

KMAPの例題(4)－水平尾翼のない飛行機

H23.9.12 片柳亮二

1. 水平尾翼のない飛行機とは

通常の旅客機は図 1.1 に示すように、主翼、水平尾翼および垂直尾翼を持つ。縦の操縦は水平尾翼後部にあるエレベータで行われる。これに対して、図 1.2 は水平尾翼のない飛行機である。もちろんエレベータもないため、操縦はフラップを用いて行われる。なお、横操縦(ロール運動)は左右翼端エルロンで実施されるが、フラップとエルロンを一体化したフラップロンと呼ばれる縦横兼用の操縦舵面を持つ飛行機もある。本資料では、KMAPによる水平尾翼のない飛行機の運動解析検討例について述べる。

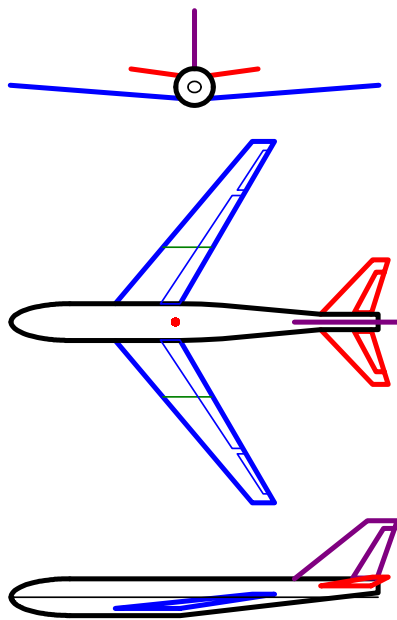


図 1.1 通常の旅客機
(エレベータ操縦)

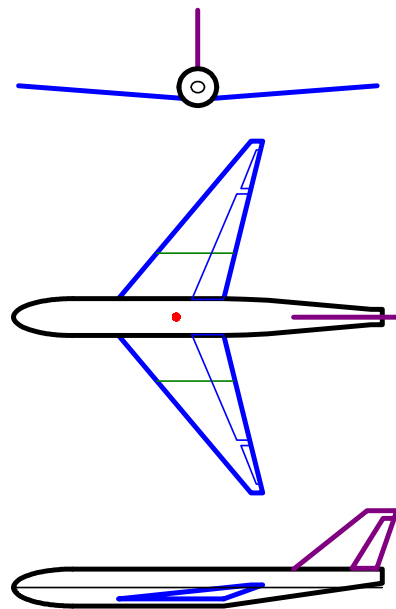


図 1.2 水平尾翼のない飛行機
(フラップ操縦)

2. 水平尾翼のない飛行機のKMAPによる解析の注意事項

飛行運動解析を実施する場合, 検討する飛行条件において釣り合い(トリム)飛行をさせる必要がある. 従来のKMAPでは, エレベータ操縦を基本としており, エレベータのない機体の釣り合い飛行は自動計算できなかった. 従って, エレベータの代わりにフラップを適当に操舵して飛行運動させて, 初期の運動が大きく変動しないように何回も試行錯誤する必要があった.

そこで, “KMAP48”からは, $t=0$ 秒からフラップ操縦によりトリム飛行が可能となった. 具体的なやり方を次に示す.

3. 水平尾翼のない飛行機のインプットデータ

(1) 飛行機設計(“CDES”データ)の場合

KMAPのインプットデータ例を次に示す. 水平尾翼面積 S_2 を 0.0 とするだけで, フラップによるトリム飛行が可能となる.

CDES. NOHTAIL1. DAT (水平尾翼なし, 130名, 4000km)

```

<< 4.1 性能要求値の設定 ( $M \leq 0.85$ ) >>
1 乗員・乗客数                Npassen = 0.13000E+03 (名)
2 ペイロード(除く乗客)       Wpay = 0.00000E+00 (tf)
3 航続距離(巡航)             R3 = 0.40000E+01 (1000km)
4 巡航時の高度               Hp = 0.36000E+02 (1000ft)
5 巡航マッハ数               M = 0.75000E+00 (-)
6 巡航推力比(999で36'=1/4の自動計算) ETO = 0.99900E+03 (-)
7 巡航時推力1kgfあたりの燃料消費率 bJ = 0.70000E+00 (kgf/hr)
8 離陸滑走路長               sTO = 0.15000E+04 (m)
9 着陸滑走路長               Ld = 0.15000E+04 (m)
10 接地速度                  VTD = 0.12000E+03 (kt)
11 CLmaxTO 計算用のフラップ角    $\delta f_{maxTO}$  = 0.20000E+02 (deg)
12 CLmaxLD 計算用のフラップ角    $\delta f_{maxLD}$  = 0.40000E+02 (deg)

```

<< 4.2 空力推算用機体諸元データの設定 >>

(A) 入力データ

(A.1) 離着陸検討用データ

```

1 着陸開始高度                Hp = 0.15000E+01 (1000ft)
2 着陸開始マッハ数(0の時VKEASから計算) M = 0.00000E+00 (-)
3 着陸開始速度 (等価対気速度)   VKEAS = 0.16500E+03 (kt)
4 離陸重量 (新設計開始時)       WTO = 0.47700E+02 (tf)
5 着陸重量 (設計で自動修正)     WLD = 0.36500E+02 (tf)
6 脚 (UP=0, DN=1)              NGEAR = 1 (-)

```

7 フラップ型式 NFTYPE = 1 (-)
 (NFTYPE=0--> なし, NFTYPE=1--> best 2-slot)
 (NFTYPE=2--> 1-slot, NFTYPE=3--> plane)

(A.2) 主翼, フラップおよびエルロン関係

主翼面積 $S = 0.14000E+03$ (m²)
 スパン(主翼) $b = 0.28000E+02$ (m)
 先細比(主翼) $\lambda = 0.10000E+00$ (-)
 前縁後退角(主翼) $\Delta LE = 0.39600E+02$ (deg)
 主翼上反角 $\Gamma = 0.45000E+01$ (deg)
 胴体中心~expo 主翼根距離(翼が下が正) $ZW = 0.90400E+00$ (m)
 主翼断面後縁角 $\phi TE = 0.18000E+02$ (deg)
 主翼の前縁半径比 $r0/C = 0.20000E-01$ (-)
 翼厚比(主翼) $t/c = 0.11000E+00$ (-)
 翼厚比(主翼)(t/c)の max 位置 $xt = 0.30000E+02$ (%MAC)
 フラップの chord extention 比 $c1/c = 0.13000E+01$ (-)
 フラップ弦長比(せり出し後) $cf/c = 0.30000E+00$ (-)
 フラップのスパン方向開始位置 $\eta i = 0.10000E+00$ (-)
 フラップのスパン方向終了位置 $\eta o = 0.70000E+00$ (-)
 フラップ舵角(空力推算時参考舵角) $\delta f = 0.20000E+02$ (deg)
 エルロン弦長比 $ca/c = 0.25000E+00$ (-)
 エルロンのスパン方向開始位置 $\eta iA = 0.73000E+00$ (-)
 エルロンのスパン方向終了位置 $\eta oA = 0.95000E+00$ (-)
 エルロン舵角(空力推算時参考舵角) $\delta a = 0.20000E+02$ (deg)

水平尾翼面積を“0.0”
とするだけ

(A.3) 水平尾翼およびエレベータ関係

水平尾翼面積 $S'' = 0.00000E+00$ (m²)
 スパン(水平尾翼) $b'' = 0.99600E+01$ (m)
 先細比(水平尾翼) $\lambda'' = 0.28000E+00$ (-)
 前縁後退角(水平尾翼) $\Delta LE'' = 0.43000E+02$ (deg)
 水平尾翼上反角 $\Gamma'' = 0.80000E+01$ (deg)
 胴体中心~水尾 C_{BAR}/4 距離(翼が下が正) $ZH = -0.90400E+00$ (m)
 胴体中心の主翼後縁~水尾前縁距離 $Lwh = 0.11300E+02$ (m)
 後縁角(deg)(水平尾翼) $\phi TE'' = 0.15000E+02$ (deg)
 翼厚比(水平尾翼) $t/c'' = 0.90000E-01$ (-)
 エレベータ弦長比(全動は $ce/c''=1.0$) $ce/c'' = 0.35000E+00$ (-)
 エレベータスパン方向開始位置 $\eta i'' = 0.15000E+00$ (-)
 エレベータスパン方向終了位置 $\eta o'' = 0.80000E+00$ (-)
 エレベータ舵角(空力推算時参考舵角) $\delta e = 0.20000E+02$ (deg)

(A.4) 垂直尾翼およびラダー関係

垂直尾翼面積(胴体中心線まで) $Sv = 0.30900E+02$ (m²)
 スパン(垂直尾翼) $bv = 0.61100E+01$ (m)
 先細比(垂直尾翼) $\lambda v = 0.30000E+00$ (-)
 前縁後退角(垂直尾翼) $\Delta LEv = 0.51000E+02$ (deg)
 胴体中心の主翼後縁~垂尾前縁距離 $Lwv = 0.40000E+01$ (m)
 後縁角(deg)(垂直尾翼) $\phi TEv = 0.15000E+02$ (deg)
 翼厚比(垂直尾翼) $(t/c)v = 0.90000E-01$ (-)
 ラダー弦長比 $cdr/c = 0.30000E+00$ (-)
 ラダーのスパン方向開始位置 $\eta iV = 0.25000E+00$ (-)

ラダーのスパン方向終了位置 $\eta_{oV} = 0.90000E+00$ (—)
 ラダー舵角(空力推算時参考舵角) $\delta r = 0.30000E+02$ (deg)

.....
 (A.5) 胴体関係

胴体長さ $LB = 0.28800E+02$ (m)
 機首部(前胴と同じ太さまで)の長さ $Ln = 0.46200E+01$ (m)
 機首を除く前胴部(expo主翼根先端)長さ $Lf = 0.35700E+01$ (m)
 胴体直径(主翼部) $d = 0.29400E+01$ (m)
 胴体直径(水平尾翼部) $d'' = 0.12200E+01$ (m)
 胴体最大上下幅(機首から1/4と仮定) $h = 0.29400E+01$ (m)
 胴体後部 base面の直径 $dbfus = 0.11300E+01$ (m)

<komaki Runway>.....

Latitude = 0.35140D+02
 Longitude = 0.13700D+03
 Yaw = 0.00000E+00

...(以下, 運動解析用データ)...

Ix(kgf·m·s²) = 0.57232E+05
 Iy(kgf·m·s²) = 0.13624E+06
 Iz(kgf·m·s²) = 0.18379E+06
 Ixz(kgf·m·s²) = 0.57232E+04

.....
 Weight(kgf) = 0.36500E+05
 S(m²) = 0.14000E+03
 b(m) = 0.28000E+02 0.00000E+00
 C.BAR(m) = 0.61200E+01 0.00000E+00
 CG(%) = 0.15000E+02

(以下省略)

(2) 飛行機の運動解析(“一般”データ)の場合

KMAPのインプットデータ例を次に示す. 水平尾翼面積 S₂ を 0.0

W.NOHTAIL1.DAT (水平尾翼なし, 130名, 4000km)

....<komaki Runway>.....

Latitude = 0.35140D+02
 Longitude = 0.13700D+03
 Yaw = 0.00000E+00

...(以下, 運動解析用データ)...

Ix(kgf·m·s²) = 0.57232E+05
 Iy(kgf·m·s²) = 0.13624E+06
 Iz(kgf·m·s²) = 0.18379E+06
 Ixz(kgf·m·s²) = 0.57232E+04

.....
 Weight(kgf) = 0.36500E+05
 S(m²) = 0.14000E+03
 b(m) = 0.28000E+02 0.00000E+00

C. BAR (m) = 0.61200E+01 0.00000E+00
 CG (%) = 0.15000E+02
 RsenALP (m) = 0.20000E+02
 RsenBET (m) = 0.00000E+00
 RsenNZ (m) = 0.00000E+00
 RsenNY (m) = 0.00000E+00
 tmax (s) = 40.000

....<Control Surface = MIN,MAX>.....

De = -0.20000E+02 0.20000E+02
 Da = -0.20000E+02 0.20000E+02
Df = -0.30000E+02 0.30000E+02
 Dr = -0.20000E+02 0.20000E+02
 Thrust = 0.00000E+00 0.70000E+05

フラップ舵角範囲を
マイナス側にも広げる

(途中省略)

***** (Pilot Input & Aircraft Aero. Data) *****

(途中省略)

3. Ndf-----> 6

T, Df	0.000	0.000
	2.000	0.000
	2.100	-5.000
	6.000	-5.000
	6.100	0.000
	60.000	0.000

パイロットによるフラップ
操舵(時間と操舵量)

(途中省略)

[NMACH]--> 2

... MACH ...	0.5000E+00	0.8000E+00
1. CIDr	0.9996E-04	0.9996E-04
2. ---	0.0000E+00	0.0000E+00
3. CnDr	-0.1143E-02	-0.1143E-02
4. ---	0.0000E+00	0.0000E+00
5. CyDa	0.0000E+00	0.0000E+00
6. CyDr	0.2233E-02	0.2233E-02
7. Cyr	0.0000E+00	0.0000E+00
8. CmDe	0.0000E+00	0.0000E+00
9. CmDf	-0.8290E-02	-0.8290E-02
10. Cm \dot{q}	-0.2349E+01	-0.2349E+01
11. CmADOT	0.0000E+00	0.0000E+00
12. k	0.7409E-01	0.7409E-01
13. CD De	0.0000E+00	0.0000E+00
14. CD Df	0.1206E-02	0.1206E-02
15. CLDe	0.0000E+00	0.0000E+00
16. CLDf	0.2343E-01	0.2343E-01

$C_m \delta e = C_m \alpha \text{DOT} = C_L \delta e = 0$
とする

(以下省略)

4. 水平尾翼なしの飛行機の計算例

3 項で述べたインプットデータを準備すると、後はKMAPを通常の方法で実行すればよい。具体的な実行方法については、下記

「KMAP の例題(1)－航空機の運動解析」

「KMAP の例題(2)－飛行機形状データの設定」

「KMAP の例題(3)－飛行機設計と空力係数推算」

を参照願いたい。ここでは結果のみ示す。

