える。

$y_6 \leq y \leq y_7$ における翼断面を翼弦中心座標 x_{wm} , 半弦長 $c_w(y)$ を用いて次の通り表す。

x 座標の範囲は次の通りである。

$$x_{wm} - c_w(y) \leq x \leq x_{wm} + c_w(y) \quad (13-1)$$

$$z_U(x) = \frac{c_w(y)}{b} z_U(\mathbf{x}) \quad (13-2)$$

$$\mathbf{x} = b \cdot \frac{x - (x_{wm} - c_w(y))}{c_w(y)} \quad (13-3)$$

$$z_L(x) = -z_U(x) \quad (13-4)$$

3. 結論

IOM 計算則を適用する内翼および外翼の関節配置について、様々な関節配置を体系的に調査することを容易化するため最初の内翼、外翼の平面形、翼断面形状の設定を行った。

4. 今後の課題

内翼および外翼の縦断面機構および横断面機構の関節座標を定式化し、フラップの関節配置の具体化を行う。

更に内翼、外翼、フラップの系について関節配置の体系に対応付けた IOM 計算則の探究を行う。

参考文献

1) 衣川 撰哉 : エンジン翼の関節格子機構の関節配置に適用する IOM 計算則の研究, 第 60 回関西・中部支部合同秋期大会 講演原稿