

D19 エンジン翼の関節格子機構の形態過程探索

○衣川 摂哉

A search for the form changing process of a jointed lattice structure of engined wing
Setsuya Kinugawa

Key Words:Aircraft,Wing,Flap,Jointed Lattice Structure

Abstract

For the first development step of engined wing by unmanned vehicle,a form system of engined wing is presented having a wing system which realize form changing process .And the jointed lattice structure of the wing system is defined parametrically to search a method for operation of joint angle set which enables efficient accerelation change suppressing the structural complexity.

記号

添字pは, 内翼 I , 外翼 O , 第 1, 2, 3, 4 オーギュメンターフラップ 1, 2, 3, 4 である.

縦断面機構の数 J_p
縦断面機構番号 j
第j番目の縦断面機構の縦部材数 $I_{p,j}$
各縦断面機構の縦部材番号 i
縦部材の部分曲線 $f_{p,j,i}$
縦部材の関節間距離 $x_{p,j,i}$
第j番目の縦断面機構の縦関節数 $G_{p,j}$
縦関節番号 g
縦関節角 $\theta_{p,j,g}$
縦関節角の操作量 $\Delta\theta_{p,j,g}$
横断面機構の数 N_p
横断面機構番号 n
各横断面機構の横部材番号 m
横部材の部分曲線 $s_{p,n,m}$
横関節番号 h
横関節角 $\varphi_{p,n,h}$
横関節角の操作量 $\Delta\varphi_{p,n,h}$

1. 序

非限定運用に供する汎用輸送機のエンジン翼は, 広範囲な飛行状態で生存環境に適合しガスタービンエンジンの性能を増幅して低燃費で高い加速度の任意性を目指すものである. オーギュメンターフラップによる推力, 揚力の増強, 全体的で精細な形態変形の自由度, 振動回避特性, 排気熱を後方吸気へ伝達する排熱回生による燃費低減等の可能性を有する.

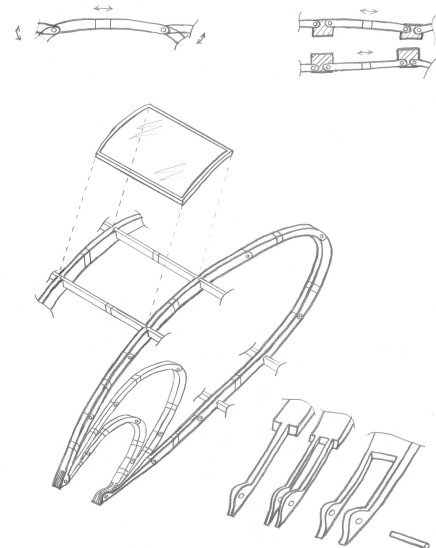
エンジン翼の無人機による開拓のため, 構成探索の第1段階で設定した形態系(文献1参照)における翼体系の関節格子機構の量的な設定を具体化する. そしてより複雑性が低く効率的な形態過程を実現できる翼体系を見出すため, 翼体系の特に内翼について形態過程

の探索方法として関節格子機構の関節角の操作による加速度の変更法を探索する.

2. 翼体系の構成

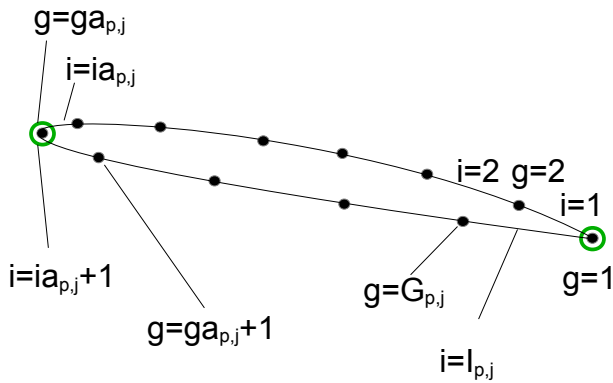
内翼, 外翼, オーギュメンターフラップ群はいずれも骨組を可変形成する関節格子機構と, 関節格子機構を覆うと共に 関節格子機構の動きに従って表面の形状を変化させる可撓スキンからなる構成を有する.

関節格子機構は第1図に示すように, 縦の断面形状を形成する複数の縦断面機構と, 各縦断面機構の相対位置を決め横の断面形状を形成する複数の横断面機構が結合してなる.

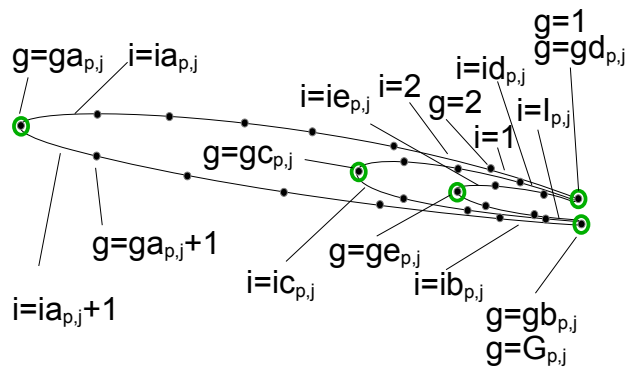


第1図 関節格子機構の細部

縦断面機構は, 複数の縦部材が連結して縦断面形状を形成する. また縦断面機構は, 単純な翼型を形成する縦断面機構A型(第2図)と, 翼型, ダクト断面, ノズル断面を形成する縦断面機構B型(第3図)の2種類からなる.

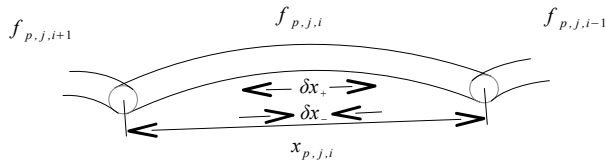


第2図 縦断面機構A型



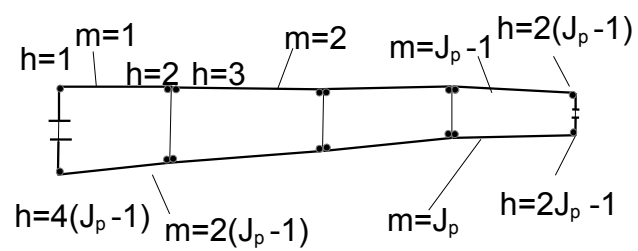
第3図 縦断面機構B型

縦部材は翼、ダクト、ノズルの夫々において表面側が縦断面形状の部分曲線を有し、両端に他の縦部材と連結し縦断面内で回転可能な縦関節を有する。また、縦部材には関節の回転角保持機構、部分曲線に沿って長さを調節する伸縮機構、配線その他が内蔵される(第1図左上, 第4図)。

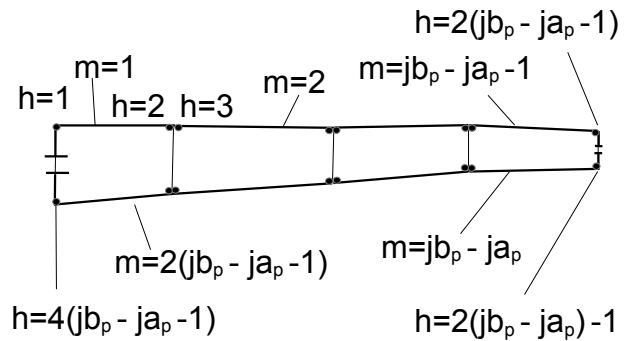


第4図 縦部材の部分曲線および伸縮量

横断面機構は、複数の横部材が縦部材を連結して上、下側曲線を形成し、縦断面に直角な上下方向の横断面形状を形成する。また横断面機構は、翼の横断面形状を形成する横断面機構A型(第5図)と、ダクトの横断面形状を形成する横断面機構B型(第6図)と、ノズルの横断面形状を形成する横断面機構C型(第6図)の3種類からなる。

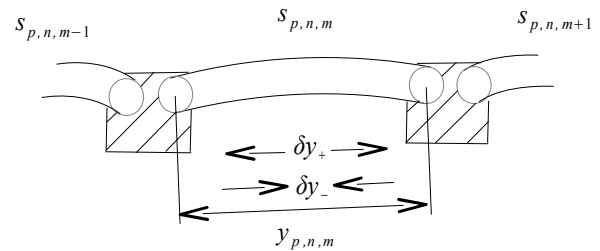


第5図 横断面機構A型の横部材, 横関節番号



第6図 横断面機構B, C型の横部材, 横関節番号

横部材は翼、ダクト、ノズルの夫々において表面側が横断面形状の部分曲線を有し、両端に縦断面機構の縦部材と連結し上下方向に回転可能な関節を有する。また、横部材には両端の関節の回転角保持機構、部分曲線に沿って長さを調節する伸縮機構、配線その他が内蔵される(第1図右上, 第7図)。



第7図 横部材の部分曲線および伸縮量

3. 翼体系の作動

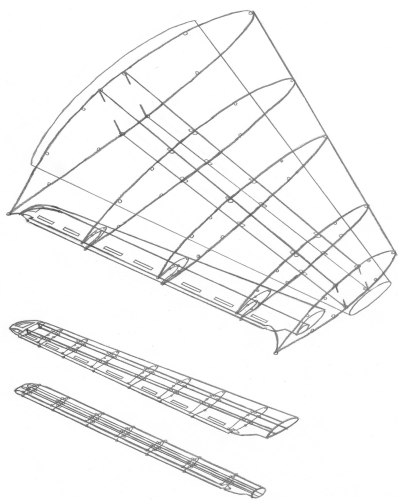
縦断面機構、横断面機構の夫々において関節角の変更に幾何学的に追従して縦部材、横部材が伸縮する。そして、相似多角形の中の1多角形に確定するため夫々1本の縦部材、横部材の長さを固定し伸縮させない。

4. 関節格子機構の量的設定

次に各翼体の関節格子機構の量的設定を行う。

4.1.内翼

関節格子機構(第8図)が支持体のスパン方向両端で上下方向に伸縮可能な支持部材により両端支持される。



第8図 内翼の関節格子機構

関節格子機構

翼根から翼端の順に縦断面機構 $j=1 \sim ja_1$ がA型, 縦断面機構 $j=ja_1+1 \sim jb_1$ がB型, 縦断面機構 $j=jb_1+1 \sim J_1$ がA型である。また, 前方から後方の順に横断面機構 $n=1 \sim na_1$ がA型, 前方から後方の順に横断面機構 $n=na_1+1 \sim nb_1$ がB型, 前方から後方の順に横断面機構 $n=nb_1+1 \sim N_1$ がC型である。

縦断面機構

縦断面機構A型 $j=1 \sim ja_1$

縦部材に次の通り番号 i を付与する(第2図参照)。

翼上面後縁から前縁の順に

$$i=1 \sim ia_{1,j}$$

翼下面前縁から後縁の順に

$$i=ia_{1,j}+1 \sim I_{1,j}$$

縦関節に次の通り番号 g を付与する(第2図参照)。

$g=1$	後縁
$g=2 \sim ga_{1,j}-1$	上面
$g=ga_{1,j}$	前縁
$(g a_{1,j} = ia_{1,j} + 1)$	
$g=ga_{1,j}+1 \sim G_{1,j}$	下面
$(G_{1,j} = I_{1,j} + 1)$	

縦断面機構B型 $j=ja_1+1 \sim jb_1$

縦部材に次の通り番号 i を付与する(第3図参照)。

翼上面後縁から前縁の順に

$$i=1 \sim ia_{1,j}$$

翼下面前縁から後縁の順に

$$i=ia_{1,j}+1 \sim ib_{1,j}$$

ダクト下面後端から前端の順に

$$i=ib_{1,j}+1 \sim ic_{1,j}$$

ダクト上面前端から後端の順に

$$i=ic_{1,j}+1 \sim id_{1,j}$$

ノズル上面後端から前端の順に

$$i=id_{1,j}+1 \sim ie_{1,j}$$

ノズル下面前端から後端の順に

$$i=ie_{1,j}+1 \sim I_{1,j}$$

縦関節に次の通り番号 g を付与する(第3図参照)。

翼型上面後端から前縁の順に

$$g=1 \sim ga_{1,j}-1$$

$g=ga_{1,j}$ 翼型前縁

$$(g a_{1,j} = ia_{1,j} + 1)$$

翼型下面前縁から後端の順に

$$g=ga_{1,j}+1 \sim gb_{1,j}$$

$$(g b_{1,j} = ib_{1,j} + 1)$$

ダクト下面後端から前端の順に

$$g=gb_{1,j}+1 \sim gc_{1,j}-1$$

$g=gc_{1,j}$ ダクト前端

$$(g c_{1,j} = ic_{1,j} + 1)$$

ダクト上面前端から後端の順に

$$g=gc_{1,j}+1 \sim gd_{1,j}$$

$$(g d_{1,j} = id_{1,j} + 1)$$

ノズル上面後端から前端の順に

$$g=gd_{1,j}+1 \sim ge_{1,j}-1$$

$g=ge_{1,j}$ ノズル前端

$$(g e_{1,j} = ie_{1,j} + 1)$$

ノズル下面前端から後端の順に

$$g=ge_{1,j}+1 \sim G_{1,j}$$

$$(G_{1,j} = I_{1,j} + 1)$$

縦断面機構A型 $j=jb_1+1 \sim J_1$

縦部材に次の通り番号 i を付与する(第2図参照)。

翼上面後縁から前縁の順に

$$i=1 \sim ia_{1,j}$$

翼下面前縁から後縁の順に

$$i=ia_{1,j}+1 \sim I_{1,j}$$

縦関節に次の通り番号 g を付与する(第2図参照)。

$g=1$	後縁
$g=2 \sim ga_{1,j}-1$	上面
$g=ga_{1,j}$	前縁
$(g a_{1,j} = ia_{1,j} + 1)$	
$g=ga_{1,j}+1 \sim G_{1,j}$	下面
$(G_{1,j} = I_{1,j} + 1)$	

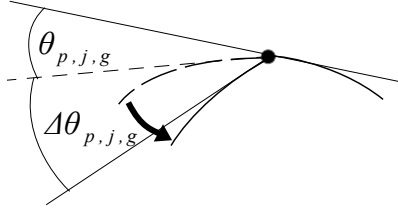
全ての縦部材 i は, 部分曲線 $f_{1,j,i}$, 伸縮率

$\delta f_{1,j,i}$ が付与される(第4図参照).

但し, $\delta f_{1,j,i} \equiv [\delta x_+/x_{1,j,i}, \delta x_-/x_{1,j,i}]$
($\delta x_+ > 0, \delta x_- < 0$)

縦関節角 $\theta_{1,j,g}$,

縦関節角の操作量 $\Delta\theta_{1,j,g}$ を導入する(第9図参照).



第9図 縦部材の縦関節角および操作量

横断面機構

横断面機構A型 $n=1 \sim na_1$

横部材に次の通り番号 m を付与する(第5図参照).

翼上面翼根側から翼端側の順に
 $m=1 \sim J_1-1$

翼下面翼端側から翼根側の順に
 $m=J_1 \sim 2(J_1-1)$

横関節に次の通り番号 h を付与する(第5図参照).

翼上面翼根側から翼端側の順に
 $h=1 \sim 2(J_1-1)$

翼下面翼端側から翼根側の順に
 $h=2J_1-1 \sim 4(J_1-1)$

横断面機構B型 $n=na_1+1 \sim nb_1$

横部材に次の通り番号 m を付与する(第6図参照).

ダクト上面翼根側から翼端側の順に
 $m=1 \sim jb_1-ja_1-1$

ダクト下面翼端側から翼根側の順に
 $m=jb_1-ja_1 \sim 2(jb_1-ja_1-1)$

横関節に次の通り番号 h を付与する(第6図参照).

ダクト上面翼根側から翼端側の順に
 $h=1 \sim 2(jb_1-ja_1-1)$

ダクト下面翼端側から翼根側の順に
 $h=2(jb_1-ja_1)-1 \sim 4(jb_1-ja_1-1)$

横断面機構C型 $n=nb_1+1 \sim N_1$

横部材に次の通り番号 m を付与する(第6図参照).

ノズル上面翼根側から翼端側の順に
 $m=1 \sim jb_1-ja_1-1$

ノズル下面翼端側から翼根側の順に

$m=jb_1-ja_1 \sim 2(jb_1-ja_1-1)$

横関節に次の通り番号 h を付与する(第6図参照).

ノズル上面翼根側から翼端側の順に
 $h=1 \sim 2(jb_1-ja_1-1)$

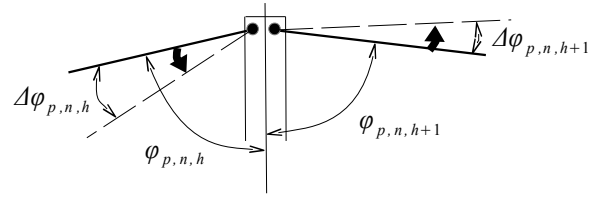
ノズル下面翼端側から翼根側の順に
 $h=2(jb_1-ja_1)-1 \sim 4(jb_1-ja_1-1)$

全ての横部材 m は, 部分曲線 $s_{1,n,m}$, 伸縮率 $\delta s_{1,n,m}$ が付与される(第8図参照).

但し, $\delta s_{1,n,m} \equiv [\delta y_+/y_{1,n,m}, \delta y_-/y_{1,n,m}]$
($\delta y_+ > 0, \delta y_- < 0$)

横関節角 $\phi_{1,n,h}$,

横関節角の操作量 $\Delta\phi_{1,n,h}$ を導入する(第10図参照).



第10図 横関節角および操作量

可撓スキンの適用

可撓スキンが縦および横部材と接合し, 翼内ノズル, ダクト形成覆, 内翼表面が形成される.

4.2. 外翼

関節格子機構が外側結合盤で上下方向に伸縮可能な支持部材により片持支持される. そして可撓スキンにより翼内ノズル, ダクト形成覆, 外翼表面が形成される.

関節格子機構

翼根から翼端の順に縦断面機構 $j=1 \sim ja_2$ がA型, 縦断面機構 $j=ja_2+1 \sim jb_2$ がB型, 縦断面機構 $j=jb_2+1 \sim J_2$ がA型である. また, 前方から後方の順に横断面機構 $n=1 \sim na_2$ がA型, 前方から後方の順に横断面機構 $n=na_2+1 \sim nb_2$ がB型, 前方から後方の順に横断面機構 $n=nb_2+1 \sim N_2$ がC型である.

縦断面機構

縦断面機構A型 $j=1 \sim ja_2$

縦部材に次の通り番号 i を付与する(第2図参照).

翼上面後縁から前縁の順に

$i=1 \sim ia_{2,j}$

翼下面前縁から後縁の順に

$i=ia_{2,j}+1 \sim I_{2,j}$

縦関節に次の通り番号 g を付与する(第2図参照).

$$\begin{aligned} g &= 1 && \text{後縁} \\ g &= 2 \sim ga_{2,j} - 1 && \text{上面} \\ g &= ga_{2,j} && \text{前縁} \\ &(\quad ga_{2,j} = ia_{2,j} + 1 \quad) \\ g &= ga_{2,j} + 1 \sim G_{2,j} && \text{下面} \\ &(\quad G_{2,j} = I_{2,j} \quad) \end{aligned}$$

縦断面機構B型 $j = ja_2 + 1 \sim jb_2$

縦部材に次の通り番号 i を付与する(第3図参照).

翼上面後縁から前縁の順に

$$i = 1 \sim ia_{2,j}$$

翼下面前縁から後縁の順に

$$i = ia_{2,j} + 1 \sim ib_{2,j}$$

ダクト下面後端から前端の順に

$$i = ib_{2,j} + 1 \sim ic_{2,j}$$

ダクト上面前端から後端の順に

$$i = ic_{2,j} + 1 \sim id_{2,j}$$

ノズル上面後端から前端の順に

$$i = id_{2,j} + 1 \sim ie_{2,j}$$

ノズル下面前端から後端の順に

$$i = ie_{2,j} + 1 \sim I_{2,j}$$

縦関節に次の通り番号 g を付与する(第3図参照).

翼型上面後端から前縁の順に

$$g = 1 \sim ga_{2,j} - 1$$

$g = ga_{2,j}$ 翼型前縁

$$(\quad ga_{2,j} = ia_{2,j} + 1 \quad)$$

翼型下面前縁から後端の順に

$$g = ga_{2,j} + 1 \sim gb_{2,j}$$

$$(\quad gb_{2,j} = ib_{2,j} + 1 \quad)$$

ダクト下面後端から前端の順に

$$g = gb_{2,j} + 1 \sim gc_{2,j} - 1$$

$g = gc_{2,j}$ ダクト前端

$$(\quad gc_{2,j} = ic_{2,j} + 1 \quad)$$

ダクト上面前端から後端の順に

$$g = gc_{2,j} + 1 \sim gd_{2,j}$$

$$(\quad gd_{2,j} = id_{2,j} + 1 \quad)$$

ノズル上面後端から前端の順に

$$g = gd_{2,j} + 1 \sim ge_{2,j} - 1$$

$g = ge_{2,j}$ ノズル前端

$$(\quad ge_{2,j} = ie_{2,j} + 1 \quad)$$

ノズル下面前端から後端の順に

$$g = ge_{2,j} + 1 \sim G_{2,j}$$

$$(\quad G_{2,j} = I_{2,j} + 1 \quad)$$

縦断面機構A型 $j = jb_2 + 1 \sim J_2$

縦部材に次の通り番号 i を付与する(第2図参照).

翼上面後縁から前縁の順に

$$i = 1 \sim ia_{2,j}$$

翼下面前縁から後縁の順に

$$i = ia_{2,j} + 1 \sim I_{2,j}$$

縦関節に次の通り番号 g を付与する(第2図参照).

$$g = 1$$

後縁

$$g = 2 \sim ga_{2,j} - 1$$

上面

$$g = ga_{2,j}$$

前縁

$$(\quad ga_{2,j} = ia_{2,j} + 1 \quad)$$

$$g = ga_{2,j} + 1 \sim G_{2,j}$$

下面

$$(\quad G_{2,j} = I_{2,j} \quad)$$

$$\text{但し, } \delta f_{2,j,i} = [\delta x_+ / x_{2,j,i}, \delta x_- / x_{2,j,i}]$$

$$(\delta x_+ > 0, \delta x_- < 0)$$

全ての縦部材 i は, 部分曲線 $f_{2,j,i}$, 伸縮率 $\delta f_{2,j,i}$ が付与される(第4図参照).

縦関節角 $\theta_{2,j,g}$,

縦関節角の操作量 $\Delta\theta_{2,j,g}$ を導入する(第9図参照).

横断面機構

横断面機構A型 $n = 1 \sim na_2$

横部材に次の通り番号 m を付与する(第5図参照).

翼上面翼根側から翼端側の順に

$$m = 1 \sim J_2 - 1$$

翼下面翼端側から翼根側の順に

$$m = J_2 \sim 2(J_2 - 1)$$

横関節に次の通り番号 h を付与する(第5図参照).

翼上面翼根側から翼端側の順に

$$h = 1 \sim 2(J_2 - 1)$$

翼下面翼端側から翼根側の順に

$$h = 2J_2 - 1 \sim 4(J_2 - 1)$$

横断面機構B型 $n = na_2 + 1 \sim nb_2$

横部材に次の通り番号 m を付与する(第6図参照).

ダクト上面翼根側から翼端側の順に

$$m = 1 \sim jb_2 - ja_2 - 1$$

ダクト下面翼端側から翼根側の順に

$$m = jb_2 - ja_2 \sim 2(jb_2 - ja_2 - 1)$$

横関節に次の通り番号 h を付与する(第6図参照).

ダクト上面翼根側から翼端側の順に

$$h = 1 \sim 2(jb_2 - ja_2 - 1)$$

ダクト下面翼端側から翼根側の順に

$$h = 2(jb_2 - ja_2) - 1 \sim 4(jb_2 - ja_2 - 1)$$

横断面機構C型 $n=nb_2+1 \sim N_2$

横部材に次の通り番号 m を付与する(第6図参照).

ノズル上面翼根側から翼端側の順に
 $m=1 \sim jb_2 - ja_2 - 1$

ノズル下面翼端側から翼根側の順に
 $m=jb_2 - ja_2 \sim 2(jb_2 - ja_2 - 1)$

横関節に次の通り番号 h を付与する(第6図参照).

ノズル上面翼根側から翼端側の順に
 $h=1 \sim 2(jb_2 - ja_2 - 1)$

ノズル下面翼端側から翼根側の順に
 $h=2(jb_2 - ja_2) - 1 \sim 4(jb_2 - ja_2 - 1)$

全ての横部材 m は、部分曲線 $s_{2,n,m}$, 伸縮率 $\delta s_{2,n,m}$ が付与される(第8図参照).

但し、 $\delta s_{2,n,m} \equiv [\delta y_+ / y_{2,n,m}, \delta y_- / y_{2,n,m}]$
($\delta y_+ > 0, \delta y_- < 0$)

横関節角 $\varphi_{2,n,h}$,

横関節角の操作量 $\Delta\varphi_{2,n,h}$ を導入する(第10図参照).

可撓スキンの適用

可撓スキンが縦および横部材と接合し、翼内ノズル、ダクト形成覆、内翼表面が形成される。

4-3 第1オーギュメンターフラップ

翼根基部と内側結合盤の上方端板の回転支持機構で左右を支持されて内翼上方に配される。

関節格子機構

翼根から翼端の順に縦断面機構 $j=1 \sim J_3$ が全てA型である。また、前方から後方の順に横断面機構 $n=1 \sim N_3$ が全てA型である。

縦断面機構A型 $j=1 \sim J_3$

縦部材に次の通り番号 i を付与する(第2図参照).

翼上面後縁から前縁の順に
 $i=1 \sim ia_{3,j}$

翼下面前縁から後縁の順に
 $i=ia_{3,j}+1 \sim I_{3,j}$

縦関節に次の通り番号 g を付与する(第2図参照).

$g=1$	後縁
$g=2 \sim ga_{3,j}-1$	上面
$g=ga_{3,j}$	前縁
($ga_{3,j}=ia_{3,j}+1$)	
$g=ga_{3,j}+1 \sim G_{3,j}$	下面

($G_{3,j}=I_{3,j}$)

全ての縦部材 i は、部分曲線 $f_{3,j,i}$, 伸縮率 $\delta f_{3,j,i}$ が付与される(第4図参照).

但し、 $\delta f_{3,j,i} \equiv [\delta x_+ / x_{3,j,i}, \delta x_- / x_{3,j,i}]$
($\delta x_+ > 0, \delta x_- < 0$)

縦関節角 $\theta_{3,j,g}$,

縦関節角の操作量 $\Delta\theta_{3,j,g}$ を導入する(第9図参照).

横断面機構A型 $n=1 \sim N_3$

横部材に次の通り番号 m を付与する(第5図参照).

翼上面翼根側から翼端側の順に
 $m=1 \sim J_3 - 1$

翼下面翼端側から翼根側の順に
 $m=J_3 \sim 2(J_3 - 1)$

横関節に次の通り番号 h を付与する(第5図参照).

翼上面翼根側から翼端側の順に
 $h=1 \sim 2(J_3 - 1)$

翼下面翼端側から翼根側の順に
 $h=2J_3 - 1 \sim 4(J_3 - 1)$

全ての横部材 m は、部分曲線 $s_{3,n,m}$, 伸縮率 $\delta s_{3,n,m}$ が付与される(第7図参照).

但し、 $\delta s_{3,n,m} \equiv [\delta y_+ / y_{3,n,m}, \delta y_- / y_{3,n,m}]$
($\delta y_+ > 0, \delta y_- < 0$)

横関節角 $\varphi_{3,n,h}$,

横関節角の操作量 $\Delta\varphi_{3,n,h}$ を導入する(第10図参照).

4-4. 第2オーギュメンターフラップ

第2オーギュメンターフラップが、翼根基部と内側結合盤の下方端板の回転支持機構で左右を支持されて内翼下方に配される。

関節格子機構

翼根から翼端の順に縦断面機構 $j=1 \sim J_4$ が全てA型である。また、前方から後方の順に横断面機構 $n=1 \sim N_4$ が全てA型である。

縦断面機構A型 $j=1 \sim J_4$

縦部材に次の通り番号 i を付与する(第2図参照).

翼上面後縁から前縁の順に
 $i=1 \sim ia_{4,j}$

翼下面前縁から後縁の順に
 $i=ia_{4,j}+1 \sim I_{4,j}$

縦関節に次の通り番号 g を付与する(第2図参照).

$$\begin{aligned}
g &= 1 && \text{後縁} \\
g &= 2 \sim ga_{4,j} - 1 && \text{上面} \\
g &= ga_{4,j} && \text{前縁} \\
& (\ ga_{4,j} = ia_{4,j} + 1 \) \\
g &= ga_{4,j} + 1 \sim G_{4,j} && \text{下面} \\
& (\ G_{4,j} = I_{4,j} \)
\end{aligned}$$

全ての縦部材 i は、部分曲線 $f_{4,j,i}$, 伸縮率 $\delta f_{4,j,i}$ が付与される(第4図参照).

$$\begin{aligned}
& \delta f_{4,j,i} \equiv [\delta x_+ / x_{4,j,i}, \delta x_- / x_{4,j,i}] \\
& \text{但し,} \quad (\delta x_+ > 0, \delta x_- < 0)
\end{aligned}$$

縦関節角 $\theta_{4,j,g}$,

縦関節角の操作量 $\Delta\theta_{4,j,g}$ を導入する(第9図参照).

横断面機構A型 $n=1 \sim N_4$

横部材に次の通り番号 m を付与する(第5図参照).

翼上面翼根側から翼端側の順に
 $m=1 \sim J_4 - 1$

翼下面翼端側から翼根側の順に
 $m=J_4 \sim 2(J_4 - 1)$

縦関節に次の通り番号 h を付与する(第5図参照).

翼上面翼根側から翼端側の順に
 $h=1 \sim 2(J_4 - 1)$

翼下面翼端側から翼根側の順に
 $h=2J_4 - 1 \sim 4(J_4 - 1)$

全ての横部材 m は、部分曲線 $s_{4,n,m}$, 伸縮率 $\delta s_{4,n,m}$ が付与される(第7図参照).

$$\begin{aligned}
& \delta s_{4,n,m} \equiv [\delta y_+ / y_{4,n,m}, \delta y_- / y_{4,n,m}] \\
& \text{但し,} \quad (\delta y_+ > 0, \delta y_- < 0)
\end{aligned}$$

横関節角 $\varphi_{4,n,h}$,

横関節角の操作量 $\Delta\varphi_{4,n,h}$ を導入する(第10図参照).

4-5. 第3オーギュメンターフラップ

第3オーギュメンターフラップが、外側結合盤と外翼端の上方端板の回転支持機構で左右を支持されて外翼上方に配される。

翼根から翼端の順に縦断面機構 $j=1 \sim J_5$ が全てA型である。また、前方から後方の順に横断面機構 $n=1 \sim N_5$ が全てA型である。

縦断面機構A型 $j=1 \sim J_5$

縦部材に次の通り番号 i を付与する(第2図参照).

翼上面後縁から前縁の順に
 $i=1 \sim ia_{5,j}$

翼下面前縁から後縁の順に

$$i = ia_{5,j} + 1 \sim I_{5,j}$$

縦関節に次の通り番号 g を付与する(第2図参照).

$$\begin{aligned}
g &= 1 && \text{後縁} \\
g &= 2 \sim ga_{5,j} - 1 && \text{上面} \\
g &= ga_{5,j} && \text{前縁} \\
& (\ ga_{5,j} = ia_{5,j} + 1 \) \\
g &= ga_{5,j} + 1 \sim G_{5,j} && \text{下面} \\
& (\ G_{5,j} = I_{5,j} \)
\end{aligned}$$

全ての縦部材 i は、部分曲線 $f_{5,j,i}$, 伸縮率 $\delta f_{5,j,i}$ が付与される(第4図参照).

$$\begin{aligned}
& \delta f_{5,j,i} \equiv [\delta x_+ / x_{5,j,i}, \delta x_- / x_{5,j,i}] \\
& \text{但し,} \quad (\delta x_+ > 0, \delta x_- < 0)
\end{aligned}$$

縦関節角 $\theta_{4,j,g}$,

縦関節角の操作量 $\Delta\theta_{5,j,g}$ を導入する(第9図参照).

横断面機構A型 $n=1 \sim N_5$

横部材に次の通り番号 m を付与する(第5図参照).

翼上面翼根側から翼端側の順に
 $m=1 \sim J_5 - 1$

翼下面翼端側から翼根側の順に
 $m=J_5 \sim 2(J_5 - 1)$

縦関節に次の通り番号 h を付与する(第5図参照).

翼上面翼根側から翼端側の順に
 $h=1 \sim 2(J_5 - 1)$

翼下面翼端側から翼根側の順に
 $h=2J_5 - 1 \sim 4(J_5 - 1)$

全ての横部材 m は、部分曲線 $s_{5,n,m}$, 伸縮率 $\delta s_{5,n,m}$ が付与される(第7図参照).

$$\begin{aligned}
& \delta s_{5,n,m} \equiv [\delta y_+ / y_{5,n,m}, \delta y_- / y_{5,n,m}] \\
& \text{但し,} \quad (\delta y_+ > 0, \delta y_- < 0)
\end{aligned}$$

横関節角 $\varphi_{5,n,h}$,

横関節角の操作量 $\Delta\varphi_{5,n,h}$ を導入する(第10図参照).

4-6. 第4オーギュメンターフラップ

第4オーギュメンターフラップが、外側結合盤と外翼端の下方端板の回転支持機構で左右を支持されて外翼下方に配される。

翼根から翼端の順に縦断面機構 $j=1 \sim J_6$ が全てA型である。また、前方から後方の順に横断面機構 $n=1 \sim N_6$ が全てA型である。

縦断面機構A型 $j=1 \sim J_6$

縦部材に次の通り番号 i を付与する(第2図参照).

翼上面後縁から前縁の順に

$$i=1 \sim ia_{6,j}$$

翼下面前縁から後縁の順に

$$i=ia_{6,j}+1 \sim I_{6,j}$$

縦関節に次の通り番号 g を付与する(第2図参照).

$$g=1 \quad \text{後縁}$$

$$g=2 \sim ga_{6,j}-1 \quad \text{上面}$$

$$g=ga_{6,j} \quad \text{前縁}$$

$$(g a_{6,j} = ia_{6,j} + 1)$$

$$g=ga_{6,j}+1 \sim G_{6,j} \quad \text{下面}$$

$$(G_{6,j} = I_{6,j})$$

全ての縦部材 i は, 部分曲線 $f_{6,j,i}$, 伸縮率 $\delta f_{6,j,i}$ が付与される(第4図参照).

$$\delta f_{6,j,i} = [\delta x_+ / x_{6,j,i}, \delta x_- / x_{6,j,i}]$$

但し,

$$(\delta x_+ > 0, \delta x_- < 0)$$

縦関節角 $\theta_{6,j,g}$,

縦関節角の操作量 $\Delta\theta_{6,j,g}$ を導入する(第9図参照).

横断面機構A型 $n=1 \sim N_6$

横部材に次の通り番号 m を付与する(第5図参照).

翼上面翼根側から翼端側の順に

$$m=1 \sim J_6-1$$

翼下面翼端側から翼根側の順に

$$m=J_6 \sim 2(J_6-1)$$

横関節に次の通り番号 h を付与する(第5図参照).

翼上面翼根側から翼端側の順に

$$h=1 \sim 2(J_6-1)$$

翼下面翼端側から翼根側の順に

$$h=2J_6-1 \sim 4(J_6-1)$$

全ての横部材 m は, 部分曲線 $s_{6,n,m}$, 伸縮率 $\delta s_{6,n,m}$ が付与される(第7図参照).

$$\delta s_{6,n,m} = [\delta y_+ / y_{6,n,m}, \delta y_- / y_{6,n,m}]$$

但し,

$$(\delta y_+ > 0, \delta y_- < 0)$$

横関節角 $\varphi_{6,n,h}$,

横関節角の操作量 $\Delta\varphi_{6,n,h}$ を導入する(第10図参照).

5. 内翼の関節角操作による形態過程探索

エンジン翼は飛行中, 次の3つの形態過程を同時に実行する.

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時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.

そこで, 翼体系を構成する1つの翼体である内翼について複雑性を抑制して効率的に加速度変更が可能な関節角操作法の探索を試みる.

関節格子機構の初期設定

飛行範囲全体で関節角変化が極力少なくなる代表形態を選定する.

次に関節格子機構の初期パラメータを決定する.

翼根側縦断面機構A型

縦断面機構A型の最終番号 ja_1

各縦断面機構A型 ($j=1 \sim ja_1$) の

翼上面縦部材最終番号 $ia_{1,j}$

各縦断面機構A型 ($j=1 \sim ja_1$) の

翼下面縦部材最終番号

(第j縦断面機構の縦部材総数) $I_{1,j}$

縦断面機構B型

縦断面機構B型の最終番号 jb_1

各縦断面機構B型 ($j=ja_1+1 \sim jb_1$) の

翼上面縦部材最終番号 $ia_{1,j}$

各縦断面機構B型 ($j=ja_1+1 \sim jb_1$) の

翼下面縦部材最終番号 $ib_{1,j}$

各縦断面機構B型 ($j=ja_1+1 \sim jb_1$) の

ダクト下面縦部材最終番号 $ic_{1,j}$

各縦断面機構B型 ($j=ja_1+1 \sim jb_1$) の

ダクト上面縦部材最終番号 $id_{1,j}$

各縦断面機構B型 ($j=ja_1+1 \sim jb_1$) の

ノズル上面縦部材最終番号 $ie_{1,j}$
 各縦断面機構B型($j = ja_1 + 1 \sim jb_1$)の
 ノズル下面縦部材最終番号
 (第 j 縦断面機構B型の縦部材総数) $I_{1,j}$

翼端側縦断面機構A型

縦断面機構A型の最終番号
 (内翼の縦断面機構の総数) J_1
 各縦断面機構A型($j = jb_1 + 1 \sim J_1$)の
 翼上面縦部材最終番号 $ia_{1,j}$
 各縦断面機構A型($j = jb_1 + 1 \sim J_1$)の
 翼下面縦部材最終番号
 (第 j 縦断面機構A型の縦部材総数) $I_{1,j}$

代表形態から決まる各縦断面機構の形状曲線を縦関節位置で分割し、全ての縦部材 i の部分曲線

$f_{1,j,i}$, 伸縮率 $\delta f_{1,j,i}$ を決定する.

但し, $\delta f_{1,j,i} \equiv [\delta x_+/x_{1,j,i}, \delta x_-/x_{1,j,i}]$
 $(\delta x_+ > 0, \delta x_- < 0)$

代表形態での各縦断面機構の縦関節角 $\theta_{1,j,g}$ を決定する.

横断面機構A型

横断面機構A型の最終番号 na_1
 横断面機構B型の最終番号 nb_1
 横断面機構C型の最終番号
 (内翼の横断面機構の総数) N_1

代表形態から決まる各横断面機構の形状曲線を横関節位置で分割し、全ての横部材 m の部分曲線

$s_{1,n,m}$, 伸縮率 $\delta s_{1,n,m}$ を決定する.

但し, $\delta s_{1,n,m} \equiv [\delta y_+/y_{1,n,m}, \delta y_-/y_{1,n,m}]$
 $(\delta y_+ > 0, \delta y_- < 0)$

代表形態での各横断面機構の横関節角 $\varphi_{1,n,h}$ を決定する.

6.結論

エンジン翼の翼体系関節格子機構の量的な設定を行い、特に内翼について初期設定と操作変量である関節操作量を明確化した。

7.今後の課題

無人機による形態過程探索は次の通り行われる。

1.飛行中随時操縦入力から変換された目標加速度を実現するため、操縦入力時の飛行状態

速度、加速度、姿勢、縦関節角 $\theta_{1,j,g}$,
 横関節角 $\varphi_{1,n,h}$ 等

を入力することにより縦関節角の操作量 $\Delta\theta_{1,j,g}$,
 横関節角の操作量 $\Delta\varphi_{1,n,h}$ を出力する関節操作推定関数を使用して形態過程を生成する.

2.飛行中得られた測定データを反映して地上で関節操作推定関数を更新する.

3.飛行と関節操作推定関数の更新を繰り返して推定関数の精度を向上する.

このため、形態系の設定段階においては関節格子機構の複雑性を抑えて効率的な関節操作推定関数を見出していくことが課題となる。

参考文献

1. 第49回中部・関西合同秋期大会講演原稿
2. 航空機研究室(衣川撰哉 個人ホームページ)
<http://www5.ocn.ne.jp/~knkouken/>