

ISSN 0452-2982  
UDC 629.7.015.7  
533.6  
629.7.05

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-688

高高度無人機の飛行シミュレーションプログラム

鈴木 広一 ・ 外立 政隆

1995年11月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

概 要 .....	1
1. はじめに .....	1
2. 本報告で用いた記号等 .....	2
3. 運動方程式について .....	2
3. 1 座標系設定 .....	2
3. 2 運動方程式導出 .....	3
3. 2. 1 3次元6自由度運動方程式 .....	3
3. 2. 2 3次元3自由度運動方程式 .....	5
4. 空力特性推算 .....	6
4. 1 縦系空力微係数 .....	9
4. 2 横・方向系空力微係数 .....	12
4. 3 数値計算例 .....	14
4. 4 3次元3自由度の飛行シミュレーションに供する空力特性 .....	15
5. プロペラ特性 .....	15
6. 機体諸元 .....	16
7. 風の数学モデル .....	17
7. 1 定常風 .....	17
7. 2 連続突風 (Continuous Turbulence) .....	18
7. 3 孤立突風 (Discrete Gust) .....	19
7. 4 各成分の合成 .....	19
8. 誘導則設計と飛行シミュレーション .....	19
8. 1 誘導則設計 .....	20
8. 2 制約条件 .....	20
8. 3 前提条件 .....	20
8. 4 飛行シミュレーション結果 .....	21
9. 結 論 .....	23
謝 辞 .....	24
参考文献 .....	24

# 高高度無人機の飛行シミュレーションプログラム\*

鈴木 広一<sup>\*1</sup> 外立 政隆<sup>\*1</sup>

## Flight Simulation Program for High Altitude Long Endurance Unmanned Vehicle\*

Hirokazu SUZUKI<sup>\*1</sup>, Masataka HASHIDATE<sup>\*2</sup>

### Abstract

This paper describes the development process of a flight simulation program for estimation and examination of guidance and control law of a high altitude long endurance unmanned vehicle (HALEUV). At first, equations of motion of 3 degrees of 6 freedom and 3 freedom are derived assuming that the earth is a flat plane. Then, the aerodynamic characteristics of HALEUV are estimated. Propeller performance is formulated based on wind tunnel data. The wind data is set at an altitude of 20km, which HALEUV is expected to encounter.

Also, the guidance law for the HALEUV is designed to be closed within a limited area with a microwave transmitter at its center. This law is incorporated into the flight simulation program, and flight simulation is performed. The results indicate that the HALEUV can stay within an area with a radius of 3km, even if the HALEUV encounters with a strong wind.

**Key Words** : flight simulation program, guidance law, high altitude long endurance unmanned vehicle

### 概 要

本資料では、高高度無人機の誘導・制御則を評価・検討する為に開発した飛行シミュレーションプログラムと、設計した誘導則、並びに飛行シミュレーション結果について報告する。まず、運動方程式は地球を平面として取り扱い、3次元6自由度と3次元3自由度の運動方程式を導く。次いで、レクテナ翼を有する機体形状について、空力特性と重量特性を推算する。そして、プロペラ特性を風洞試験データに基づき定式化する。最後に高度20kmで遭遇することが予想される風について整理する。以上のような構成要素に基づき、飛行シミュレーションプログラムを開発した。又本資料では、マイクロウェーブ伝送装置を中心としたある限られた範囲内に無人機を閉じ込めておくことを目的として、水平面内の運動のみを考慮した誘導則を提案する。そして、開発した飛行シミュレーションプログラムを用いて、本資料で提案する誘導則による飛行シミュレーションを行った。得られた結果から、比較的強い風に遭遇しても、無人機を限られた空間内に閉じ込めておくことが可能である見通しを得た。

#### 1. はじめに

通常の航空機が飛行するには大気密度が希薄で十分な揚力が得られず、又、人工衛星等が周回するには大気密度が濃いために空気抵抗が大きくなり、周回高度を維

持できなくなる様な高度、つまり高度約20km前後を長期に渡って飛行させ、電波中継基地や交通管制を行わせる高高度無人機が近年注目を集めている<sup>1)~4)</sup>。

航技研においても要素技術、システムフィージビリティ等の研究が行われ、その実現に向けて肯定的な結果

\*平成7年4月25日 受付 (received 25 April 1995)

\*1 新型航空機研究グループ (Advanced Aircraft Research Group)

を得てきた<sup>5)~8)</sup>。

これらの研究成果を受けて、今後、航法・誘導・制御に関する研究を行う予定であるが、その設計、検討評価はまず、飛行シミュレーションプログラムにより行う必要がある。

更に、現在までに行われてきたこれらの研究を反映し、或いは今後行われる研究成果を反映させ、各要素技術を全て含めたシステム評価を行うためにも飛行シミュレーションプログラムの開発が必要である。

そこで、本資料では高高度無人機のシミュレーションプログラムを開発し、設計した誘導則を用いて飛行シミュレーションを行ったので、その内容と結果について報告する。

## 2. 本報告で用いた記号等

記号

- $C_L$  : 揚力係数
- $C_D$  : 抗力係数
- $D$  : 抗力
- $g$  : 重力加速度
- $h$  : 機体重心高度
- $L$  : 揚力
- $M$  : マッハ数
- $m$  : 機体質量
- $q_\infty$  : 動圧
- $S$  : 機体代表面積
- $T$  : 座標変換マトリックス
- $V$  : 機体重心速度
- $\alpha$  : 迎え角
- $\beta$  : 横滑り角
- $\sigma$  : バンク角
- $\gamma$  : 経路角
- $\phi$  : 方位角
- $\rho$  : 大気密度

添字

- $A$  : 対気系諸量
- $C$  : コマンド
- $E$  : 対地系諸量
- $I$  : 慣性系諸量

## 3. 運動方程式について<sup>9), 10)</sup>

### 3.1 座標系設定

無人機の運動方程式を算出する際に基本となる、座標系の設定に際し以下の仮定をする。

- ア) 地球の自転は無視する。
- イ) 機体は対称面をもち、機体重心は常にこの対称面内

にあるものとする。

- ウ) 機体の質量変化は考えない。
- エ) 制御操舵による慣性能率、慣性相互乗積の変化は考えない。

本資料では、地面固定慣性座標系、機体軸系、風軸系、及び突風記述座標系の4つの座標系を設定する。以下に各座標系の定義について説明する。

- 1) 慣性座標系は、地表面に置く。座標原点は、マイクロウェーブ伝送装置の設置されている点に一致させるものとし、 $x$ 軸を北向き、 $y$ 軸を東向きにとった右手直交系とする(図3.1)。
- 2) 機体軸系は原点を機体重心に置き、 $x$ 軸を機体対称面内前方向き、 $z$ 軸を同じく下方向きにとる。
- 3) 風軸系は原点を機体重心に置き、 $x$ 軸を機体重心の対気速度ベクトル方向に固定し、 $z$ 軸を機体対称面内下方向きにとる。

図3.2に機体軸と風軸の関係を示す。図中の $V_A$ 、 $\alpha$ 、 $\beta$ はそれぞれ機体重心の対気速度ベクトル、迎え角、横滑り角であり、機体軸を $y$ 軸まわりに $-\alpha$ 、続いて $z$ 軸まわりに $\beta$ 回転させると風軸と一致する。また、機

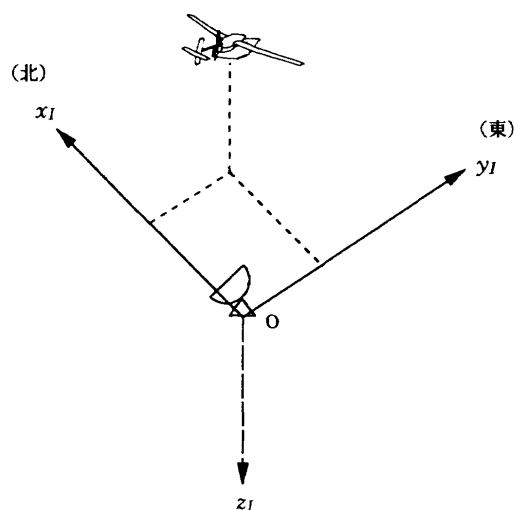


図3.1 地面固定慣性座標系 $O-x_1 y_1 z_1$

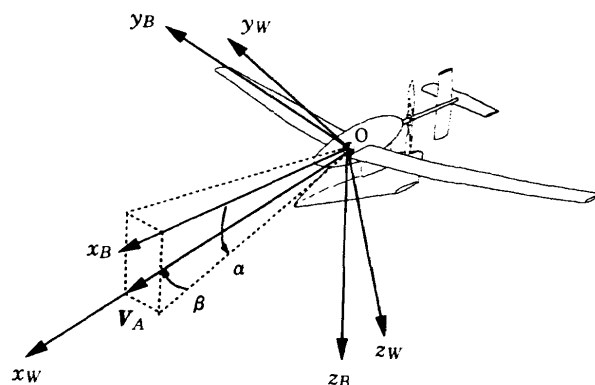


図3.2 機体軸 $O-x_B y_B z_B$ と風軸 $O-x_W y_W z_W$



ベクトルを用いると、回転運動方程式は次式で表される。

$$\begin{aligned} \mathbf{N} = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} &= (d\mathbf{L}/dt) = (d/dt)_B \mathbf{L} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{L} \\ &= \mathbf{I}(d/dt)_B \boldsymbol{\Omega} + (d/dt)_B \mathbf{I} \boldsymbol{\Omega} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{L} \quad (3.5) \end{aligned}$$

假定イ), ウ), エ) より

$$I_{xy} = I_{yz} = 0$$

及び、機体慣性テンソルの時間変化率は全て0である。

以上の条件を考慮して、上式を変形すると以下のような機体角速度に関する微分方程式が得られる。

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{zx} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{zx} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}^{-1} \\ &\quad \begin{bmatrix} L - Q[-I_{zx}P + R(I_{zz} - I_{yy})] \\ M - R(I_{xx}P - I_{zx}R) - P(I_{xx}P - I_{zx}R) \\ N - Q[P(I_{yy} - I_{xx}) + I_{zx}R] \end{bmatrix} \quad (3.6) \end{aligned}$$

### 3) 機体位置方程式

地球の自転を考慮しないので、対地速度  $\mathbf{V}_E$  と慣性速度  $\mathbf{V}$  は一致する。

$$\mathbf{V}_E = \begin{bmatrix} U_E \\ V_E \\ W_E \end{bmatrix} = \mathbf{V} = \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

従って、機体重心位置を表す各座標の時間変化率は、慣性速度を用いて次のように表される。

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \mathbf{T}_{BI}^{-1} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l_1 U + l_2 V + l_3 W \\ m_1 U + m_2 V + m_3 W \\ n_1 U + n_2 V + n_3 W \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

### 4) 機体姿勢方程式

まず、機体の対地角速度  $\boldsymbol{\Omega}_E$  は、慣性角速度  $\boldsymbol{\Omega}$  と一致する。

$$\boldsymbol{\Omega}_E = \begin{bmatrix} P_E \\ Q_E \\ R_E \end{bmatrix} = \boldsymbol{\Omega} = \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

ここで、 $P_E$ ,  $Q_E$ ,  $R_E$  は  $\boldsymbol{\Omega}_E$  の機体軸成分である。

又、オイラー角の時間変化率と局所水平座標角速度の間には次の良く知られた関係がある。

$$\begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\Theta \\ 0 & \cos\Phi & \cos\Theta \sin\Phi \\ 0 & -\sin\Phi & \cos\Theta \cos\Phi \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} P_E \\ Q_E \\ R_E \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

局所水平座標系と慣性座標系は一致しているので、この式に以上の関係式を代入すれば、機体姿勢に関する微分方程式が得られる。

$$\begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P + \tan\Theta \sin\Phi Q + \tan\Theta \cos\Phi R \\ \cos\Phi Q - \sin\Phi R \\ \sec\Theta \sin\Phi Q + \sec\Theta \cos\Phi R \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

以上により、12個の状態量に関する微分方程式が得られた。

以下には、空気力の計算等の詳細について述べる。

### 5) 重力モデル、大気モデル

大気モデルは1976 U. S. S. A<sup>11)</sup>を使用した。重力については、高度20kmの重力を逆2乗場の法則より求め、 $g=9.737$  (m/s<sup>2</sup>) で一定とした。

### 6) 風モデル

風モデルに基づき定常風を発生し、慣性座標成分  $u'_w$ ,  $v'_w$ ,  $w'_w$  を出力する。風モデルについては、7章において詳細に述べる。

### 7) 対気速度、角速度

機体重心の対地速度  $\mathbf{V}_E$ 、機体の対地角速度  $\boldsymbol{\Omega}_E$  から風の対地速度  $\mathbf{v}_w$ 、対地角速度  $\boldsymbol{\omega}_w$  を差し引くことにより、機体重心の対気速度  $\mathbf{V}_A$ 、機体の対気角速度  $\boldsymbol{\Omega}_A$  を計算し、機体軸成分表示する。但し、ここでは対地速度  $\mathbf{V}_E$  及び対地角速度  $\boldsymbol{\Omega}_E$  はそれぞれ慣性系の諸量と等しい。又、風は慣性座標系成分で表示されている為、方向余弦を用いて機体軸成分に変換する。

$$\begin{aligned} \mathbf{V}_A &= \begin{bmatrix} U_A \\ V_A \\ W_A \end{bmatrix} = \mathbf{V}_E - \mathbf{v}_w = \mathbf{V} - \mathbf{v}_w \\ &= \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} - \mathbf{T}_{BI} \begin{bmatrix} u'_w \\ v'_w \\ w'_w \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} U - l_1 u'_w - m_1 v'_w - n_1 w'_w \\ V - l_2 u'_w - m_2 v'_w - n_2 w'_w \\ W - l_3 u'_w - m_3 v'_w - n_3 w'_w \end{bmatrix} \quad (3.12) \end{aligned}$$

$$\boldsymbol{\Omega}_A = \begin{bmatrix} P_A \\ Q_A \\ R_A \end{bmatrix} = \boldsymbol{\Omega}_E - \boldsymbol{\omega}_w = \boldsymbol{\Omega} - \boldsymbol{\omega}_w$$

$$\begin{aligned}
 &= \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} - \mathbf{T}_{BI} \begin{bmatrix} p'_w \\ q'_w \\ r'_w \end{bmatrix} \\
 &= \begin{bmatrix} P - l_1 p'_w - m_1 q'_w - n_1 r'_w \\ Q - l_2 p'_w - m_2 q'_w - n_2 r'_w \\ R - l_3 p'_w - m_3 q'_w - n_3 r'_w \end{bmatrix} \quad (3.13)
 \end{aligned}$$

8) 補助変数

ア) 真対気速度

$$V_{TAS} = \sqrt{U_A^2 + V_A^2 + W_A^2} \quad (3.14)$$

イ) 動圧

$$q_\infty = \rho V_{TAS}^2 / 2 \quad (3.15)$$

ウ) 対地飛行経路角

$$\gamma = \tan^{-1} (-W_I / \sqrt{U_I^2 + V_I^2}) \quad (3.16)$$

エ) 迎え角, 横滑り角

$$\alpha = \tan^{-1} (W_A / U_A) \quad (3.17)$$

$$\beta = \sin^{-1} (V_A / V_{TAS}) \quad (3.18)$$

9) 空力モデル

4章で詳細に述べる。

10) 推進系モデル

5章で詳細に述べる。

11) 外力及び外力モーメント

重力, 空気力, 推進系による力及びモーメントを合成して, 機体に作用する全外力及び全外力モーメントを風軸系で計算し, 機体軸成分で出力する。まず, 風軸系空力6分力より空気力及びモーメントの機体軸成分を計算する。

$$\begin{aligned}
 \begin{bmatrix} X_A \\ Y_A \\ Z_A \end{bmatrix} &= \mathbf{T}_{BW} \begin{bmatrix} -C_D q_\infty S \\ C_Y q_\infty S \\ -C_L q_\infty S \end{bmatrix} \\
 &= \begin{bmatrix} (-\cos \alpha \sin \beta C_D - \cos \alpha \sin \beta C_Y + \sin \alpha C_L) q_\infty S \\ (-\sin \beta C_D + \cos \beta C_Y) q_\infty S \\ (-\sin \alpha \cos \beta C_D - \sin \alpha \sin \beta C_Y - \cos \alpha C_L) q_\infty S \end{bmatrix} \quad (3.19)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \begin{bmatrix} L_A \\ M_A \\ N_A \end{bmatrix} &= \mathbf{T}_{BW} \begin{bmatrix} C_l q_\infty S b \\ C_m q_\infty S \bar{c} \\ C_n q_\infty S b \end{bmatrix} \\
 &= \begin{bmatrix} (\cos \alpha \cos \beta C_l b - \cos \alpha \sin \beta C_m \bar{c} - \sin \alpha C_n b) q_\infty S \\ (\sin \beta C_l b + \cos \beta C_m \bar{c}) q_\infty S \\ (\sin \alpha \cos \beta C_l b - \sin \alpha \sin \beta C_m \bar{c} + \cos \alpha C_n b) q_\infty S \end{bmatrix} \quad (3.20)
 \end{aligned}$$

続いて推力系による外力を加算して,

$$\begin{bmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_A + X_T \\ Y_A + Y_T \\ Z_A + Z_T \end{bmatrix} \quad (3.21)$$

$$\begin{bmatrix} L' \\ M' \\ N' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_A + L_T \\ M_A + M_T \\ N_A + N_T \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

最後に重力を加えて全外力とする。

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \end{bmatrix} + \mathbf{T}_{BI} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X' + n_1 mg \\ Y' + n_2 mg \\ Z' + n_3 mg \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L' \\ M' \\ N' \end{bmatrix} \quad (3.24)$$

3. 2. 2 3次元3自由度運動方程式

本節では3次元3自由度の運動方程式を導く。機体を質点と近似し, 機体の回転運動は解かない。

無人機の運動を表す為の状態量には, 慣性系に対する機体重心の  $x, y, z$  座標及び機体重心慣性速度  $V_I$  の成分  $U_I, V_I, W_I$  を用いる。

1) 機体並進運動方程式

(3.1) 式で定義される運動量ベクトルを用いると並進運動方程式は次式で表される。

$$\begin{aligned}
 \mathbf{F} = \begin{bmatrix} F'_x \\ F'_y \\ F'_z \end{bmatrix} &= d\mathbf{p}/dt = m(d\mathbf{V}_I/dt) + (dm/dt)\mathbf{V}_I \\
 &= \begin{bmatrix} m \dot{U}_I \\ m \dot{V}_I \\ m \dot{W}_I \end{bmatrix} \quad (3.25)
 \end{aligned}$$

ここで  $\mathbf{F}$  は外力ベクトルであり,  $F'_x, F'_y, F'_z$  は  $\mathbf{F}$  の地面固定慣性座標系における各軸方向成分である。この式を変形して機体速度に関する微分方程式が得られる。

$$\begin{bmatrix} \dot{U}_I \\ \dot{V}_I \\ \dot{W}_I \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{F'_x}{m} \\ \frac{F'_y}{m} \\ \frac{F'_z}{m} \end{bmatrix} \quad (3.26)$$

2) 機体位置方程式

機体重心対地速度  $\mathbf{V}_E$  は慣性速度  $\mathbf{V}_I$  と等しく, 従って機体重心位置に関する微分方程式は以下の様に表される。

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_I \\ V_I \\ W_I \end{bmatrix} \quad (3. 27)$$

以上により、6 個の状態量に関する微分方程式が得られた。

3) 重力モデル, 大気モデル  
6 自由度で用いたモデルと同じ。

4) 風モデル  
7 章において詳細に述べる。

5) 対気速度  
機体重心の対地速度  $V_E$ , 即ち慣性速度  $V_I$  から風の対地速度  $v_w$  を差し引くことにより, 機体重心の対気速度  $V_A$  を計算する。

$$V_A = \begin{bmatrix} U_A \\ V_A \\ W_A \end{bmatrix} = V_E - v_w = V_I - v_w = \begin{bmatrix} U_I - u'_w \\ V_I - v'_w \\ W_I - w'_w \end{bmatrix} \quad (3. 28)$$

6) 空力モデル, 推進系モデル  
空力及び推進系モデルについては, それぞれ 4 章と 5 章において詳細に述べる。

7) 外力  
重力, 空気力, 推進系による力を合成して機体に作用する全外力を計算し, 慣性座標系成分で出力する。  
まず, 風軸系空力係数より空気力の機体軸成分を計算する。

$$\begin{bmatrix} X_A \\ Y_A \\ Z_A \end{bmatrix} = T_{BW} \begin{bmatrix} -C_D q_\infty S \\ C_Y q_\infty S \\ -C_L q_\infty S \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (-\cos \alpha \sin \beta C_D - \cos \alpha \sin \beta C_Y + \sin \alpha C_L) q_\infty S \\ (-\sin \beta C_D + \cos \beta C_Y) q_\infty S \\ (-\sin \alpha \cos \beta C_D - \sin \alpha \sin \beta C_Y - \cos \alpha C_L) q_\infty S \end{bmatrix} \quad (3. 29)$$

続いて空気力, 推進系による力を合成する。

$$\begin{bmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_A + X_T \\ Y_A + Y_T \\ Z_A + Z_T \end{bmatrix}$$

最後に  $X', Y', Z'$  を機体軸から風軸経由で慣性座標系に変換し, 重力を加えて全外力とする。

$$\begin{bmatrix} F'_x \\ F'_y \\ F'_z \end{bmatrix} = T_{WI}^{-1} T_{BW}^{-1} \begin{bmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} (l_{1V} \cos \alpha \cos \beta - l_{2V} \cos \alpha \sin \beta - l_{3V} \sin \alpha) X' \\ + (l_{1V} \sin \beta + l_{2V} \cos \beta) Y' \\ + (l_{1V} \sin \alpha \cos \beta - l_{2V} \sin \alpha \sin \beta + l_{3V} \cos \alpha) Z' \\ (m_{1V} \cos \alpha \cos \beta - m_{2V} \cos \alpha \sin \beta - m_{3V} \sin \alpha) X' \\ + (m_{1V} \sin \beta + m_{2V} \cos \beta) Y' \\ + (m_{1V} \sin \alpha \cos \beta - m_{2V} \sin \alpha \sin \beta + m_{3V} \cos \alpha) Z' \\ (n_{1V} \cos \alpha \cos \beta - n_{2V} \cos \alpha \sin \beta - n_{3V} \sin \alpha) X' \\ + (n_{1V} \sin \beta + n_{2V} \cos \beta) Y' \\ + (n_{1V} \sin \alpha \cos \beta - n_{2V} \sin \alpha \sin \beta + n_{3V} \cos \alpha) Z' + mg \end{bmatrix}$$

#### 4. 空力特性推算

空力微係数を算出する前に幾つかの準備を行う。まず, 図 4. 1 に機体形状を示す。ここでは, 機体を剛体として扱い, 主翼の弾性変形による揚, 抗力の変化につ

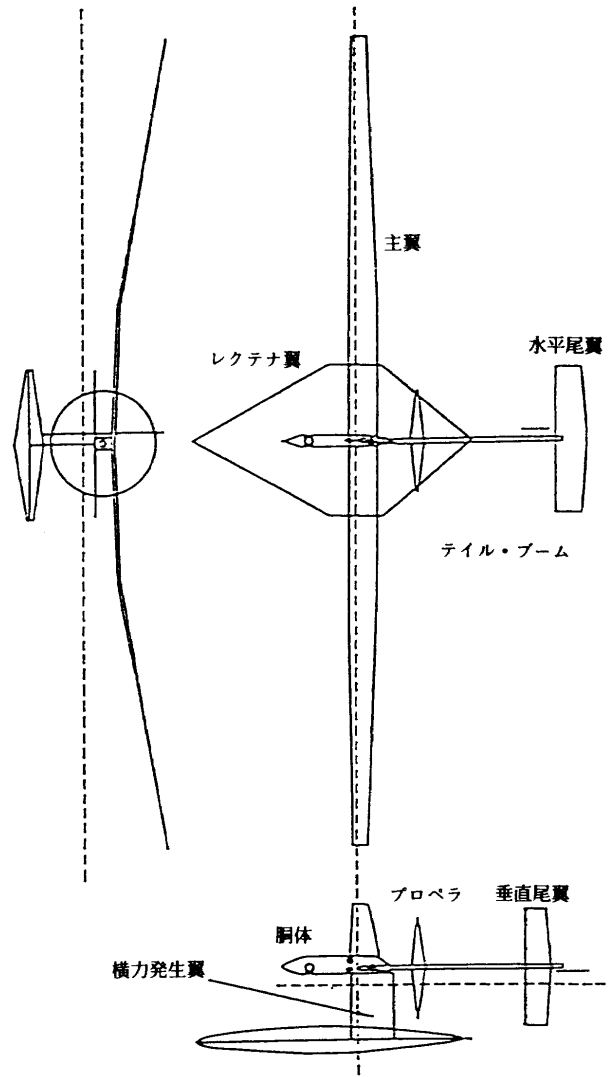


図 4.1 マイクロ波動力無人機の三面図



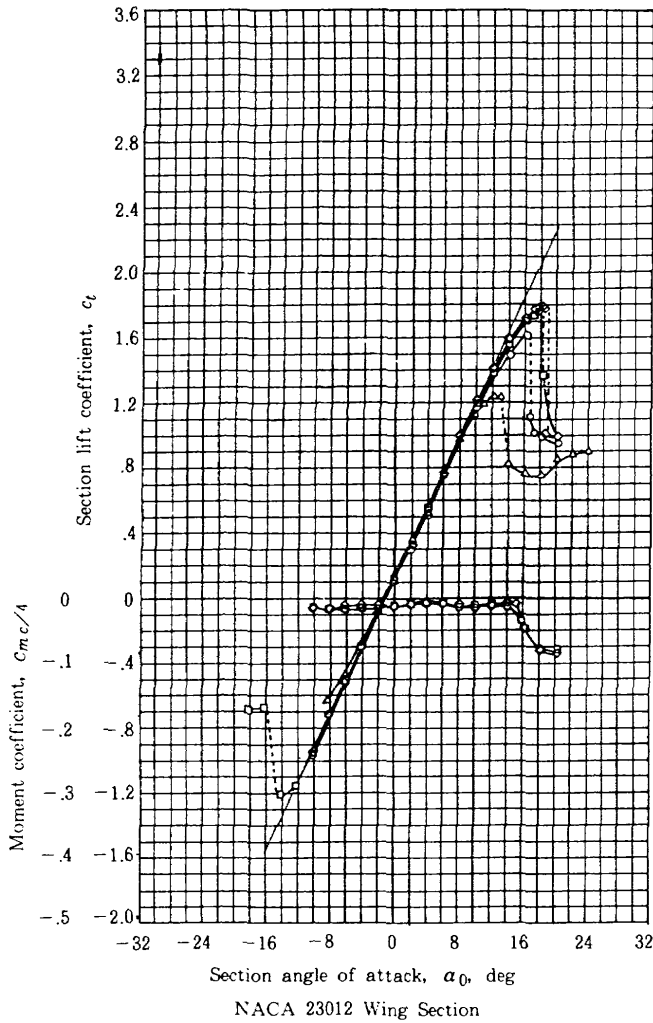


図 4.2 (1/2) NACA23012  $\alpha_0 - C_l, C_{m_c/4}$  線図<sup>12)</sup>

いては考えない。又、横滑り角をとった場合の各翼単独の空力特性の劣化についても微小であるとして無視する。更に、プロペラ後流の影響による水平、垂直尾翼の空力特性の変化についても無視する。各翼に使用する翼型は、主翼、水平・垂直尾翼、横力発生翼 (Side Force Generator : SFG) には NACA4415 を、レクテナ翼には NACA23012 を用いることを想定する。尚、これらの翼型のデータは、レイノルズ数が  $3.0 \times 10^6$  以上のものしかない<sup>12)</sup>。高高度無人機が飛行する高度約 20km、対気速度 46m/s の領域では、レイノルズ数はおおよそ  $2.5 \times 10^5$  程度 (=  $46.0\text{m/s} \times 0.859\text{m}$  (主翼平均空力翼弦) /  $(1.5989 \times 10^{-4} \text{m}^2/\text{s})$ ) となり、参照できるデータと 1 桁違うが、ここではレイノルズ数  $3.0 \times 10^6$  のデータで代用する。

NACA23012 の空力特性を図 4.2 に、NACA4415 の空力特性を図 4.3 に示す。各翼の揚、抗力係数はそれぞれの図から読み込んだデータを、最小自乗近似することにより次式の様に定式化した。近似した揚力曲線は、図 4.2、及び 4.3 にそれぞれ示されている。又、抗力

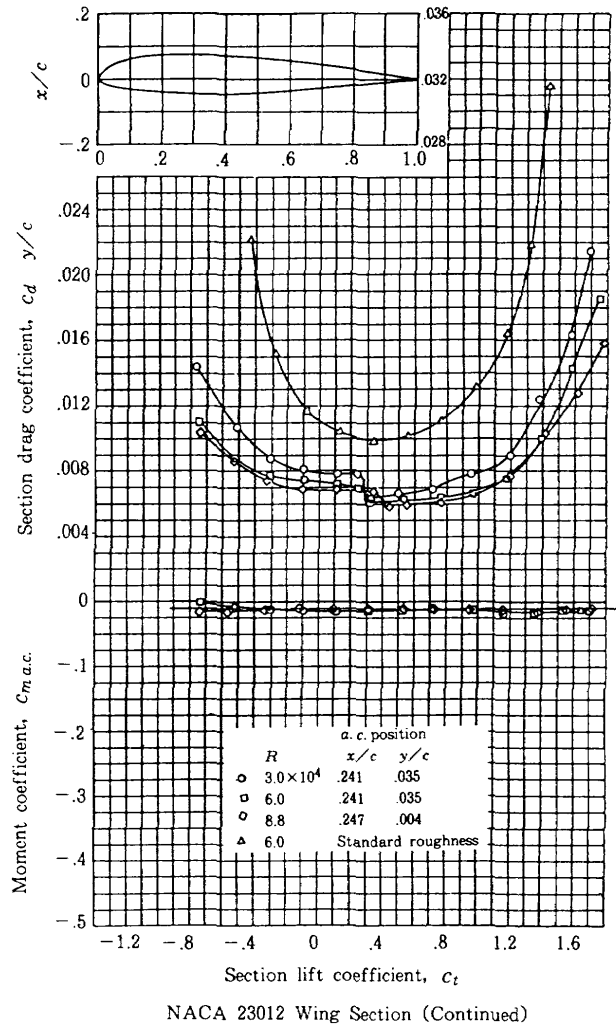


図 4.2 (2/2) NACA23012  $C_l - C_d, C_{m_{a.c}}$  線図<sup>12)</sup>

曲線は図 4.4, 5 に示した。空力中心周りのモーメント係数も合わせて示す。

• NACA23012

$$C_{L2} = 6.1192\alpha + 0.1278 \quad (4.1)$$

$$C_{D2} = 0.0072 - 0.0018C_{L2} + 0.0016C_{L2}^2 - 0.0012C_{L2}^3 + 0.0034C_{L2}^4 \quad (4.2)$$

$$C_{m_{02}} = -0.0139 \quad (4.3)$$

• NACA4415

$$C_{L4} = 5.5649\alpha + 0.37125 \quad (4.4)$$

$$C_{D4} = 0.0075 - 0.0012C_{L4} + 0.0066C_{L4}^2 - 0.0069C_{L4}^3 - 0.0065C_{L4}^4 + 0.0085C_{L4}^5 \quad (4.5)$$

$$C_{m_{04}} = -0.0956 \quad (4.6)$$

各翼の代表面積は、主翼 27.2、水平尾翼 5.82、垂直尾翼 3.87、レクテナ翼 34.3、SFG 3.88m<sup>2</sup> である。まず全機の抗力係数は、各翼の抗力係数の総和として表すものとした。従って全機抗力係数は、(4.7) 式で表される。但し、垂直尾翼と SFG の抗力を算出する際は、

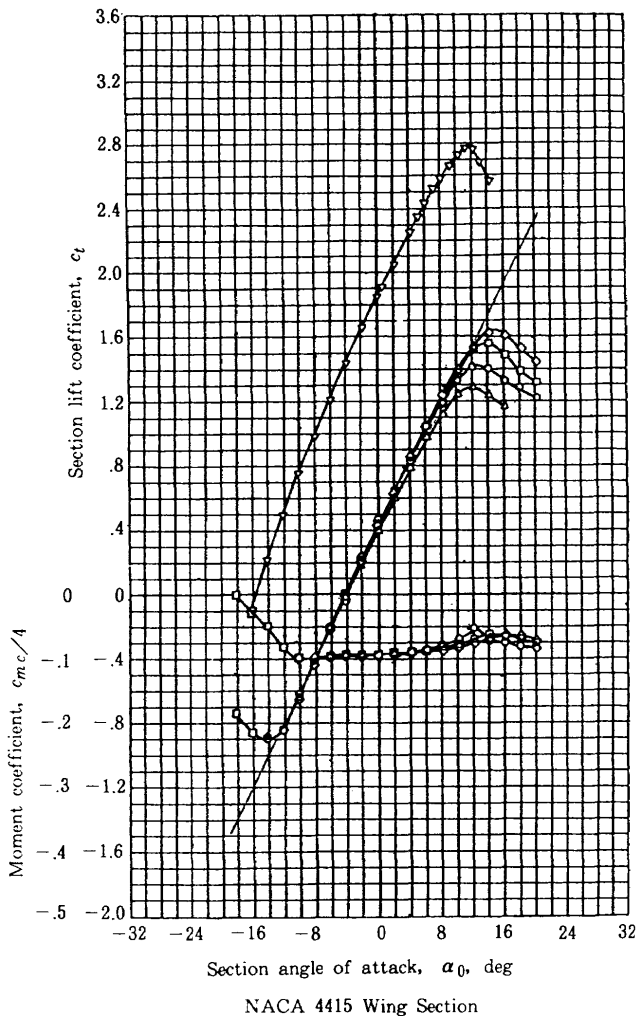


図 4.3 (1/2) NACA4415  $\alpha_0 - c_l, c_{m,c/4}$  線図<sup>12)</sup>

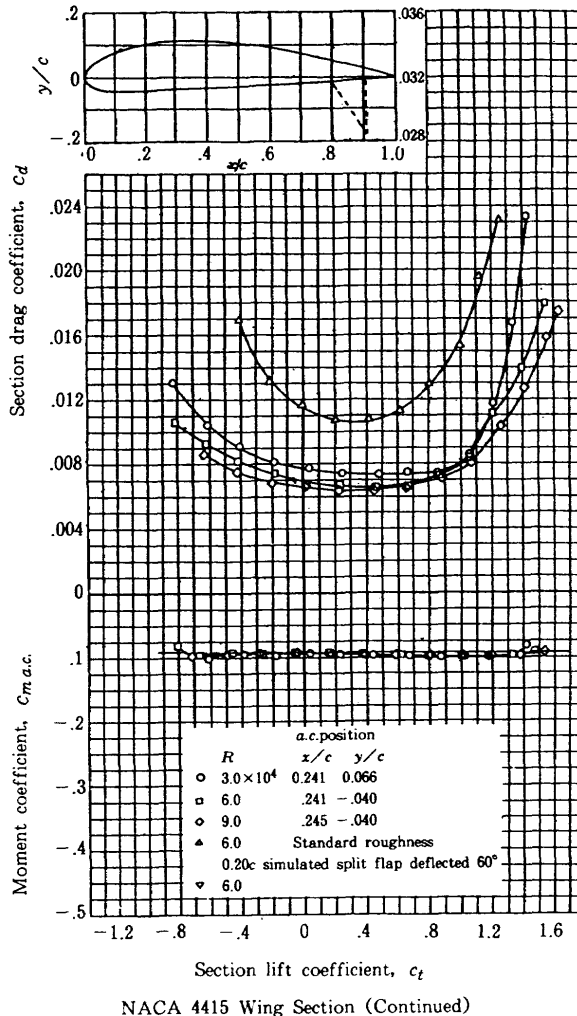


図 4.3 (2/2) NACA4415  $c_l - c_d, C_{m,a.c.}$  線図<sup>12)</sup>

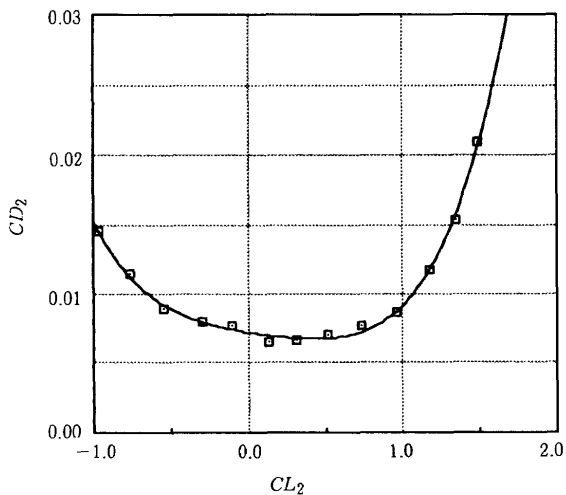


図 4.4 NACA23012 の近似抗力曲線

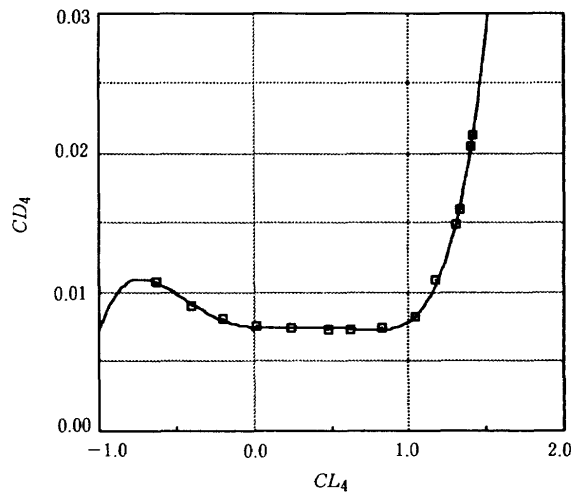


図 4.5 NACA4415 の近似抗力曲線

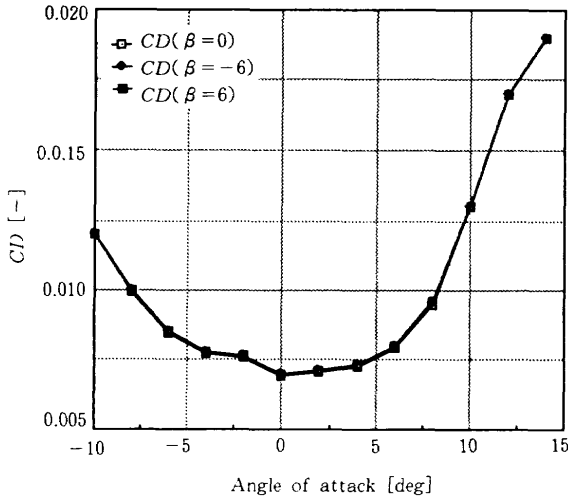


図4.6 迎え角-抗力係数

(4.5) 式において $\alpha$ の代わりに $\beta$ を用いる (このようにして求めた抗力係数を $CD'_4$ とする)。 $\beta = -6, 0, 6$  degにおける全機の抗力係数と迎え角の関係を図4.6に示す。

$$CD = \frac{(S_w + S_H) \cdot CD_1 + S_R \cdot CD_2 + (S_v + S_{SFG}) \cdot CD'_4}{(S_w + S_H + S_v + S_{SFG} + S_R)} \quad (4.7)$$

全機の揚力係数に関しては、追って示す。

又、機体の代表面積は、各翼の面積の総和によって表すこととする。

$$S = 75.07 \text{ m}^2$$

以下、参考文献13)に従い安定微係数を推算する。

#### 4.1 縦系空力微係数

縦の空力微係数の算出に際し、以下の仮定をする。

- 1) 制御による(舵面操舵による)慣性乗積、慣性相互乗積の変化はないものとする。
- 2) 機体は左右対称であるとする。
- 3) プロペラ推力は、機体 $x$ 軸成分のみを考え、推力の $y, z$ 軸成分、及びピッチング・モーメントへの寄与は無視する。
- 4) 空気力によるピッチングモーメント $M$ は、主、水平尾翼、レクテナ翼、及び胴体の寄与に分解し、4つの成分間の干渉は無視する。
- 5) プロペラ推力は前進速度及び、スロットル開度(プロペラ回転数)のみに依存する。(迎え角には依存しない)

以上により、縦の無次元空気力、モーメントと機体運動、操舵との関数関係は以下ようになる。

$$\begin{aligned} CT &= CT(u, \delta t) & Cm &= Cm(\alpha, \delta e) \\ CL &= CL(\alpha, \delta e) & CD &= CD(\alpha) \end{aligned} \quad (4.8)$$

$CL, Cm$ は、尾翼からの寄与を有する。この際、尾翼迎え角 $\alpha_H$ には、安定軸迎え角 $\alpha$ の他に、ピッチング角速度 $q$ 及び、迎え角変化率 $\dot{\alpha}$ の影響を考慮し、

$$\alpha_H = \alpha_H(\alpha, \hat{q}, \hat{\alpha}) \quad (4.9)$$

とする。ここで、“ $\hat{\phantom{x}}$ ”は無次元化した変数を表す。ここで、機体 $x, z$ 軸方向の空気力、及びピッチングモーメント $M$ は、揚力を $L$ 、抗力を $D$ 、推力を $T$ によって表すと以下のように表される。

$$\begin{aligned} X_a &= T + L \sin \alpha - D \cos \alpha \\ Z_a &= -L \cos \alpha - D \sin \alpha \end{aligned} \quad (4.10)$$

$$M = M_w + M_H + M_R + M_{fus}$$

それぞれを無次元化し、迎角 $\alpha$ は微小であるとする、

$$\begin{aligned} C_x &= CT + CL \cdot \alpha \frac{S_L}{S} - CD \\ C_z &= -\left( CL \frac{S_L}{S} + CD \cdot \alpha \right) \\ Cm &= Cm_w + Cm_H + Cm_R + Cm_{fus} \end{aligned} \quad (4.11)$$

無次元化する際は、機体代表面積の値と揚力を算出する際のreference areaの値( $S_L = 67.32 \text{ m}^2$ )とが一致しない為、注意する。

•  $Cx_u$

$$Cx_u = \frac{2}{\rho U_0 S} \frac{\partial T}{\partial u} - 2(CD + CL \tan \theta_0 S_L / S) - M_0 \frac{\partial CD}{\partial M}$$

$M$ : マッハ数 (4.12)

$\partial CD / \partial M \cong 0$   
但し、 $\partial T / \partial u$ については、5章で述べる。

•  $Cz_u, Cm_u$

$$Cz_u = -M_0 (\partial CL / \partial M) \cong 0 \quad (4.13)$$

$$Cm_u = M_0 (\partial Cm / \partial M) \cong 0 \quad (4.14)$$

尚、本資料では $Cm_u$ の推定に対して、以下の効果については考慮していない。

- 1) 推力変化が直接 $Cm$ に寄与する部分
- 2) プロペラ推力の $z$ 軸方向成分の寄与
- 3) プロペラ後流が翼面の圧力分布を変化させることの寄与
- 4) プロペラ等が尾翼の吹下ろしを変化させることの寄与
- 5) プロペラ後流が尾翼部の動圧を変化させることの寄与

•  $Cx_\alpha$

$$Cx_\alpha = CL \frac{S_L}{S} \cdot \frac{\partial CD}{\partial \alpha} \quad (4.15)$$

ここで  $\frac{\partial CD}{\partial \alpha}$  を求める際は、以下の式を利用する。

$$\frac{\partial CD}{\partial \alpha} = \frac{\partial CD}{\partial CL} \frac{\partial CL}{\partial \alpha} \quad (4.16)$$

$$\frac{\partial CD}{\partial CL} = \frac{(S_w + S_H) \cdot \frac{\partial CD_4}{\partial CL_4} + S_R \cdot \frac{\partial CD_2}{\partial CL_2}}{S_w + S_H + S_V + S_{SFG} + S_R}$$

$$\frac{\partial CD_2}{\partial CL_2} = -0.0018 + 0.0016 \times 2 \cdot CL_2 - 0.0012 \times 3 \cdot CL_2^2 + 0.0034 \times 4 \cdot CL_2^3$$

$$\frac{\partial CD_4}{\partial CL_4} = -0.0012 + 0.0066 \times 2 \cdot CL_4 - 0.0069 \times 3 \cdot CL_4^2 - 0.0065 \times 4 \cdot CL_4^3 + 0.0085 \times 5 \cdot CL_4^4$$

$\partial CL / \partial \alpha$  については後述。

•  $C_{z\alpha}$

$$C_{z\alpha} = - \left( CL_\alpha \frac{S_L}{S} + CD + \frac{\partial CD}{\partial \alpha} \right) \quad (4.17)$$

ここで  $CL_\alpha$  は、全機揚力傾斜であり、後述する。

•  $C_{m\alpha}, CL_\alpha$

$C_{m\alpha}$  については、主翼と水平尾翼、レクテナ翼の揚力変化、胴体モーメントの効果を中心に評価する。

推力等、揚力と直交する成分の力、胴体等の影響は無視する。図 4.7 は主翼、レクテナ翼、尾翼の平均空力翼弦位置を機体対称面内に射影して描いたものである。本資料では、主翼の無揚力線を基準線とし、尾翼はこれに対して  $i_H$  の角度で後縁上げを正として取付けられているとする。抵抗方向の力は揚力に比べて十分小さいので無視する。すると、重心位置に対し、基準線に添った前後方向位置だけが問題となる。

又、各翼の揚力係数は先に述べた通り、以下の関数形式で書かれている。

$$CL = a\alpha + b \quad a = \partial CL / \partial \alpha \quad (4.18)$$

ここで、主翼の揚力係数を  $CL_w$ 、尾翼のそれを  $CL_H$  とし、

$$\begin{aligned} CL_w &= a_w \alpha_w + b_w \\ CL_H &= a_H \alpha_H + b_H + (CL_\delta)_H \delta e \\ CL_R &= a_R \alpha_R + b_R \quad (a_R = \alpha_w) \end{aligned} \quad (4.19)$$

と近似する。但し、

$$\begin{aligned} \alpha_H &= \alpha_w - \varepsilon - i_H \\ a_w &= (\partial CL / \partial \alpha)_w \\ a_H &= (\partial CL / \partial \alpha)_H \\ a_R &= (\partial CL / \partial \alpha)_R \end{aligned} \quad (4.20)$$

であり、 $(CL_\delta)_H$  は昇降舵角に関する尾翼揚力係数の変化率である。

ここで、更に以下の仮定をする。

- 尾翼の空力中心回りのモーメントは無視
- 主翼吹き下ろしの影響は、流れの方向が平均的に  $\varepsilon$  だけ変化するものとして、近似する。
- 尾翼動圧の減少は無視。
- 全可動尾翼 ( $\tau = 1$ ) であるから  $(CL_\delta)_H = a_H \tau = a_H \quad \tau = \partial \alpha_H / \partial \delta_e$ 。
- レクテナ翼の取り扱いの主翼と同等とする。

ここで、吹き下ろし角  $\varepsilon$  は、主翼迎角  $\alpha_w$  に関し線形であると近似すると、

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \cdot \alpha_w \quad (4.21)$$

と表される。

$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$  : 尾翼位置における主翼吹き下ろし角の  $\alpha_w$  に関する変化率

$\partial \varepsilon / \partial \alpha$  の値は、プロペラ後流及び、主翼とレクテナ翼の干渉等による流れの変化の影響を強く受けると考えられる。しかし、これらの影響を精度良く推定することは難しく、従ってここでは、敢て楕円翼の充分後方に

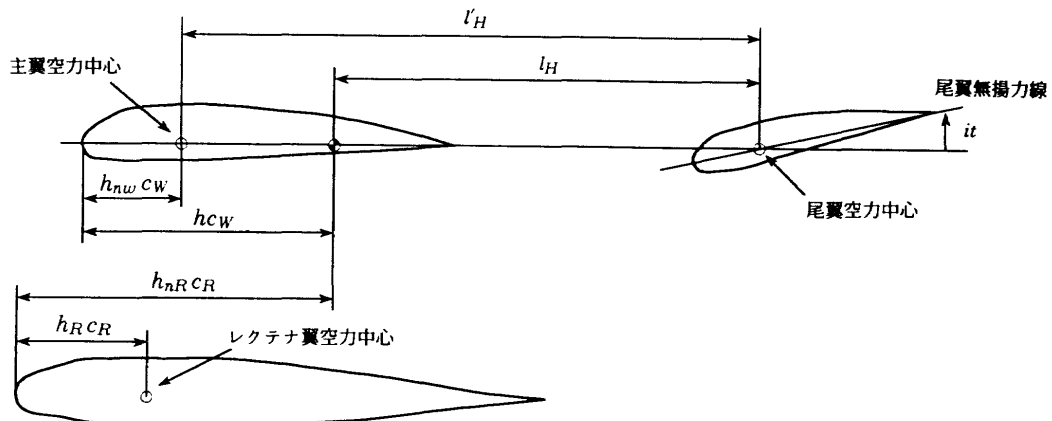


図 4.7 主翼、尾翼、レクテナ翼の平均空力翼弦

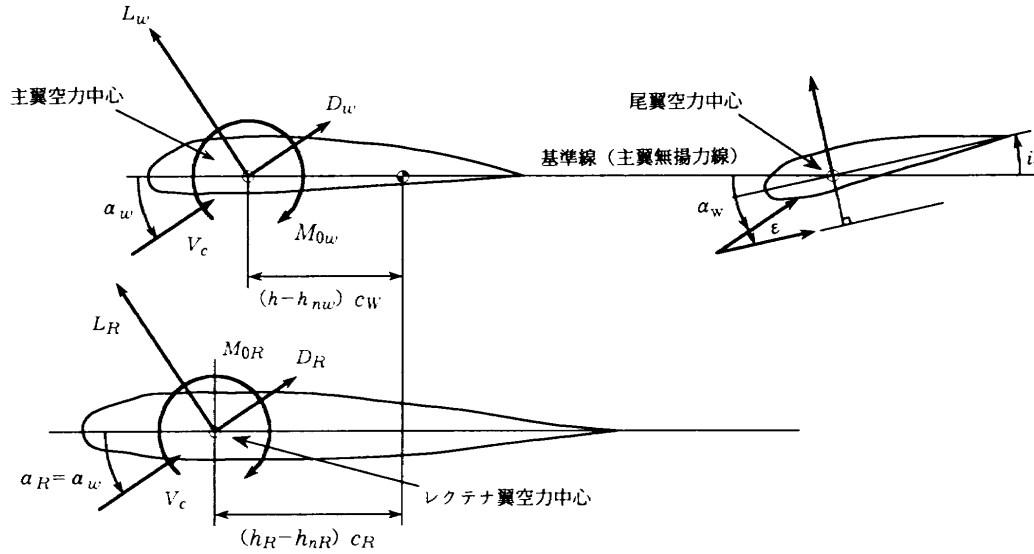


図 4.8 主翼、尾翼、レクテナ翼に働く空気力

おける値を近似的に適用する。

$$\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} = \frac{2a_w}{\pi A R_w} \quad (4.22)$$

以上により、主・尾翼及び、レクテナ翼に働く空気力は図 4.8 の様になる。

全機揚力係数は、次式で近似する。

$$\begin{aligned} CL &= \frac{S_w}{S} CL_w + \frac{S_H}{S} CL_H + \frac{S_R}{S} CL_R \\ &= a_w \alpha_w \frac{S_w}{S} + a_H \frac{S_H}{S} (\alpha_w - \epsilon_0 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \alpha_w - i_H) \\ &+ \frac{S_H}{S} (CL_\delta)_H \delta e + a_R \alpha_R \frac{S_R}{S} + (b_w S_w + b_H S_H + b_R S_R) / S \\ &= a_w \alpha_w \left\{ \frac{S_w}{S} + \frac{a_H S_H}{a_w S} \left( 1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) \right\} - a_H \frac{S_H}{S} (\epsilon_0 + i_H) \\ &+ \frac{S_H}{S} (CL_\delta)_H \delta e + a_R \alpha_R \frac{S_R}{S} + (b_w S_w + b_H S_H + b_R S_R) / S \end{aligned} \quad (4.23)$$

更に、 $\alpha_{zL}$  を全機の無揚力線から測った迎え角とすると、

$$CL = CL_a \alpha_{zL} \quad (4.24)$$

ここで、

$$CL_a = \frac{\partial CL}{\partial \alpha} = a_w \left\{ \frac{S_w}{S} + \frac{a_H S_H}{a_w S} \left( 1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) \right\} + a_R \frac{S_R}{S} \quad (4.25)$$

$$\begin{aligned} \alpha_{zL} &= \alpha_w - \frac{1}{CL_a} \frac{S_H}{S} \{ a_H (\epsilon_0 + i_H) - (CL_\delta)_H \delta e \} \\ &+ \frac{b_w S_w + b_H S_H + b_R S_R}{CL_a S} \end{aligned} \quad (4.26)$$

次に、ピッチングモーメントに対し、主翼、尾翼、レク

テナ翼の寄与は図 4.8 において、 $D_w$ 、 $D_R$  を無視し、更に  $a_w$ 、 $a_R$  が微小であるとすると、

$$M = M_{0w} + L_w (h - h_{nw}) \bar{c}_w - L_H l_H + \rho V_c^2 \frac{V_{fus}}{2} 2(\alpha_w - \alpha_{f0}) + M_{0R} + L_R (h_R - h_{nR}) \bar{c}_R \quad (4.27)$$

$V_{fus}$  : 胴体容積

$\alpha_{f0}$  : 主翼基準線から測った胴体の無揚力角 (ここでは 0 とした)

上式を無次元化して

$$\begin{aligned} C_m &= \frac{S_w}{S} (C_{m0})_w + \frac{S_w}{S} (CL)_w (h - h_{nw}) - V_h^* (CL)_H \\ &+ 2V_{fus}^* (\alpha_w - \alpha_{f0}) + \frac{S_R \bar{c}_R}{S \bar{c}_w} (C_{m0})_R \\ &+ (CL)_R (h_R - h_{nR}) \frac{S_R}{S} \frac{\bar{c}_R}{\bar{c}_w} \\ &= \frac{S_w}{S} (C_{m0})_w - 2\alpha_{f0} V_{fus}^* + V_h^* \{ a_H (\epsilon_0 + i_H) - (CL_\delta)_H \delta e \} \\ &+ a_w \left\{ a_w (h - h_{nw}) \frac{S_w}{S} - V_h^* a_H \left( 1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) + 2V_{fus}^* \right\} \\ &+ (C_{m0})_R \frac{S_R \bar{c}_R}{S \bar{c}_w} + a_R a_R (h_R - h_{nR}) \frac{S_R}{S} \frac{\bar{c}_R}{\bar{c}_w} \\ &+ \frac{S_w}{S} b_w (h - h_{nw}) - V_h^* b_H \\ &+ b_R (h_R - h_{nR}) \frac{S_R \bar{c}_R}{S \bar{c}_w} \end{aligned} \quad (4.28)$$

$$V_h^* = l_H S_H / (\bar{c}_w S) \quad V_{fus}^* = V_{fus} / (\bar{c}_w S) \quad (4.29)$$

よって、

$$\begin{aligned} C_{m\alpha} &= a_w \left\{ (h - h_{nw}) \frac{S_w}{S} - V_h^* \frac{a_H}{a_w} \left( 1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) + V_{fus}^* \frac{2}{a_w} \right\} \\ &+ a_R (h_R - h_{nR}) \frac{S_R}{S} \frac{\bar{c}_R}{\bar{c}_w} \end{aligned} \quad (4.30)$$

: 昇降舵固定

•  $Cm_{\delta_e}$ ,  $Cz_{\delta_e}$

$$Cm_{\delta_e} = -V_h^* (CL_{\delta})_H = -V_h^* a_H \tau = -V_h^* a_H \quad (4.31)$$

$$\begin{aligned} Cz_{\delta_e} &= -\frac{S_L}{S} \cdot \frac{\partial CL}{\partial \delta_e} = -\frac{S_L}{S} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot (CL_{\delta})_H = -\frac{S_L}{S} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot a_H \tau \\ &= -\frac{S_L}{S} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot a_H \quad (4.32) \end{aligned}$$

•  $Cm_q$ ,  $Cz_q$

本微係数に対する主翼部分からの寄与は微小であるので無視する。又、胴体部分の影響も微小であるので無視する。

$$Cz_q = -2V_h^* a_H \cdot \frac{S_L}{S} \quad (4.33)$$

$$Cm_q = -2V_h^* (l_H / \bar{c}_w) a_H \quad (4.34)$$

•  $Cm_{\delta}$

$$Cm_{\delta} = -2V_h^* (l_H / \bar{c}_w) a_H (\partial \varepsilon / \partial \alpha) \quad (4.35)$$

#### 4. 2 横・方向系空力微係数

横・方向系空力微係数算出の際は、以下を前提とする。

- 主翼、レクテナ翼の影響はストリップセオリーで計算する。
- SFGに関しては、垂直尾翼と同様に扱う。ここでも、主翼とレクテナ翼間の流れの干渉については考えない。
- 主翼、レクテナ翼は梯形翼として扱う。梯形翼とは、前・後縁及び断面空力中心が全て直線上にあるような翼で、翼弦長は

$$c(y) = c_0 - (1 - \lambda) c_0 y / (b/2) \quad (4.36)$$

で定義される。

さて、 $C_y$ ,  $Cl$ ,  $C_n$ に対する機体各部の主要な寄与分を分解して示すと次のようになる。

$$\begin{aligned} C_y &= [C_y(\beta)]_{fus} + [C_y(\beta, p, r, \delta r)]_v \\ &\quad + [C_y(\beta, p, r)]_{SFG} \\ Cl &= [Cl(r, \delta r)]_v + [Cl(\beta, p, r)]_w \\ &\quad + [Cl(\beta, p, r)]_R + [Cl(r)]_{SFG} \quad (4.37) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_n &= [C_n(\beta)]_{fus} + [C_n(\beta, r, \delta r)]_v + [C_n(p, r)]_w \\ &\quad + [C_n(p, r)]_R + [C_n(\beta, r)]_{SFG} \end{aligned}$$

•  $C_{y\beta}$ ,  $C_{n\beta}$ ,  $C_{y\delta r}$ ,  $Cl_{\delta r}$ ,  $C_{n\delta r}$

図4.9に横滑りしている無人機を表す。ここでの $\sigma$ はサイドウォッシュ角(Sidewash angle)であり、次式のように表されるものとした。

$$\sigma = (\partial \sigma / \partial \beta) \beta \quad (4.38)$$

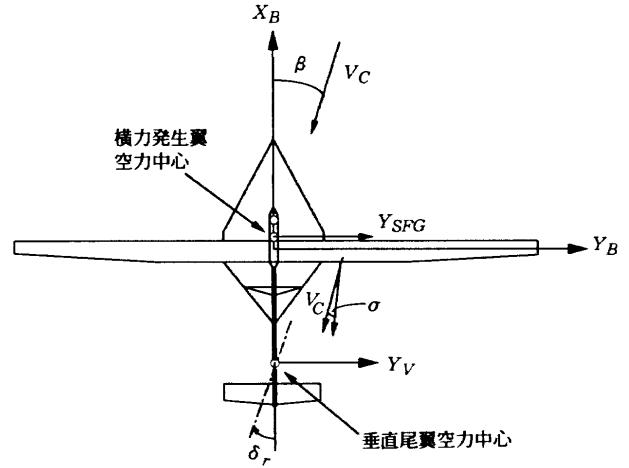


図4.9 横滑りしている無人機

横力発生翼を考慮して、横力を近似的に次式で表す。

$$\begin{aligned} Y_a &= \frac{1}{2} \rho V_c^2 S_v \{ (CL_a)_v (-1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}) \beta + b_{v\beta} + (CL_{\delta})_v \delta r \} \\ &\quad + \frac{1}{2} \rho V_c^2 S (C_{y\beta})_{fus} \beta \\ &\quad + \frac{1}{2} \rho V_c^2 S_{SFG} \{ (CL_a)_{SFG} (-\beta) + b_{SFG\beta} \} \end{aligned}$$

無次元化して、

$$\begin{aligned} C_y &= \frac{S_v}{S} \{ (CL_a)_v (-1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}) \beta + (CL_{\delta})_v \delta r \} \\ &\quad + \frac{S_{SFG}}{S} (CL_a)_{SFG} (-\beta) + (C_{y\beta})_{fus} \beta \quad (4.39) \end{aligned}$$

ヨーイングモーメントについても類似の表現が成立する。

$$\begin{aligned} C_n &= -\frac{S_v}{S} \{ (CL_a)_v (-1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}) \beta + (CL_{\delta})_v \delta r \} \frac{l_v}{b} \\ &\quad - \frac{S_{SFG}}{S} (CL_a)_{SFG} (-\beta) \frac{l_{SFG}}{b} + (C_{n\beta})_{fus} \beta \\ &\quad + (C_{m_0})_v + (C_{m_0})_{SFG} \quad (4.40) \end{aligned}$$

従って、

$$C_{y\beta} = -\frac{S_v}{S} (CL_a)_v (1 - \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}) - \frac{S_{SFG}}{S} (CL_a)_{SFG} + (C_{y\beta})_{fus} \quad (4.41)$$

$$C_{y\delta r} = -\frac{S_v}{S} (CL_{\delta})_v \quad (4.42)$$

プロペラは、 $C_{y\beta}$ ,  $C_{n\beta}$ に寄与するが<sup>14)</sup>ここでは取り扱わない。又、ヨーイングモーメントに関しては、垂直尾翼とSFGの寄与分の比がおおよそ40:1なので、SFGの寄与分は無視する。

$$C_{n\beta} = V_v (CL_a)_v (1 - \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}) + (C_{n\beta})_{fus} + V_{SFG}^* (CL_a)_{SFG} \quad (4.43)$$

$$Cn_{\delta r} = -V_v^* (CL_{\delta})_v \quad (4.44)$$

$$Cl_{\delta r} = \frac{Z_{f\delta}}{b} \frac{S_v}{S} (CL_{\delta})_v \quad (4.45)$$

ここで、

$$V_v^* = \frac{l_v}{b} \frac{S_v}{S} \quad (4.46)$$

$$V_{SFG}^* = \frac{l_{SFG}}{b} \frac{S_{SFG}}{S} \quad (4.47)$$

$$(CL_{\delta})_v = a_v \tau \quad (\tau = 1) \quad (4.48)$$

$$a_v = \left( \frac{\partial CL}{\partial \alpha} \right)_v \quad (4.49)$$

であり、 $Z_{f\delta}$  は  $(CL_{\delta})_v \cdot \delta r$  の作用点の  $X$  軸からの距離である。

又、ここでは、

$$(Cy_{\beta})_{fus} \cong 0 \quad (4.50)$$

$$(Cn_{\beta})_{fus} \cong -2V_{fus}^* \frac{\bar{c}_w}{b} \quad (4.51)$$

として計算する。

•  $Cl_{\beta}$

$Cl_{\beta}$  については、主翼とレクテナ翼を別々に考え、最後に両者の効果を重ね合わせる。まず、主翼については上反角効果と、主翼と胴体の干渉について考慮する。後退角の影響は微小であるとして無視する。一方、レクテナ翼では後退角の影響についてのみ考慮する。

(a) 主翼上反角

$$(Cl_{\beta})_{dihedral} = -\frac{\bar{y}}{b} a_0 \Gamma \frac{S_w}{S}$$

$$\Gamma : \text{上反角} \quad a_0 : \text{断面揚力傾斜} (a_0 = a_w) \quad (4.52)$$

特に梯形翼の場合

$$(Cl_{\beta})_{dihedral} = -a_w \frac{\Gamma}{6} \frac{1+2\lambda_w}{1+\lambda_w} \frac{S_w}{S} \quad (4.53)$$

$\lambda$  : テーパー比

(b) 主翼-胴体干渉

主翼と胴体の干渉による  $Cl_{\beta}$  への寄与分は、参考文献15) により高翼の場合における以下の係数を採用した。

$$(Cl_{\beta})_{int} = -0.0006 \quad (4.54)$$

(c) レクテナ翼後退角

$$(Cl_{\beta})_{sweep} = -\frac{CL \tan \Lambda_R}{6} \frac{1+2\lambda_R}{1+\lambda_R} \frac{S_R}{S} \quad (4.55)$$

$\Lambda_R$  : レクテナ翼後退角

レクテナ翼は、胴体との結合部分がないので、胴体との干渉は無視する。以上より、

$$Cl_{\beta} = -a_w \frac{\Gamma}{6} \frac{1+2\lambda_w}{1+\lambda_w} \frac{S_w}{S} - \frac{CL \tan \Lambda_R}{6} \frac{1+2\lambda_R}{1+\lambda_R} \frac{S_R}{S} - 0.0006 \quad (4.56)$$

•  $Cl_p$

レクテナ翼の寄与分は主翼と同様に考える。

$$Cl_p = (Cl_p)_w + (Cl_p)_R$$

$$= -\frac{4a_w}{Sb^2} \int_0^{b/2} c(y)y^2 dy - \frac{4a_R}{Sb^2} \int_0^{b'/2} c(y)y^2 dy$$

$$= -\frac{a_w}{12} \frac{1+3\lambda_w}{1+\lambda_w} \frac{S_w}{S} - \frac{a_R}{12} \frac{1+3\lambda_R}{1+\lambda_R} \frac{S_R}{S} \quad (4.57)$$

•  $Cl_{\delta a}$

考慮しない。無人機ではエルロンの装着が想定されていない。

•  $Cn_p, Cn_{\delta a}$

$Cn_{\delta a}$  については考慮しない。

$$Cn_p = -\frac{4}{Sb^2} \left( CL - \frac{\partial CD}{\partial \alpha} \right) \int_0^{b/2} c(y)y^2 dy$$

特に梯形翼の場合

$$Cn_p = (Cn_p)_w + (Cn_p)_R$$

$$= -\frac{1}{12} \left( CL - \frac{\partial CD}{\partial \alpha} \right) \left( \frac{1+3\lambda_w}{1+\lambda_w} \frac{S_w}{S} + \frac{1+3\lambda_R}{1+\lambda_R} \frac{S_R}{S} \right) \quad (4.58)$$

ここで、 $\frac{\partial CD}{\partial \alpha}$  を算出する際は、(4.16) 式を用いることとする。

•  $Cy_p$

$$Cy_p = -\frac{S_v}{S} (CL_{\alpha})_v \left( \frac{2Z_{fp}}{b} - \frac{\partial \sigma}{\partial \hat{p}} \right) - \frac{S_{SFG}}{S} (CL_{\alpha})_{SFG} \frac{2Z_{SFGp}}{b} \quad (4.59)$$

$Z_{fp}$  : 垂直尾翼の有効迎角を計算する点と  $X$  軸との距離

$Z_{SFGp}$  :  $SFG$  の有効迎角を計算する点と  $X$  軸との距離

$\partial \sigma / \partial \hat{p}$  : サイドウォッシュ角  $\sigma$  の  $\hat{p}$  に関する変化率

•  $Cl_r$

主翼の寄与分は次式で計算される。

$$(Cl_r)_w = \frac{8}{Sb^2} CL \int_0^{b/2} c(y)y^2 dy$$

特に梯形翼では、

$$(Cl_r)_w = \frac{CL}{6} \frac{1+3\lambda_w}{1+\lambda_w} \frac{S_w}{S} \quad (4.60)$$

尚、レクテナ翼の寄与分は主翼と同様に計算する。垂直尾翼に関しては、力の作用点がX軸から測って(-Z軸の方向に)  $Z_{fr}$  の所にあるとすると、

$$(Cl_r)_v = \frac{Z_{fr}}{b} \frac{S_v}{S} (CL_a)_v \left( \frac{2l_v}{b} + \frac{\partial \sigma}{\partial \hat{r}} \right) \quad (4.61)$$

となる。 $SFG$  も垂直尾翼と同等の取り扱いをする。但し、 $SFG$  にはサイドウォッシュの効果は含まれない。

$$\begin{aligned} Cl_r = & \frac{CL}{6} \cdot \frac{1+3\lambda_w}{1+\lambda_w} \cdot \frac{S_w}{S} + \frac{CL}{6} \cdot \frac{1+3\lambda_R}{1+\lambda_R} \frac{S_R}{S} \\ & + \frac{Z_{fr}}{b} \cdot \frac{S_v}{S} (CL_a)_v \left( \frac{2l_v}{b} + \frac{\partial \sigma}{\partial \hat{r}} \right) \\ & + \frac{S_{SFGr}}{b} \cdot \frac{S_{SFG}}{S} (CL_a)_{SFG} \frac{2l_{SFG}}{b} \end{aligned} \quad (4.62)$$

•  $Cn_r$

主翼の寄与分は次式で計算される。

$$(Cn_r)_w = \frac{8}{Sb^2} (CD)_w \int_0^{b/2} c(y)y^2 dy$$

梯形翼では、

$$(Cn_r)_w = - \frac{(CD)_w}{6} \frac{1+3\lambda_w}{1+\lambda_w} \frac{S_w}{S} \quad (4.63)$$

一方、尾翼の寄与は、

$$(Cn_r)_v = -V^*_v (CL_a)_v \left( \frac{2l_v}{b} + \frac{\partial \sigma}{\partial \hat{r}} \right) \quad (4.64)$$

レクテナ翼は主翼と同等に取り扱い、 $SFG$  の寄与分は無視する。

$$\begin{aligned} Cn_r = & - \frac{(CD)_w}{6} \frac{1+3\lambda_w}{1+\lambda_w} \frac{S_w}{S} - \frac{(CD)_R}{6} \frac{1+3\lambda_R}{1+\lambda_R} \frac{S_R}{S} \\ & - V^*_v (CL_a)_v \left( \frac{2l_v}{b} + \frac{\partial \sigma}{\partial \hat{r}} \right) \end{aligned} \quad (4.65)$$

•  $Cy_r$

$$(Cy_r)_v = \frac{S_v}{S} (CL_a)_v \left( \frac{2l_v}{b} + \frac{\partial \sigma}{\partial \hat{r}} \right) \quad (4.66)$$

$SFG$  についても  $l_v \rightarrow l_{SFG}$ 、サイドウォッシュ角を0として計算する。従って、

$$Cy_r = \frac{S_v}{S} (CL_a)_v \left( \frac{2l_v}{b} + \frac{\partial \sigma}{\partial \hat{r}} \right) + \frac{S_{SFG}}{S} (CL_a)_{SFG} \frac{2l_{SFG}}{b} \quad (4.67)$$

### 4.3 数値計算例

本節では、図4.10に示す様な単純化した機体形状に対し、空力係数を算出する。

本資料では、高高度無人機の平衡状態として横滑り無し、定常直線飛行を想定する。この時、各軸周りの角速度は0であり、且つ機体y軸方向速度成分も0である。Flight Conditionは次の様に設定する。まず、飛行高

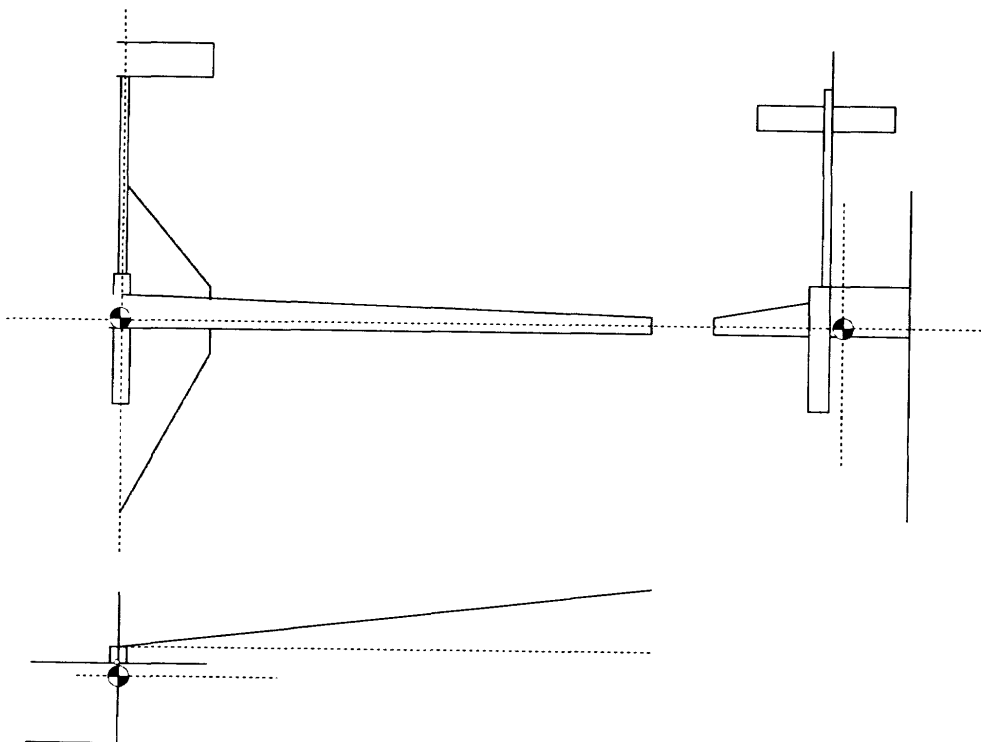


図4.10 単純化した無人機の機体形状三面図



度は高度 20km, 対気速度は 46m/s とし, この高度での重力加速度を  $9.737\text{m/s}^2$ , 大気密度を  $8.891 \times 10^{-2}\text{kg/m}^3$  とする。機体質量は 400kg である。更に, 空力微係数は安定軸に関し算出されていることを考え合わせると, 揚力と重力, 抗力と推力がバランスする。以上の条件により

$$\begin{aligned} CL &= 0.615 \\ Cm &= 0 \\ CT &= CD \end{aligned} \tag{4. 68}$$

となる。このような関係を満たす主翼迎え角等は以下のようなになる。

$$\begin{aligned} \alpha_w &= 4.20\text{deg} \\ \delta e_{trim} &= 1.59\text{deg} \\ CD &= CT = 7.14 \times 10^{-3} \end{aligned} \tag{4. 69}$$

これらの値と 6 章に記載された機体パラメータを用いて, 本資料に示した空力微係数を求めると以下のようになる。

縦系

$Cx_u$	$-2.142 \times 10^{-2}$
$Cz_u$	0
$Cm_u$	0
$Cx_\alpha$	0.548
$Cz_\alpha$	-4.671
$Cm_\alpha$	3.906
$CL_\alpha$	5.197
$Cm_{\delta e}$	-3.792
$Cz_{\delta e}$	-0.387
$Cm_q$	-66.658
$Cz_q$	-6.801
$Cm_{\dot{\alpha}}$	-7.244

横・方向系

$Cy_\beta$	-0.575
$Cn_\beta$	$0.563 \times 10^{-1}$
$Cy_{\delta r}$	0.287
$Cl_{\delta r}$	$0.444 \times 10^{-2}$
$Cn_{\delta r}$	$-0.559 \times 10^{-1}$
$Cl_\beta$	-0.114
$Cl_p$	-0.598
$Cl_{\delta a}$	0
$Cn_p$	$-0.626 \times 10^{-1}$
$Cn_{\delta a}$	0
$Cy_p$	0
$Cl_r$	0.128
$Cn_r$	$-0.232 \times 10^{-1}$
$Cy_r$	0.115

本数値計算例により, 現状想定している機体形状では, 縦の静安定を有しないことが分かる。

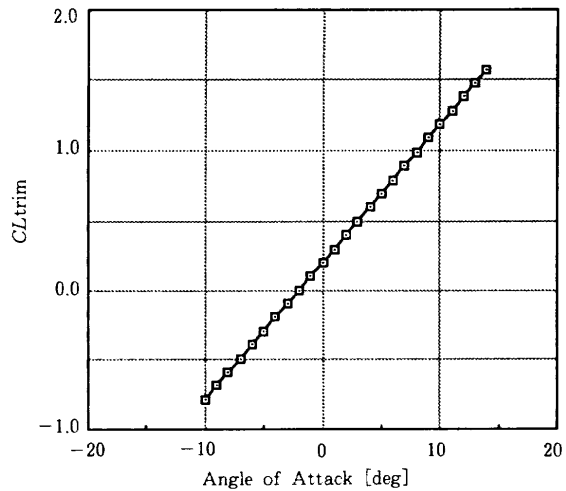


図 4.11 トリム時揚力係数-迎え角

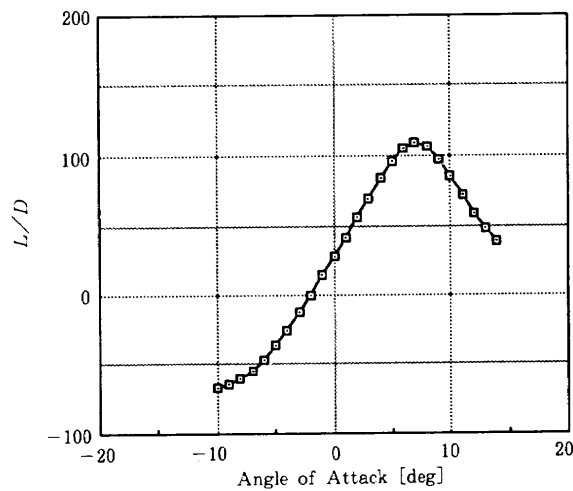


図 4.12 揚抗比-迎え角

#### 4. 4 3次元3自由度の飛行シミュレーションに供する空力特性

空力特性をまとめる際には, 以下の前提のもとで行う。

- (4. 28) 式を用いて  $Cm = 0$  となる  $\delta e$  を  $\alpha_w$  をパラメータとして求める。この時の  $\delta e$  を  $\delta e_{trim}$  とし,  $\delta e_{trim}$  に於ける全機の揚力係数  $CL$  を (4. 23) 式から求める。
- 全機抗力係数は (4. 7) 式を用いる。
- 横滑りによる空力特性の劣化は考えない。
- 横滑り角が 0 の時, 横力を 0 とするように  $SFG$ , 及び垂直尾翼を取付けるものとする。

以上の前提条件のもとで算出された全機揚力係数, 及び揚抗比と主翼迎え角  $\alpha$  との関係を図 4. 11, 12 に示す。

#### 5. プロペラ特性

本章では無人機のプロペラ特性について述べる。無人機のプロペラ特性は, 参考文献 8) に従い, 以下の設計点において効率最大となるプロペラを設計し, その性

表 5.1 プロペラ性能

前進速度 (m/s)	回転数 (rpm)	推力値 (N)
40	8	97.7999
40	8.2	106.832
40	8.4	116.671
40	8.6	127.036
40	8.8	137.942
40	9	149.392
40	9.2	161.168
40	9.4	173.271
40	9.6	185.66
40	9.8	198.296
40	10	211.098
45	8	82.8815
45	8.2	91.1812
45	8.4	99.6109
45	8.6	108.258
45	8.8	117.325
45	9	127.077
45	9.2	137.333
45	9.4	148.26
45	9.6	159.823
45	9.8	171.878
45	10	184.393
50	8	52.0006
50	8.2	64.0053
50	8.4	76.3002
50	8.6	88.0617
50	8.8	99.402
50	9	109.888
50	9.2	119.229
50	9.4	128.832
50	9.6	138.673
50	9.8	148.924
50	10	159.877
55	8	12.0239
55	8.2	24.4416
55	8.4	37.236
55	8.6	50.327
55	8.8	63.9107
55	9	77.3792
55	9.2	91.0891
55	9.4	104.698
55	9.6	117.047
55	9.8	129.721
55	10	140.23
60	8	-26.936
60	8.2	-17.2088
60	8.4	-5.7608
60	8.6	6.37708
60	8.8	19.3391
60	9	33.1716
60	9.2	47.4037
60	9.4	61.9771
60	9.6	77.031
60	9.8	92.0508
60	10	107.281

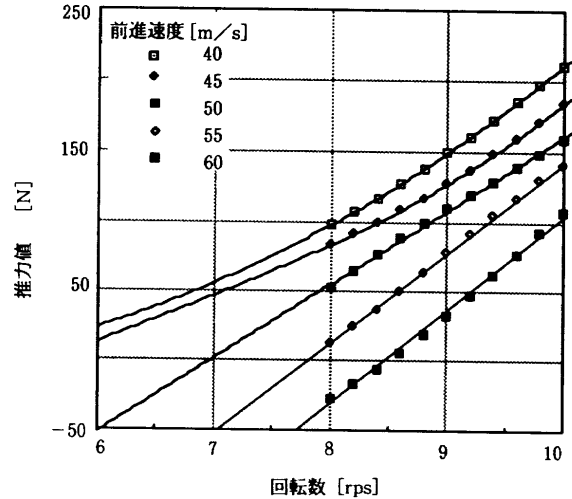


図 5.1 プロペラ特性

プロペラ特性は、前進速度と回転数をパラメータとして、推力が算出されている。算出した設計点外の性能を表 5.1、及び図 5.1 に示す。プログラム中で、以上のデータを利用する際は、次の方法による。まず各前進速度に対し、以下の様な近似曲線を定式化した。ここで  $T$  は推力値を表し、その添字は前進速度を表す。

$$T_{Z40} = 46.9628 - 34.2934n_T + 5.0744n_T^2$$

$$T_{Z45} = -430.9646 + 145.6348n_T$$

$$-17.2324n_T^2 + 0.8824n_T^3$$

$$T_{Z50} = -369.8863 + 53.0701n_T$$

$$T_{Z55} = -510.9684 + 65.341n_T$$

$$T_{Z60} = -576.019 + 67.9892n_T$$

本式群は図 5.1 中に示されている。最終的に推力値を算出する際には、以上の式群を用いて前進速度と回転数を引数とした B-spline 補間により求める。更に、 $\partial T / \partial u$ 、 $\partial T / \partial n$  を算出する際も B-spline を利用している。尚、前進速度  $Z$  は、プロペラが機体  $x$  軸に固定されているので、対気速度ベクトルの機体  $x$  軸成分と一致する。風軸系から機体軸系への座標変換は、 $T_{BW}$  によって行われるので、前進速度  $Z$  は次の様に表される。

$$Z = \cos \alpha \cos \beta U_A - \cos \alpha \sin \beta V_A - \sin \alpha W_A \quad (5.1)$$

## 6. 機体諸元

想定した実機機体諸元について以下にまとめる。

能を計算したものである。

### 設計点

大気密度	0.088kg/m <sup>3</sup>
前進速度	56m/s
回転数	10rpm
プロペラ半径	1.7m

全機質量	$m = 400$ (kg)
主翼アスペクト比	$AR = 32.6$
主翼面積	$S_w = 27.2$ (m <sup>2</sup> )
水平尾翼面積	$S_H = 5.82$ (m <sup>2</sup> )
垂直尾翼面積	$S_V = 3.87$ (m <sup>2</sup> )

SFG 面積	$S_{SFG} = 3.88 \text{ (m}^2\text{)}$
レクテナ翼面積	$S_R = 34.3 \text{ (m}^2\text{)}$
主翼翼幅	$b = 32.56 \text{ (m)}$
主翼平均空力翼弦	$\bar{c}_w = 0.859 \text{ (m)}$
レクテナ翼平均空力翼弦	$\bar{c}_R = 7.085 \text{ (m)}$
主翼空力中心位置	$h_{nw} = 0.241 \text{ (mac)}$
レクテナ翼空力中心位置	$h_{nR} = 0.241 \text{ (mac)}$
主翼テーパー比	$\lambda_w = 0.547$
レクテナ翼テーパー比	$\lambda_R = 0.20$
主翼上反角	$\Gamma_w = 7.0 \text{ (deg)}$
レクテナ翼後退角	$\Lambda_R = 46.778 \text{ (deg)}$
水平尾翼位置	$l_H = 7.55 \text{ (m)}$
垂直尾翼位置	$l_V = 6.341 \text{ (m)}$
SFG 位置	$l_{SFG} = 0.158 \text{ (m)}$
水平尾翼容積	$V_h^* = 0.681$
垂直尾翼容積	$V_V^* = 0.100 \times 10^{-1}$
SFG 容積	$V_{SFG}^* = 0.251 \times 10^{-3}$
垂直尾翼空気力作用点	$z_{f\delta} = z_{fr} = 0.504 \text{ (m)}$
	$z_{fp} = 0$
サイドウォッシュ特性	$\partial\sigma/\partial\beta = \partial\sigma/\partial\hat{r} = 0$
胴体容積	$V_{fus}^* = 0.178 \times 10^{-1}$

(前部胴体部は幅 0.43 (m), 高さ 0.58 (m), 長さ 3.96 (m) の直方体であるとし, 後部胴体部 (テールブーム) は直径 0.18 (m), 長さ 6.3 (m) の円柱であるとすると,  $V_{fus} = 1.148 \text{ (m}^3\text{)}$ )

主翼, 尾翼及びレクテナ翼に関する平均空力翼弦位置を図 6.1 に示す。

### 7. 風の数学モデル<sup>10), 16), 17)</sup>

#### 7.1 定常風

定常風は水平成分のみとし, ジェット気流及び太陽の影響による高高度定常風から構成する。

高高度定常風は参考文献 16) のモデルを用いている。

$$u_{high} = u_j \left[ \exp \left\{ -\frac{1}{2} \left( \frac{h-h_j}{D_j} \right)^2 \right\} - \exp \left\{ -\frac{1}{2} \left( \frac{h_j}{D_j} \right)^2 \right\} \right] + Kh^2 \tag{7.1}$$

第1項はジェット気流, 第2項は太陽の影響を表している。 $u_j, h_j, D_j$  はそれぞれジェット気流の風速, 高度, 幅であり,  $h_j, D_j$  には次の値を設定した。

$$h_j = 12,192\text{m} (=40,000\text{ft})$$

$$D_j = 3,962.4\text{m} (=13,000\text{ft})$$

$u_j$  及び  $K$  は以下のデフォルト値より選択する。

軽程度

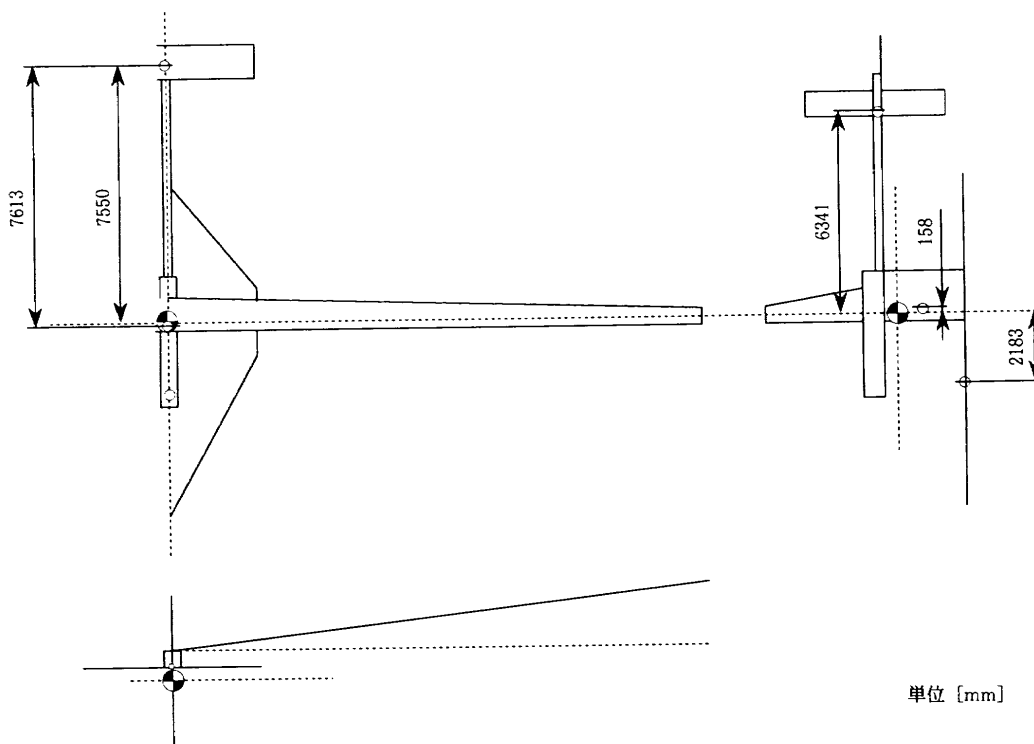
$$u_j = 24.384\text{m/s} (=80\text{ft/s})$$

$$K = 1.476 \times 10^{-8} / \text{s} \cdot \text{m} (=0.45 \times 10^{-8} / \text{s} \cdot \text{ft})$$

中程度

$$u_j = 48.768\text{m/s} (=160\text{ft/s})$$

$$K = 2.953 \times 10^{-8} / \text{s} \cdot \text{m} (=0.90 \times 10^{-8} / \text{s} \cdot \text{ft})$$



単位 [mm]

図 6.1 平均空力翼弦位置

## 強程度

$$\begin{aligned} u_j &= 73.152 \text{ m/s } (=240 \text{ ft/s}) \\ K &= 4.429 \times 10^{-8} / \text{s} \cdot \text{m} (=1.35 \times 10^{-8} / \text{s} \cdot \text{ft}) \end{aligned} \quad (7.2)$$

高高度定常風  $u_{high}$  の風向は慣性座標西から東向きとする。

$$\begin{aligned} u_s^i &= 0 \\ v_s^i &= u_{high} \\ w_s^i &= 0 \end{aligned} \quad (7.3)$$

ここで、 $u_s^i$ ,  $v_s^i$ ,  $w_s^i$  は定常風の慣性座標成分である。

## 7.2 連続突風 (Continuous Turbulence)

連続突風は参考文献 17) に従い白色ノイズを以下の Dryden フィルターに通すことにより得る。

$$\begin{aligned} G_{ut}(s) &= \sigma_u \sqrt{\frac{2L_u}{\pi V_{TAS}}} \frac{1}{1 + \frac{L_u}{V_{TAS}} s} \\ G_{vt}(s) &= \sigma_v \sqrt{\frac{L_v}{\pi V_{TAS}}} \frac{1 + \frac{\sqrt{3} L_v}{V_{TAS}} s}{\left(1 + \frac{L_v}{V_{TAS}} s\right)^2} \\ G_{wt}(s) &= \sigma_w \sqrt{\frac{L_w}{\pi V_{TAS}}} \frac{1 + \frac{\sqrt{3} L_w}{V_{TAS}} s}{\left(1 + \frac{L_w}{V_{TAS}} s\right)^2} \\ G_{pt}(s) &= \sigma_w \sqrt{\frac{1}{L_w V_{TAS}}} \frac{\sqrt{0.8 \left(\frac{\pi L_w}{4b}\right)^{1/2}}}{1 + \frac{4b}{\pi V_{TAS}} s} \\ G_{qt}(s) &= \frac{1}{V_{TAS}} \frac{s}{1 + \frac{4b}{\pi V_{TAS}} s} G_{wt}(s) \\ G_{rt}(s) &= \frac{1}{V_{TAS}} \frac{s}{1 + \frac{3b}{\pi V_{TAS}} s} G_{vt}(s) \end{aligned} \quad (7.4)$$

以上は各々突風記述座標系成分で表示された連続突風  $u_t$ ,  $v_t$ ,  $w_t$ ,  $p_t$ ,  $q_t$ ,  $r_t$  に対するフィルターである。 $L_u$ ,  $L_v$ ,  $L_w$  はスケール長,  $\sigma_u$ ,  $\sigma_v$ ,  $\sigma_w$  は突風の強さ (風速 2 乗平均) であり, 次のように定める。

$$L_1 \text{ (m)} = \begin{cases} 20.53 & (h \leq 3.048 \text{ m}) \\ h & (0.177 + 0.002700h)^{-1.2} \\ & (\sim h \leq 304.8 \text{ m}) \\ h & (\sim h \leq 533.4 \text{ m}) \\ 533.4 & (533.4 \text{ m} < h) \end{cases}$$

$$L_2 \text{ (m)} = \begin{cases} 3.048 & (h \leq 3.048 \text{ m}) \\ h & (\sim h \leq 533.4 \text{ m}) \\ 533.4 & (533.4 \text{ m} < h) \end{cases}$$

$$L_U = \cos \Theta_G L_1 + |\sin \Theta_G| L_2$$

$$L_V = L_1$$

$$L_W = \cos \Theta_G L_2 + |\sin \Theta_G| L_1$$

$$\sigma_1 = \begin{cases} \sigma_2 (0.177 + 0.002700h)^{-0.4} & (h \leq 304.8 \text{ m}) \\ \sigma_2 & (304.8 \text{ m} < h) \end{cases}$$

$$\sigma_u = \cos \Theta_G \sigma_1 + |\sin \Theta_G| \sigma_2$$

$$\sigma_v = \sigma_1$$

$$\sigma_w = \cos \Theta_G \sigma_2 + |\sin \Theta_G| \sigma_1$$

ここで  $L_1$ ,  $L_2$ ,  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$  は各々水平及び垂直連続突風のスケール長と強さであり,  $\sigma_2$  は対話入力により設定するか, もしくは以下のデフォルト値より選択する。

## 軽程度

$$\sigma_2 \text{ (m/s)} = \begin{cases} 0.7716 & (h \leq 304.8 \text{ m}) \\ 0.003291h - 0.2315 & (\sim h \leq 533.4 \text{ m}) \\ 1.524 & (\sim h \leq 2600.0 \text{ m}) \\ -0.0002329h + 2.130 & (\sim h \leq 9144.0 \text{ m}) \\ 0.0 & (9144.0 \text{ m} < h) \end{cases}$$

## 中程度

$$\sigma_2 \text{ (m/s)} = \begin{cases} 1.5432 & (h \leq 304.8 \text{ m}) \\ 0.006583h - 0.4633 & (\sim h \leq 533.4 \text{ m}) \\ 3.048 & (\sim h \leq 2600.0 \text{ m}) \\ -0.0002088 h + 3.758 & (\sim h \leq 18000.0 \text{ m}) \\ 0.0 & (18000.0 \text{ m} < h) \end{cases}$$

## 強程度

$$\sigma_2 \text{ (m/s)} = \begin{cases} 2.3148 & (h \leq 304.8 \text{ m}) \\ 0.004135h - 1.0545 & (\sim h \leq 1300.0 \text{ m}) \\ 6.430 & (\sim h \leq 6096.0 \text{ m}) \\ -0.0002637 h + 8.038 & (\sim h \leq 30480.0 \text{ m}) \\ 0.0 & (30480.0 \text{ m} < h) \end{cases}$$

(7.5)

最後に突風記述座標系成分表示された連続突風を慣性座標系成分に変換する。

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} u_t^I \\ v_t^I \\ w_t^I \end{bmatrix} &= \mathbf{T}_{GI}^{-1} \begin{bmatrix} u_t \\ v_t \\ w_t \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l_{1G} & l_{2G} & l_{3G} \\ m_{1G} & m_{2G} & m_{3G} \\ n_{1G} & n_{2G} & n_{3G} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_t \\ v_t \\ w_t \end{bmatrix} \\
&= \begin{bmatrix} l_{1G}u_t & l_{2G}v_t & l_{3G}w_t \\ m_{1G}u_t & m_{2G}v_t & m_{3G}w_t \\ n_{1G}u_t & n_{2G}v_t & n_{3G}w_t \end{bmatrix} \\
\begin{bmatrix} p_t^I \\ q_t^I \\ r_t^I \end{bmatrix} &= \mathbf{T}_{GI}^{-1} \begin{bmatrix} p_t \\ q_t \\ r_t \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l_{1G} & l_{2G} & l_{3G} \\ m_{1G} & m_{2G} & m_{3G} \\ n_{1G} & n_{2G} & n_{3G} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_t \\ q_t \\ r_t \end{bmatrix} \\
&= \begin{bmatrix} l_{1G}p_t & l_{2G}q_t & l_{3G}r_t \\ m_{1G}p_t & m_{2G}q_t & m_{3G}r_t \\ n_{1G}p_t & n_{2G}q_t & n_{3G}r_t \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{7. 6}$$

ただし

$$\begin{aligned}
&\begin{bmatrix} l_{1G} & m_{1G} & n_{1G} \\ l_{2G} & m_{2G} & n_{2G} \\ l_{3G} & m_{3G} & n_{3G} \end{bmatrix} \\
&= \begin{bmatrix} \cos\Psi_G \cos\Theta_G & \sin\Psi_G \cos\Theta_G & -\sin\Theta_G \\ -\sin\Psi_G & \cos\Psi_G & 0 \\ \cos\Psi_G \sin\Theta_G & \sin\Psi_G \sin\Theta_G & \cos\Theta_G \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{7. 7}$$

である。

### 7. 3 孤立突風 (Discrete Gust)

参考文献 17) のモデルを用いている。

$$u_g = \begin{cases} 0.0 & (x \leq 0) \\ \frac{V_x}{2} \left(1 - \cos \frac{\pi x}{d_x}\right) & (0 < x \leq d_x) \\ V_x & (d_x < x) \end{cases} \tag{7. 8}$$

ここで、 $u_g$  は突風記述座標  $x$  方向の孤立突風の速さである。 $V_x$ 、 $d_x$  は孤立突風の強さ及び孤立突風の長さと呼ばれ、対話入力により指定する。ただし、両者の満たすべき関係が参考文献 17) に示されている。 $x$  は孤立突風入力開始時点からの飛行距離であり、入力開始時点の真対気速度  $V_{TAS}$  と入力開始からの時間  $t$  を用いて

$$x = V_{TAS} t \tag{7. 9}$$

と近似する。また、入力開始時刻も対話入力により任意に設定できる。突風記述座標  $y$  及び  $z$  方向の孤立突風  $v_g$ 、 $w_g$  も  $V_y$ 、 $d_y$ 、 $V_z$ 、 $d_z$  により (7. 8) 式によりモデル化する。最後に突風記述座標系成分表示された孤立突風を慣性座標成分に変換する。

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} u_g^I \\ v_g^I \\ w_g^I \end{bmatrix} &= \mathbf{T}_{GI}^{-1} \begin{bmatrix} u_g \\ v_g \\ w_g \end{bmatrix} \\
&= \begin{bmatrix} l_{1G} & l_{2G} & l_{3G} \\ m_{1G} & m_{2G} & m_{3G} \\ n_{1G} & n_{2G} & n_{3G} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_g \\ v_g \\ w_g \end{bmatrix} \\
\begin{bmatrix} p_w^I \\ q_w^I \\ r_w^I \end{bmatrix} &= \mathbf{T}_{GI}^{-1} \begin{bmatrix} p_w \\ q_w \\ r_w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l_{1G}u_g & l_{2G}v_g & l_{3G}w_g \\ m_{1G}u_g & m_{2G}v_g & m_{3G}w_g \\ n_{1G}u_g & n_{2G}v_g & n_{3G}w_g \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{7. 10}$$

### 7. 4 各成分の合成

以上の様にモデル化された各成分を合成する。

$$\begin{aligned}
u_w^I &= u_s^I + u_t^I + u_g^I \\
v_w^I &= v_s^I + v_t^I + v_g^I \\
w_w^I &= w_s^I + w_t^I + w_g^I \\
p_w^I &= p_t^I \\
q_w^I &= q_t^I \\
r_w^I &= r_t^I
\end{aligned} \tag{7. 11}$$

ここで  $u_w^I$ 、 $v_w^I$ 、 $w_w^I$ 、 $p_w^I$ 、 $q_w^I$ 、 $r_w^I$  は合成された風の慣性座標成分である。

### 8. 誘導則設計と飛行シミュレーション

本研究で想定している高高度無人機は、1年間という長期に渡って高高度を飛行するものであり、必要な燃料を全て機体に搭載することは不可能である。そのため、無人機のエネルギー源は外部から供給されねばならない。本研究では地上から照射されるマイクロウェーブによりエネルギーを得ることを想定しており、従って地上に設置されたマイクロウェーブ伝送装置を中心とした、ある限られた範囲内を常に飛行しなければならない。この飛行を困難にする要因として、無人機が遭遇する風等が考えられるが、このような外乱が機体に作用しても所望の範囲内を飛行可能とする誘導則が必要である。以上のような理由により、限られた空間に無人機を閉じ込めておくための誘導則を設計するわけであるが、無人機が取り得る対気速度の下限は失速速度により制限され、逆に上限は機体が耐えうる最大動圧により厳しく制限される。更に無人機には、対気速度をある限られた範囲内に抑えることの他に、飛行するために必要なエネルギーを地上から照射されるマイクロウェーブに頼っているため、マイクロウェーブの変換効率を高い値に保持しなければならない。変換効率はレクテナ翼に対するマイクロウェーブの入射角に依存し、このレクテナ入射角はバンク角の関数となっているため、結果的に飛行中取り得るバンク

角が制約される。よって、以上のような外乱や制約条件を考慮した上でミッションを達成するために最適な軌道を設計し、その軌道を追従するように誘導する必要がある。本章では、軌道設計後の誘導に主眼をおき、簡単な誘導則を設計する。次いで、本資料で開発したシミュレーションプログラムにより、誘導則の能力評価、及び検討を行い、高高度無人機の基本的な特性について議論する。

### 8.1 誘導則設計

本節では、参考文献7)等により水平面内で定義される、目標周回軌道を追従するための誘導則を設計する。制御入力はバンク角とプロペラ回転数とし、横力を積極的に旋回に利用することは考えない。ここではまず最初にバンク角コマンドの算出方法について述べる。図8.1に示す様に、慣性座標系原点にマイクロウェーブ伝送装置が設置されているものとし、周回半径  $R_0$ 、及び周回半径誤差  $\Delta R$  を定義する。誘導則は、周回半径  $R_0$  に添って飛行するために必要な向心力に対し、 $\Delta R$  とその時間変化率  $\Delta R / \Delta t$  により、周回半径誤差を補正するように設計した。具体的なロジックを以下に示す。

$$\sigma_c = \sin^{-1} \frac{F_{Hc} \cdot m}{L} \quad \sigma_c: \text{バンク角コマンド}$$

$$L: \text{揚力} \quad m: \text{機体質量}$$

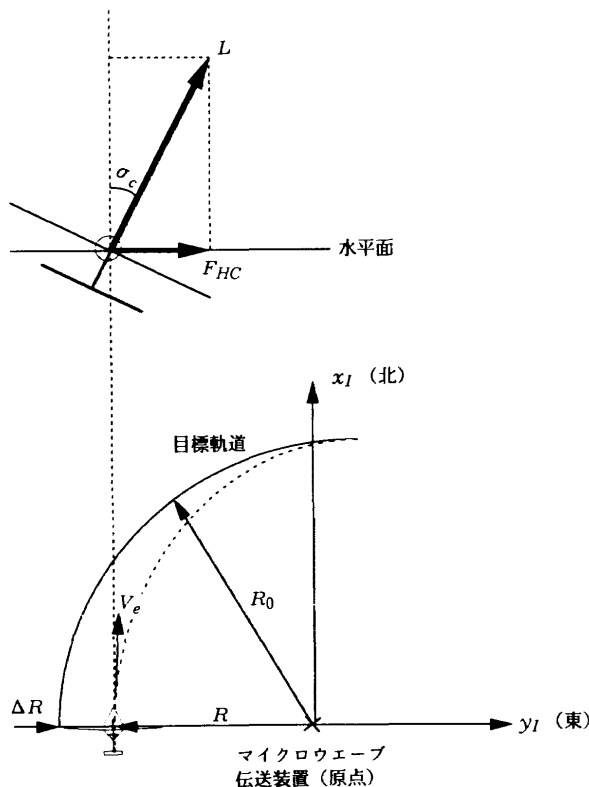


図 8.1

$$F_{Hc} = \frac{V_H^2}{R_0} - \kappa_1 \Delta R - \kappa_2 \frac{\Delta R}{\Delta t}$$

$$V_H = V_e \cos \gamma_e \quad V_e: \text{対地速度}$$

$$\gamma_e: \text{対地経路角}$$

$$\Delta R = R_0 - R$$

誘導ゲイン  $\kappa_1, \kappa_2$

次いでプロペラ回転数コマンドの算出方法について述べる。ここでは高度 20km を対気速度 46m/s で飛行する際に受けることが予想される抗力と同等の力を発生させるように、必要なプロペラ推力の値  $T_{req}$  を設定する。

$$T_{req} = \frac{1}{2} \rho V_A^2 C_D S$$

$$= \frac{1}{2} 8.89097 \times 10^{-2} \cdot 46^2 \cdot C_D \cdot 75.07$$

以上のように必要な推力値  $T_{req}$  が決定されると、前進速度は飛行状態により与えられるので、5章で設定したプロペラ性能を基に、3次元スプライン補間によりプロペラ回転数コマンド  $n_{TC}$  を探索する。

### 8.2 制約条件

参考文献18)により、理論値として入射角 18deg 以内ではレクテナの変換効率率は 80% 以上となるが、20deg を越えると効率の低下が著しいことが報告されている。入射角  $i$  は以下の式で計算される。

$$i = \sigma + \tan^{-1} \left( \frac{R}{h} \right) \quad h: \text{高度} \quad R: \text{周回半径}$$

ここでは、 $i$  をバンク角推定誤差等を考慮して 18deg に制限することとした。従って、バンク角は飛行中上式により常に制限されることとなる。

### 8.3 前提条件

飛行シミュレーションは、3次元3自由度で行い、飛行時間は 3000sec とした。初期条件は以下のように与えた。これらの条件は、マイクロウェーブ伝送装置より西に 3km、高度 20km の地点で、北向きに初速 46m/s で飛行を開始する状態を想定したものである。

$$U_I = 46.0 \text{ m/s}$$

$$V_I = 0.0 \text{ m/s}$$

$$W_I = 0.0 \text{ m/s}$$

$$x = 0.0 \text{ m}$$

$$y = -3000 \text{ m}$$

$$z = -20 \times 10^3 \text{ m}$$

又、参考文献7)では周回半径は 3km 程度がよいことを報告しているため、飛行シミュレーションは目標周回半径を 3km と設定して行う。誘導計算を行う周期は 1sec とした。

8.4 飛行シミュレーション結果

誘導ゲインをパラメータとして弱、中、強の定常風を発生させて飛行シミュレーションを行った。7章により、高度20kmで遭遇が予想されるこれら弱風、中風、強風のそれぞれの風速は9.19, 18.38, 27.57m/sである。ここでは誘導ゲイン $\kappa_1$ ,  $\kappa_2$ をそれぞれ0.02, 0.2と設定したときの結果のみを図8.2~8.4に示す。

まず、図8.2は弱風を発生させてシミュレーションを行った場合の結果である。最初にx-y平面上の飛行軌跡図8.2(2/4)をみると、半径3kmの目標周回円を誤差無く追従していることが分かる。尚、図中の矢印は風向を表わし、矢印の中の数字は風速を示している。次いで制御入力時間履歴を表わす図8.2(1/4)を見ると、シミュレーション開始直後にバンク角が短い周期で振動している。これは、シミュレーション開始時点では目標周回半径に対する誤差の時間変化率が大きいので、バンク角操作が短い周期で振動しているものと考えられる。誘導則の効果により、目標軌道に対する誤差の時間変化率が減少してくると、バンク角の短い周期の振動がなくなる。このバンク角の振動による飛行軌跡への影響

は、図8.2(2/4)から分かるようにほとんど無い。一方、バンク角の周期の長い振動は、風下に向かうときは揚力が小さくなるのでバンク角を大きくとり、風上に向かうときは逆に揚力が大きくなるので、バンク角は小さくなることから発生しているものと考えられる。尚、弱風の場合は目標旋回半径が3kmであれば、バンク角は制約条件を十分満足することが分かった。又、状態量の時間履歴を表わす図8.2(3/4)の内、対気速度の時間履歴を見ると、設計上限速度56m/sを満足していることが分かる。縦の誘導は行っていないが、高度は概ね20kmに保持された。方位角の時間履歴から、3000秒の飛行時間内に、無人機は目標周回円を約8周していることが分かる。図8.2(4/4)には荷重倍数の時間履歴を示した。飛行中の荷重倍数の値は、特に問題が無い。

次いで中風を発生させたときの飛行シミュレーション結果を図8.3に示す。図8.3(1/4)から、飛行中出力するバンク角コマンドが、わずかに上限値に拘束されることが分かる。これは弱風が吹くときよりも、風下へ向かう時の揚力が小さくなるため、より大きなバンク角を必要とするからである。但し、このことは定点付近を

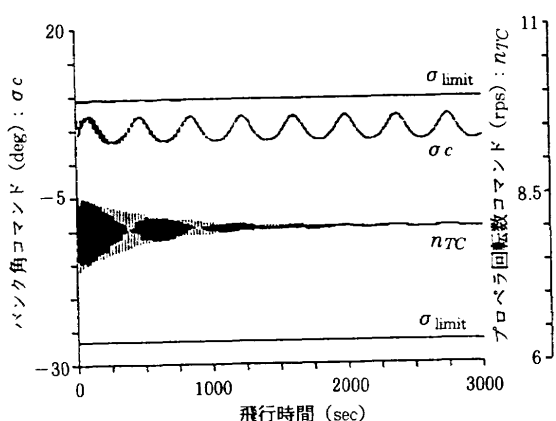


図8.2(1/4) 制御量時間履歴(弱風の場合)

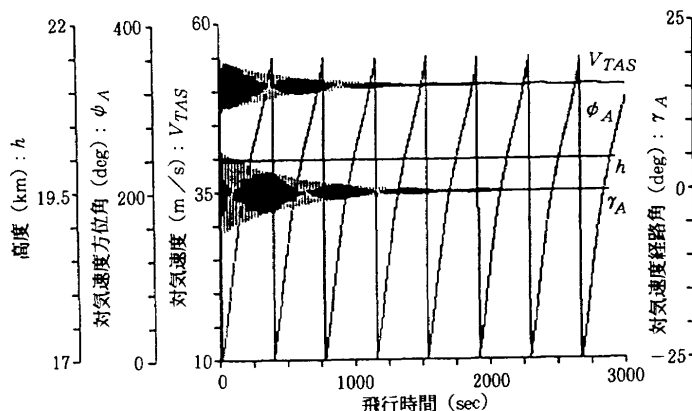


図8.2(3/4) 状態量時間履歴(弱風の場合)

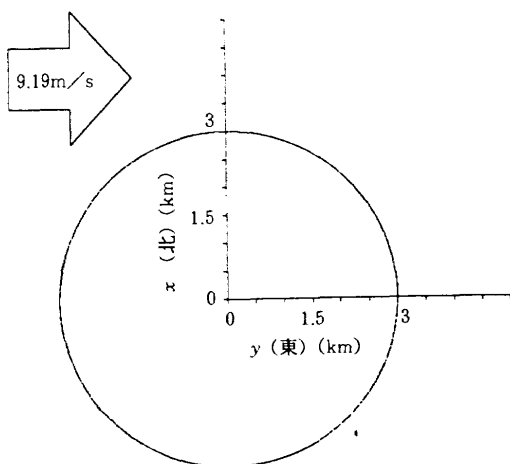


図8.2(2/4) x-y平面上飛行軌跡(弱風の場合)

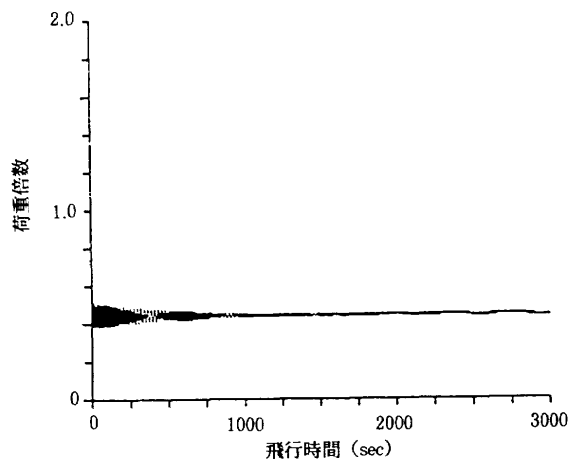


図8.2(4/4) 荷重倍数時間履歴(弱風の場合)

飛行するというミッション要求を遂行する上では、何ら問題とならないことが図 8.3 (2/4) から分かる。また、プロペラ回転数コマンドの時間履歴を見ると、バンク角操作と同様な変化をしていることが、弱風を想定したときよりも明確に分かる。これは、機体真後ろから風を受けると、プロペラの前進速度が低下するため、回転数を上げていることによる。また、図 8.3 (3/4) に示した状態量の時間履歴を見ると、弱風を発生させたときよりも各状態量の振幅が小さいことが分かる。この理由は次のように考えられる。機体特性は強い非線形性を有しているため、誘導ゲインの設定を理論的に行うことは難しい。本資料でも、誘導ゲインの設定はトライ・アンド・エラーによるものであるが、ここで設定したゲインは、弱風を発生させたときよりも、中風を発生させたときに誘導系と機体系の運動を併せたシステムを安定にしていると考えられる。以上弱風を想定したときと、中風を想定したときでは、多少の差異があるものの、飛行の本質は何ら変わらない。

強風を発生させたときの飛行シミュレーション結果を図 8.4 に示す。この場合図 8.4 (1/4) に示すように、

バンク角コマンドが完全に制約を受ける。風下に向かう場合、経路追従に必要な向心力が発生できずに、目標円から風下側へ最大 1250m 程度流される。その後向かい風となったところで目標円へ復帰しようとするが、バンク角の修正量が大きすぎるため、一旦目標軌道を行き過ぎる。そのため逆バンクをとって、目標円に対する自機の位置が減衰振動するように飛行する。そして、マイクロウェーブ伝送装置の南東を通過する所に目標円に戻る。毎周このようなバンク角操作が繰り返されるため、短い周期のバンク角の振動が収まらない。飛行中レクテナ入射角の制約は満足されるため、マイクロウェーブ伝送装置が地上から無人機を正確に追跡できれば、機体の損失に繋がるようなことはないものと考えられる。但し、このように初期設定経路に対して不規則な運動を行うようなことは、地上から追跡する側から見れば、回避されることが望ましい。構造上制約される対気速度の上限値は、先にも述べたように現状 56m/s となっているが、今回の飛行シミュレーションでは強風の場合でもこの制約を満足した。

本資料では定常風についてのみシミュレーションを行っ

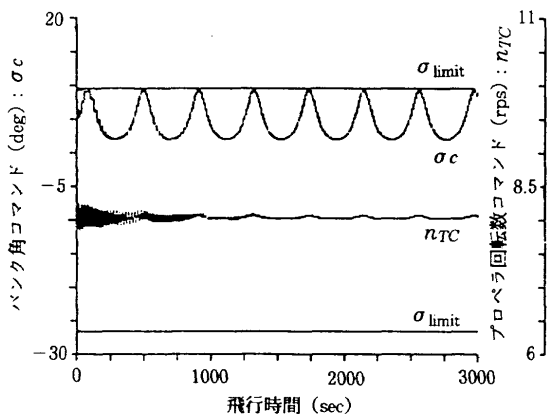


図 8.3 (1/4) 制御量時間履歴 (中風の場合)

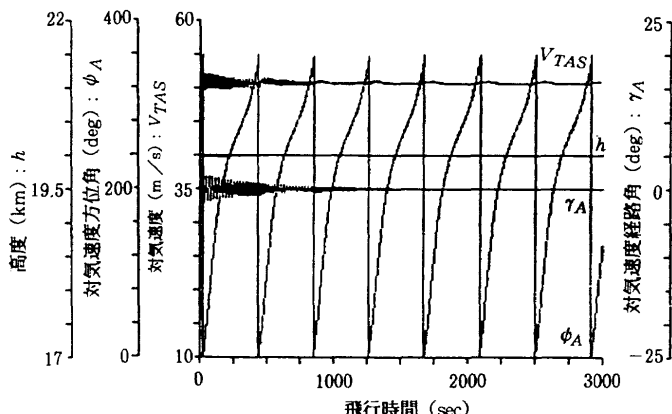


図 8.3 (3/4) 状態量時間履歴 (中風の場合)

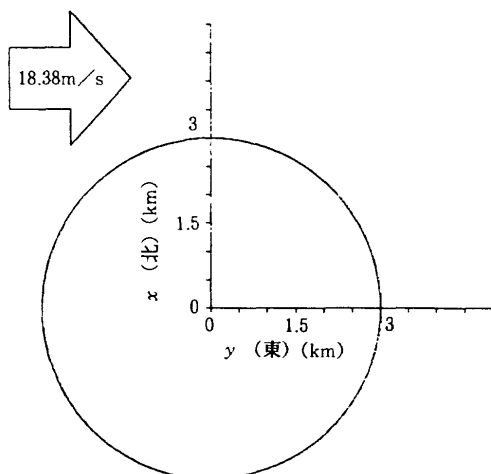


図 8.3 (2/4) x-y 平面上飛行軌跡 (中風の場合)

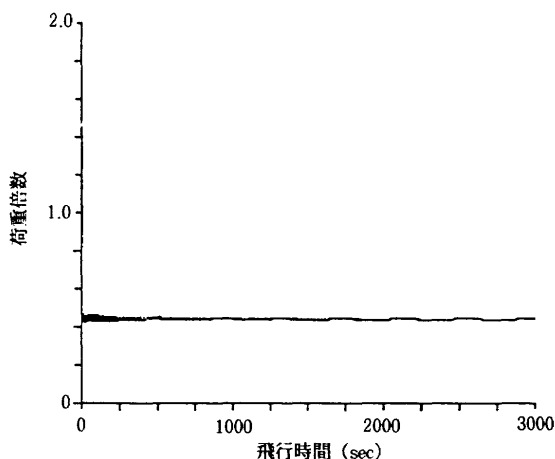


図 8.3 (4/4) 荷重倍数時間履歴 (中風の場合)



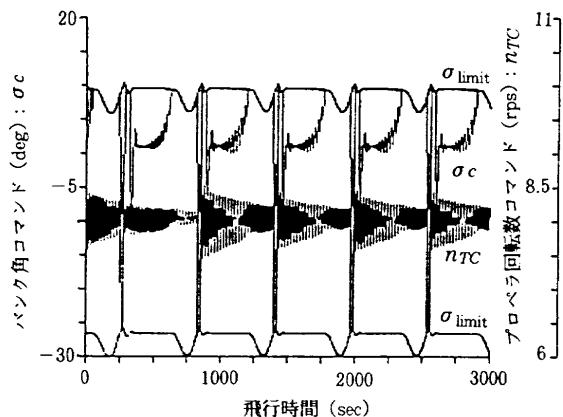


図 8.4 (1/4) 制御量時間履歴 (強風の場合)

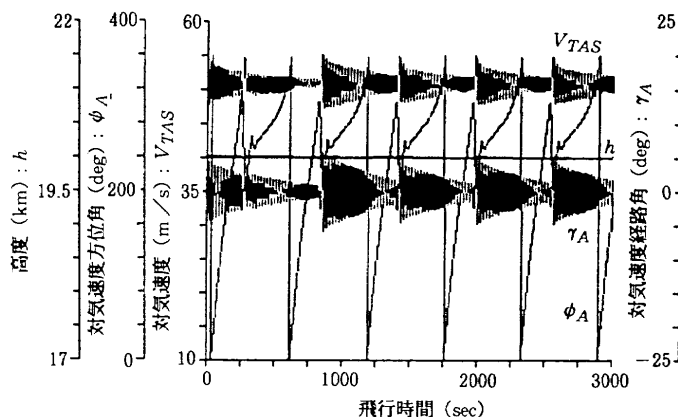


図 8.4 (3/4) 状態量時間履歴 (強風の場合)

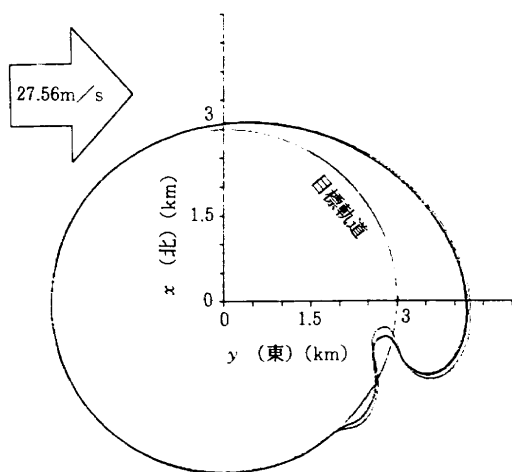


図 8.4 (2/4) x-y平面上飛行軌跡 (強風の場合)

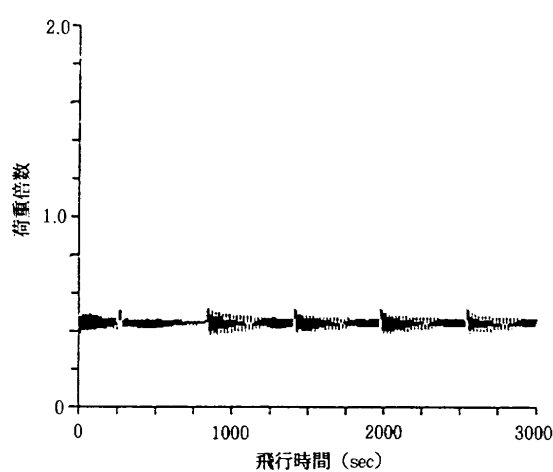


図 8.4 (4/4) 荷重倍数時間履歴 (強風の場合)

たが、孤立突風、連続突風、何れの周期とも無人機が飛行経路を1周する時間と比べれば十分短いと考えられ、また、その大きさは定常風に比べれば小さい事から、与えられた経路を追従する上ではこの様な風を受けても特に問題はないと考えられる。又、飛行経路を1周することは、無人機が全方位から風を受けていることであり、従って風向、風速が変わろうとも、概ね無人機は定点付近を飛行可能であると考えられる。

尚、誘導ゲイン $\kappa_1$ 、 $\kappa_2$ を0.2、2.0及び0.002、0.02と設定した場合の飛行シミュレーションも行った。前者では、強風を発生させたとき、風下でのバンク角修正量が大きすぎて1回転してしまい、機体を損失した。後者では強風を発生させた場合、風下での修正量が小さすぎて、緩やかに目標軌道へと向かう間に風下へ流され、機体を損失した。弱風と中風を発生させた場合は、誘導ゲインを前者、或いは後者に設定した場合共、目標軌道に対する経路のばらつきが多少生じるが、殆どここで示した結果と変わらないものとなった。

### 9. 結 論

本資料では、高高度無人機の航法・誘導・制御系の

検討・評価を行うための飛行シミュレーションプログラムを開発した。この中で運動方程式は3次元6自由度、3次元3自由度のそれぞれについて導いた。また、無人機の空力特性について推算し、プロペラの推進系特性について定式化した。空力特性の数値計算例により、現状想定している機体形状は縦の静安定を有しないことが分かった。プロペラ性能についても、過去の研究成果に基づき定式化を行った。そして、高度20kmで遭遇することが予想される風のデータについても整理し、プログラムに組み込んだ。

更に、本資料では水平面内に着目して、与えられた経路を追従するための誘導則を提案し、飛行シミュレーションにより以下のような結論を得た。

- 想定している範囲内の風であれば、どのように吹いても機体を損失すること無く、定点付近を飛行させることが可能である見通しを得た。
- 半径3kmの目標円を設定すれば、無人機はレクテナの変換効率が非常に高い範囲で飛行可能である。
- 誘導ゲインは、風の強さによってスケジュールすることが望ましい。但し、誘導ゲイン $\kappa_1$ を0.02、 $\kappa_2$ を0.2と設定すれば、機体を損失すること無く定点付近

の飛行が可能である。

- ・強風が吹いたときには、無人機は機体の損失には繋がらないものの、目標軌道を大きくはずれた飛行経路をとる。今後、より高度な誘導則を設計することにより、この点を改善することが望ましい。

### 謝 辞

本資料を作成するにあたって、木村壮太氏（石川島播磨重工業）、伏見豪応氏（元日本大学）、松本吉昭氏（三菱スペース・ソフトウェア）の各位には筆者との議論に度々付き合ってもらったほか、多くの有益な助言を受けた。この場を借りて深謝の意を表します。

また、本資料で報告した飛行シミュレーションプログラムの開発、及び結果の取りまとめには、東京女子大学文理学部数理学科の養毛知子さん、日本大学理工学部航空宇宙工学科の山崎清一郎君に大変お世話になった。この場を借りて感謝の意を表します。

又、本研究の一部は平成4～5年度の重点基礎研究振興調整費の助成を受けて行われたものである。

### 参 考 文 献

- 1) 成層圏無線中継システムの概要，成層圏無線中継システム研究会資料，1989年9月13日
- 2) The Development of SHARP, A Proposal to Industry, 5 July 1988
- 3) 森 弘隆，高沢金吾；成層圏無線中継システムについて，電子情報通信学会誌，第73巻第1号，1990年1月号
- 4) Canada explores one-year endurance, Flight International, 26th Aug. 1989
- 5) Takasawa, K. ; Feasibility Study on a Long Duration Airplane at High Altitude for the Communication Relay Purpose, Proc. of the 26th Aircraft Symposium, Oct.1988
- 6) Ito, T. ; Practical Flight Paths for Microwave-Powered Airplanes, NAL TR-1052T, Jan.1990
- 7) 高沢金吾，伊藤美子；マイクロ波動力航空機の飛行経路に関する一考察，NAL TR-1051，1990年1月
- 8) 高沢金吾，外立政隆，野中修；低レイノルズ数域のプロペラ風洞試験，TR-1071，1990年6月
- 9) 坂東俊夫，渡辺あきら；汎用飛行シミュレーションプログラム（FSPK-I）第1部：プログラムの内容，NAL TR-702，1982年2月
- 10) 柳原正明；宇宙往還機飛行シミュレーションプログラム，NAL TM-594，1988年8月
- 11) U. S. Standard Atmosphere 1976
- 12) Ira H. Abbott, Albert E. Von Doenhoff ; Theory of Wing Sections, Dover Publications, Inc. New York
- 13) 加藤寛一郎，大屋昭男，柄沢研治；航空機力学入門，東京大学出版会
- 14) USAF Stability and Control DATCOM, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, Jan. 1975
- 15) C. D. Perkins, R. E. Hage ; Airplane Performance Stability and Control, John Wiley & Sons, Inc., N.Y., 1949
- 16) Osder, S., Keller, R.; Study of Automatic and Manual Terminal Guidance and Control Systems for Space Shuttle Vehicles, NASA CR-114401, Aug. 1971
- 17) Military Specification, Flying Qualities of Piloted Airplanes, MIL-F8785C, Nov. 1980
- 18) 島貫靖士，安達三郎；マイクロ波電力伝送用レクテナアレイの理論的・実験的研究，電子通信学会論文誌 Vol. J67-B, No.11, 1984年11月

---

## 航空宇宙技術研究所資料688号

平成7年11月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7-44-1  
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊦182  
印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区久我山5-6-17

---