3E04 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 摂哉

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 wide range of input setting, trying operation, measured acceleration simulation needs to be 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. the joints are to be systematically arranged by formulation of coordinate expression.

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存在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（図 4 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.

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.

$z>0$

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

$z<0$

$$z_L=-\sqrt{x}(-ax+1)=-z_U \tag{2}$$

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

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

これより

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

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

(4)

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

とおいて

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

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

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

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

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

$\frac{dz_U}{dx} = 0$ より

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

$$-3ax + 1 = 0$$

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

$\therefore\ x = \frac{1}{3a}$ 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（$0 \le y < y_1$）の翼断面A型, ダクト, ノズルを有するy範囲（$y_1 \le y < y_2$）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（$y_2 \le y \le y_3$）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（$y_4 \le y < y_5$）の翼断面A型, ダクト, ノズルを有するy範囲（$y_5 \le y < y_6$）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（$y_6 \le y \le y_7$）の翼断面A型を原型翼断面の相似変換により生成する. 図1, 2, 3参照.

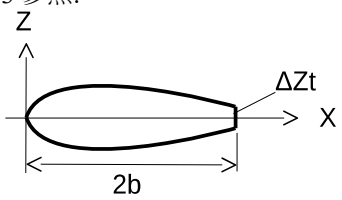

図1 原型翼断面

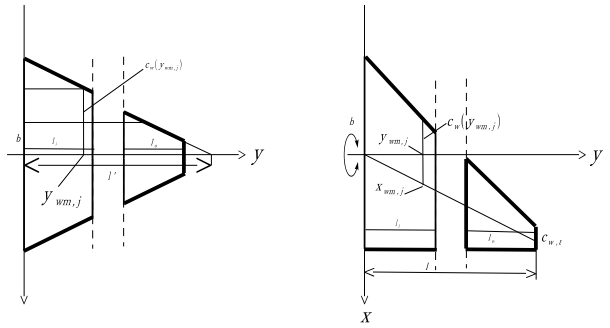

図2 内外翼平面形設定

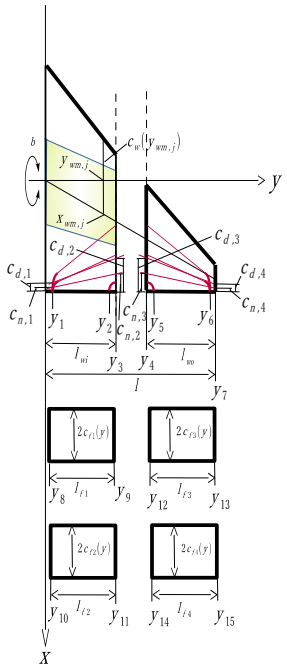

図3 平面形諸元設定

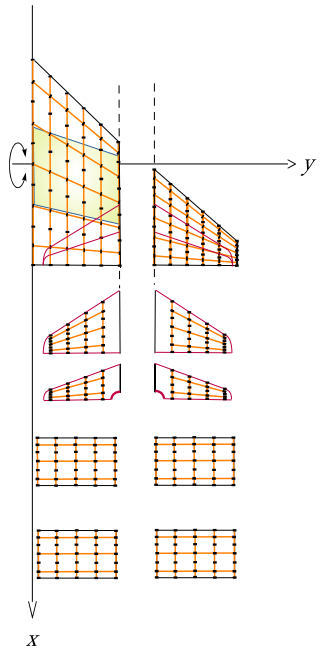

図4 関節格子配置例

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} を設定する（$0 \le y_{wm} \le y_3,\ y_4 \le y_{wm} \le y_7$）

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

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

半弦長

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

（8−3）式の導出

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

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

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

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

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

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

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} を設定する（$y_1 \le y_{dm} \le y_3$）　(9−1)

$$b - c_{d,1} - x_{dm} : c_{d,2} - b + x_{dm}$$

$$= y_{dm} - y_1 : y_3 - y_{dm} \qquad (9-2)$$

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

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

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

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

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

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

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

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} を設定する $(y_1\le y_{nm}\le y_3)$ (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} を設定する $(y_4\le y_{dm}\le y_6)$ (11−1)

$$x_{dm}-(b-c_{d,3}):b-x_{dm}-c_{d,4}$$
$$=y_{dm}-y_4:y_6-y_{dm} \quad (11-2)$$
$$(c_{d,3}-b+x_{dm})\cdot(y_6-y_{dm})=(b-c_{d,4}-x_{dm})\cdot(y_{dm}-y_4)$$
$$(c_{d,3}-b)\cdot(y_6-y_{dm})+x_{dm}\cdot(y_6-y_{dm})$$
$$=(b-c_{d,4})\cdot(y_{dm}-y_4)-(y_{dm}-y_4)\cdot x_{dm}$$
$$(y_6-y_4)\cdot x_{dm}=(b-c_{d,3})\cdot(y_6-y_{dm})+(b-c_{d,4})\cdot(y_{dm}-y_4)$$
$$=(c_{d,3}-c_{d,4})\cdot y_{dm}+(b-c_{d,3})\cdot y_6-(b-c_{d,4})\cdot y_4$$
$$x_{dm}=\frac{c_{d,3}-c_{d,4}}{y_6-y_4}\cdot y_{dm}+\frac{(b-c_{d,3})\cdot y_6-(b-c_{d,4})\cdot y_4}{y_6-y_4} \quad (11-3)$$

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

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} を設定する $(y_4\le y_{nm}\le y_6)$ (12−1)

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

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

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 $0\le y<y_1$

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.

$0\le y<y_1$ 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.

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

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

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

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

翼断面B型 $(y_1\le y<y_2)$

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
$y_1\le y<y_2$ 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.

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

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

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

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

内翼ダクトにおける翼断面
$y_1\le y<y_2$ 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.

$$x_{dm}-c_d(y)\le x\le x_{dm}+c_d(y) \quad (14-1)$$

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

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

ダクト翼厚低減率

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

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

内翼ノズルにおける翼断面
$y_1\le y<y_2$ 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.

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

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

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

ノズル翼厚低減率

$$r_n = \begin{cases} 1 \ (i=I) \\ 0.8 \ (1 \le i \le I-1) \end{cases} \qquad (15-4)$$

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

翼断面A型（$y_2 \le y \le y_3$）

原型翼断面のΔz_tを与える

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

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.

$y_2 \le y \le y_3$ 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.

$$x_{wm} - c_w(y) \le x \le x_{wm} + c_w(y) \qquad (13-1)$$

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

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

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

外翼の翼断面

翼断面A型（$y_4 \le y < y_5$）

原型翼断面のΔz_tを与える

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

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.

$y_4 \le y < y_5$ 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.

$$x_{wm} - c_w(y) \le x \le x_{wm} + c_w(y) \qquad (13-1)$$

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

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

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

翼断面B型（$y_5 \le y < y_6$）

原型翼断面のΔz_tを与える

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

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

$y_5 \le y < y_6$ 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.

$$x_{wm} - c_w(y) \le x \le x_{wm} + c_w(y) \qquad (13-1)$$

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

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

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

外翼ダクトにおける翼断面

$y_5 \le y < y_6$ 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である.

$$x_{dm} - c_d(y) \le x \le x_{dm} + c_d(y) \qquad (14-1)$$

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

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

ダクト翼厚低減率

$$r_d = \begin{cases} 1 \ (i=I) \\ 0.8 \ (1 \le i \le I-1) \end{cases} \qquad (14-4)$$

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

外翼ノズルにおける翼断面

$y_5 \le y \le y_6$ 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.

$$x_{nm} - c_n(y) \le x \le x_{nm} + c_n(y) \qquad (15-1)$$

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

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

ノズル翼厚低減率

$$r_n = \begin{cases} 1 \ (i=I) \\ 0.8 \ (1 \le i \le I-1) \end{cases} \qquad (15-4)$$

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

翼断面A型（$y_6 \le y \le y_7$）

原型翼断面のΔz_tを与える

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

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.

$y_6 \le y \le y_7$ 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.

$$x_{wm} - c_w(y) \le x \le x_{wm} + c_w(y) \qquad (13-1)$$

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

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

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

2-1-3.オーギュメンターフラップの翼断面形状

原型翼断面のΔz_tを与える

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

式においてk=0を用い, 第1～第4オーギュメンターフラップ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翼断面A型により翼弦中心座標 x_{fm} ,半弦長 $c_f(y)$ を用いて次の通り与える.

x座標の範囲は次の通りである.

$$x_{fm} - c_f(y) \le x \le x_{fm} + c_f(y) \qquad (17-1)$$

$$z_U(x)=\frac{c_f(y)}{b}z_U(\boldsymbol{x}) \qquad (17-2)$$

$$\boldsymbol{x}=b\cdot\frac{x-(x_{fm}-c_f(y))}{c_f(y)} \qquad (17-3)$$

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

但し
第 1 オーギュメンターフラップ
$(y_8\le y\le y_9)$, $c_f(y)\equiv c_{f1}(y)$
第 2 オーギュメンターフラップ
$(y_{10}\le y\le y_{11})$, $c_f(y)\equiv c_{f2}(y)$
第 3 オーギュメンターフラップ
$(y_{12}\le y\le y_{13})$, $c_f(y)\equiv c_{f3}(y)$
第 4 オーギュメンターフラップ
$(y_{14}\le y\le y_{15})$, $c_f(y)\equiv c_{f4}(y)$
である.

迎角 α の場合の x,z 座標(x_α,z_α)を,回転中心座標(x_c,z_c), $\alpha=0$ の場合の x,z 座標(x,z_U) (上面),(x,z_L) (下面)を用いて次の通り表す.
上面

$$x_\alpha=x_c+\cos\alpha\cdot(x-x_c)+\sin\alpha\cdot(z_U-z_c) \qquad (17-4)$$

$$z_\alpha=z_c+\cos\alpha\cdot(x-x_c)-\sin\alpha\cdot(z_U-z_c) \qquad (17-5)$$

下面

$$x_\alpha=x_c+\cos\alpha\cdot(x-x_c)+\sin\alpha\cdot(z_L-z_c) \qquad (17-6)$$

$$z_\alpha=z_c+\cos\alpha\cdot(x-x_c)-\sin\alpha\cdot(z_L-z_c) \qquad (17-7)$$

2-2. 内翼, 外翼,オーギュメンターフラップの縦断面機構の関節配置

2-2-1. 縦断面機構の設定

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. そして第 j 縦断面機構 $(1<j<J_T)$ をエンジン翼の回転軸方向に直交させて横方向に配する.

各第 j 縦断面機構の縦関節は断面前,後端に配すると共に, 上側と下側の縦関節は x 軸に関し上下対称に配する.

翼断面 A 型を形成する縦断面機構 A 型を次の通り設定する.
内翼翼根側 $(0\le y<y_1)$,
内翼翼端側 $(y_2\le y\le y_3)$

外翼翼根側 $(y_4\le y<y_5)$,
外翼翼端側 $(y_6\le y\le y_7)$

第 1 オーギュメンターフラップ $(y_8\le y\le y_9)$
第 2 オーギュメンターフラップ $(y_{10}\le y\le y_{11})$,
第 3 オーギュメンターフラップ $(y_{12}\le y\le y_{13})$,
第 4 オーギュメンターフラップ $(y_{14}\le y\le y_{15})$
に設定する.

翼断面 B 型を形成する縦断面機構 B 型を
内翼中央部 $(y_1\le y<y_2)$,
外翼中央部 $(y_5\le y<y_6)$ に設定する.

縦関節通番 i_c の導入
翼体系全体の縦関節の通し番号である縦関節通番 i_c を導入する.

縦関節の関節座標を ic 毎に与える.ic は次の通り加算する.
内翼 外翼, 第 1, 第 2, 第 3, 第 4 オーギュメンターフラップの順に全て翼根側から翼端側に縦断面機構を走査し加算する. 又,
縦断面機構 A 型
内翼本体上面, 下面の順に加算する.
縦断面機構B型
内翼本体上面, 下面, 内翼ダクト下面, 上面, 内翼ノズル上面, 下面の順に加算する.

縦関節面内番号 g の導入
縦断面機構毎の縦関節番号である縦関節面内番号 g を導入し, 第 j 縦断面機構の縦関節数を G_jとする. i_c に相当する g を次式で与える.

$$g=i_c-\sum_{k=1}^{j-1}G_k \quad (1\le g\le G_j) \qquad (18)$$

G_j を次の通り設定する.

内翼
縦断面機構 A 型 $G_j=G_{iA}$
縦断面機構 B 型 $G_j=G_{iB}$

外翼
縦断面機構 A 型 $G_j=G_{oA}$
縦断面機構 B 型 $G_j=G_{oB}$

第 1 オーギュメンターフラップ
縦断面機構 A 型 $G_j=G_{f1A}$
第 2 オーギュメンターフラップ
縦断面機構 A 型 $G_j=G_{f2A}$
第 3 オーギュメンターフラップ
縦断面機構 A 型 $G_j=G_{f3A}$
第 4 オーギュメンターフラップ
縦断面機構 A 型 $G_j=G_{f4A}$

縦断面機構の前, 後端の縦関節の g を次の通り定める.

内翼
縦断面機構 A 型
内翼翼根側 $(0\le y<y_1)$,内翼翼端側 $(y_2\le y\le y_3)$
共に内翼本体前端の 縦断面通番を g_{ia} で与える.
縦断面機構 B 型
内翼本体
前端の 縦断面通番を g_{ia} で与える.
下面後端の縦断面通番を g_{ib} で与える.
内翼ダクト
前端の 縦断面通番を g_{ic}で与　える.
上面後端の縦断面通番を g_{id} で与える.
内翼ノズル
前端の 縦断面通番を g_{ie}で与える.

外翼
縦断面機構 A 型
外翼翼根側 $(y_4\le y<y_5)$,
外翼翼端側 $(y_6\le y\le y_7)$
共に外翼本体前端の 縦断面通番を g_{oa} で与える.
縦断面機構 B 型
内翼本体

前端の 縦断面通番を g_{oa} で与える.
下面後端の縦断面通番を g_{ob} で与える.
内翼ダクト
前端の 縦断面通番を g_{oc} で与える.
上面後端の縦断面通番を g_{od} で与える.
内翼ノズル
前端の 縦断面通番を g_{oe} で与える.
第１オーギュメンターフラップ（$y_8 \le y \le y_9$）
縦断面機構Ａ型
前端の 縦断面通番を g_{f1a} で与える.
第２オーギュメンターフラップ（$y_{10} \le y \le y_{11}$）
縦断面機構Ａ型
前端の 縦断面通番を g_{f2a} で与える.
第３オーギュメンターフラップ（$y_{12} \le y \le y_{13}$）
縦断面機構Ａ型
前端の 縦断面通番を g_{f3a} で与える.
第４オーギュメンターフラップ（$y_{14} \le y \le y_{15}$）
縦断面機構Ａ型
前端の 縦断面通番を g_{f4a} で与える.

2-2-2. 内翼翼根側の縦断面機構Ａ型の関節配置

第 j 縦断面機構のｙ方向位置を $y_{wm,j}$ と表す.
$y_{wm,j}$ の範囲は $0 \le y_{wm,j} < y_1$ である.
第 j 縦断面機構の内翼本体の翼弦中心座標 $x_{wm,j}$, $y_{wm,j}$,半弦長 $c_w(y_{wm,j})$,内翼本体前端の 縦断面通番 g_{ia} を用いて縦関節座標を次の通り表す.

内翼本体 後端 $(g=1)$

$$x_{ic}=x_{wm,j}+c_w(y_{wm,j}) \quad (19-1)$$
$$y_{ic}=y_{wm,j} \quad (19-2)$$
$$z_{ic}=0 \quad (19-3)$$

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_{iw} とする.

内翼本体 上面 $(1 \le g \le g_{ia}-1)$

$g_{ia}-1=\Delta g_{iw}$ より $(1 \le g \le \Delta g_{iw})$

$$x_{ic}=x_{wm,j}+c_w(y_{wm,j})-\frac{2\cdot c_w(y_{wm,j})}{(g_{ia}-1)}\cdot(g-1)$$
$$=x_{wm,j}+c_w(y_{wm,j})-\frac{2\cdot c_w(y_{wm,j})}{\Delta g_{iw}}\cdot(g-1) \quad (19-4)$$
$$y_{ic}=y_{wm,j} \quad (19-2)$$
$$z_{ic,U}=\frac{c_w(y_{wm,j})}{b}z_U(\boldsymbol{x}_{ic}) \quad (19-5)$$
$$\boldsymbol{x}_{ic}=b\cdot\frac{x_{ic}-(x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j}))}{c_w(y_{wm,j})} \quad (19-6)$$

内翼本体 前端 $(g=g_{ia})$

$$x_{ic}=x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j}) \quad (19-7)$$
$$y_{ic}=y_{wm,j} \quad (19-2)$$
$$z_{ic}=0 \quad (19-3)$$

内翼本体 下面 $(g_{ia}+1 \le g \le G_{iA})$

$$G_{iA}=2g_{ia}-2 \quad (19-8)$$

$g_{ia}-1=\Delta g_{iw}$ より $(\Delta g_{iw}+2 \le g \le 2\Delta g_{iw})$

$$x_{ic}=x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j})+\frac{2\cdot c_w(y_{wm,j})}{(g_{ia}-1)}\cdot(g-g_{ia})$$
$$=x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j})+\frac{2\cdot c_w(y_{wm,j})}{\Delta g_{iw}}\cdot(g-\Delta g_{iw}-1) \quad (19-9)$$
$$y_{ic}=y_{wm,j} \quad (19-2)$$
$$z_{ic,L}=-\frac{c_w(y_{wm,j})}{b}z_U(\boldsymbol{x}_{ic}) \quad (19-10)$$
$$\boldsymbol{x}_{ic}=b\cdot\frac{x_{ic}-(x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j}))}{c_w(y_{wm,j})} \quad (19-6)$$

2-2-3. 内翼の縦断面機構Ｂ型の関節配置

第 j 縦断面機構の内翼本体の翼弦中心座標 $x_{wm,j}$, $y_{wm,j}$ 半弦長 $c_w(y_{wm,j})$ を用いて縦関節座標を次の通り表す.

$(y_1 \le y_{wm,j} < y_2)$

内翼本体 上面 $(1 \le g \le g_{ia}-1)$

$g_{ia}-1=\Delta g_{iw}$ より $(1 \le g \le \Delta g_{iw})$

$$x_{ic}=x_{wm,j}+c_w(y_{wm,j})-\frac{2\cdot c_w(y_{wm,j})}{(g_{ia}-1)}\cdot(g-1)$$
$$=x_{wm,j}+c_w(y_{wm,j})-\frac{2\cdot c_w(y_{wm,j})}{\Delta g_{iw}}\cdot(g-1) \quad (19-4)$$
$$y_{ic}=y_{wm,j} \quad (19-2)$$
$$z_{ic,U}=\frac{c_w(y_{wm,j})}{b}z_U(\boldsymbol{x}_{ic}) \quad (19-5)$$
$$\boldsymbol{x}_{ic}=b\cdot\frac{x_{ic}-(x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j}))}{c_w(y_{wm,j})} \quad (19-6)$$

内翼本体 前端 $(g=g_{ia})$

$$x_{ic}=x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j}) \quad (19-7)$$
$$y_{ic}=y_{wm,j} \quad (19-2)$$
$$z_{ic}=0 \quad (19-3)$$

内翼本体 下面 $(g_{ia}+1 \le g \le g_{ib})$

上下面対称とするため $g_{ib}=2g_{ia}-1$ と設定して $(g_{ia}+1 \le g \le 2g_{ia}-1)$ 更に $g_{ia}-1=\Delta g_{iw}$ より $(\Delta g_{iw}+2 \le g \le 2\Delta g_{iw}+1)$

$$x_{ic}=x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j})+\frac{2\cdot c_w(y_{wm,j})}{(g_a-1)}\cdot(g-g_{ia})$$
$$=x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j})+\frac{2\cdot c_w(y_{wm,j})}{\Delta g_{iw}}\cdot(g-\Delta g_{iw}-1) \quad (19-9)$$
$$y_{ic}=y_{wm,j} \quad (19-2)$$
$$z_{ic,L}=-\frac{c_w(y_{wm,j})}{b}z_U(\boldsymbol{x}_{ic}) \quad (19-10)$$
$$\boldsymbol{x}_{ic}=b\cdot\frac{x_{ic}-(x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j}))}{c_w(y_{wm,j})} \quad (19-6)$$

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_{id} とする.

第 j 縦断面機構の内翼ダクトの翼弦中心座標 $x_{dm,j}$, $y_{dm,j}$ 半弦長 $c_w(y_{dm,j})$ を用いて縦関節座標を次の通り表す.

内翼ダクト下面 $(g_{ib}+1 \le g \le g_{ic}-1)$

$g_{ic}-1=g_{ib}+\Delta g_{id}$
$g_{ib}=2g_{ia}-1$
$g_{ia}-1=\Delta g_{iw}$ より
$g_{ib}+1=2\Delta g_{iw}+2$
$$g_{ic}-1=2\Delta g_{iw}+\Delta g_{id}+1 \quad (20-1)$$

よってｇの範囲は
$(2\Delta g_{iw}+2 \le g \le 2\Delta g_{iw}+\Delta g_{id}+1)$

$$x_{ic}=x_{dm,j}+c_d(y_{dm,j})-\frac{2\cdot c_d(y_{dm,j})}{\Delta g_{id}}\cdot(g-2\Delta g_{iw}-2) \quad (20-2)$$

$$y_{ic}=y_{dm,j} \qquad (20-3)$$

$$z_{ic,L}=-\frac{c_d(y_{dm,j})}{b}z_U(\boldsymbol{x}_{ic}) \qquad (20-4)$$

$$\boldsymbol{x}_{ic}=b\cdot\frac{x_{ic}-(x_{dm,j}-c_d(y_{dm,j}))}{c_d(y_{dm,j})} \qquad (20-5)$$

内翼ダクト 前端 $(g=g_{ic})$

$$x_{ic}=x_{dm,j}-c_d(y_{dm,j}) \qquad (20-6)$$

$$y_{ic}=y_{dm,j} \qquad (20-7)$$

$$z_{ic}=0 \qquad (19-3)$$

内翼ダクト上面 $(g_{ic}+1\le g\le g_{id})$

$$g_{id}=g_{ic}+\Delta g_{id} \qquad (20-8)$$

$$g_{ic}-1=2\Delta g_{iw}+\Delta g_{id}+1 \qquad (20-1)$$

よりｇの範囲は

$(2\Delta g_{iw}+\Delta g_{id}+3\le g\le 2\Delta g_{iw}+\Delta g_{id}+2+\Delta g_{id})$

$$x_{ic}=x_{dm,j}-c_d(y_{dm,j})+\frac{2\cdot c_d(y_{dm,j})}{\Delta g_{id}}\cdot(g-g_{ic}) \qquad (20-9)$$

$$y_{ic}=y_{dm,j} \qquad (20-7)$$

$$z_{ic,U}=\frac{c_d(y_{dm,j})}{b}z_U(\boldsymbol{x}_{ic}) \qquad (20-10)$$

$$\boldsymbol{x}_{ic}=b\cdot\frac{x_{ic}-(x_{dm,j}-c_d(y_{dm,j}))}{c_d(y_{dm,j})} \qquad (20-5)$$

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_{in}とする.

第j縦断面機構の内翼ノズルの翼弦中心座標 $x_{nm,j}$, $y_{nm,j}$ 半弦長 $c_w(y_{nm,j})$ を用いて縦関節座標を次の通り表す.

内翼ノズル上面 $(g_{id}+1\le g\le g_{ie}-1)$

$$g_{id}=g_{ic}+\Delta g_{id} \qquad (20-8)$$

$$g_{ic}-1=2\Delta g_{iw}+\Delta g_{id}+1 \qquad (20-1)$$

$$g_{ie}-1=g_{id}+\Delta g_{in} \qquad (21-1)$$

よりｇの範囲は

$(2\Delta g_{iw}+2\Delta g_{id}+3\le g\le 2\Delta g_{iw}+2\Delta g_{id}+2+\Delta g_{in})$

$$x_{ic}=x_{nm,j}+c_n(y_{nm,j})-\frac{2\cdot c_n(y_{nm,j})}{\Delta g_{in}}\cdot(g-g_{id}-1)$$

$$=x_{nm,j}+c_n(y_{nm,j})-\frac{2\cdot c_n(y_{nm,j})}{\Delta g_{in}}\cdot(g-2\Delta g_{iw}-2\Delta g_{id}-3) \qquad (21-2)$$

$$y_{ic}=y_{nm,j} \qquad (21-3)$$

$$z_{ic,U}=\frac{c_n(y_{nm,j})}{b}z_U(\boldsymbol{x}_{ic}) \qquad (21-4)$$

$$\boldsymbol{x}_{ic}=b\cdot\frac{x_{ic}-(x_{nm,j}-c_n(y_{nm,j}))}{c_n(y_{nm,j})} \qquad (21-5)$$

内翼ノズル前端 $(g=g_{ie})$

$$x_{ic}=x_{nm,j}-c_n(y_{nm,j}) \qquad (21-6)$$

$$y_{ic}=y_{nm,j} \qquad (21-3)$$

$$z_{ic}=0 \qquad (19-3)$$

内翼ノズル下面 $(g_e+1\le g\le G_{iB})$

$$G_{iB}=g_{ie}+\Delta g_{in} \qquad (21-7)$$

$$g_{id}=g_{ic}+\Delta g_{id} \qquad (20-8)$$

$$g_{ic}-1=2\Delta g_{iw}+\Delta g_{id}+1 \qquad (20-1)$$

$$g_{ie}-1=g_{id}+\Delta g_{in} \qquad (21-1)$$

よりｇの範囲は

$(2\Delta g_{iw}+2\Delta g_{id}+2+\Delta g_{ie}+2\le g\le G_{iB})$

$$x_{ic}=x_{nm,j}-c_n(y_{nm,j})+\frac{2\cdot c_n(y_{nm,j})}{\Delta g_{ie}}\cdot(g-g_{ie})$$

$$=x_{nm,j}-c_n(y_{nm,j})+\frac{2\cdot c_n(y_{nm,j})}{\Delta g_{ie}}\cdot(g-2\Delta g_{iw}-\Delta g_{id}-2-\Delta g_{id}-\Delta g_{ie}-1) \qquad (21-8)$$

$$y_{ic}=y_{nm,j} \qquad (21-3)$$

$$z_{ic,L}=-\frac{c_n(y_{nm,j})}{b}z_U(\boldsymbol{x}_{ic}) \qquad (21-9)$$

$$\boldsymbol{x}_{ic}=b\cdot\frac{x_{ic}-(x_{nm,j}-c_n(y_{nm,j}))}{c_n(y_{nm,j})} \qquad (21-5)$$

2-2-4. 内翼翼端側の縦断面機構Ａ型

第j縦断面機構の内翼本体の翼弦中心座標 $x_{wm,j}$, $y_{wm,j}$ 半弦長 $c_w(y_{wm,j})$ を用い て縦関節座標を次の通り表す.

$(y_2\le y_{wm,j}\le y_3)$

内翼本体 後端 $(g=1)$

$$x_{ic}=x_{wm,j}+c_w(y_{wm,j}) \qquad (19-1)$$

$$y_{ic}=y_{wm,j} \qquad (19-2)$$

$$z_{ic}=0 \qquad (19-3)$$

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_{iw} を用いて

内翼本体 上面 $(1\le g\le g_{ia}-1)$

$g_{ia}-1=\Delta g_{iw}$ より $(1\le g\le\Delta g_{iw})$

$$x_{ic}=x_{wm,j}+c_w(y_{wm,j})-\frac{2\cdot c_w(y_{wm,j})}{(g_{ia}-1)}\cdot(g-1)$$

$$=x_{wm,j}+c_w(y_{wm,j})-\frac{2\cdot c_w(y_{wm,j})}{\Delta g_{iw}}\cdot(g-1) \qquad (19-4)$$

$$y_{ic}=y_{wm,j} \qquad (19-2)$$

$$z_{ic,U}=\frac{c_w(y_{wm,j})}{b}z_U(\boldsymbol{x}_{ic}) \qquad (19-5)$$

$$\boldsymbol{x}_{ic}=b\cdot\frac{x_{ic}-(x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j}))}{c_w(y_{wm,j})} \qquad (19-6)$$

内翼本体 前端 $(g=g_{ia})$

$$x_{ic}=x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j}) \qquad (19-7)$$

$$y_{ic}=y_{wm,j} \qquad (19-2)$$

$$z_{ic}=0 \qquad (19-3)$$

内翼本体 下面 $(g_{ia}+1\le g\le G_{iA})$

$$G_{iA}=2g_{ia}-2 \qquad (19-8)$$

$g_{ia}-1=\Delta g_{iw}$ より $(\Delta g_{iw}+2\le g\le 2\Delta g_{iw})$

$$x_{ic}=x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j})+\frac{2\cdot c_w(y_{wm,j})}{(g_{ia}-1)}\cdot(g-g_{ia})$$

$$=x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j})+\frac{2\cdot c_w(y_{wm,j})}{\Delta g_{iw}}\cdot(g-\Delta g_{iw}-1) \qquad (19-9)$$

$$y_{ic}=y_{wm,j} \qquad (19-2)$$

$$z_{ic,L}=-\frac{c_w(y_{wm,j})}{b}z_U(\boldsymbol{x}_{ic}) \qquad (19-10)$$

$$\boldsymbol{x}_{ic}=b\cdot\frac{x_{ic}-(x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j}))}{c_w(y_{wm,j})} \qquad (19-6)$$

2-2-5. 外翼翼根側の縦断面機構Ａ型

第j縦断面機構の外翼本体の翼弦中心座標 $x_{wm,j}$, $y_{wm,j}$ 半弦長 $c_w(y_{wm,j})$ を用いて縦関節座標を次の通り表す.

$(y_4 \le y_{wm,j} < y_5)$
外翼本体 後端 $(g=1)$

$$x_{ic}=x_{wm,j}+c_w(y_{wm,j}) \quad (19-1)$$
$$y_{ic}=y_{wm,j} \quad (19-2)$$
$$z_{ic}=0 \quad (19-3)$$

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_{ow}とする.

外翼本体 上面 $(1 \le g \le g_{oa}-1)$
$g_{oa}-1=\Delta g_{ow}$ より $(1 \le g \le \Delta g_{ow})$

$$x_{ic}=x_{wm,j}+c_w(y_{wm,j})-\frac{2\cdot c_w(y_{wm,j})}{\Delta g_{ow}}\cdot(g-1) \quad (19-4)$$
$$y_{ic}=y_{wm,j} \quad (19-2)$$
$$z_{ic,U}=\frac{c_W(y_{wm,j})}{b}z_U(\boldsymbol{x}_{ic}) \quad (19-5)$$
$$\boldsymbol{x}_{ic}=b\cdot\frac{x_{ic}-(x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j}))}{c_w(y_{wm,j})} \quad (19-6)$$

外翼本体 前端 $(g=g_{oa})$

$$x_{ic}=x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j}) \quad (19-7)$$
$$y_{ic}=y_{wm,j} \quad (19-2)$$
$$z_{ic}=0 \quad (19-3)$$

外翼本体 下面 $(g_{oa}+1 \le g \le G_{oA})$

$$G_{oA}=2g_{oa}-2 \quad (19-8)$$

$g_{oa}-1=\Delta g_{ow}$ より $(\Delta g_{ow}+2 \le g \le 2\Delta g_{ow})$

$$x_{ic}=x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j})+\frac{2\cdot c_w(y_{wm,j})}{\Delta g_{ow}}\cdot(g-\Delta g_{ow}-1) \quad (19-9)$$
$$y_{ic}=y_{wm,j} \quad (19-2)$$
$$z_{ic,L}=-\frac{c_W(y_{wm,j})}{b}z_U(\boldsymbol{x}_{ic}) \quad (19-10)$$
$$\boldsymbol{x}_{ic}=b\cdot\frac{x_{ic}-(x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j}))}{c_w(y_{wm,j})} \quad (19-6)$$

2-2-6. 外翼の縦断面機構B型

第j縦断面機構の外翼本体の翼弦中心座標 $x_{wm,j}$, $y_{wm,j}$ 半弦長 $c_W(y_{wm,j})$ を用いて縦関節座標を次の通り表す.

$(y_5 \le y_{wm,j} < y_6)$
外翼本体 上面 $(1 \le g \le g_{oa}-1)$
$g_{oa}-1=\Delta g_{ow}$ より $(1 \le g \le \Delta g_{ow})$

$$x_{ic}=x_{wm,j}+c_w(y_{wm,j})-\frac{2\cdot c_w(y_{wm,j})}{(g_{oa}-1)}\cdot(g-1)$$
$$=x_{wm,j}+c_w(y_{wm,j})-\frac{2\cdot c_w(y_{wm,j})}{\Delta g_{ow}}\cdot(g-1) \quad (19-4)$$
$$y_{ic}=y_{wm,j} \quad (19-2)$$
$$z_{ic,U}=\frac{c_W(y_{wm,j})}{b}z_U(\boldsymbol{x}_{ic}) \quad (19-5)$$
$$\boldsymbol{x}_{ic}=b\cdot\frac{x_{ic}-(x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j}))}{c_w(y_{wm,j})} \quad (19-6)$$

外翼本体 前端 $(g=g_{oa})$

$$x_{ic}=x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j}) \quad (19-7)$$
$$y_{ic}=y_{wm,j} \quad (19-2)$$
$$z_{ic}=0 \quad (19-3)$$

外翼本体 下面 $(g_{oa}+1 \le g \le g_{ob})$
上下面対称とするため $g_{ob}=2g_{oa}-1$ と設定して
$(g_{oa}+1 \le g \le 2g_{oa}-1)$ 更に $g_{oa}-1=\Delta g_{ow}$ より
$(\Delta g_{ow}+2 \le g \le 2\Delta g_{ow}+1)$

$$x_{ic}=x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j})+\frac{2\cdot c_w(y_{wm,j})}{(g_{oa}-1)}\cdot(g-g_{oa})$$
$$=x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j})+\frac{2\cdot c_w(y_{wm,j})}{\Delta g_{ow}}\cdot(g-\Delta g_{ow}-1) \quad (19-9)$$
$$y_{ic}=y_{wm,j} \quad (19-2)$$
$$z_{ic,L}=-\frac{c_W(y_{wm,j})}{b}z_U(\boldsymbol{x}_{ic}) \quad (19-10)$$
$$\boldsymbol{x}_{ic}=b\cdot\frac{x_{ic}-(x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j}))}{c_w(y_{wm,j})} \quad (19-6)$$

外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_{od} とする.

第j縦断面機構の外翼ダクトの翼弦中心座標 $x_{dm,j}$, $y_{dm,j}$ 半弦長 $c_W(y_{dm,j})$ を用いて縦関節座標を次の通り表す.
外翼ダクト下面 $(g_{ob}+1 \le g \le g_{oc}-1)$

$g_{oc}-1=g_{ob}+\Delta g_{od}$
$g_{ob}=2g_{oa}-1$
$g_{oa}-1=\Delta g_{ow}$ より
$g_{ob}+1=2\Delta g_{ow}+2$

$$g_{oc}-1=2\Delta g_{ow}+\Delta g_{od}+1 \quad (20-1)$$

よってgの範囲は
$(2\Delta g_{ow}+2 \le g \le 2\Delta g_{ow}+\Delta g_{od}+1)$

$$x_{ic}=x_{dm,j}+c_d(y_{dm,j})-\frac{2\cdot c_d(y_{dm,j})}{\Delta g_{od}}\cdot(g-2\Delta g_{ow}-2) \quad (20-2)$$
$$y_{ic}=y_{dm,j} \quad (20-3)$$
$$z_{ic,L}=-\frac{c_d(y_{dm,j})}{b}z_U(\boldsymbol{x}_{ic}) \quad (20-4)$$
$$\boldsymbol{x}_{ic}=b\cdot\frac{x_{ic}-(x_{dm,j}-c_d(y_{dm,j}))}{c_d(y_{dm,j})} \quad (20-5)$$

外翼ダクト 前端 $(g=g_{oc})$

$$x_{ic}=x_{dm,j}-c_d(y_{dm,j}) \quad (20-6)$$
$$y_{ic}=y_{dm,j} \quad (20-7)$$
$$z_{ic}=0 \quad (19-3)$$

外翼ダクト上面 $(g_{oc}+1 \le g \le g_{od})$

$$g_{od}=g_{oc}+\Delta g_{od} \quad (20-8)$$
$$g_{oc}-1=2\Delta g_{ow}+\Delta g_{od}+1 \quad (20-1)$$

よりgの範囲は
$(2\Delta g_{ow}+\Delta g_{od}+3 \le g \le 2\Delta g_{ow}+\Delta g_{od}+2+\Delta g_{od})$

$$x_{ic}=x_{dm,j}-c_d(y_{dm,j})+\frac{2\cdot c_d(y_{dm,j})}{\Delta g_{od}}\cdot(g-g_{oc}) \quad (20-9)$$

$$y_{ic}=y_{dm,j} \quad (20-7)$$

$$z_{ic,U}=\frac{c_d(y_{dm,j})}{b}z_U(\boldsymbol{x}_{ic}) \quad (20-10)$$

$$\boldsymbol{x}_{ic}=b\cdot\frac{x_{ic}-(x_{dm,j}-c_d(y_{dm,j}))}{c_d(y_{dm,j})} \quad (20-5)$$

外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_{on} とする.

第 j 縦断面機構の外翼ノズルの翼弦中心座標 $x_{nm,j}$, $y_{nm,j}$ 半弦長 $c_w(y_{nm,j})$ を用いて縦関節座標を次の通り表す.

外翼ノズル上面 $(g_{od}+1\le g\le g_{oe}-1)$

$$g_{od}=g_{oc}+\Delta g_{od} \quad (20-8)$$

$$g_{oc}-1=2\Delta g_{ow}+\Delta g_{od}+1 \quad (20-1)$$

$$g_{oe}-1=g_{od}+\Delta g_{on} \quad (21-1)$$

より g の範囲は

$$(2\Delta g_{ow}+2\Delta g_{od}+3\le g\le 2\Delta g_{ow}+2\Delta g_{od}+2+\Delta g_{on})$$

$$x_{ic}=x_{nm,j}+c_n(y_{nm,j})-\frac{2\cdot c_n(y_{nm,j})}{\Delta g_{on}}\cdot(g-2\Delta g_{ow}-2\Delta g_{od}-3) \quad (21-2)$$

$$y_{ic}=y_{nm,j} \quad (21-3)$$

$$z_{ic,U}=\frac{c_n(y_{nm,j})}{b}z_U(\boldsymbol{x}_{ic}) \quad (21-4)$$

$$\boldsymbol{x}_{ic}=b\cdot\frac{x_{ic}-(x_{nm,j}-c_n(y_{nm,j}))}{c_n(y_{nm,j})} \quad (21-5)$$

外翼ノズル前端 $(g=g_{oe})$

$$x_{ic}=x_{nm,j}-c_n(y_{nm,j}) \quad (21-6)$$

$$y_{ic}=y_{nm,j} \quad (21-3)$$

$$z_{ic}=0 \quad (19-3)$$

外翼ノズル下面 $(g_{oe}+1\le g\le G_{oB})$

$$G_{oB}=g_{oe}+\Delta g_{on} \quad (21-7)$$

$$g_{od}=g_{oc}+\Delta g_{od} \quad (20-8)$$

$$g_{oc}-1=2\Delta g_{ow}+\Delta g_{od}+1 \quad (20-1)$$

$$g_{oe}-1=g_{od}+\Delta g_{oe} \quad (21-1)$$

より g の範囲は

$$(2\Delta g_{ow}+2\Delta g_{od}+2+\Delta g_{oe}+2\le g\le G_{oB})$$

$$x_{ic}=x_{nm,j}-c_n(y_{nm,j})+\frac{2\cdot c_n(y_{nm,j})}{\Delta g_{oe}}\cdot(g-2\Delta g_{ow}-\Delta g_{od}-2-\Delta g_{od}-\Delta g_{oe}-1) \quad (21-8)$$

$$y_{ic}=y_{nm,j} \quad (21-3)$$

$$z_{ic,L}=-\frac{c_n(y_{nm,j})}{b}z_U(\boldsymbol{x}_{ic}) \quad (21-9)$$

$$\boldsymbol{x}_{ic}=b\cdot\frac{x_{ic}-(x_{nm,j}-c_n(y_{nm,j}))}{c_n(y_{nm,j})} \quad (21-5)$$

2-2-7. 外翼翼端側の縦断面機構 A 型

第 j 縦断面機構の外翼本体の翼弦中心座標 $x_{wm,j}$, $y_{wm,j}$ 半弦長 $c_w(y_{wm,j})$ を用いて縦関節座標を次の通り表す.

$(y_6\le y_{wm,j}\le y_7)$

外翼本体 後端 $(g=1)$

$$x_{ic}=x_{wm,j}+c_w(y_{wm,j}) \quad (19-1)$$

$$y_{ic}=y_{wm,j} \quad (19-2)$$

$$z_{ic}=0 \quad (19-3)$$

外翼本体 上面 $(1\le g\le g_{oa}-1)$

$g_{oa}-1=\Delta g_{ow}$ より $(1\le g\le\Delta g_{ow})$

$$x_{ic}=x_{wm,j}+c_w(y_{wm,j})-\frac{2\cdot c_w(y_{wm,j})}{\Delta g_{ow}}\cdot(g-1) \quad (19-4)$$

$$y_{ic}=y_{wm,j} \quad (19-2)$$

$$z_{ic,U}=\frac{c_w(y_{wm,j})}{b}z_U(\boldsymbol{x}_{ic}) \quad (19-5)$$

$$\boldsymbol{x}_{ic}=b\cdot\frac{x_{ic}-(x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j}))}{c_w(y_{wm,j})} \quad (19-6)$$

外翼本体 前端 $(g=g_{oa})$

$$x_{ic}=x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j}) \quad (19-7)$$

$$y_{ic}=y_{wm,j} \quad (19-2)$$

$$z_{ic}=0 \quad (19-3)$$

外翼本体 下面 $(g_{oa}+1\le g\le G_{oA})$

$$G_{oA}=2g_{oa}-2 \quad (19-8)$$

$g_{oa}-1=\Delta g_{ow}$ より $(\Delta g_{ow}+2\le g\le 2\Delta g_{ow})$

$$x_{ic}=x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j})+\frac{2\cdot c_w(y_{wm,j})}{\Delta g_{ow}}\cdot(g-\Delta g_{ow}-1) \quad (19-9)$$

$$y_{ic}=y_{wm,j} \quad (19-2)$$

$$z_{ic,L}=-\frac{c_w(y_{wm,j})}{b}z_U(\boldsymbol{x}_{ic}) \quad (19-10)$$

$$\boldsymbol{x}_{ic}=b\cdot\frac{x_{ic}-(x_{wm,j}-c_w(y_{wm,j}))}{c_w(y_{wm,j})} \quad (19-6)$$

3.結論

IOM 計算則を適用する翼体系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,翼断面形状の設定に基づき, 内翼及び外翼の縦断面機構の関節配置を定式化した.

4.今後の課題

翼体系全体の縦断面機構および横断面機構の関節座標を定式化する.更に, 関節座標パラメータ群を把握しパラメータ走査方法を検討する.