

2D13 エンジン翼を備える無人機に搭載し関節

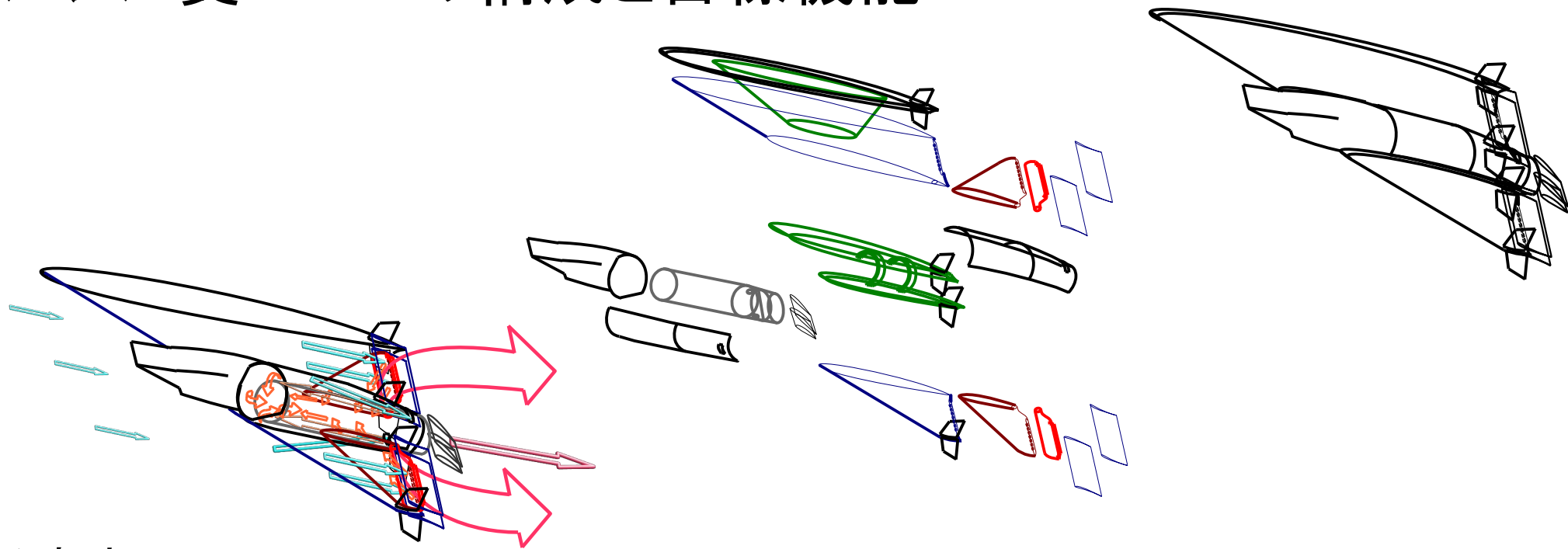
格子機構の形態過程を探索するために用いる

初期操作則の開拓

2024年4月19日

衣川 摂哉

エンジン翼EW-2の構成と目標機能



低速時

エンジン排気を内外翼後縁部のノズルに導き、ノズルを覆う吸気ダクトにより後縁部からの吸気に排気熱を伝達し、加熱吸気をエンジン前部へ導く。後方吸気により内外翼表面の気流を加速し後縁部のオーグメントフラップと共に推力、揚力を増大する。

高速時

エンジン排気を直接エンジン後部の2次元ノズルより放出し、2次元ノズル付近からの後方吸気に排気熱を伝達し、加熱吸気をエンジン前部へ導く。オーグメントフラップは内外翼後縁部で閉じ操縦翼面となる。

広範囲の速度において加速度ベクトルの任意性と低燃費を目指す。

初期操作側の具体化

関節配置にIOM計算則を適用する.

IOM計算則 入力値群に対し模擬加速度ベクトルの測定模擬誤差を与える.

構成

入力値群にデータを割り当てる入力値群(INPUT),

試行操作則(OPERATION),

測定模擬則(MEASURE)

関節配置の具体化

関節番号に対応させた関節座標の分布を設定

2.基準形態と関節配置の設定

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.

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 i s毎に与える.通し番号 i s
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.

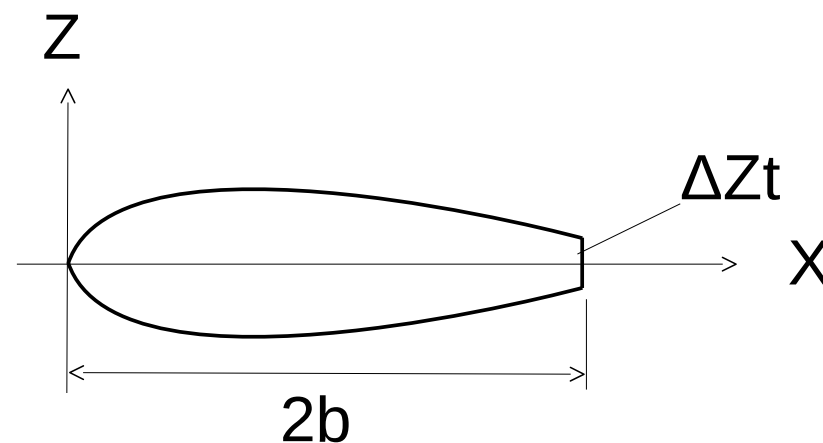
2-1-1.原型翼断面

翼弦長 $2b$

後上端z座標 Δz_t

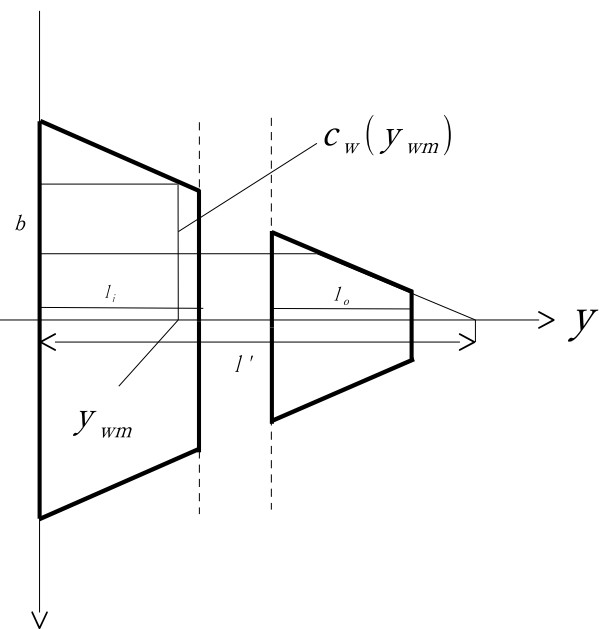
$$\Delta z_t = \sqrt{2b}(-a\sqrt{2b}+1) \quad (3)$$

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

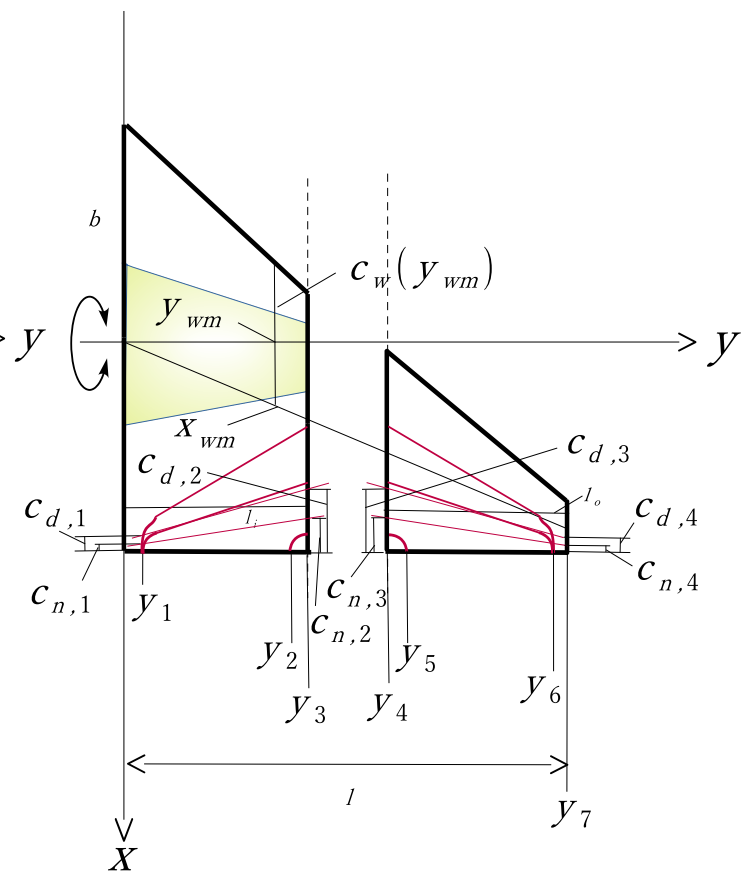
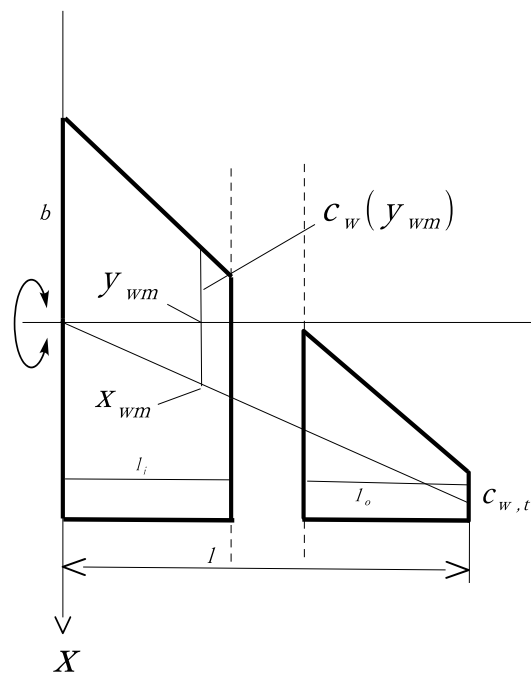


第1図

2-1-2.内翼, 外翼の翼断面形状



第2図



第3図

内翼翼根側

ダクト, ノズルを有さないy範囲 $(0 \leq y < y_1)$ 翼断面A型

ダクト, ノズルを有するy範囲 $(y_1 \leq y < y_2)$ 翼断面B型

内翼翼端側

ダクト, ノズルを有さないy範囲 $(y_2 \leq y \leq y_3)$ 翼断面A型

外翼翼根側

ダクト, ノズルを有さないy範囲 $(y_4 \leq y < y_5)$ 翼断面A型

ダクト, ノズルを有するy範囲 $(y_5 \leq y < y_6)$ 翼断面B型

外翼翼端側

ダクト, ノズルを有さないy範囲 $(y_6 \leq y \leq y_7)$ 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.

翼弦中心座標と半弦長

内翼本体および外翼本体

翼弦中心座標 $(X_{wm,j}, y_{wm,j}, Z_{wm,j})$

$$(0 \leq y_{wm} \leq y_3, y_4 \leq y_{wm} \leq y_7)$$

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

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

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

内翼ダクト

翼弦中心座標 (X_{dm}, y_{dm}, Z_{dm})

$$(y_1 \leq y_{dm} \leq y_3)$$

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

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

$$\text{半弦長} \quad c_d(y_{dm}) = b - X_{dm} \quad (9-5)$$

内翼ノズル

翼弦中心座標 (X_{nm}, y_{nm}, Z_{nm})

$$(y_1 \leq y_{nm} \leq y_3) \quad (10-1)$$

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

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

$$\text{半弦長} \quad c_n(y_{nm}) = b - X_{nm} \quad (10-4)$$

外翼ダクト

翼弦中心座標 (X_{dm}, y_{dm}, Z_{dm})

$$(y_4 \leq y_{dm} \leq y_6) \quad (11-1)$$

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

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

$$\text{半弦長 } c_d(y_{dm}) = b - X_{dm} \quad (11-4)$$

外翼ノズル

翼弦中心座標 (X_{nm}, y_{nm}, Z_{nm})

$$(y_4 \leq y_{nm} \leq y_6) \quad (12-1)$$

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

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

$$\text{半弦長 } c_n(y_{nm,j}) = b - X_{nm,j} \quad (10-4)$$

内翼の翼断面

翼断面A型 $(0 \leq y < y_1)$

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.

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

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

$$X = b \cdot \frac{X - (X_{wm} - c_w(y))}{c_w(y)} \quad (13-3)$$

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

翼断面B型 ($y_1 \leq y < y_2$)

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

$$X_{wm} - c_w(y) \leq X \leq X_{wm} + c_w(y) \quad (13-1)$$

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

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

$$Z_L(X) = -Z_U(X) \quad (13-4)$$

内翼ダクトにおける翼断面

$$X_{dm} - c_d(y) \leq X \leq X_{dm} + c_d(y) \quad (14-1)$$

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

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

ダクト翼厚低減率

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

$$Z_L(X) = -Z_U(X) \quad (13-4)$$

内翼ノズルにおける翼断面

$$X_{nm} - c_n(y) \leq X \leq X_{nm} + c_n(y) \quad (15-1)$$

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

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

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 ($y_2 \leq y \leq y_3$)

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.

$$X_{wm} - c_w(y) \leq X \leq X_{wm} + c_w(y) \quad (13-2)$$

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

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

外翼の翼断面

翼断面A型 ($y_4 \leq y < y_5$)

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, 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.

$$X_{wm} - c_w(y) \leq X \leq X_{wm} + c_w(y) \quad (13-1)$$

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

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

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

翼断面B型 ($y_5 \leq y < y_6$)

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, 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

$$X_{wm} - c_w(y) \leq X \leq X_{wm} + c_w(y) \quad (13-1)$$

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

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

外翼ダクトにおける翼断面

$$X_{dm} - c_d(y) \leq X \leq X_{dm} + c_d(y) \quad (14-1)$$

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

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

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

$$X_{nm} - c_n(y) \leq X \leq X_{nm} + c_n(y) \quad (15-1)$$

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

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

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_t を与える

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

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.

$$X_{wm} - c_w(y) \leq X \leq X_{wm} + c_w(y) \quad (13-1)$$

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

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

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

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

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

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.

$$X_{fm} - c_f(y) \leq X \leq X_{fm} + c_f(y) \quad (17-1)$$

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

$$x = b \cdot \frac{X - (X_{fm} - c_f(y))}{c_f(y)} \quad (17-3)$$

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

但し

第1オーギュメンターフラップ

$$(y_8 \leq y \leq y_9) \quad c_f(y) \equiv c_{f1}(y)$$

第2オーギュメンターフラップ

$$(y_{10} \leq y \leq y_{11}) \quad c_f(y) \equiv c_{f2}(y)$$

第3オーギュメンターフラップ

$$(y_{12} \leq y \leq y_{13}) \quad c_f(y) \equiv c_{f3}(y)$$

第4オーギュメンターフラップ

$$(y_{14} \leq y \leq y_{15}) \quad c_f(y) \equiv c_{f4}(y)$$

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

$$X_\alpha = X_c + \cos\alpha \cdot (X - X_c) + \sin\alpha \cdot (Z_U - Z_c) \quad (17-4)$$

$$Z_\alpha = Z_c + \cos\alpha \cdot (X - X_c) - \sin\alpha \cdot (Z_U - Z_c) \quad (17-5)$$

下面

$$X_\alpha = X_c + \cos\alpha \cdot (X - X_c) + \sin\alpha \cdot (Z_L - Z_c) \quad (17-6)$$

$$Z_\alpha = Z_c + \cos\alpha \cdot (X - X_c) - \sin\alpha \cdot (Z_L - Z_c) \quad (17-7)$$

結 論

エンジン翼を有する無人機に搭載する初期操作則を開拓するステップとして，基準形態を平面形および翼断面形により設定した．

今後の課題

翼断面形に沿った縦断面機構のスパン方向分布上に縦関節を配し，スパン方向に沿った横断面機構のコード方向分布上に横関節を配して関節格子を形成する．

そして，縦，横の関節番号に対応させた関節座標分布を定式化する．