

(114D) 飛行経路角保持 2 (ピッチ角保持 2)

2019 (R1). 10. 27 (D) 片柳亮二

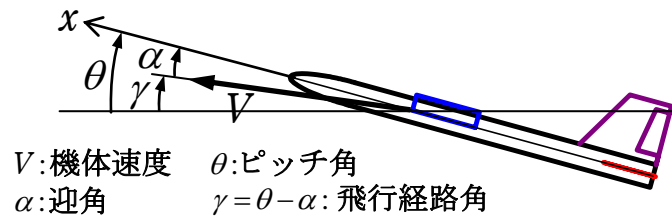


図 1.1 飛行経路角の説明

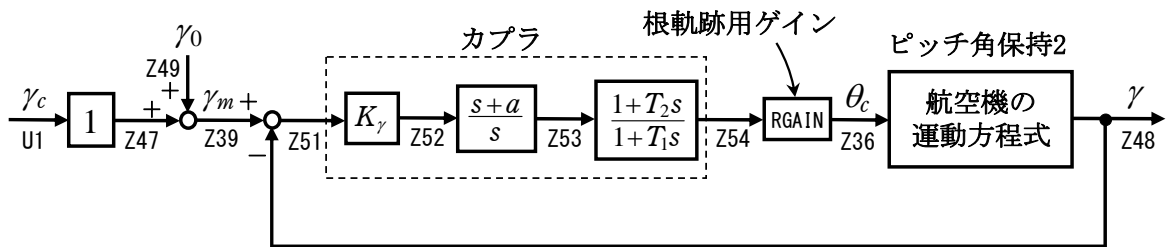


図 1.2 飛行経路角保持 2 の制御系

1. ピッチ角保持 2 の事前計算

飛行経路角保持 2 は、ピッチ角保持 2 へのピッチ角を指令する方式とする。このピッチ角保持 2 を事前に計算しておけば、飛行経路角保持 1 を自動的に設計できる。

2. 飛行経路角保持 2 の設計

KMAP を起動して、ピッチ角保持 2 の事前計算後、これに指令する方式の高度保持 1 の最適ゲインを求める。

ピッチ角保持 2 の最適ゲイン計算後に表示される「解析結果の表示」画面において、「0 0」とキーイン/Enter すると、初期画面に戻ります。ここで、

- ① 「KMAP***解析内容選択画面」⇒ “23” キーイン
- ② 「設計方式」⇒ “13” をキーイン
- ③ 「機体データの取得方法」⇒ここでは例として、“99” をキーイン
- ④ 「機体データの取得」⇒ここでは例として“44” をキーイン

(CDES. B777-200. Y120505. DAT)

- ⑤ 「制御則の選択」⇒ “114” キーイン

縦系. 飛行経路角保持 2 (ピッチ角保持 2)

- ⑥ ピッチ角保持 2 を実施済みかどうかと表示されるので、1 をキーイン
- ⑦ 「インプットデータ修正(後半部)」と表示されるので、飛行経路角保持部

のゲイン最適化計算のために次のようにキーイン

1 9 1 0 0 1 0 0 9 8 0 0 1 8

このとき、解析計算が自動的に実行されて、次の「解析結果の表示」の画面になる。この解析計算では、その前に計算された「ピッチ角保持 2」で計算された最適ゲインを用いて、飛行経路角保持の制御則を加えた上で、飛行経路角保持の最適ゲイン計算が行われる。

これで解析計算が自動的に実行されて、「解析結果の表示」の画面になる。ここで、“9” とすると「安定性解析結果」が数値で次のように表示される。

```
..... (釣り合い飛行時のデータ) .....
S = 0.42800E+03 (m2)   CBAR = 0.79460E+01 (m)   Hp = 0.15000E+04 (ft)
W = 0.16091E+06 (kgf) qbarS = 0.19261E+06 (kgf) ROU = 0.11952E+00 (kgf·s2/m4)
V = 0.86778E+02 (m/s) VKEAS = 0.16500E+03 (kt)   Iy = 0.29382E+07 (kgf·m·s2)
θ = 0.37503E+01 (deg) α = 0.37503E+01 (deg) CG = 0.25000E+02 (%MAC)
CL = 0.83554E+00 (—) CD = 0.13045E+00 (—) CDα = 0.83655E-02 (1/deg)
(この CL, CD, CDα は初期釣合 G に必要な CL, CD, CDα です)
T = 0.24891E+05 (kgf) δf = 0.20000E+02 (deg) δe = -0.18750E+01 (deg)
縦安定中正点 (neutral point) hn = (0.25 - Cmα / CLα) * 100 = 0.48983E+02 (%MAC)
脚 ΔCD = 0.20000E-01 (—),   スピードブレーキ ΔCD = 0.40000E-01 (—)
脚-DN,   スピードブレーキ オフン,   初期フラップ角 δfpilot = 0.20000E+02 (deg)
(微係数推算用フラップ δf = 0.20000E+02 (deg))

(CG=25%)           (CG= 25.00%)           (フライト 有次元)
Cxu = -0.370428E+00   Cxu = -0.370428E+00   Xu = -0.352690E-01
Cxα = 0.621637E-02   Cxα = 0.621637E-02   Xα = 0.743926E-01
Czu = 0.000000E+00   Czu = 0.000000E+00   Zu' = -0.149163E+00
CLα = 0.107293E+00   CLα = 0.107293E+00   Zα' = -0.845891E+00
CLδe = 0.579212E-02   CLδe = 0.579212E-02   Zδe' = -0.448654E-01
CLδf = 0.215446E-01   CLδf = 0.215446E-01   Zδf' = -0.166883E+00
Cmu = 0.000000E+00   Cmu = 0.000000E+00   Mu' = 0.319084E-01
Cmα = -0.257326E-01   Cmα1 = -0.257326E-01   Mα' = -0.587113E+00
Cmδe = -0.221051E-01   Cmδe1 = -0.221051E-01   Mδe' = -0.650192E+00
Cmδf = -0.625773E-02   Cmδf1 = -0.625773E-02   Mδf' = -0.151081E+00
Cmq = -0.292629E+02   Cmq = -0.292629E+02   Mq' = -0.911800E+00
CmαD = -0.896965E+01   CmαD = -0.896965E+01   Mθ' = 0.158000E-02
(Mu = 0.000000E+00) (Mα = -0.768062E+00) (Mδe = -0.659790E+00)
(Mδf = -0.186780E+00) (Mq = -0.697885E+00) (MαD = -0.213916E+00)
```

(NAERO=11) 縦 δe コントロールシステム解析

●出力キー: i=4:u, 5:ALP, 6:q, 7:THE (不明なら 7 入力)

***** (フィードバック前の極チェック) *****

***** POLES *****

POLES(9), EIVMAX= 0.300D+02

N	REAL	IMAG	
1	-0.21000000D+02	-0.21424286D+02	[0.7000E+00, 0.3000E+02]
2	-0.21000000D+02	0.21424286D+02	周期 P(sec)= 0.2933E+00
3	-0.88541169D+00	-0.76986471D+00	[0.7546E+00, 0.1173E+01]
4	-0.88541169D+00	0.76986471D+00	周期 P(sec)= 0.8161E+01
5	-0.11237217D+00	0.00000000D+00	
6	-0.92336104D-01	0.00000000D+00	
7	-0.11068734D-01	-0.11805121D+00	[0.9335E-01, 0.1186E+00]

8 -0.11068734D-01 0.11805121D+00 周期 P(sec)= 0.5322E+02
 9 0.00000000D+00 0.00000000D+00

(以下の解析結果はインプットデータの制御則による)

***** POLES AND ZEROS *****

POLES(9), EIVMAX= 0.2952D+02

N	REAL	IMAG	
1	-0.20662364D+02	-0.21089195D+02	[0.6998E+00, 0.2952E+02]
2	-0.20662364D+02	0.21089195D+02	周期 P(sec)= 0.2979E+00
3	-0.99656769D+00	-0.99220983D+00	[0.7087E+00, 0.1406E+01]
4	-0.99656769D+00	0.99220983D+00	周期 P(sec)= 0.6333E+01
5	-0.25908780D+00	-0.25886285D+00	[0.7074E+00, 0.3662E+00]
6	-0.25908780D+00	0.25886285D+00	周期 P(sec)= 0.2427E+02
7	-0.75112296D-01	-0.75134613D-01	[0.7070E+00, 0.1062E+00]
8	-0.75112296D-01	0.75134613D-01	周期 P(sec)= 0.8363E+02
9	-0.11405117D-01	0.00000000D+00	

ZEROS(6), II/JJ= 8/ 1, G=-0.7691D+00 (← $\gamma/U1$)

N	REAL	IMAG
1	-0.39261094D+01	0.00000000D+00
2	-0.91240880D+00	0.00000000D+00
3	-0.63499999D+00	0.00000000D+00
4	-0.32701111D+00	0.00000000D+00
5	-0.17363675D-01	0.00000000D+00
6	0.29964037D+01	0.00000000D+00

入力 1.0 のステップ応答定常値= 0.1000E+01

***** POLES AND ZEROS *****

POLES(9), EIVMAX= 0.2952D+02

N	REAL	IMAG	
1	-0.20661932D+02	-0.21088755D+02	[0.6998E+00, 0.2952E+02]
2	-0.20661932D+02	0.21088755D+02	周期 P(sec)= 0.2979E+00
3	-0.99606998D+00	-0.99485305D+00	[0.7075E+00, 0.1408E+01]
4	-0.99606998D+00	0.99485305D+00	周期 P(sec)= 0.6316E+01
5	-0.26669503D+00	-0.26685287D+00	[0.7069E+00, 0.3773E+00]
6	-0.26669503D+00	0.26685287D+00	周期 P(sec)= 0.2355E+02
7	-0.92336104D-01	0.00000000D+00	
8	-0.55938257D-01	0.00000000D+00	
9	0.00000000D+00	0.00000000D+00	

ZEROS(6), II/JJ= 1/ 4, G= 0.7691D+00

N	REAL	IMAG
1	-0.39261094D+01	0.00000000D+00
2	-0.91240880D+00	0.00000000D+00
3	-0.63499999D+00	0.00000000D+00
4	-0.32701111D+00	0.00000000D+00
5	-0.17363675D-01	0.00000000D+00
6	0.29964037D+01	0.00000000D+00

入力 1.0 のステップ応答定常値=-0.2977E+05

周波数	ゲイン余裕	位相余裕
0.04800 (rad/s)		(1) 95.04788 (deg)
0.43500 (rad/s)	(1) 26.13406 (dB)	

ゲイン余裕最小値= 26.13406 (dB), 位相余裕最小値= 95.04788 (deg)

★振動極の $\zeta = \sin\lambda$ の角度 $\lambda = 45.00$ (deg)

★伝達関数のゲイン最大値指定なし

★安定余裕指定なし

IMONTE= 100001 評価関数 J= 8.584300E-02

```

#####( 最適ゲイン探索結果 )#####
& ( 1)  41 行目  0.1211E+00 &
& ( 2)  42 行目  0.6350E+00 &
& ( 3)  44 行目  0.1083E+02 &
& ( 4)  45 行目  0.1096E+01 &
#####

```

- (注 1) 空中では初期速度が 10kt を超え、かつ、インプットデータで脚下げ指定の場合は脚 DN およびスピードブレーキオープンとしてトリム計算する。
(注 2) 空中では初期速度が 10kt 以下の場合、フラップと連動して、フラップ 5° 以上で脚 DN とする。
(注 3) 滑走中は脚は常に DN、また、スピードブレーキは初期速度が 10kt を超える場合にオープン。

次に、「解析結果の表示」の画面で「1」とキーイン/Enterすると、次に示す根軌跡と極・零点の図を表示できる。

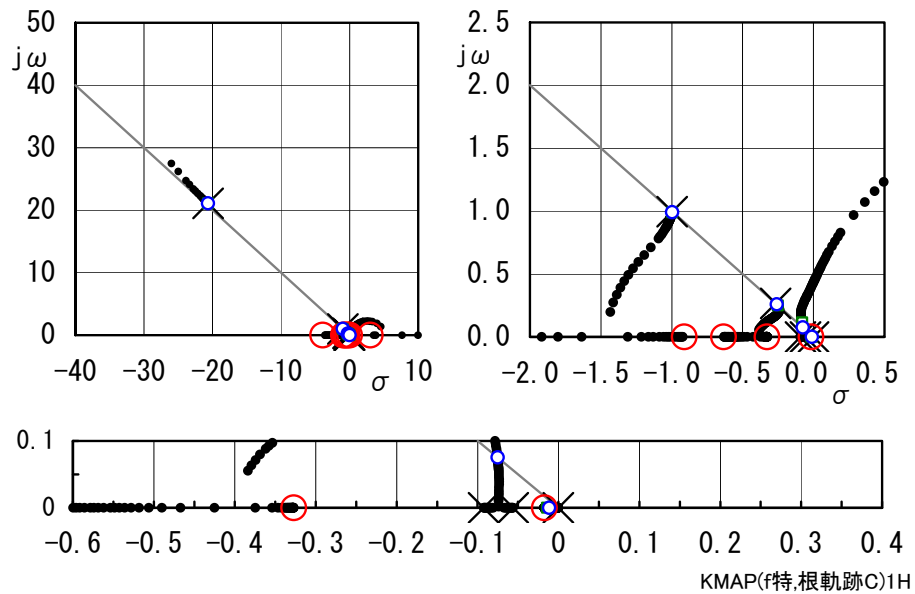


図 2.1 飛行経路角保持 2 の根軌跡

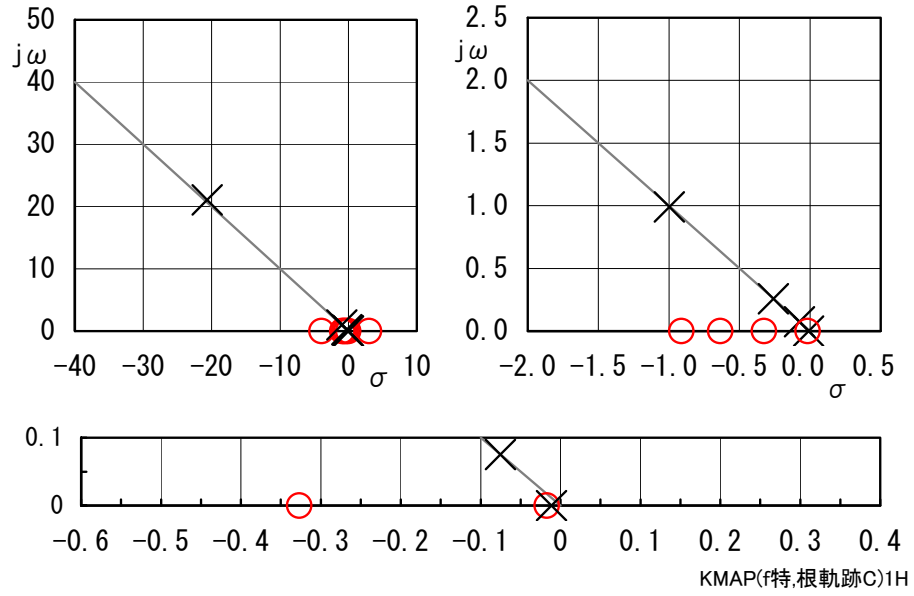


図 2.2 飛行経路角保持 2 の極・零点 ($\gamma/U1$)

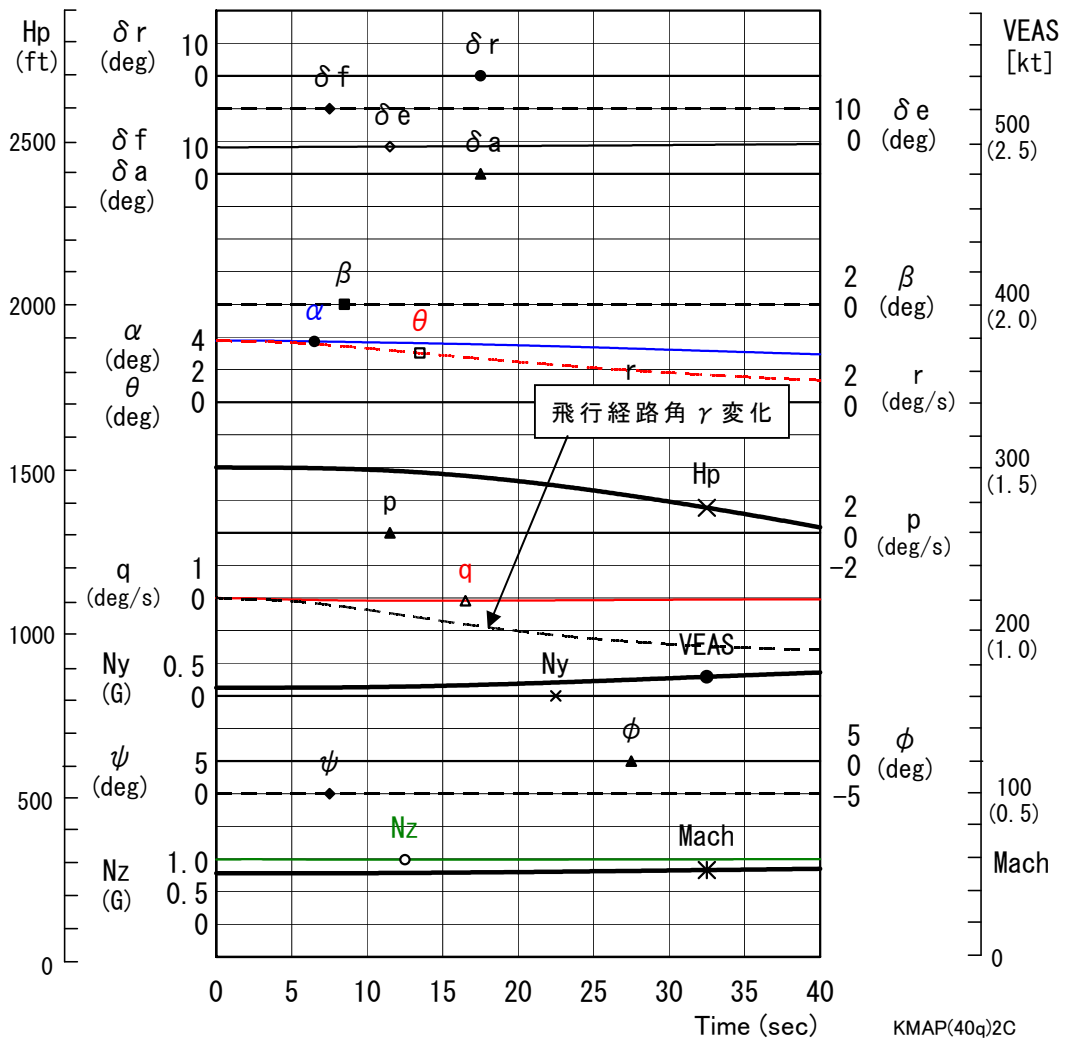


図 2.3 飛行経路角保持 2 のシミュレーション (1)

図 2.3 は、シミュレーション図であるが、これは「解析結果の表示」画面で「2」とキーイン/Enterすると Excel 表示させることができる。ただし、ここで利用した飛行機データの inputs は途中で元にもどした操舵になっているので、一回計算した後、表示されている AUTO. A000. DAT ファイルの操舵を 2 秒以降 -2° に変更した場合である。

図 2.3 の結果をみると、応答が緩慢であることがわかる。そこで、図 1.2 のカプラのゲイン K_γ を 0.5 一定値に設定して再度最適化をしてみたのが図 2.4 である。図 2.3 より多少 γ の変化が増えたことがわかる。

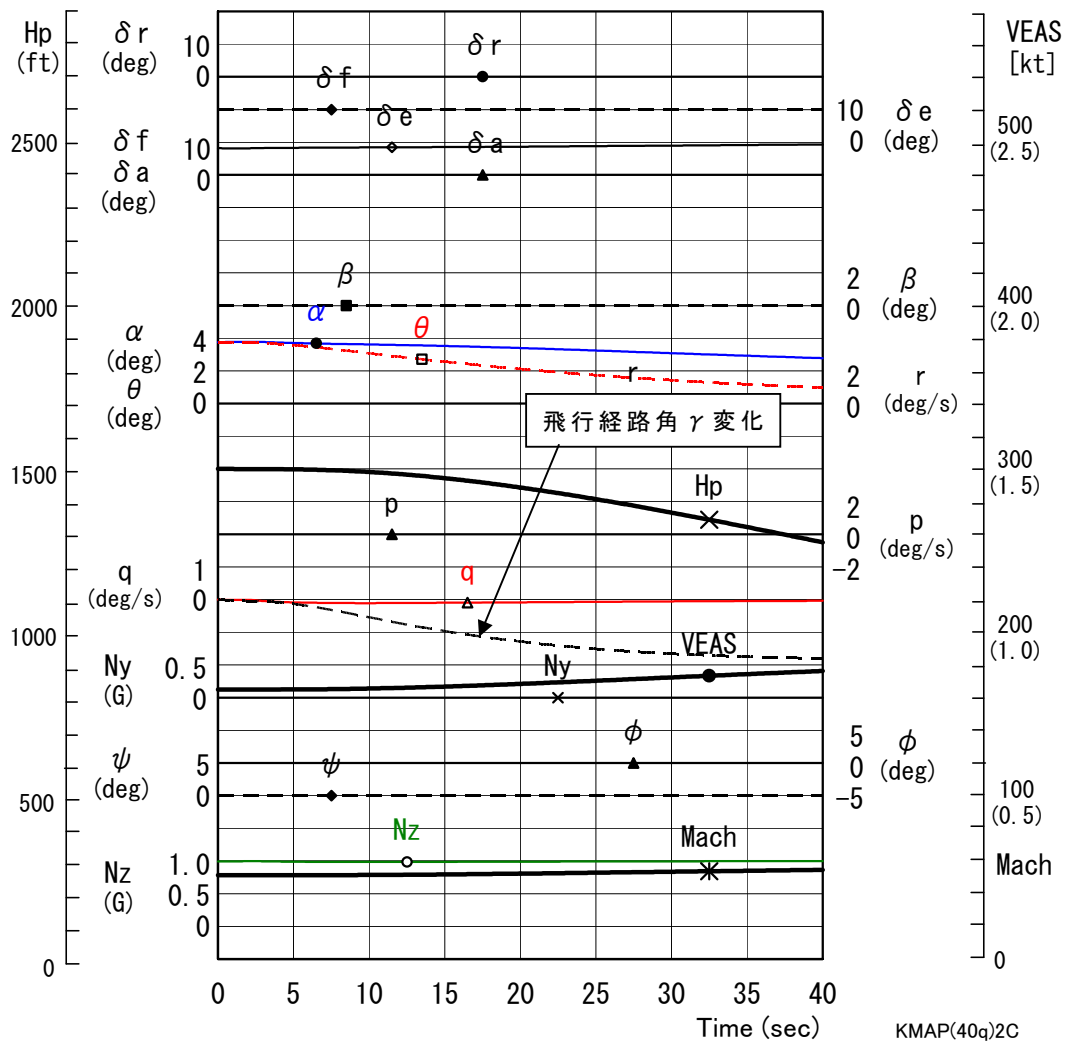


図 2.4 飛行経路角保持 2 のシミュレーション (2)

以上