

D10 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

衣川 摂哉

Research of IOM calculation rule adapted to the joint arrangement of engine wing
jointed lattice structure

Setsuya Kinugawa

Key Words: Wing, Structure, Operation

Abstract

Form research flight by unmanned vehicle is executed, which has the operation rule realizing joint operation of the jointed lattice structure for the engine-wing having parameters, and the operation rule with high accuracy target acceleration is to be established repeating renewal of the operation rule by acceleration measuring. Then the method is to be developed, for researching the starting operation rule by simulation of measured acceleration characteristic on the computer. The joints are 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.

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、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.内翼の設定

2-1-1.縦断面機構の基準形態を成す翼断面形状

内翼翼根部のダクト、ノズルを有さない y 範囲

($0 \leq y \leq y_E$) の翼断面 A 型、ダクト、ノズルを有す

る y 範囲 ($y_E \leq y \leq l$) の翼断面 B 型を原型翼断面の相似変換により生成する。図 1, 2, 3 参照。

原型翼断面

翼固定直交座標系 X-Z 平面において原型翼断

面を与える.

次の関数を用いる.

$$z > 0$$

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

$$z < 0$$

$$z_L = -\sqrt{x}(-a x + 1) = -z_U \quad (2)$$

翼弦長 $2b$ 後上端 z 座標 Δz_t とする.

(1) 式に $x = 2b$ を代入して

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

これより

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

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

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

とおいて

$$a = \frac{1}{2b} \cdot (1 - k \sqrt{2b}) \quad (6)$$

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

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

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

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

$$\frac{dz_U}{dx} = 0 \text{ より}$$

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

$$-3a x + 1 = 0$$

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

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

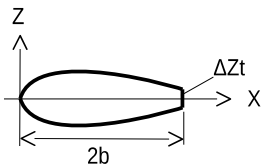


図1

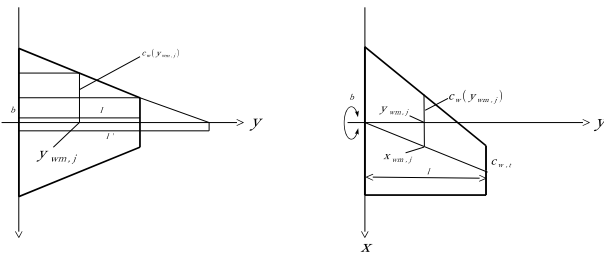


図2

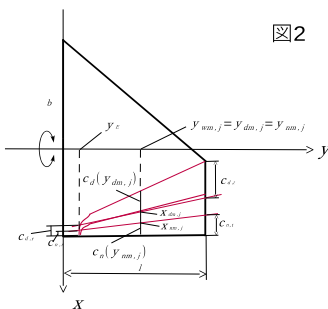


図3

翼断面 A 型

原型翼断面の Δz_t を与える

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

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.

翼弦中心座標

$$y_{wm,j} \text{ を設定する} \quad (0 \leq y_{wm,j} \leq y_E)$$

$$x_{wm,j} = y_{wm,j} \cdot \tan \Lambda \quad (8-1)$$

$$z_{wm,j} = 0 \quad (8-2)$$

半弦長

$$c_w(y_{wm,j}) = b - \frac{b-c}{l} \cdot y_{wm,j} \quad (8-3)$$

(8-3) 式の導出

$$\frac{b}{l'} = \frac{c_w(y_{wm,j})}{l' - y_{wm,j}}$$

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

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

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

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

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

②を①に用いて

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

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

翼弦中心座標 $x_{wm,j}$, $y_{wm,j}$, 半弦長 $c_w(y_{wm,j})$ を用いて $y_{wm,j}$ における翼断面を次の通り表す.

x 座標の範囲は次の通りである.

$$x_{wm,j} - c_w(y_{wm,j}) \leq x \leq x_{wm,j} + c_w(y_{wm,j})$$

$$y = y_{wm,j} \quad (9-1)$$

$$z_U = \frac{c_w(y_{wm,j})}{b} z_U(x) \quad (9-2)$$

$$x = b \cdot \frac{x - (x_{wm,j} - c_w(y_{wm,j}))}{c_w(y_{wm,j})} \quad (9-3)$$

$$z_L = -z_U \quad (9-4)$$

翼断面 B 型

原型翼断面の Δz_t を与える

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

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

翼弦中心座標 $x_{wm,j}$, $y_{wm,j}$, 半弦長

$c_w(y_{wm,j})$ を用いて $y_{wm,j}$ における翼断面を次の通り表す.

x 座標の範囲は次の通りである.

$$x_{wm,j} - c_w(y_{wm,j}) \leq x \leq x_{wm,j} + c_w(y_{wm,j})$$

$$y = y_{wm,j} \quad (y_E \leq y_{wm,j} \leq l) \quad (9-1)$$

$$z_U = \frac{c_w(y_{wm,j})}{b} z_U(x) \quad (10-1)$$

$$x = b \cdot \frac{x - (x_{wm,j} - c_w(y_{wm,j}))}{c_w(y_{wm,j})} \quad (10-2)$$

$$z_L = -z_U \quad (10-3)$$

内翼ダクトにおける翼断面

$$\begin{aligned} & \text{翼弦中心の座標 } (x_{dm,j}, y_{dm,j}, z_{dm,j}) \\ & b - c_{d,t} - x_{dm,j} \cdot c_{d,t} - (b - x_{dm,j}) \\ & = y_{dm,j} \cdot l - y_{dm,j} \end{aligned} \quad (11-1)$$

$$\begin{aligned} & (c_{d,t} - b + x_{dm,j}) \cdot y_{dm,j} = (b - c_{d,t} - x_{dm,j}) \cdot (l - y_{dm,j}) \\ & (c_{d,t} - b) \cdot y_{dm,j} + x_{dm,j} \cdot y_{dm,j} \\ & = (b - c_{d,t}) \cdot (l - y_{dm,j}) - (l - y_{dm,j}) \cdot x_{dm,j} \\ & l \cdot x_{dm,j} = (b - c_{d,t}) \cdot y_{dm,j} + (b - c_{d,t}) \cdot (l - y_{dm,j}) \\ & = (c_{d,t} - c_{d,t}) \cdot y_{dm,j} + l \cdot (b - c_{d,t}) \\ & x_{dm,j} = \frac{c_{d,t} - c_{d,t}}{l} \cdot y_{dm,j} + b - c_{d,t} \end{aligned} \quad (11-2)$$

翼弦長

$2(b - x_{dm,j})$
翼弦中心座標 $x_{dm,j}$, $y_{dm,j} = y_{wm,j}$, 半弦長 $c_d(y_{dm,j})$ を用いて $y_{dm,j}$ における翼断面を次の通り表す.

x 座標の範囲は次の通りである.

$$x_{dm,j} - c_d(y_{dm,j}) \leq x \leq x_{dm,j} + c_d(y_{dm,j}) \quad (11-3)$$

$$y = y_{dm,j} \quad (11-4)$$

$$z_U = r_d \cdot \frac{c_d(y_{dm,j})}{b} z_U(x) \quad (11-5)$$

ダクト翼厚低減率

$$r_d = \begin{cases} 1 & (i=I) \\ 0.8 & (1 \leq i \leq I-1) \end{cases} \quad (11-6)$$

$$z_L = -z_U \quad (11-7)$$

内翼ノズルにおける翼断面

$$\begin{aligned} & \text{翼弦中心の座標 } (x_{nm,j}, y_{nm,j}, z_{nm,j}) \\ & z_{nm,j} = 0 \end{aligned} \quad (12-1)$$

$$y_{nm,j} = y_{wm,j} \quad (12-2)$$

$$x_{nm,j} = \frac{c_{n,t} - c_{n,t}}{l} y_{nm,j} + b - c_{n,t} \quad (12-3)$$

翼弦長 $2(b - x_{nm,j})$

翼弦中心座標 $x_{nm,j}$, $y_{nm,j} = y_{wm,j}$, 半弦長 $c_n(y_{nm,j})$ を用いて $y_{nm,j}$ における翼断面を次の通り表す.

x 座標の範囲は次の通りである.

$$x_{nm,j} - c_n(y_{nm,j}) \leq x \leq x_{nm,j} + c_n(y_{nm,j}) \quad (12-4)$$

$$y = y_{nm,j} \quad (y_E \leq y_{nm,j} \leq l) \quad (12-5)$$

$$z_U = r_n \cdot \frac{c_n(y_{nm,j})}{b} z_U(x) \quad (12-6)$$

ノズル翼厚低減率

$$r_n = \begin{cases} 1 & (i=I) \\ 0.8 & (1 \leq i \leq I-1) \end{cases} \quad (12-7)$$

$$z_L = -z_U \quad (12-8)$$

2-1-2. 縦断面機構の関節配置

縦関節の回転面が同一となるよう各縦部材を縦関節により平面形状に連結して縦断面機構を形成する. として第 j 縦断面機構 ($1 < j < J_0$) をエンジン翼の回転軸方向に直交させ, 翼固定直交座標系の $y = y_{wm,j}$ 位置に配する.

縦断面通番 g の導入

縦関節の通し番号(通番) ic を用いた縦関節座標式を得るため, 縦断面機構毎の関節番号である縦断面通番

$$g = i_c - \left\lfloor \frac{(i_c - 1)}{G_j} \right\rfloor \cdot G_j \quad (1 \leq g \leq G_j) \quad (13)$$

を導入する.

縦関節配置の設定

縦関節の配置を x 軸に関し上下対称に g を介して ic を用いた縦関節座標式により与える.

縦断面機構 A 型 ($1 < j < J_E$)

$$\begin{aligned} & \text{内翼本体 後端 } (g=1) \\ & x_{ic} = x_{wm,j} + c_w(y_{wm,j}) \end{aligned} \quad (14-1)$$

$$y_{ic} = y_{wm,j} \quad (14-2)$$

$$z_{ic} = 0 \quad (14-3)$$

上面における後端から前端の一つ後までの縦関節数を Δg_w とする.

内翼本体 上面 ($1 \leq g \leq g_a - 1$)

$$\begin{aligned} & g_a - 1 = \Delta g_w \text{ より } (1 \leq g \leq \Delta g_w) \\ & x_{ic} = x_{wm,j} + c_w(y_{wm,j}) - \frac{2 \cdot c_w(y_{wm,j})}{(g_a - 1)} \cdot (g - 1) \\ & = x_{wm,j} + c_w(y_{wm,j}) - \frac{2 \cdot c_w(y_{wm,j})}{\Delta g_w} \cdot (g - 1) \end{aligned} \quad (15-1)$$

$$y_{ic} = y_{wm,j} \quad (14-2)$$

$$z_{ic,U} = \frac{c_w(y_{wm,j})}{b} z_U(x_{ic}) \quad (15-2)$$

$$x_k = b \cdot \frac{x_{ic} - (x_{wm,j} - c_w(y_{wm,j}))}{c_w(y_{wm,j})} \quad (15-3)$$

内翼本体 前端 ($g = g_a$)

$$x_{ic} = x_{wm,j} - c_w(y_{wm,j}) \quad (16-1)$$

$$y_{ic} = y_{wm,j} \quad (14-2)$$

$$z_{ic} = 0 \quad (14-3)$$

内翼本体 下面 ($g_a + 1 \leq g \leq 2g_a - 2$)

$$\begin{aligned} & g_a - 1 = \Delta g_w \text{ より } (\Delta g_w + 2 \leq g \leq 2\Delta g_w) \\ & x_{ic} = x_{wm,j} - c_w(y_{wm,j}) + \frac{2 \cdot c_w(y_{wm,j})}{(g_a - 1)} \cdot (g - g_a) \\ & = x_{wm,j} - c_w(y_{wm,j}) + \frac{2 \cdot c_w(y_{wm,j})}{\Delta g_w} \cdot (g - \Delta g_w - 1) \end{aligned} \quad (16-1)$$

$$y_{ic} = y_{wm,j} \quad (14-2)$$

$$z_{ic,L} = -\frac{c_w(y_{wm,j})}{b} z_U(x_{ic}) \quad (16-2)$$

$$x_k = b \cdot \frac{x_{ic} - (x_{wm,j} - c_w(y_{wm,j}))}{c_w(y_{wm,j})} \quad (16-3)$$

縦断面機構 B 型

内翼本体 上面 ($1 \leq g \leq g_a - 1$)

$$\begin{aligned} & g_a - 1 = \Delta g_w \text{ より } (1 \leq g \leq \Delta g_w) \\ & x_{ic} = x_{wm,j} + c_w(y_{wm,j}) - \frac{2 \cdot c_w(y_{wm,j})}{(g_a - 1)} \cdot (g - 1) \\ & = x_{wm,j} + c_w(y_{wm,j}) - \frac{2 \cdot c_w(y_{wm,j})}{\Delta g_w} \cdot (g - 1) \end{aligned} \quad (17-1)$$

$$y_{ic} = y_{wm,j} \quad (14-2)$$

$$z_{ic,U} = \frac{c_w(y_{wm,j})}{b} z_U(x_{ic}) \quad (17-2)$$

$$x_k = b \cdot \frac{x_{ic} - (x_{wm,j} - c_w(y_{wm,j}))}{c_w(y_{wm,j})} \quad (17-3)$$

$$\begin{aligned}
&\text{内翼本体 前端} \quad (g = g_a) \\
&g_a - 1 = \Delta g_w \text{ より } (g = \Delta g_w + 1) \\
&x_{ic} = x_{wm,j} - c_w(y_{wm,j}) \quad (18-1) \\
&y_{ic} = y_{wm,j} \quad (14-2) \\
&z_{ic} = 0 \quad (14-3)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
&\text{内翼本体 下面} \quad (g_a + 1 \leq g \leq g_b) \\
&\text{上下対称とするため } g_b = 2g_a - 1 \text{ と設定して} \\
&(g_a + 1 \leq g \leq 2g_a - 1) \text{ 更に } g_a - 1 = \Delta g_w \text{ より} \\
&(\Delta g_w + 2 \leq g \leq 2\Delta g_w + 1) \\
&x_{ic} = x_{wm,j} - c_w(y_{wm,j}) + \frac{2 \cdot c_w(y_{wm,j})}{(g_a - 1)} \cdot (g - g_a) \\
&= x_{wm,j} - c_w(y_{wm,j}) + \frac{2 \cdot c_w(y_{wm,j})}{\Delta g_w} \cdot (g - \Delta g_w - 1) \quad (19-1) \\
&y_{ic} = y_{wm,j} \quad (14-2) \\
&z_{ic,L} = -\frac{c_w(y_{wm,j})}{b} z_U(\mathbf{x}_{ic}) \quad (19-2) \\
&\mathbf{x}_k = b \cdot \frac{x_{ic} - (x_{wm,j} - c_w(y_{wm,j}))}{c_w(y_{wm,j})} \quad (19-3)
\end{aligned}$$

内翼ダクト後端から前端の一つ後までの縦関節数を上下面共に同数の Δg_d とする。

$$\begin{aligned}
&\text{内翼ダクト下面} \quad (g_b + 1 \leq g \leq g_c - 1) \\
&g_c - 1 = g_b + \Delta g_d \\
&g_b = 2g_a - 1 \\
&g_a - 1 = \Delta g_w \text{ より} \\
&g_a + 1 = 2\Delta g_w + 2 \\
&g_c - 1 = 2\Delta g_w + \Delta g_d + 1 \quad (20-a) \\
&\text{よって } g \text{ の範囲は} \\
&(2\Delta g_w + 2 \leq g \leq 2\Delta g_w + \Delta g_d + 1) \\
&x_{ic} = x_{dm,j} + c_d(y_{dm,j}) - \frac{2 \cdot c_d(y_{dm,j})}{\Delta g_d} \cdot (g - 2\Delta g_w - 2) \quad (20-1) \\
&y_{ic} = y_{dm,j} \quad (20-2) \\
&z_{ic,L} = -\frac{c_d(y_{dm,j})}{b} z_U(\mathbf{x}_{ic}) \quad (20-3) \\
&\mathbf{x}_k = b \cdot \frac{x_{ic} - (x_{dm,j} + c_d(y_{dm,j}))}{c_d(y_{dm,j})} \quad (20-4)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
&\text{内翼ダクト 前端} \quad (g = g_c) \\
&x_{ic} = x_{dm,j} - c_d(y_{dm,j}) \quad (21-1) \\
&y_{ic} = y_{dm,j} \quad (20-2) \\
&z_{ic} = 0 \quad (14-3)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
&\text{内翼ダクト上面} \quad (g_c + 1 \leq g \leq g_d) \\
&g_d = g_c + \Delta g_d \quad (21-a) \\
&g_c - 1 = 2\Delta g_w + \Delta g_d + 1 \quad (20-a) \\
&\text{より } g \text{ の範囲は} \\
&(2\Delta g_w + \Delta g_d + 3 \leq g \leq 2\Delta g_w + \Delta g_d + 2 + \Delta g_d) \\
&x_{ic} = x_{dm,j} - c_d(y_{dm,j}) + \frac{2 \cdot c_d(y_{dm,j})}{\Delta g_d} \cdot (g - g_c) \quad (21-2) \\
&y_{ic} = y_{dm,j} \quad (20-2) \\
&z_{ic,U} = \frac{c_d(y_{dm,j})}{b} z_U(\mathbf{x}_{ic}) \quad (21-3) \\
&\mathbf{x}_k = b \cdot \frac{x_{ic} - (x_{dm,j} - c_d(y_{dm,j}))}{c_d(y_{dm,j})} \quad (20-4)
\end{aligned}$$

内翼ノズル後端から前端の一つ後までの縦関節数を上下面共に同数の Δg_n

$$\begin{aligned}
&\text{内翼ノズル上面} \quad (g_d + 1 \leq g \leq g_e - 1) \\
&g_d = g_c + \Delta g_d \quad (21-a) \\
&g_e - 1 = 2\Delta g_w + \Delta g_d + 1 \quad (20-a) \\
&g_e - 1 = g_d + \Delta g_e \quad (21-b) \\
&\text{より } g \text{ の範囲は} \\
&(2\Delta g_w + 2\Delta g_d + 3 \leq g \leq 2\Delta g_w + 2\Delta g_d + 2 + \Delta g_e) \\
&x_{ic} = x_{nm,j} + c_n(y_{nm,j}) - \frac{2 \cdot c_n(y_{nm,j})}{\Delta g_e} \cdot (g - g_d - 1) \\
&= x_{nm,j} + c_n(y_{nm,j}) - \frac{2 \cdot c_n(y_{nm,j})}{\Delta g_e} \cdot (g - 2\Delta g_w - 2\Delta g_d - 3) \quad (22-1) \\
&y_{ic} = y_{nm,j} \quad (22-2) \\
&z_{ic,U} = \frac{c_n(y_{nm,j})}{b} z_U(\mathbf{x}_{ic}) \quad (22-3) \\
&\mathbf{x}_k = b \cdot \frac{x_{ic} - (x_{nm,j} + c_n(y_{nm,j}))}{c_n(y_{nm,j})} \quad (22-4)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
&\text{内翼ノズル前端} \quad (g = g_e) \\
&x_{ic} = x_{nm,j} - c_n(y_{nm,j}) \quad (22-5) \\
&y_{ic} = y_{nm,j} \quad (22-2) \\
&z_{ic} = 0 \quad (14-3)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
&\text{内翼ノズル下面} \quad (g_e + 1 \leq g \leq G_j) \\
&g_d = g_c + \Delta g_d \quad (21-a) \\
&g_e - 1 = 2\Delta g_w + \Delta g_d + 1 \quad (20-a) \\
&g_e - 1 = g_d + \Delta g_e \quad (21-b) \\
&\text{より } g \text{ の範囲は} \\
&(2\Delta g_w + 2\Delta g_d + 2 + \Delta g_e + 2 \leq g \leq G_j) \\
&x_{ic} = x_{nm,j} - c_n(y_{nm,j}) + \frac{2 \cdot c_n(y_{nm,j})}{\Delta g_e} \cdot (g - g_e) \\
&= x_{nm,j} - c_n(y_{nm,j}) \\
&\quad + \frac{2 \cdot c_n(y_{nm,j})}{\Delta g_e} \cdot (g - 2\Delta g_w - \Delta g_d - 2 - \Delta g_d - \Delta g_e - 1) \quad (23-1) \\
&y_{ic} = y_{nm,j} \quad (22-2) \\
&z_{ic,L} = -\frac{c_n(y_{nm,j})}{b} z_U(\mathbf{x}_{ic}) \quad (23-2) \\
&\mathbf{x}_k = b \cdot \frac{x_{ic} - (x_{nm,j} - c_n(y_{nm,j}))}{c_n(y_{nm,j})} \quad (23-3)
\end{aligned}$$

3. 結論

IOM 計算則を適用する内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形状と関節配置の設定を行い、特に縦断面機構の縦関節座標を定式化した。

4. 今後の課題

内翼の関節配置の具体化を進め、横断面機構の関節配置の定式化を行う。またフラップの関節配置の具体化も行う。

更に内翼と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 摂哉：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、第 60 回飛行機シンポジウム 講演原稿