

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-702

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

坂東俊夫・渡辺 顯

1982年2月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	2
2. 記 号	2
3. FSPK-I のシミュレーション範囲と構成	10
4. 機体運動計算部	26
5. 脚運動計算部	32
6. 空力モデル部	34
7. エンジン・モデル部	40
8. コクピット信号処理部	41
9. 計器信号発生部	46
10. 模擬視界信号発生部	48
11. 機体定数発生部	49
あとかき	49
参考文献	50
附録 プログラム記号表	51

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

坂東俊夫** 渡辺 顯**

General Purpose Flight Simulation Program (FSPK-I)

Part 1: Contents of the Program

Toshio BANDO and Akira WATANABE

ABSTRACT

In developing an aircraft, appropriate flight simulation tests are indispensable during the course of the design. The airworthiness of an aircraft is concerned with such main subjects as flight characteristics, including stall at high angle of attack, failure of engines and automatic flight control systems, encounter with strong atmospheric disturbances as well as the design and performance tests of advanced automatic flight control systems. These are design problems caused by large aircraft motion and strong non-linear aerodynamic characteristics, which could only be made clear by simulation tests.

The FSPK-I (Flight Simulation Program of Koh-gi-ken) is a simulation program which simulates accurately the above mentioned large non-linear aircraft motion and is intended as an integrated design tool in the development of an aircraft. We have repeatedly used this program since 1977 in the simulation tests for National Aerospace Laboratory's Quiet-STOL experimental aircraft to demonstrate its effectiveness and have looked as well to the improvement of its accuracy and applicability.

The FSPK-I has the following characteristics, advantages and limitations.

- 1) As operation is based on the fixed point method, the objective aircraft is limited to a medium subsonic aircraft of moderate motion.
- 2) In the preceding scope, the program has a high general applicability.
- 3) In the aerodynamic model of the program, the empennage contributions with its non-linearity are independently calculated.
- 4) The effect of aircraft motion on engine failure can be accurately evaluated by an engine failure conversion coefficient.
- 5) The program has an automatic trim capability to start the simulation at any flight point.
- 6) Independent calculation for control response and gust response etc, are possible by cutting off the cockpit signal.
- 7) A fixed based cockpit is a prerequisite for the program.

* 昭和56年10月26日受付

** 計測部

1. まえがき

航空機の開発に於いては、初期設計段階に於ける飛行性 (Flying Quality) の概略推定から風洞試験データを基にした耐空性 (Airworthiness) の限界確認、そして飛行直前に於けるパイロット操作手順の確立に至る迄、設計開発の進み具合に応じて、適した飛行シミュレーション試験を行うことが必要になる。高度化した自動飛行制御系の設計や特性確認はもとより、失速を含む大迎角時の飛行特性の把握、エンジンや自動飛行制御系の故障模擬、強い突風との遭遇等、耐空性の主要課題は、飛行シミュレーション試験による解明が期待される設計課題であるとともに、これらは全て運動範囲が大きく、且つ空力特性も強い非線型性を有する領域がその対象となる。

FSPK-I (Flight Simulation Program of Koh-Gi-Ken) は、前述の非線型性の強い運動を高精度で模擬し、航空機開発過程に於ける総合設計手段 (Integrated Design Tool) として活用するための飛行シミュレーション・プログラムとして開発されたものであり、昭和52年度より開始された、航空宇宙技術研究所の特別研究・低騒音 STOL 実験機の開発過程の飛行シミュレーション試験に於いて繰返し使用され、その有効性を実証するとともに、精度および汎用性の向上を計ってきた。

FSPK-I は、航空宇宙技術研究所の汎用飛行シミュレータのデジタル演算部 (FSK-II) に於いて用いられている実時間シミュレーション言語-RTSL-II (Real Time System Language-II) - で記述されている。FSK-II を構成しているデジタル計算機 (MELCOM M-70) は、ハードウェアの性能上、実時間演算を実施するためには、固定少数点演算を行う。このために RTSL-II は固定小数点方式の演算を実施するオブジェクト・プログラム (機械語) を発生することができるコンパイラとして製作されている。

FSPK-I は、大略以下の如き特徴と利点および限界を有している。

- 1) 演算が固定小数点方式であるので、対象機の機体規模および運動の程度に制限がある。すなわち、飛行模擬を行う対象機は、中庸の運動を

行う中型亜音速機である。

- 2) 前述の範囲に於いて、機体形状や空力特性の如何によらず、極めて汎用性が高い。
- 3) 空力モデルに於いて、尾翼の寄与分を、その非線型性を含めて独立して計算しており、設計段階に於ける水平尾翼、垂直尾翼の正確な特性検討を可能にしている。
- 4) 空力特性に対する推力効果の大きい機体に対しては、エンジン故障遷移係数 (図 6.3 参照) を用いて、エンジン故障時の運動を精度よく検討することができる。
- 5) 飛行シミュレーション試験を効率的に実施するために任意の飛行状態から試験開始が可能な自動釣合機能を有している。
- 6) コクピット信号を遮断し、操舵応答、突風応答等の単独計算が可能であり、シミュレーション時のチェック演算が容易であるばかりでなく、設計過程での解析手段として有効に活用できる。
- 7) 連結するコクピットは、固定座席 (Fixed Base) を前提としており、motion cue の計算は行っていない。

FSPK-I に関する報告書は、

第1部：プログラムの内容

第2部：機能と使用法

の2部より構成される。第1部 (本報告書) は飛行シミュレーションに必要な数学モデルの構成が記述されており、第2部は、FSPK-I を構成する数学モデルの精度の検討およびデータ作成要領を含む FSPK-I の使用法が記述されている。

2. 記号

本報告書の記述に於いて、5種の座標系が用いられている。これらの座標系の名称と定義を表 2.1 にまとめて示す。

i) 一般記号

a_x, a_y, a_z : 重心位置で計測された機体軸 $x_b,$

y_b, z_b 方向の機体加速度 (m/s^2)

b : 主翼々巾 (m)

\bar{c} : 主翼の平均空力翼弦長 (m)

C_{BL}, C_{BR} : ブレーキによる対地摩擦係数

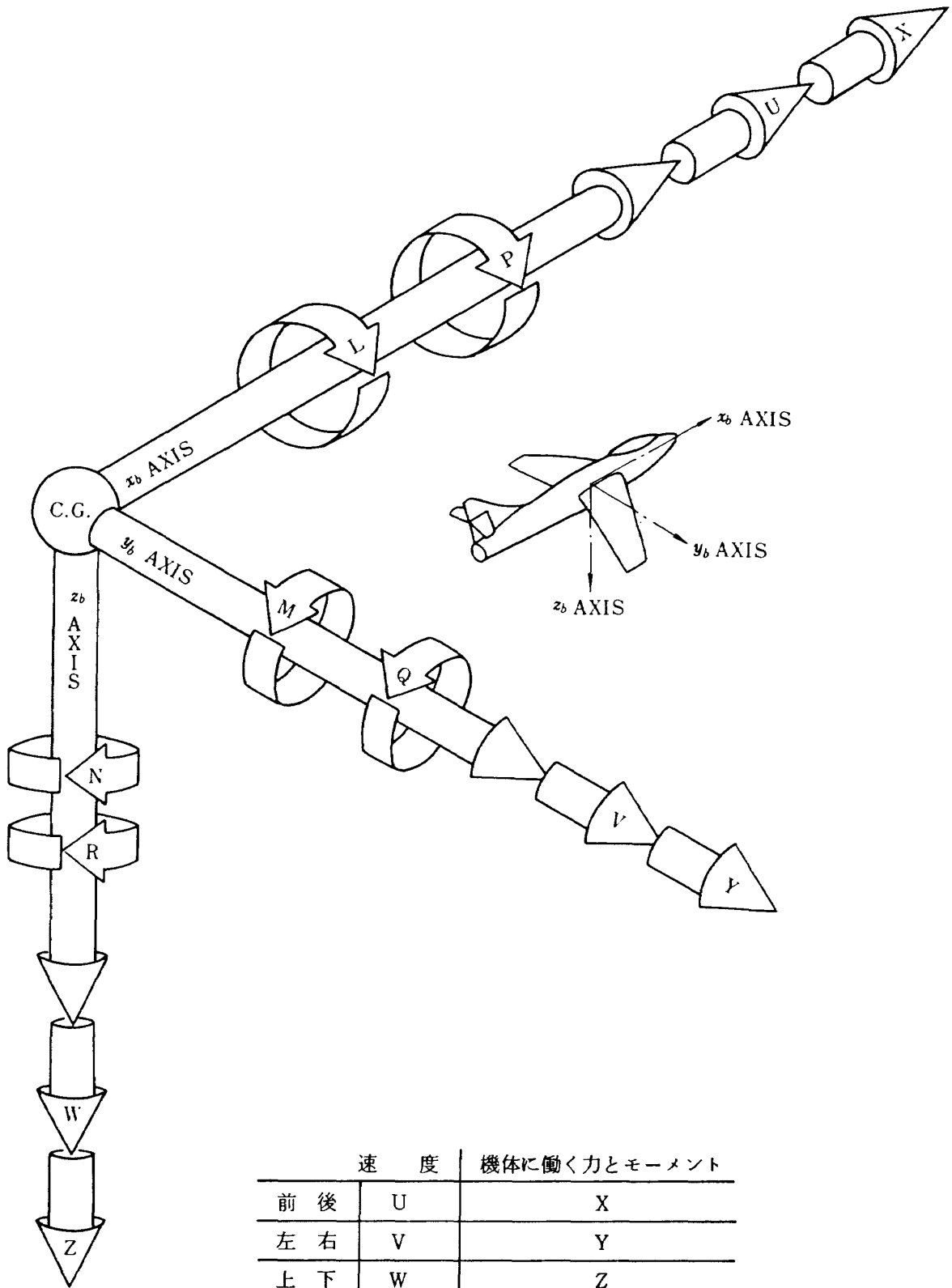
C_j : グロス推力係数	C_{L_t} : 水平尾翼の揚力係数 (水平尾翼基準)
C_{jL}, C_{jR} : 左右のグロス推力係数(全機換算)	C_{D_t} : 水平尾翼の抗力係数 (水平尾翼基準)
C_{jAEO} : 1 発停止時の全機換算グロス推力係数	C_{N_V} : 垂直尾翼の横力係数 (垂直尾翼基準)
C_L : 揚力係数	C_{x_V} : 垂直尾翼の $-x$ 軸方向空力係数 (垂直尾翼基準)
C_D : 抗力係数	C_S : 音速 (m/s)
C_m : ピッチング・モーメント係数	$D_{A/C}$: 機体位置 (n.m.)
C_Y : 横力係数	$f(\quad)$: 関数
C_l : ローリング・モーメント係数	$F_{V_N}, F_{V_L}, F_{V_R}$: タイヤの静的反力 (kg)
C_n : ヨウイング・モーメント係数	$F_{S_N}, F_{S_L}, F_{S_R}$: オレオの静的反力 (kg)
$C_{L_{q_{WB}}} : \partial C_{L_{WB}} / \partial \hat{Q}$	$F_{G_{max}}$: 最大グロス推力 (kg)
$C_{L_{\dot{\alpha}_{WB}}} : \partial C_{L_{WB}} / \partial \hat{\alpha}$	F_{G_i} : i 番目のエンジンのグロス推力
$C_{m_{q_{WB}}} : \partial C_{m_{WB}} / \partial \hat{Q}$	g : 重力加速度 (9.80665 m/s ²)
$C_{m_{\dot{\alpha}_{WB}}} : \partial C_{m_{WB}} / \partial \hat{\alpha}$	$G_E(s)$: エンジン応答の伝達関数
$C_{Y_{\dot{P}_{WB}}} : \partial C_{Y_{WB}} / \partial \hat{P}$	h, h_A : 機体重心の高度 (m)
$C_{l_{\dot{P}_{WB}}} : \partial C_{l_{WB}} / \partial \hat{P}$	h_0 : 機体重心の初期高度 (m)
$C_{n_{\dot{P}_{WB}}} : \partial C_{n_{WB}} / \partial \hat{P}$	\bar{h} : 主翼平均空力翼弦の高さ (主翼空
$C_{Y_{\dot{r}_{WB}}} : \partial C_{Y_{WB}} / \partial \hat{R}$	
$C_{l_{\dot{r}_{WB}}} : \partial C_{l_{WB}} / \partial \hat{R}$	
$C_{n_{\dot{r}_{WB}}} : \partial C_{n_{WB}} / \partial \hat{R}$	

表 2.1 座標系の名称と定義

座標系名称	座標系の定義	使用目的
機体軸系	機体重心を原点とし、 x 軸を胴体基準線*に平行で、機体前方を正方向とする右手座標系。(図2.1)	機体運動を記述する主座標系。
基準機体軸系	機体基準点**を原点とし、胴体基準線を x 軸 (機体前方を正) とする右手座標系。	機体各部の配置 (例えば脚配置, 標準視点位置等) を表わすのに用いられる座標系。
風軸系	機体重心を原点とし、一般流ベクトルを機体対称面に投影した方向を x 軸 (機体前方を正) とする右手座標系。(図2.2)	機体に働く全機空力係数を記述する座標系。
基準風軸系	機体基準点**を原点とし、一般流ベクトルを機体対称面に投影した方向を x 軸 (機体前方を正) とする右手座標系。	機体各部に働く、部分空力係数を記述する座標系。
地球軸系	滑走路前端中央位置を原点とし、滑走路中心線を x 軸とする右手座標系。(図2.3)	機体の位置計算に用いられる地球固定の座標系。

* 設計時に機体各部の位置を記述するための基準線。旅客機では、胴体断面が円形になる部分の断面中心線を結ぶ線をとるのが通例である。

** 胴体基準線上、主翼の25%平均空力翼弦点位置。



	速 度	機体に働く力とモーメント
前 後	U	X
左 右	V	Y
上 下	W	Z
ロール	P	L
ピッチ	Q	M
ヨ ウ	R	N

図 2.1 機体軸系座標と記号の定義 (矢位方向正)
〔文献 6 より引用〕

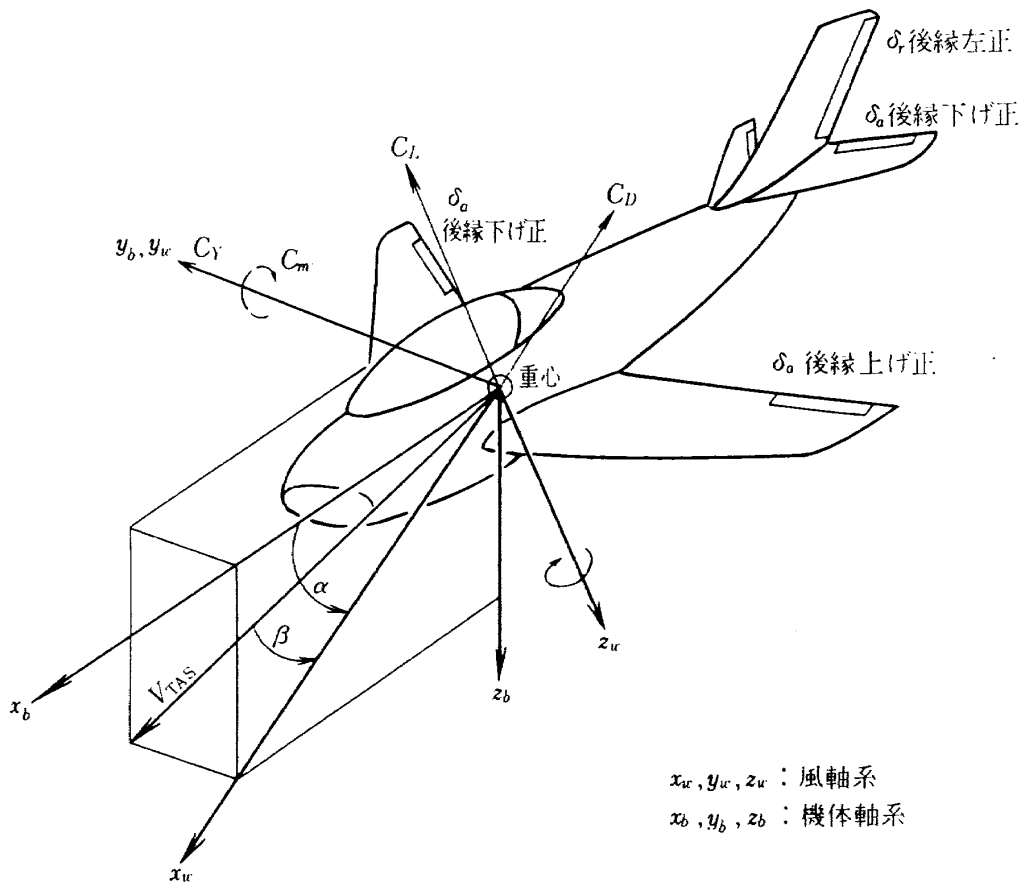


図 2.2 風軸系の定義

x_w, y_w, z_w : 風軸系
 x_b, y_b, z_b : 機体軸系

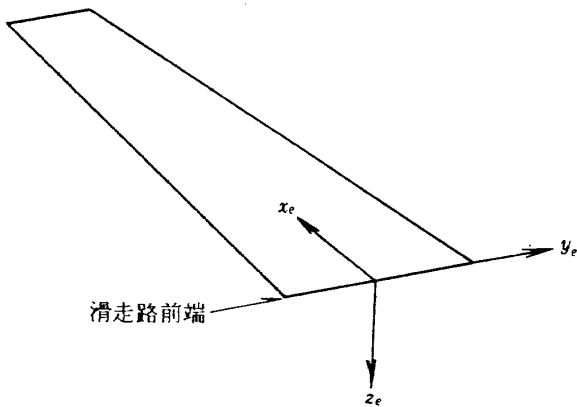


図 2.3 地球軸系座標軸の定義

力平均翼弦長で無次元化したもの)

H_{GN}, H_{GL}, H_{GR} : 車輪最下端の高度 (m)

I_x, I_y, I_z : 機体軸 x_b, y_b, z_b まわりの慣性モーメント ($\text{kg} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^{-2}$)

I_{xz} : 機体軸 x_b, z_b 面内の慣性乗積 ($\text{kg} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^{-2}$)

K_{EF} : エンジン故障遷移係数

k_B : 抽気による推力損失率

K_{cm} : 釣合計算に於ける, モーメント釣合のためのフィードバック・ゲイン (deg)

K_{wO} : 釣合計算に於ける, 力の釣合のためのフィードバック・ゲイン (m/s)

$K_{\delta T}$: 釣合計算に於ける, 径路角の釣合のためのフィードバック・ゲイン (%/rad)

$\left. \begin{matrix} l_1, l_2, l_3 \\ m_1, m_2, m_3 \\ n_1, n_2, n_3 \end{matrix} \right\}$: 機体軸系と地球軸系の方向余弦マトリクス

L, M, N : 機体軸 x_b, y_b, z_b まわりの外力モーメントの総和 ($\text{kg} \cdot \text{m}$)

L_A, M_A, N_A : 機体軸 x_b, y_b, z_b まわりの空力モーメント ($\text{kg} \cdot \text{m}$)

L_G, M_G, N_G : 機体軸 x_b, y_b, z_b まわりの脚力モーメント ($\text{kg} \cdot \text{m}$)

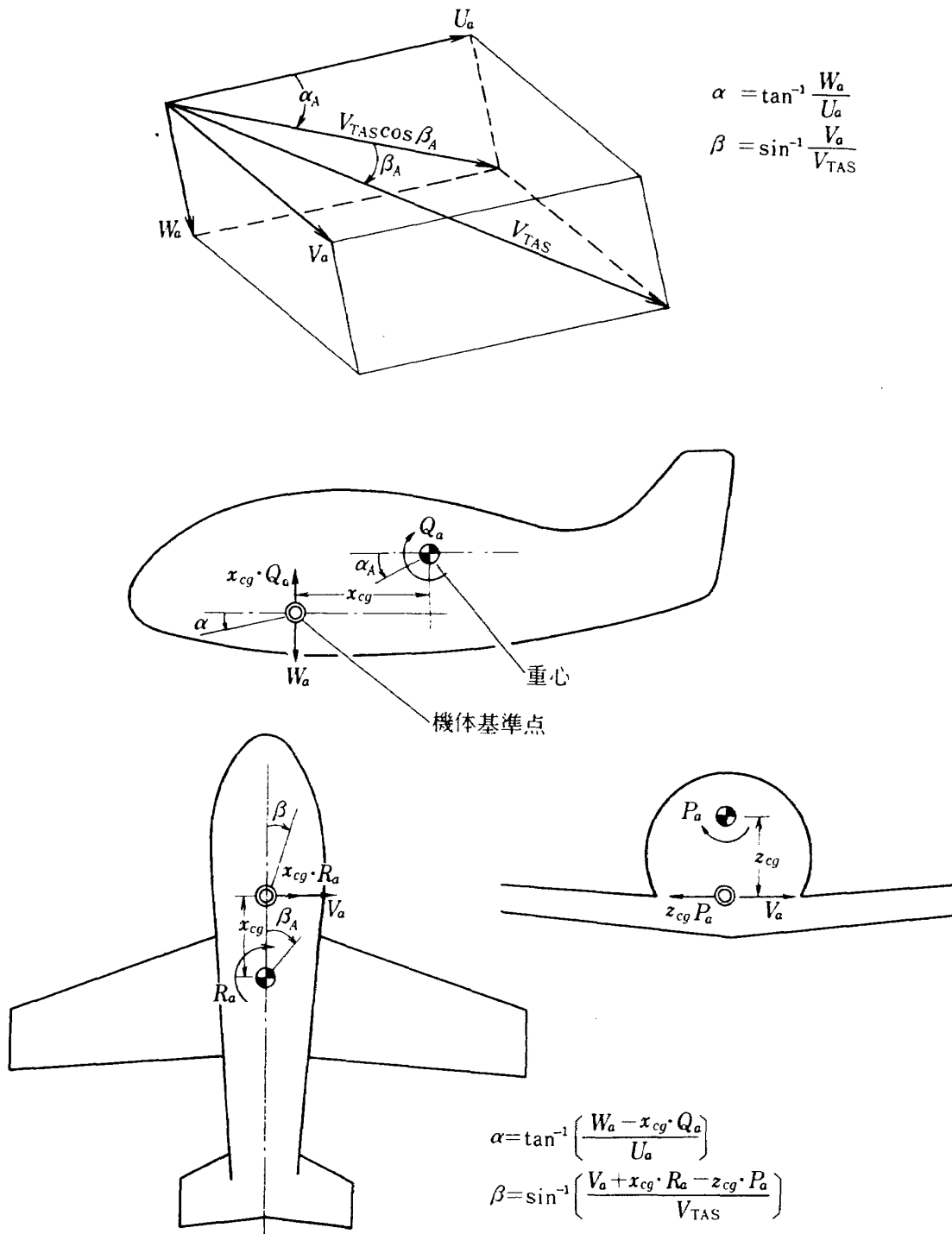


図 2.4 迎角と横滑り角

L_{GN}, M_{GN}, N_{GN} : 機体軸 x_b, y_b, z_b まわりの前脚の脚力モーメント (kg-m)

L_{GL}, M_{GL}, N_{GL} : 機体軸 x_b, y_b, z_b まわりの左主脚の脚力モーメント (kg-m)

L_{GR}, M_{GR}, N_{GR} : 機体軸 x_b, y_b, z_b まわりの右主脚の脚力モーメント (kg-m)

L_u, L_v, L_w : 機体軸 x_b, y_b, z_b 方向の擾乱スケール

ル (m)

l_{x_N}, l_{z_N} : 機体軸系での前輪最下端の (x_b, z_b) 座標 (m)

$l_{x_L}, l_{y_L}, l_{z_L}$: 機体軸系での左主車輪の最下端の (x_b, y_b, z_b) 座標 (m)

$l_{x_R}, l_{y_R}, l_{z_R}$: 機体軸系での右主車輪の最下端の (x_b, y_b, z_b) 座標 (m)

m : 機体質量 ($\text{kg}\cdot\text{s}^2/\text{m}$)	U_0, W_0 : 機体軸 x_b, z_b 方向の機体初速度 (m/s)
M : マッハ数	U_g, V_g, W_g : 機体軸 x_b, y_b, z_b 方向のランダム擾乱, 孤立突風および定常風の合速度 (m/s)
N_z : 荷重倍数	$U_{\tau_g}, V_{\tau_g}, W_{\tau_g}$: 機体軸 x_b, y_b, z_b 方向のランダム擾乱の速度 (m/s)
n_e : エンジン基数	U_{d_g}, W_{d_g} : 機体軸 x_b, z_b 方向のステップ状孤立突風の速度 (m/s)
P, Q, R : 機体軸 x_b, y_b, z_b まわりの角速度 (rad/s)	U_w, V_w, W_w : 機体軸 x_b, y_b, z_b 方向の定常風速 (m/s)
P_a, Q_a, R_a : 機体軸 x_b, y_b, z_b まわりの相対風の角速度 (rad/s)	U_{GN}, V_{GN} : 機体軸 x_b, y_b 方向の前輪速度 (m/s)
P_g, Q_g, R_g : 機体軸 x_b, y_b, z_b まわりの大気擾乱の角速度 (rad/s)	U_{GL}, V_{GL} : 機体軸 x_b, y_b 方向の左主輪速度 (m/s)
$P_{\tau_g}, Q_{\tau_g}, R_{\tau_g}$: 機体軸 x_b, y_b, z_b まわりの大気擾乱の角速度 (rad/s)	U_{GR}, V_{GR} : 機体軸 x_b, y_b 方向の右主輪速度 (m/s)
P_w, Q_w, R_w : 風軸 x_w, y_w, z_w まわりの角速度 (rad/s)	V_{EAS} : 等価対気速度 (m/s)
\hat{P} : $P_w b / 2V_{TAS}$	V_{KEAS} : 等価対気速度 (kt)
\hat{Q} : $Q_w \bar{c} / 2V_{TAS}$	V_{TAS} : 真対気速度 (m/s)
\hat{R} : $R_w b / 2V_{TAS}$	V_{KTAS} : 真対気速度 (kt)
q_∞ : 一般流動圧 (kg/m^2)	X, Y, Z : 機体軸 x_b, y_b, z_b 方向の外力の総和 (kg)
q_H : 水平尾翼位置での局所動圧 (kg/m^2)	X_A, Y_A, Z_A : 機体軸 x_b, y_b, z_b 方向の空気力 (kg)
q_V : 垂直尾翼位置での局所動圧 (kg/m^2)	X_T, Z_T : 機体軸 x_b, z_b 方向の推力 (kg)
RX_N, RY_N, RZ_N : 地球軸 x_e, y_e, z_e 方向の前脚の脚力 (kg)	X_G, Y_G, Z_G : 機体軸 x_b, y_b, z_b 方向の脚力 (kg)
RX_L, RY_L, RZ_L : 地球軸 x_e, y_e, z_e 方向の左主脚の脚力 (kg)	X_{GN}, Y_{GN}, Z_{GN} : 機体軸 x_b, y_b, z_b 方向の前脚々力 (kg)
RX_R, RY_R, RZ_R : 地球軸 x_e, y_e, z_e 方向の右主脚の脚力 (kg)	X_{GL}, Y_{GL}, Z_{GL} : 機体軸 x_b, y_b, z_b 方向の左主脚々力 (kg)
S : 主翼面積 (m^2)	X_{GR}, Y_{GR}, Z_{GR} : 機体軸 x_b, y_b, z_b 方向の右主脚々力 (kg)
T : 正味推力 (kg)	x_E, y_E, z_E : 地球軸 x_e, y_e, z_e での機体位置 (m)
S_H : 水平尾翼面積 (m^2)	x_0, y_0, z_0 : 地球軸 x_e, y_e, z_e での機体初期位置 (m)
S_V : 垂直尾翼面積 (m^2)	X_g, Y_g, Z_g : 地球軸 x_e, y_e, z_e 方向の擾乱風速 (m)
s : 微分演算子	X_w, Y_w, Z_w : 地球軸 x_e, y_e, z_e 方向の定常風速 (m)
$T_{u_g}, T_{v_g}, T_{w_g}$: 機体軸 x_b, y_b, z_b 方向の速度擾乱の成型フィルター (Dryden Filter)	
$T_{P_g}, T_{Q_g}, T_{R_g}$: 機体軸 x_b, y_b, z_b まわりの角速度擾乱の成型フィルター (Dryden Filter)	
U, V, W : 機体軸 x_b, y_b, z_b 方向の機体速度 (m/s)	
U_a, V_a, W_a : 機体軸 x_b, y_b, z_b 方向の相対風速 (m/s)	

- x_{EP}, y_{EP}, z_{EP} : 地球軸 x_e, y_e, z_e 方向の標準視点座標 (m)
 x_{cg}, z_{cg} : 重心位置 (機体基準点より後方正, 胴体基準線より上方正 - m)
 x_H, z_H : 水平尾翼空力中心の基準機体軸系での前後および上下位置 (m, 図 6.4 参照)
 x_V, z_V : 垂直尾翼空力中心の基準機体軸系での前後および上下位置 (m, 図 6.5 参照)
 x_{Ha}, z_{Ha} : 水平尾翼空力中心の基準風軸系での前後および上下位置 (m, 図 6.4 参照)
 x_{Va}, z_{Va} : 垂直尾翼空力中心の基準風軸系での前後および上下位置 (m, 図 6.5 参照)
 z_{Vc} : ローリング運動のため生ずるサイド・ウオッシュによる垂直尾翼空力中心の上下等価移動量 (m)
 x_N, x_L, x_R : オレオ変位 (m)
 y_N, y_L, y_R : タイヤ変位 (m)
 z_w : 主翼空力平均翼弦位置 (胴体基準線より上方正 - m)
 α : 基準機体軸系迎角 (deg, 図 2.4 参照)
 α_A : 機体軸系迎角 (rad, 図 2.4 参照)
 α_E : 推力軸が一般流と成す角 (rad, 図 6.1 参照)
 α_{max} : 主翼最大迎角 (deg)
 α_H : 水平尾翼迎角 (deg)
 α_V : 垂直尾翼迎角 (deg)
 α_{Vmax} : 垂直尾翼最大迎角 (deg)
 $\hat{\alpha}$: $\dot{\alpha} c / 2V_{TAS}$
 β : 基準機体軸系横滑り角 (deg, 図 2.4 参照)
 β_A : 機体軸系横滑り角 (rad, 図 2.4 参照)
 $\hat{\beta}$: $\dot{\beta} b / 2V_{TAS}$
 r : 飛行径路角 (deg)
 γ_{GS} : グライド・スロープ角 (deg)
 γ_S : ステアリング角 (deg)
 $\Delta C_L, \Delta C_D, \Delta C_m$: 縦 3 分力係数への機体各部寄与分
 $\Delta C_Y, \Delta C_l, \Delta C_m$: 横・方向 3 分力係数への機体各部寄与分
 $\Delta K(\)$: ()内の空力係数に対するマッハ数効果補正係数
 $\Delta(\)$: ()内の空力係数に対するマッハ数効果補正量
 $\Delta T_H, \Delta T_V$: 重心を通過した気流が, 水平尾翼および垂直尾翼の空力中心に到達するまでの時間 (sec)
 Δt : 演算時のサンプリング周期 (sec)
 $\Delta x_N, \Delta x_L, \Delta x_R$: 脚の総変位量 (m)
 $\Delta \alpha_H, \Delta \alpha_V$: 水平尾翼迎角および垂直尾翼迎角の補正量 (deg)
 $\Delta \epsilon$: 吹降し角の機体各部寄与分 (deg)
 $\Delta \gamma_{GS}$: グライド・スロープ偏差 (deg)
 $\Delta \gamma_{LOC}$: ローライザー偏差 (deg)
 $\Delta \sigma_j$: エンジン故障によるサイド・ウオッシュ角の増減量 (deg)
 δ_a : 補助翼角 (deg)
 δ_c : 操縦桿変位 (deg)
 δ_e : 昇降舵角 (deg)
 δ_f : フラップ角 (deg)
 δ_{FPC} : FPC (Flight Path Control) レバー変位 (deg)
 δ_H : 水平安定板角 (deg)
 δ_P : ペダル変位 (cm)
 δ_r : 方向舵角 (deg)
 δ_{SP_L} : 左翼スポイラー角 (deg)
 δ_{SP_R} : 右翼スポイラー角 (deg)
 δ_{th} : スロットル・レバー変位 (%)
 δ_T : 推力レベル変位 (%)
 δ_{e_0} : 初期釣合昇降舵角 (deg)
 δ_{H_0} : 初期釣合水平安定板角 (deg)
 δ_{th_0} : 初期釣合スロットル・レバー位置 (%)
 ϵ : 吹降し角 (deg)
 θ_0 : 初期釣合ピッチ角 (rad)
 θ_B : 傾斜計のボール角 (rad)
 μ_0 : 車輪のころがり摩擦係数

- $\mu_{1N}, \mu_{1L}, \mu_{1R}$: オレオ収縮時ダンピング係数
 ($\text{kg} \cdot \text{s}^2 / \text{m}^2$)
- $\mu_{2N}, \mu_{2L}, \mu_{2R}$: オレオ伸長時ダンピング係数
 ($\text{kg} \cdot \text{s}^2 / \text{m}^2$)
- μ_N, μ_L, μ_R : タイヤの横滑り摩擦係数
 ρ : 大気密度 ($\text{kg} \cdot \text{s}^2 / \text{m}^4$)
 ρ_0 : 海面上標準大気密度 ($0.12492 \text{ kg} \cdot \text{s}^2 / \text{m}^4$)
 σ : サイド・ウオッシュ角 (deg)
- $\sigma_u, \sigma_v, \sigma_w$: 機体軸 x_b, y_b, z_b 方向の大気擾乱速度の標準偏差
- Φ, Θ, Ψ : オイラー角 (rad)
- $\phi_{CN}, \phi_{CL}, \phi_{CR}$: コーナリング角 (rad)
 τ_{up} : 推力増加時の1次遅れ時定数
 (sec)
 τ_{down} : 推力減少時の1次遅れ時定数
 (sec)
- Ω : 機体基準点と尾翼空力中心を結ぶ線が胴体基準線と成す角 (rad)
- (ii) 機体各部を表わす添字
- WB : 翼胴
 DYN : 動的翼胴寄与分
 H : 水平尾翼
 V : 垂直尾翼
 SP : スポイラー
 AIL : 補助翼
 GE : 地面効果寄与分
 N : 前脚
 L : 左主脚もしくは左翼
 R : 右主脚もしくは右翼

3. FSPK-Iのシミュレーション 範囲と構成

3.1 FSPK-Iのシミュレーション範囲

FSPK-Iがシミュレーションの対象とする航空機の規模は、中庸の運動を行なう中型亜音速機である。MIL-F-8785Bのクラス分類でいえば、CLASS-IIのうちの戦術爆撃機や重攻撃機のような大きな運動を行う高荷重倍数の機体を除外した航空機である。(図3.1)

3.2 FSPK-Iの構成

FSPK-Iは、下記8箇の計算部より構成されている。

- ◆機体運動計算部
- ◆脚運動計算部
- ◆空力モデル部
- ◆エンジン・モデル部
- ◆コクピット信号処理部
- ◆計器信号発生部
- ◆模擬視界信号発生部

◆機体定数発生部

自動飛行制御系の制御則については、機体による特殊性が強いので、飛行シミュレーション試験に際して制御則計算部を作成することが必要となる。

FSPK-Iの各計算部を構成するタスクの一覧を、表3.1に示す。これらの表は、各タスクの処理内容の概略、プログラム長さ、プール領域(そのタスクで発生され、他のタスクで使用されるデータを格納してある領域)の長さ、入出力信号およびそのタスクが必要とするサブルーチンと関数プログラムを一覧にしてある。また、図3.2は、各計算部に於ける変数の流れを示すブロック図である。なお、機体定数発生部は、1箇のタスクからなるので、タスク一覧表およびブロック図は省略してある。表3.2は、各計算部間で受渡される変数を、表3.3は、各タスクで必要とされる機体定数を、表3.4は、各タスクで必要とされるフラッグを、それぞれ一覧にしてある。

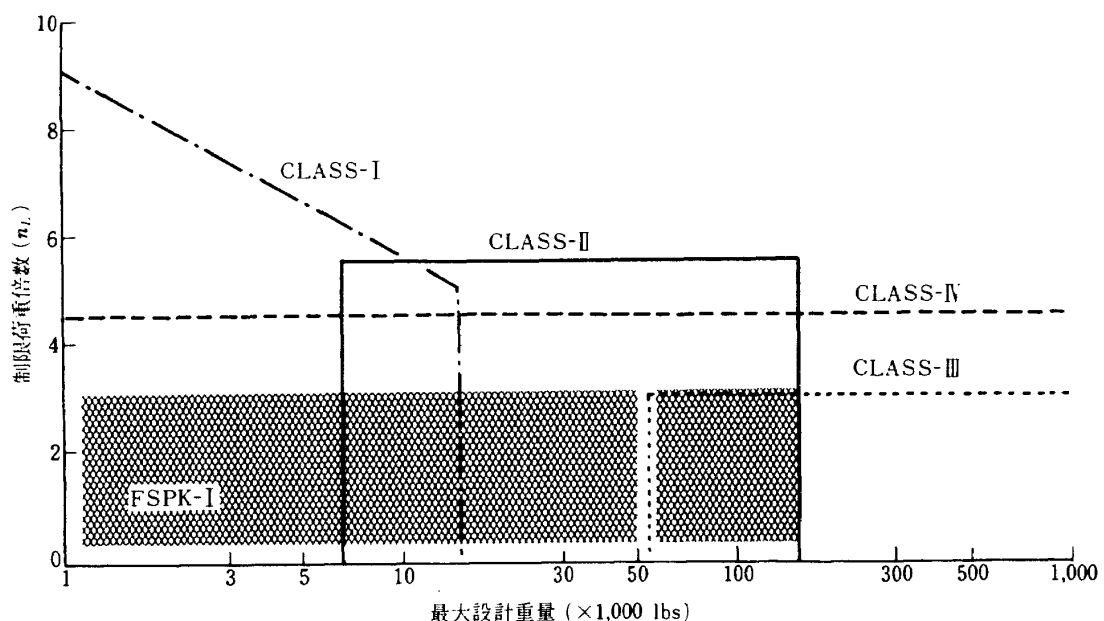


図3.1 MIL-F-8785Bのクラス分類とFSPK-Iのシミュレーション範囲

表 3.1 (a) 機体運動計算部のタスク一覧

タスク名	処理内容	プログラム (語)	アドレス (語)	入力変数	出力変数	必要なサブルーチン/関数プログラム
MOTION	6自由度の機体運動計算	363	15	X Y Z L M N N1 N2 N3 MASS IX IY IZ IXZ UO W0 DRIVE	AX AY AZ U V W P Q R UD VD WD PD QD RD	AB2J
EULER	オイラー角の計算	150	6	P Q R CPHI SPHI CTHE STHE THEO DRIVE	PHI THETA PSI PHID THEO PSID	AB2J ABS
DCOSINE	方向余弦の計算	235	15	PHI THETA PSI	L1 L2 L3 M1 M2 M3 N1 N2 N3 CPHI SPHI CTHE STHE CPSI SPSI	COSO SINO ABS
EARTH	機体位置計算	236	13	L1 L2 L3 M1 M2 M3 N1 N2 N3 U V W X0 Y0 Z0 DRIVE VIEW	XE YE ZE HG XED YED ZED	AB2K MIN
AIRFLOW	大気の流れに関する計算	148	12	ZE U V W P Q R S UWIND VWIND WIND PWIND QWIND RWIND	RHO UA VA WA PA QA RA TAS EAS MACH QQ QS	SQRT ATMOS MAX
FLOWANGL	気流の角度に関する計算	289	13	TAS UA VA WA PA QA RA MAC SPAN XCG ZCG	ALPH BETA ALPD BETD ALPR BETR PNOR QNOR RNOR ANOR BNOR CALP SALP	ATAN MAX ASIN SINO COSO
AIRFORCE	空気力/空力モーメントの計算	134	6	QS CL CD CM CY CR CN CALP SALP SPAN MAC	XA YA ZA LA MA NA	
FORCE	合力/合モーメントの計算	43	6	XA YA ZA LA MA NA XG YG ZG LG MG NG XT ZT	X Y Z L M N	
TRIM:SET	釣合計算	446	21	MASTER DRIVE WEIT QS CL CD CM T:MODE H:MIN U:IC P:IC X:IC Y:IC H:IC DF:CP DS:CP DTSCAS DFSCAS DSSCAS DHSCAS DESCAS DTDCS DFDCS DSDCS DHDCS DEDCS	X0 Y0 Z0 THEO UO W0 DT:TRM DH:TRM DE:TRM DF:TRM DS:TRM (U:BR) (P:BR) (X:BR) (Y:BR) (H:BR) (DF:BR) (DS:BR)	LIMIT ATAN SQRT
WIND	大気の流れに関する計算	877	16	GUST:X GUST:Y GUST:Z DRIVE TAS ZE SPAN L1 L2 L3 M1 M2 M3 N1 N2 N3	UVIND VWIND WIND PWIND QWIND RWIND XWIND YWIND ZWIND U:RMS (G:LVL) (G:VOL) (G:NRTH) (G:DOWN) (G:WEST)	GAUSS LAG:1 EULJ MAX MIN SQRT ABS F:LU F:LWB

表 3.1 (b) 脚運動計算部のタスク一覧

タスク名	処理内容	プログラム (語)	アール域 (語)	入力変数	出力変数	必要なサブルーチン/関数プログラム
MOTION:G	脚の変位/コーナリング角の計算	333	7	ZE U V P Q R XCG ZCG N1 N2 N3 STEER LXGN LZGN LXGL LYGL LZGL LXGR LYGR LZGR	DX:N DX:L DX:R CA:N CA:L CA:R HGA	MAX
OLEOTIRE	オレオ変位/タイヤ変位/オレオ反力 タイヤ反力の計算	366	12	HGA DX:N DX:L DX:R O:NOSE O:MAIN T:NOSE T:MAIN	FV:NOSE FV:LEFT FV:RIGHT FS:NOSE FS:LEFT FS:RIGHT TIRE:N TIRE:L TIRE:R OLEO:N OLEO:L OLEO:R	LIMIT ABS SQRT EULJN F:OLM F:OLN F:TIREM F:TIREN F:MU1N F:MU1M F:MU2N F:MU2M
GEAR	脚反力/脚モーメントの計算	643	6	N1 N2 N3 CTHE STHE CPHI SPHI LXGN LZGN LXGL LYGL LZGL LXGR LYGR LZGR FV:NOSE FV:LEFT FV:RIGHT CA:N CA:L CA:R BRK:L BRK:R	XG YG ZG LG MG NG	LIMIT

表 3.1 (c) 空力モデル部のタスク一覧

タスク名	処理内容	プログラム (題)	アール域 (題)	入力変数	出力変数	必要なサブルーチン/関数プログラム
AERO:LNG	縦3分力係数および吹降し角の 合算	141	4	CLWB CDWB CMWB EPWB CLDYN CMDYN CLH CDH CMH CDV CLSP CDSP CMSP CDAIL CLGE CDGE CMGE EPGE CL: CD: CM: CALP SALP MAC XCG ZCG	CL CD CM EPS	
AERO:LTD	横・方向3分力係数の合算	114	3	CYWB CRWB CMWB CYDYN CRDYN CNDYN CYV CRV CNV CYSP CRSP CNSP CYAIL CRAIL CMAIL CY: CR: CN: CALP SALP SPAN XCG ZCG	CY CR CN	
WINGBODY	静的翼脚特性	402	9	USB MACH CJ CJAE0 ALPR BETR AEO EGSG	CLWB CDWB CMWB CYWB CRWB CNWB EPWB SGMA ALPMX	FCLA FCDA FCMA FEPA FCYA FCRA FCNA FCLO FCDO FCMO FCYO FCRO FCNO FCLI FCDI FCMI FCYI FCRI FCNI F:SIGMA F:SGOEI F:KSGM F:ALMXA ABS
AERO:DYN	動的翼脚特性	171	5	USB MACH CJ ALPR PNOR QNOR RNOR ANOR	CLDYN CMDYN CYDYN CRDYN CNDYN	F:CLQ F:CLAD F:CMQ F:CMAD FCYP FCLP FCNP FCYR FCLR FCNR
HTAIL	水平尾翼特性	391	5	USB MACH CJ ALPH ALPR DALPT TAS EPS QA S MAC SH XH ZH TAIL ELV J:HRZ	CLH CDH CMH QH ALPT	SIN COS SINO COSO ATAN F:QHA F:CLT F:CDT F:KDT K:KCLHM F:KCLEM
VTAIL	垂直尾翼特性	445	6	USB MACH CJAE0 ALPH ALPR BETA BETR DBETV SGMA TAS PA RA RUD S SPAN SV XV ZV J:VRT	CDV CYV CRV CNV QV BETA	SIN COS SINO COSO ATAN ABS LIMIT F:ZVA F:CNV F:QVA F:COV F:KDV F:KCNM F:KCNFM
SPOILER	スポイラー特性	119	6	USB MACH ALPR SPL SPR CJL CJR	CLSP CDSP CMSP CYSP CRSP CNSP	FLSP FOSP FMSP FYSP FRSP FNSP
AILERON	補助翼特性	56	4	MACH CJAE0 ALPR AIL	CDAIL CYAIL CRAIL CMAIL	F:DALA F:YALA F:RALA F:NALA F:KYALM F:KRALM F:KNALM
GROUND	地面効果	118	4	HG CLWB CDWB CMWB EPWB CJ ALPR MAC ZWING ZCG GRNDSW	CLGE CDGE CMGE EPGE	F:CLG F:CDG F:CMG F:EPG

表 3.1 (d) エンジンモデル部タスク一覧

タスク名	処理内容	プログラム (題)	プール域 (題)	入力変数	出力変数	必要なサブルーチン/関数プログラム
ENGINE	エンジン動特性/推力係数/ 故障遷移係数の計算	541	14	DRIVE EGSG THRLV QS ZE MACH INENG USB	AEO CJ CJ:1 CJ:2 CJ:3 CJ:4 CJAE0 CJL CJR THRUST TH:1 TH:2 TH:3 TH:4	EDYNA F:TIMAX F:TIDL F:BLEED
EFORCE	極低速域の推力/揚力の計算	75	2	CJ THRUST QS XA ZA CJBND	XT ZT	

表 3.1 (e) コクピット信号処理部タスク一覧

タスク名	内容処理	プログラム (語)	アール域 (語)	入力変数	出力変数	必要なサブルーチン/関数プログラム
COCKPIT	コクピット操舵信号の処理	418	18	DC:AI DW:AI OP:AI DT:AI FP:AI DF:AI DS:AI AT:AI RT:AI ST:AI SWITCH:0 DC:MAX DC:MIN DW:MAX DP:MAX OP:MIN DT:MAX DT:MIN FP:MAX FP:MIN DS:MAX DS:MIN DF:MAX DF:MIN AT:MAX RT:MAX DE:MAX DE:MIN DA:MAX DR:MAX DC:DB DW:DB OP:DB DT:DB FP:DB DS:DB AT:DB RT:DB R:FLP EAS	DC:CP DW:CP OP:CP DT:CP FP:CP DF:CP DS:CP AT:CP RT:CP DE:CP DA:CP DR:CP ST:CP BL:CP BR:CP DE:GR DA:GR DR:GR	F:USBCP F:DEGR F:DAGR F:DRGR LAG:1 LIMIT DBND EULJ
STABIL	水平安定板駆動	67	1	BEPOP BEPON TAIL DH:MAX DH:MIN DRIVE	DH:CP	EULJ
SERVO	舵面駆動速度の制限	212	6	USBO ELVO AILO RUDO SPLO SPRO DF:MAX DF:MIN DS:MAX DS:MIN DE:MAX DE:MIN DA:MAX DR:MAX R:USB R:SPL R:ELV R:AIL R:RUD R:FLP	USB ELV AIL RUD SPL SPRO	LIMIT
PULSE	パルス操舵信号の発生	192	13	KICK K:PLS	DC:PLS DW:PLS OP:PLS DT:PLS FP:PLS DS:PLS DF:PLS DH:PLS DE:PLS DA:PLS DR:PLS (A:PLS) (T:PLS)	MIN
CONNECTOR	操舵信号の合算	385	32	DC:CP DW:CP DP:CP DT:CP FP:CP DS:CP DF:CP DH:CP DE:CP DA:CP DR:CP AT:CP RT:CP ST:CP BL:CP BR:CP DWSCAS DTSCAS DFSCAS DSSCAS DHSCAS DESCAS DASCAS DRSCAS DVIDCS DTDACS DFDCS DSDCS DHDACS DEDACS DADACS DRDACS DC:PLS DW:PLS DP:PLS DT:PLS	DC:HP DW:HP DP:HP DT:HP FP:HP DS:HP DF:HP DH:HP DE:HP DA:HP DR:HP AT:HP RT:HP DC DW DP THRLV FPCLV SPBLV USBO TAIL ELVO AILO RUDO SPLO SPRO STEER BRK:L BRK:R LAMP:H LAMP:E LAMP:T	LIMIT ABS F:SPMITX

表 3.1 (e) 続き

タスク名	内容処理	プログラム (BB)	ブール域 (BB)	入力変数	出力変数	必要なサブルーチン/関数プログラム
CONNECTOR (続き)				FP: PLS DS: PLS DF: PLS DH: PLS DE: PLS DA: PLS DR: PLS DT: TRM DS: TRM DH: TRM DF: TRM DE: TRM DC: MAX DC: MIN DW: MAX DP: MAX DP: MIN DT: MAX DT: MIN FP: MAX FP: MIN DS: MAX DS: MIN DE: GR DA: GR DR: GR MASTER DRIVE FBIMD		
SWITCH	スイッチ信号/ランプ信号の発生	607	56	BUTTON: 9 BUTTON: A BUTTON: B SWITCH: 0 SWITCH: 1 SWITCH: 2 PCMD ATHD ASMD SPMD FPCMD CCMD PTYPEMD RCMD BCMD YCMD EFMID FBIMD DCSVMD DCSLMD LAMP: T LAMP: H LAMP: E SCASOFF	LAMP: 0 LAMP: 2 LAMP: 9 LAMP: A LAMP: B MASTER DRIVE VIEW EGSG KICK K: PLS PCSW ATSW ASSW FPCSW CCSW UCSW PTYPESW RCSW BCSW YDSW EFSW DCSLSW DCSVSW OFFSW PFRZ BEPUP BEPDN GRNSW FBWSW INSTSW DROOP GUST: X GUST: Y GUST: Z CALMD STALL FLAG1 FLAG2 FLAG3 DUMMY: F DUMMY: E DUMMY: D DUMMY: C DUMMY: B DUMMY: A DUMMY: 9 DUMMY: 8 DUMMY: 7 DUMMY: 6 DUMMY 5 DUMMY: 4 DUMMY: 3 DUMMY: 2 DUMMY: 1 DUMMY: 0	PACK UNPACK

表 3.1 (f) 計器信号発生部タスク一覧

タスク名	内容処理	プログラム (語)	アドレス (語)	入力変数	出力変数	必要サブルーチン/関数プログラム
UNIT: CHV	信号の単位変換	127	13	TAS EAS ZE GAM ALPH BETA P Q R PHI THETA PSI	TAS:KT EAS:KT ALT:FT GAM:DG ALP:DG BET:DG P:DG Q:DG R:DG PHI:DG THE:DG PSI:DG	
ADI: HSI	ADI/HSIおよび加速度計への 信号の発生	556	15	PHI:DG THE:DG SPSI CPSI XE YE ZE XED YED ZED P Q R QD RD AY AZ X:CP GS:IC INSTSW	SINPSI COSPSI THEADI PHI:ADE DEV:GS DEV:LC DME:AO BALLIN NEEDL NZ:AO GAM DIST GSLOPE DOT:GS DOT:LC	LIMIT SQRT ATAN LAG:1 F:ADI
FLOW: IND	大気の流れに関する計器信号の 発生	316	8	INSTSW DRIVE STALL EAS:KT ALT:FT ZO ZED ALPR BET:DG GAM:DG ALPMX	IAS:IN ROC:IN ALT:IN ALP:IN AMX:IN BET:IN GAM:IN VEL:DO	LAG:1 LIMIT F:VIAS F:VSI
TRIM: IND	釣合状態および舵角に関する 計器信号の発生	291	11	TH:1 TH:2 TH:3 TH:4 SPBLV USB TAIL ELV DT:CP DE:CP DF:CP DH:CP DE:CP FV:NOSE FV:LEFT FV:RIGHT UO DRIVE MASTER INSTSW U:RMS	PWR:LH PWR:RH ELV:AO STB:AO USB:AO SPB:AO GLMP:N GLMP:L GLMP:R LED:AO GRND	F:USB LIMIT F:LED

表 3.1 (b) 模擬視界信号発生部タスク一覧

タスク名	内容処理	プログラム (語)	フレーム (語)	入力変数	出力変数	必要なサブルーチン/関数プログラム
VISUAL	模擬視界信号の発生	112	6	X:EYE Y:EYE Z:EYE P:EYE B:EYE D:EYE EAS	X:VD Y:VD Z:VD THE:VD PHI:VD PSI:VD	LAG:1
EYEPOINT	標準視点の運動計算	199	6	XE YE ZE THE:DG PHI:DG PSI:DG L1 L2 L3 M1 M2 M3 N1 N2 N3 X:CP Y:CP Z:CP	X:EYE Y:EYE Z:EYE P:EYE B:EYE D:EYE	LIMIT

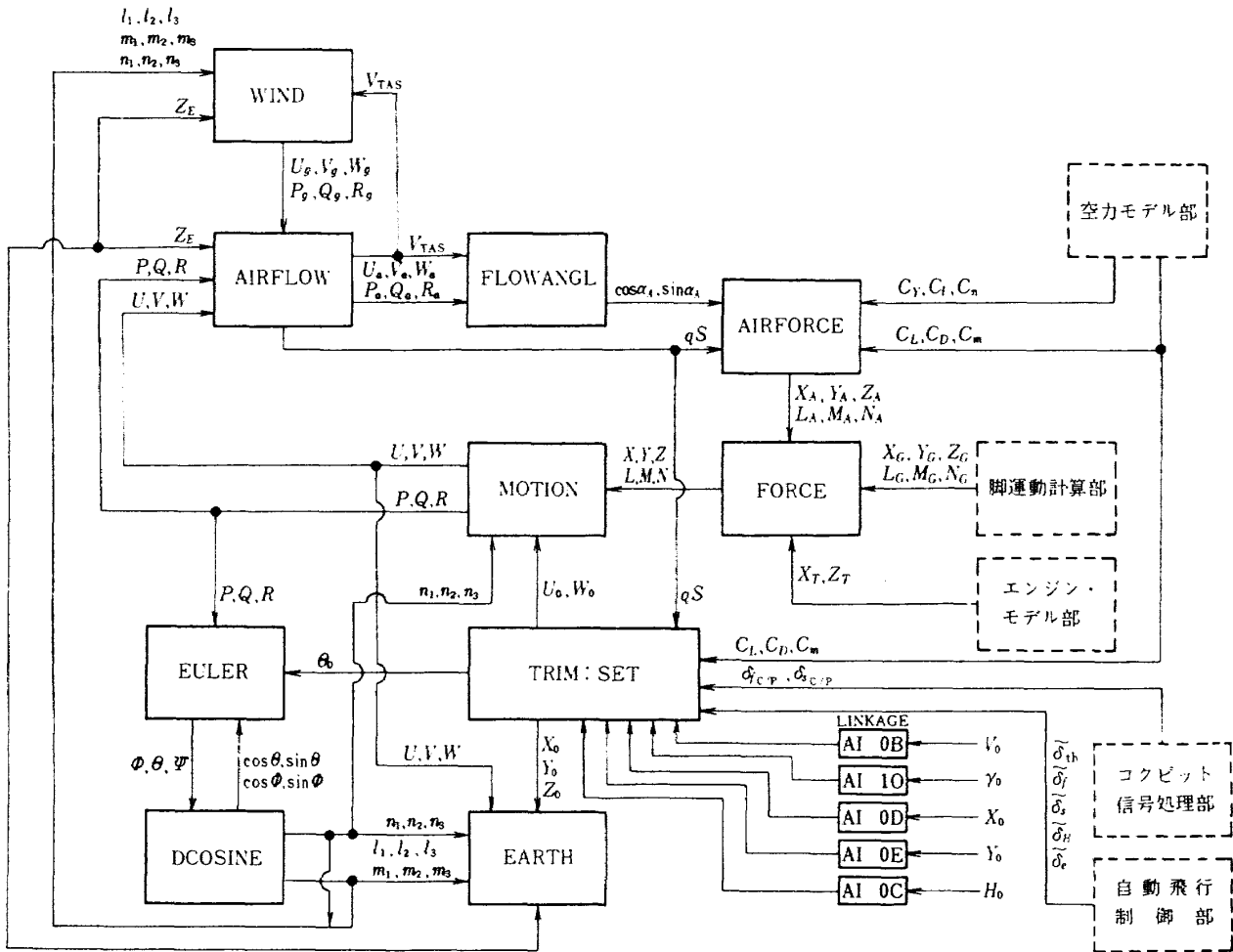


図 3.2 (a) 機体運動計算部ブロック図

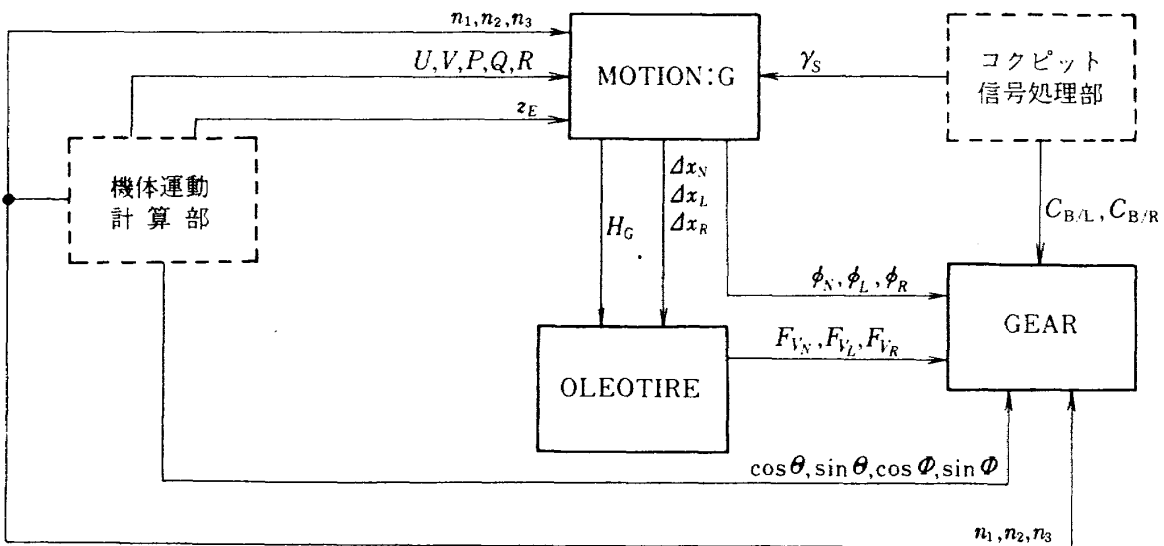


図 3.2 (b) 脚運動計算部ブロック図

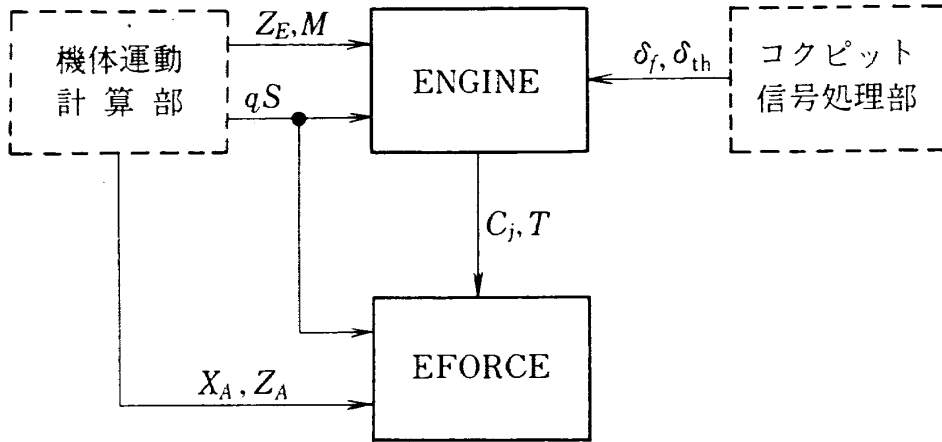


図 3.2 (d) エンジン・モデル部ブロック図

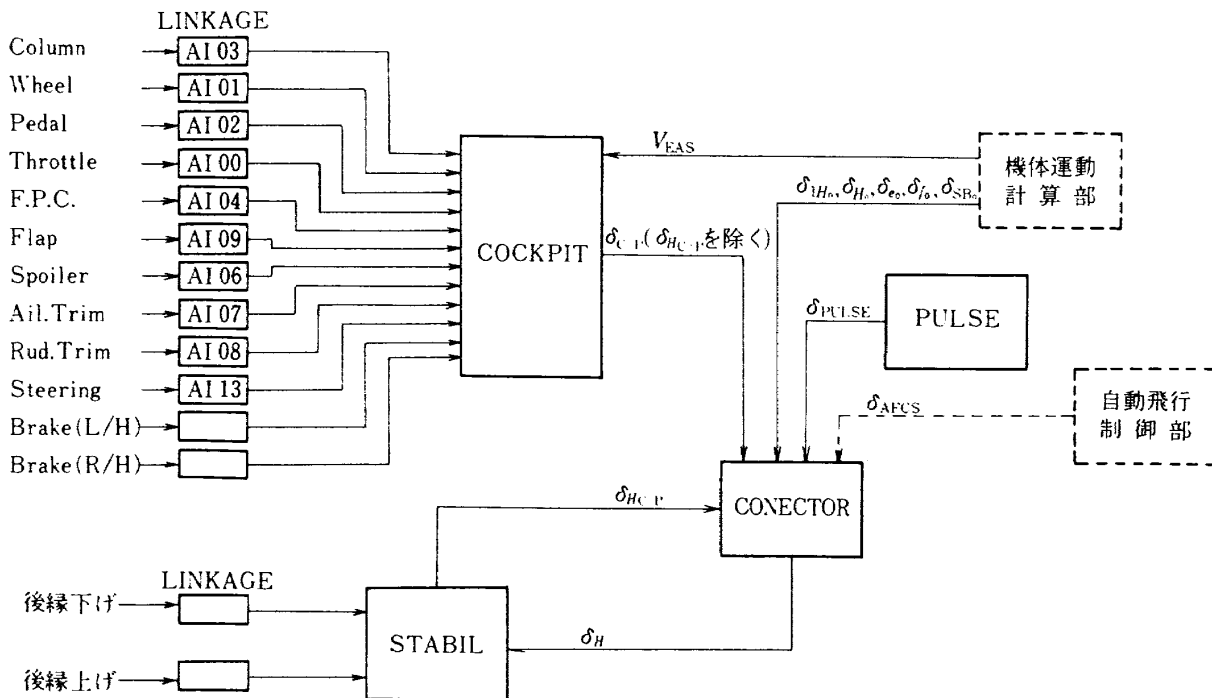


図 3.2 (e) コクピット信号処理部ブロック図

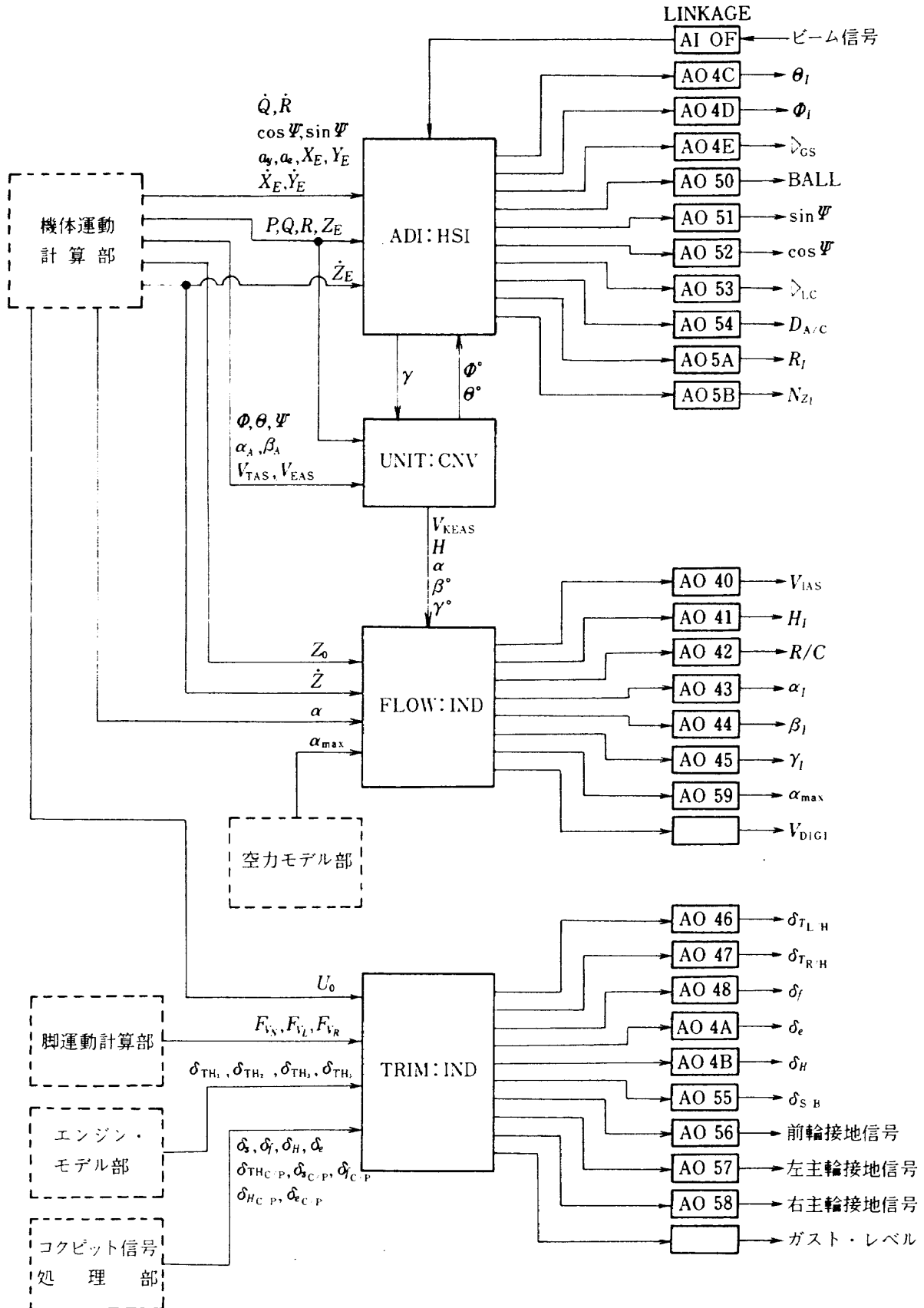


図 3.2(f) 計器信号発生部ブロック図

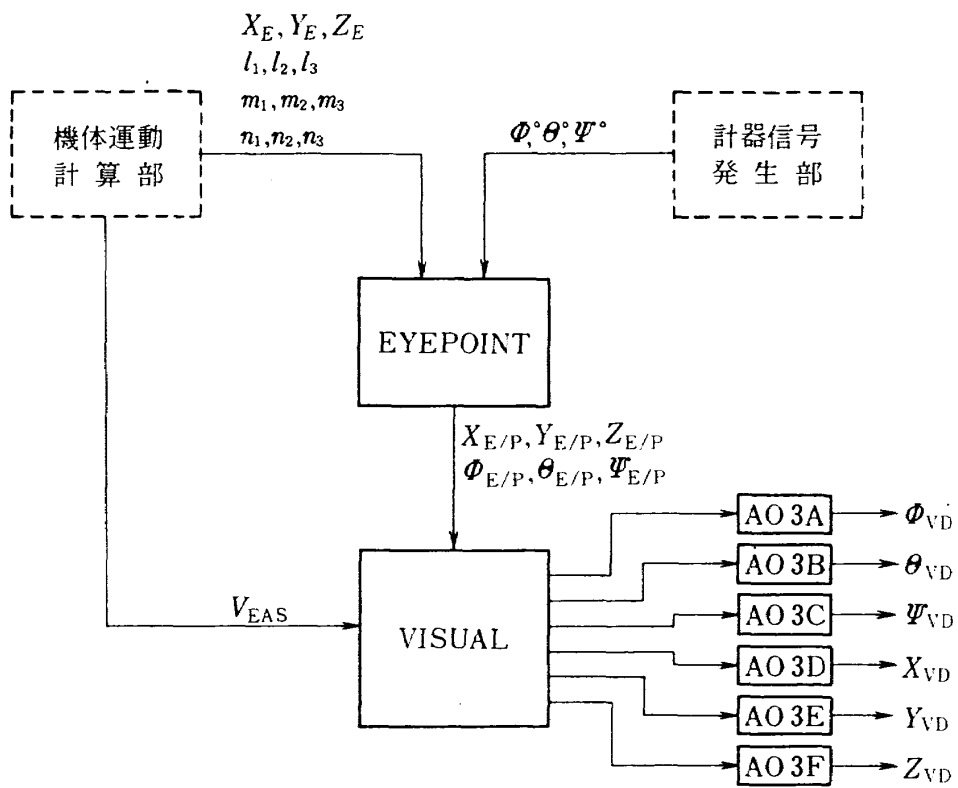


図 3.2 (g) 模擬視界信号発生部

表 3.2 各計算部間の変数の受渡し

出力 入力	機体運動計算部	脚運動計算部	空力モデル部	エンジン・モデル部	コクピット信号処理部	計器信号発生部	模擬視界信号発生部
機体運動部		X_G, Y_G, Z_G L_G, M_G, N_G	C_L, C_D, C_m C_Y, C_n, C_l	X_T, Z_T	$\delta f_c/p, \delta s_c/p$		
脚運動部	U, V, P, Q, R Z_E, n_1, n_2, n_3 $\cos \theta, \sin \theta$ $\cos \Phi, \sin \Phi$				$\gamma_s, C_{B/L}, C_{B/R}$		
空力部	$M, \alpha, \beta, \alpha_A, \beta_A$ $V_{TAS}, \sin \alpha_A, \cos \alpha_A$ P_a, Q_a, R_a, h_a $\hat{P} \hat{Q} \hat{R} \hat{\alpha}$			C_j, C_{jL}, C_{jR} C_{jAEO}, K_{EF}	$\delta f, \delta_H, \delta_{SPL}$ $\delta_{SPR}, \delta_e, \delta_a$ δ_r		
エンジン部	$Z_E, M, qS,$ X_A, Z_A				δ_{th}		
コクピット処理部	$V_{EAS}, \delta_{TH0}, \delta_{H0}$ $\delta_{e0}, \delta_{f0}, \delta_{s0}$						
計器信号部	$Q, R, P, Q, R, \Phi, \Theta, \Psi$ $\alpha_A, \beta_A, V_{TAS}, V_{EAS}$ $X_E, Y_E, Z_E, X_E, Y_E, Z_E$ $a_y, a_z, \cos \Psi, \sin \Psi$ α, U_0, Z_0	F_{VN}, F_{VL}, F_{VN}	α_{max}	$\delta_{TH\#1}, \delta_{TH\#2}$ $\delta_{TH\#3}, \delta_{TH\#4}$	$\delta_s, \delta_f, \delta_H, \delta_e$ $\delta_{THC/p}, \delta_{SC/p}$ $\delta_{f_c/p}, \delta_{H_c/p}, \delta_{CC/p}$		
模擬視界部	X_E, Y_E, Z_E, V_{EAS} l_1, l_2, l_3 m_1, m_2, m_3 n_1, n_2, n_3					ϕ, θ, ψ	

タスク名	必要とする機体定数
MOTION	MASS IX IY IZ IXZ
AIRFLOW	S
FLOWANGL	MAC SPAN XCG ZCG
AIRFORCE	MAC SPAN
TRIM:SET	WEIT T:MODE H:MIN
WIND	SPAN
MOTION:G	XCG ZCG LXGN LZGN LXGL LYGL LXGR LYGR LZGR
OLEOTIRE	O:NOSE O:MAIN T:NOSE T:MAIN
AERO:LNG	MAC XCG ZCG
AERO:LTD	SPAN XCG ZCG
HTAIL	S SH MAC XH ZH
VTAIL	S SV SPAN XV ZV
GROUND	MAC ZWING ZCG
EFORCE	CJBAND
COCKPIT	DC:MAX DC:MIN DW:MAX DP:MAX DT:MAX DT:MIN FP:MAX FP:MIN DS:MAX DS:MIN DF:MAX DF:MIN AT:MAX RT:MAX DE:MAX DE:MIN DA:MAX DR:MAX DC:DB DW:DB DP:DB DT:DB FP:DB DS:DB AT:DB RT:DB R:FLP
STABIL	DC:MAX DC:MIN DH:MAX DH:MIN
SERVO	DF:MAX DF:MIN DS:MAX DS:MIN DF:MAX DF:MIN DE:MAX DE:MIN DA:MAX DR:MAX R:USB R:SPL R:ELV R:AIL R:RUD R:FLP
CONNECTOR	DC:MAX DC:MIN DW:MAX DP:MAX DT:MAX DT:MIN FP:MAX FP:MIN DS:MAX DS:MIN
ADI:HSI	X:CP
EYEPOINT	X:CP Y:CP Z:CP

表 3.3 各タスクで必要とする機体定数

	MASTER	DRIVE	VIEW	EGSG	INSTW	GRDWS	STALL	KICK	K.PLS	FBWMD	GUST:X	GUST:Y	GUST:Z	J:JRT	J:VRT
MOTION	X														
EULER	X														
EARTH	X	X													
TRIM:SET	X	X													
WIND	X									X	X	X			
WINGBODY			X												
HTAIL													X		
VTAIL														X	
GROUND					X										
ENGINE	X		X												
PULSE							X								
CONNECTOR	X								X						
ADI:HSI				X											
FLOW:IND	X			X											
TRIM:IND	X	X													

表 3.4 各タスクで必要とするフラッグ

4. 機体運動計算部

機体運動計算部は、表 3.1(a) および 図 3.2(a) に示すように 10 箇のタスクから構成される。本章では、機体運動計算部を構成する各タスクの内容を記述する。

4.1 TASK MOTION

TASK MOTION は、機体軸系に関する 6 自由度の機体運動計算を行う。積分は、アダムス・バッシュフォースの 2 次積分によって行われる。本タスクのフロー・チャートを 図 4.1 に示す。

(i) 機体加速度

$$a_x = X/m \tag{4.1.1}$$

$$a_y = Y/m \tag{4.1.2}$$

$$a_z = Z/m \tag{4.1.3}$$

(ii) 並進運動

$$\dot{U} = a_x - QW + RV + n_1 g \tag{4.1.4}$$

$$\dot{V} = a_y - RU + PW + n_2 g \tag{4.1.5}$$

$$\dot{W} = a_z - PV + QU + n_3 g \tag{4.1.6}$$

(iii) 回転運動

$$\begin{aligned} \dot{P} = & [L - (I_z - I_y)QR + I_{xz}PQ] / I_x \\ & + \dot{R}(I_{xz} / I_x) \end{aligned} \tag{4.1.7}$$

$$\dot{Q} = [M - (I_x - I_z)RP + I_{xz}(R^2 - P^2)] / I_y \tag{4.1.8}$$

$$\begin{aligned} \dot{R} = & [N - (I_y - I_x)PQ - I_{xz}QR] / I_z \\ & + \dot{P}(I_{xz} / I_z) \end{aligned} \tag{4.1.9}$$

4.2 TASK EULER

TASK EULER は、オイラー角の計算を行う。積分は、アダムス・バッシュフォースの 2 次積分によって行われる。本タスクのフロー・チャートを 図 4.2 に示す。

$$\dot{\Psi} = (R \cos \Phi + Q \sin \Phi) / \cos \Theta \tag{4.2.1}$$

$$\dot{\Phi} = P + \dot{\Psi} \sin \Theta \tag{4.2.2}$$

$$\dot{\Theta} = Q \cos \Phi - R \sin \Phi \tag{4.2.3}$$

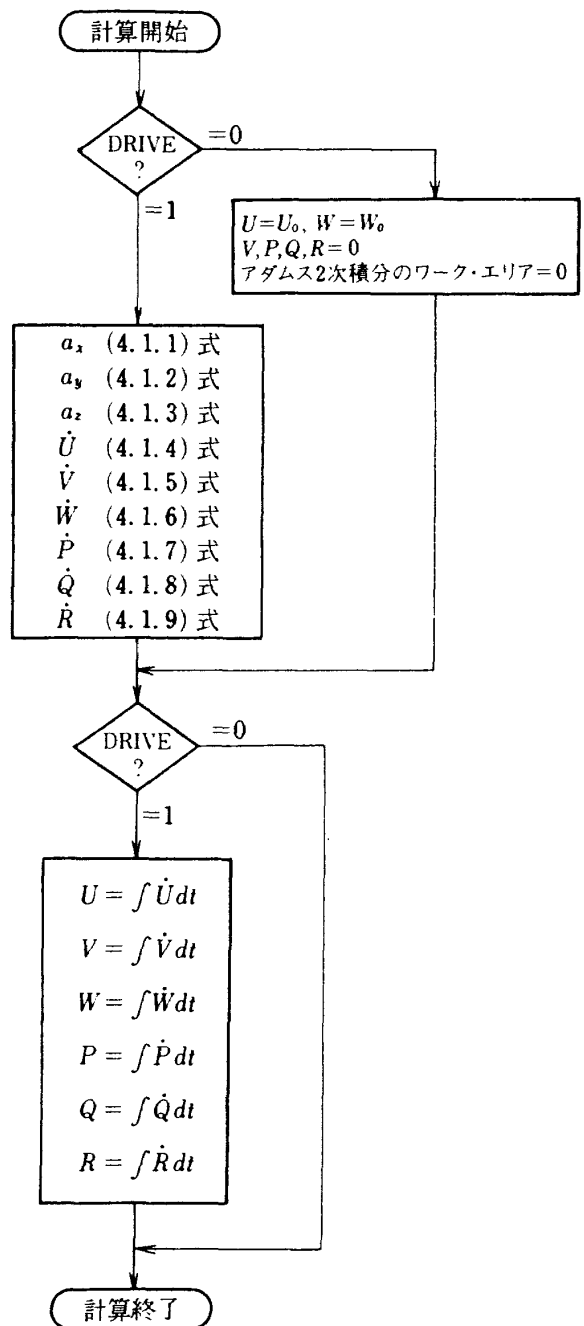
4.3 TASK DCOSINE

TASK DCOSINE は、方向余弦の計算を行う。オイラー角のうち、ピッチ角 (Θ) とバンク角 (Φ) の正弦および余弦の計算は、 $\pm\pi/2\text{rad}$ までしか行

っていないが、方位角 (Ψ) に関する計算は、無制限である。方位角の正弦および余弦計算のフロー・チャートを 図 4.3 に示す。本タスクで用いている正弦および余弦の関数プログラム ($\sin \theta$ および $\cos \theta$) は、主値の計算に制限されている。

$$l_1 = \cos \Psi \cos \Theta \tag{4.3.1}$$

$$l_2 = \cos \Psi \sin \Theta \sin \Phi - \sin \Psi \cos \Phi \tag{4.3.2}$$



DRIVE
 運動計算開始フラグ
 =0: 初期値設定
 =1: 運動計算実行

図 4.1 TASK MOTION のフロー・チャート

$$l_3 = \cos \Psi \sin \theta \cos \phi + \sin \Psi \sin \phi \quad (4.3.3)$$

$$m_1 = \sin \Psi \cos \theta \quad (4.3.4)$$

$$m_2 = \sin \Psi \sin \theta \sin \phi + \cos \Psi \cos \phi \quad (4.3.5)$$

$$m_3 = \sin \Psi \sin \theta \cos \phi - \cos \Psi \sin \phi \quad (4.3.6)$$

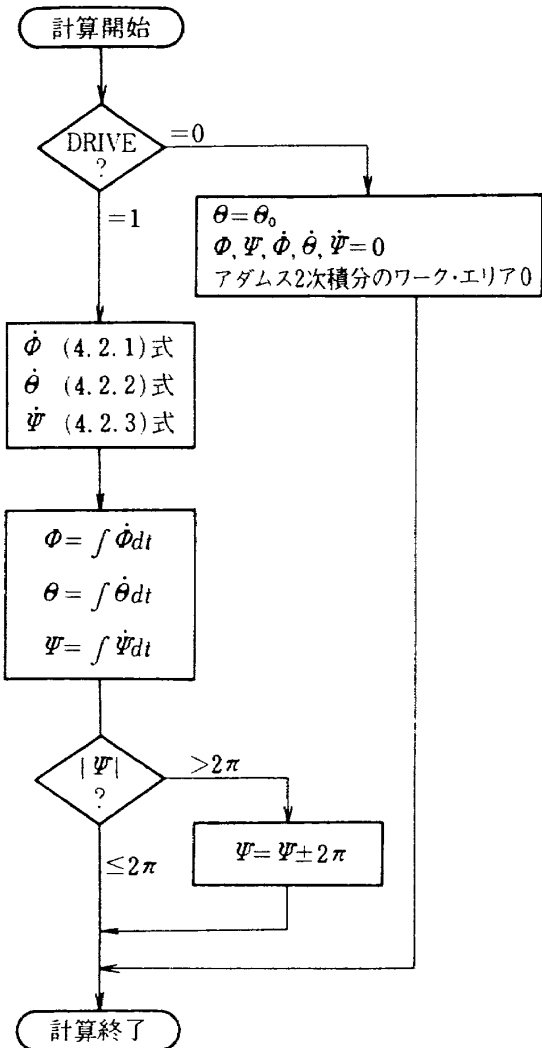
$$n_1 = -\sin \theta \quad (4.3.7)$$

$$n_2 = \cos \theta \sin \phi \quad (4.3.8)$$

$$n_3 = \cos \theta \cos \phi \quad (4.3.9)$$

4.4 TASK EARTH

TASK EARTH は、地球軸系に関する機体位置計算を行う。本タスクのフロー・チャートを図 4.4



DRIVE
運動計算開始フラッグ
=0: 初期値設定
=1: 運動計算実行

図 4.2 TASK EULER のフロー・チャート

に示す。

$$\dot{x}_E = l_1 U + l_2 V + l_3 W \quad (4.4.1)$$

$$\dot{y}_E = m_1 U + m_2 V + m_3 W \quad (4.4.2)$$

$$\dot{z}_E = n_1 U + n_2 V + n_3 W \quad (4.4.3)$$

4.5 TASK AIRFLOW

TASK AIRFLOW は、大気の流れに関する諸量 — 相対風速, 対気真速, 等価対気速, マッハ数, 動圧 — を計算する。

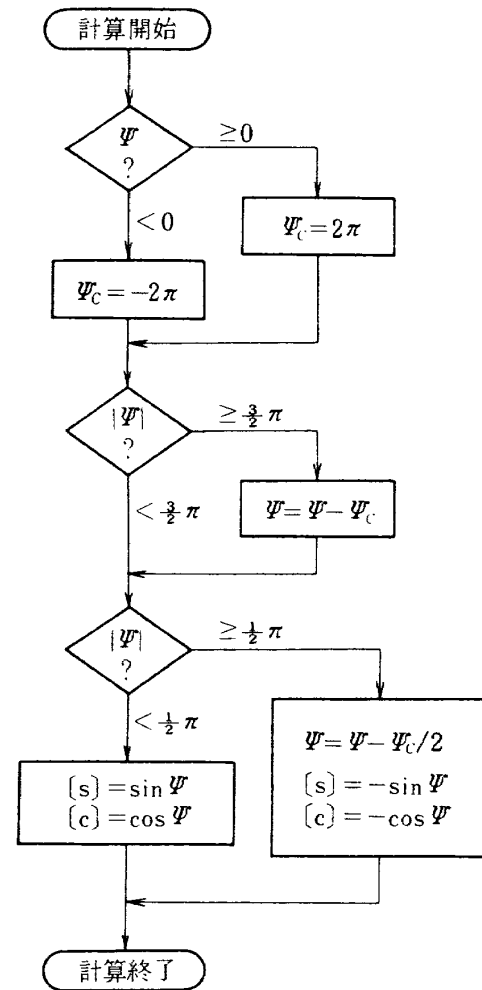
(i) 相対風速

$$U_a = U - U_g \quad (4.5.1)$$

$$V_a = V - V_g \quad (4.5.2)$$

$$W_a = W - W_g \quad (4.5.3)$$

$$P_a = P - P_g \quad (4.5.4)$$



[s]: sin Ψ
[c]: cos Ψ

図 4.3 方位角の正弦, 余弦計算のフロー・チャート

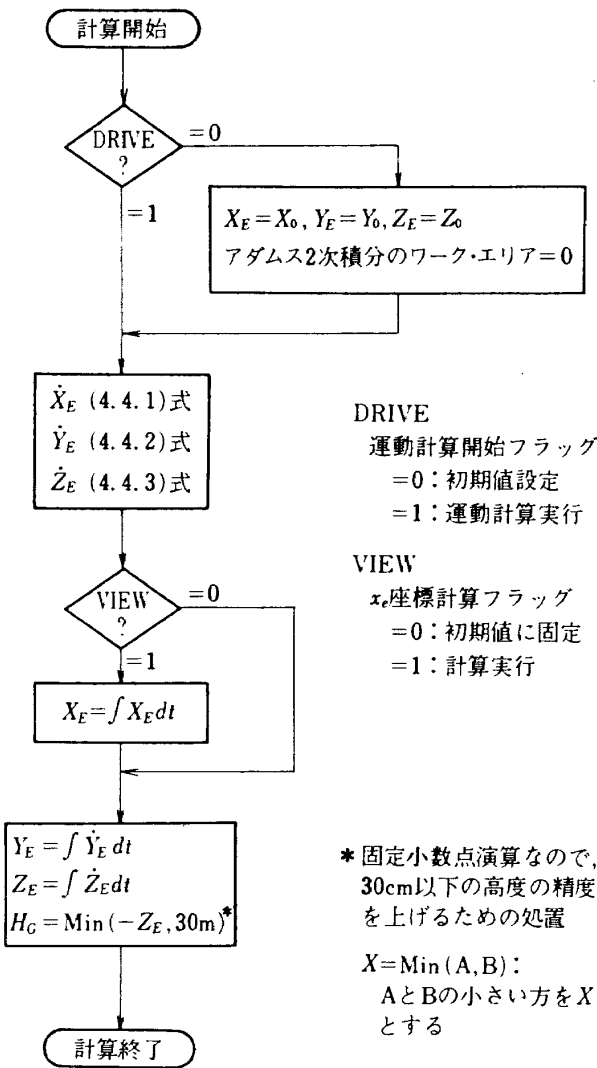


図 4.4 TASK EARTH のフロー・チャート

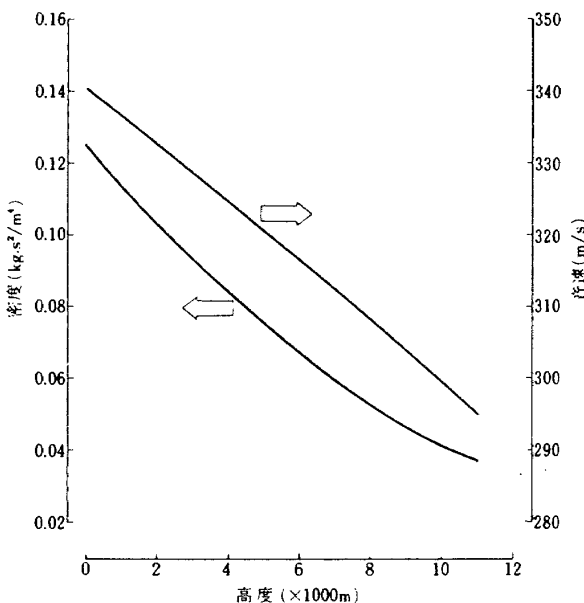


図 4.5 大気密度と音速

$$Q_a = Q - Q_g \quad (4.5.5)$$

$$R_a = R - R_g \quad (4.5.6)$$

(ii) 対気真速, 等価対気速

$$V_{TAS} = \sqrt{U_a^2 + V_a^2 + W_a^2} \quad (4.5.7)$$

$$V_{EAS} = \sqrt{\rho/\rho_0} \cdot V_{TAS} \quad (4.5.8)$$

(iii) マッハ数, 動圧

$$M = V_{TAS}/C_S \quad (4.5.9)$$

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho V_{TAS}^2 \quad (4.5.10)$$

動圧 (ρ) および音速 (C_S) は, 海面上温度を標準大気温 (288.15°K) としたときの標準大気値 (日本工業規格 JIS W 0201-1968) である。(図 4.5)

4.6 TASK FLOWANGL

TASK FLOWANGL は, 大気の流れの方向に関する諸量 — 迎角, 横滑り角および無次元角速度 — を計算する。

(i) 迎角, 横滑り角

$$\alpha_A = \tan^{-1}(W_a/U_a) \quad (4.6.1)$$

$$\beta_A = \sin^{-1}(V_a/V_{TAS}) \quad (4.6.2)$$

$$\alpha = \tan^{-1}([W_a - x_{cg} Q_a]/U_a) \quad (4.6.3)$$

$$\beta = \sin^{-1}([V_a + x_{cg} R_a - z_{cg} P_a]/V_{TAS}) \quad (4.6.4)$$

ここで, α_A, β_A は, 機体軸系原点の迎角および横滑り角であり, α, β は, 機体基準点の迎角および横滑り角である (図 2.4 参照)。

(ii) 風軸系の角速度

$$P_w = P_a \cos \alpha_A + R_a \sin \alpha_A \quad (4.6.5)$$

$$Q_w = Q_a \quad (4.6.6)$$

$$R_w = R_a \cos \alpha_A - P_a \sin \alpha_A \quad (4.6.7)$$

(iii) 迎角々速度, 横滑り角々速度

$$\dot{\alpha} = [\alpha - \alpha_{-1}]/\Delta t \quad (4.6.8)$$

$$\dot{\beta} = [\beta - \beta_{-1}]/\Delta t \quad (4.6.9)$$

ここで, α_{-1}, β_{-1} は, 1ステップ前の α, β

(iv) 角速度の無次元化

$$\hat{P} = P_w b / 2 V_{TAS} \quad (4.6.10)$$

$$\hat{Q} = Q_w \bar{c} / 2 V_{TAS} \quad (4.6.11)$$

$$\hat{R} = R_w b / 2 V_{TAS} \quad (4.6.12)$$

$$\hat{\alpha} = \dot{\alpha} \bar{c} / 2 V_{TAS} \quad (4.6.13)$$

$$\hat{\beta} = \dot{\beta} b / 2 V_{TAS} \quad (4.6.14)$$

4.7 TASK AIRFORCE

TASK AIRFORCE は、機体に働く空気力と空力モーメントを、機体軸に関して計算する。

$$X_A = (-C_D \cos \alpha_A + C_L \sin \alpha_A) q_\infty S \quad (4.7.1)$$

$$Y_A = C_Y q_\infty S \quad (4.7.2)$$

$$Z_A = (-C_L \cos \alpha_A - C_D \sin \alpha_A) q_\infty S \quad (4.7.3)$$

$$L_A = (C_l \cos \alpha_A - C_n \sin \alpha_A) q_\infty S b \quad (4.7.4)$$

$$M_A = C_m q_\infty S \bar{c} \quad (4.7.5)$$

$$N_A = (C_n \cos \alpha_A + C_l \sin \alpha_A) q_\infty S b \quad (4.7.6)$$

4.8 TASK FORCE

TASK FORCE は、空気、脚およびエンジンより機体に働く力とモーメントの総和を機体軸系に関して計算する。

$$X = X_A + X_G + X_T \quad (4.8.1)$$

$$Y = Y_A + Y_G \quad (4.8.2)$$

$$Z = Z_A + Z_G + Z_T \quad (4.8.3)$$

$$L = L_A + L_G \quad (4.8.4)$$

$$M = M_A + M_G \quad (4.8.5)$$

$$N = N_A + N_G \quad (4.8.6)$$

4.9 TASK TRIM:SET

TASK TRIM:SET は、(i)初期値の設定および(ii)釣合値計算を行う。

(i) 初期値の設定

初期値とは、

- 1) 飛行条件—対気真速度，飛行径路角
- 2) 初期位置— x_0, y_0, h_0
- 3) 機体形態—フラップ角，スポイラー角

の3種7箇のデータである。FSPK-Iでは、これらの初期値を、カード・リーダもしくは、コクピットのいずれからでも入力することができる。

(ii) 釣合値計算

機体を与えられた飛行条件と機体形態で初期位置に釣合せるのに定めるべき変数は、

- 1) U_0 —機体軸 x 方向の機体速度成分
- 2) W_0 —機体軸 y 方向の機体速度成分
- 3) θ_0 —姿勢角
- 4) δ_{th_0} —スロットル・レバー位置
- 5) δ_{e_0} —昇降舵角または、
 δ_{H_0} —水平安定板角

の合計5箇である。

FSPK-Iでは、飛行シミュレーション試験を空中、地上いずれからでも開始できる。飛行条件としての対気速度を30 kt未満にすると、機体初期位置を地上に置く。地上釣合の場合には、 U_0 を与えられた対気真速度とし、他は全て零とする。空中釣合の場合の釣合値を求めるフロー・チャートを図4.7に示す。

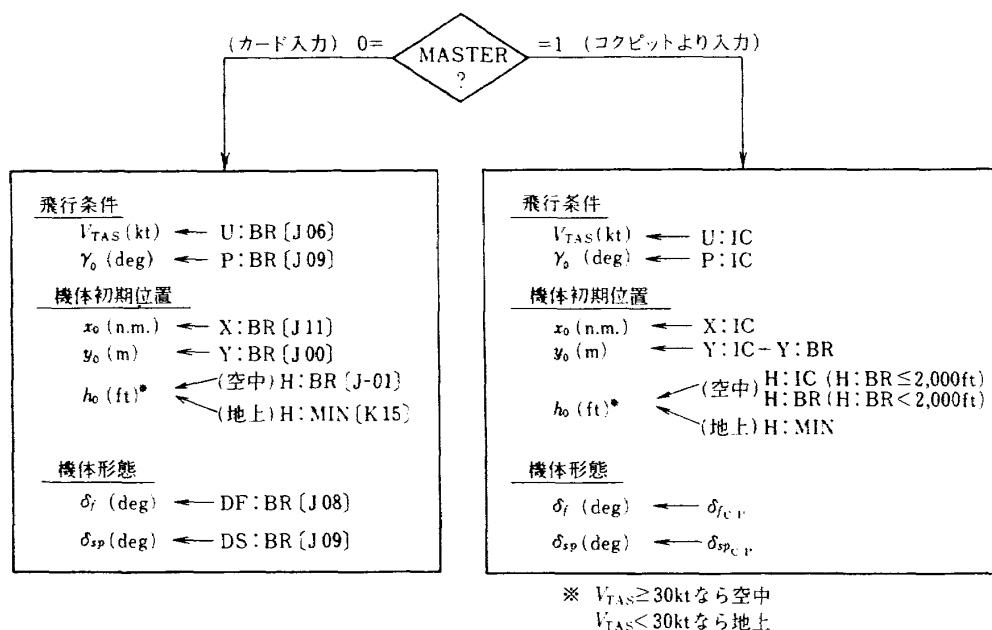


図 4.6 初期値の入力

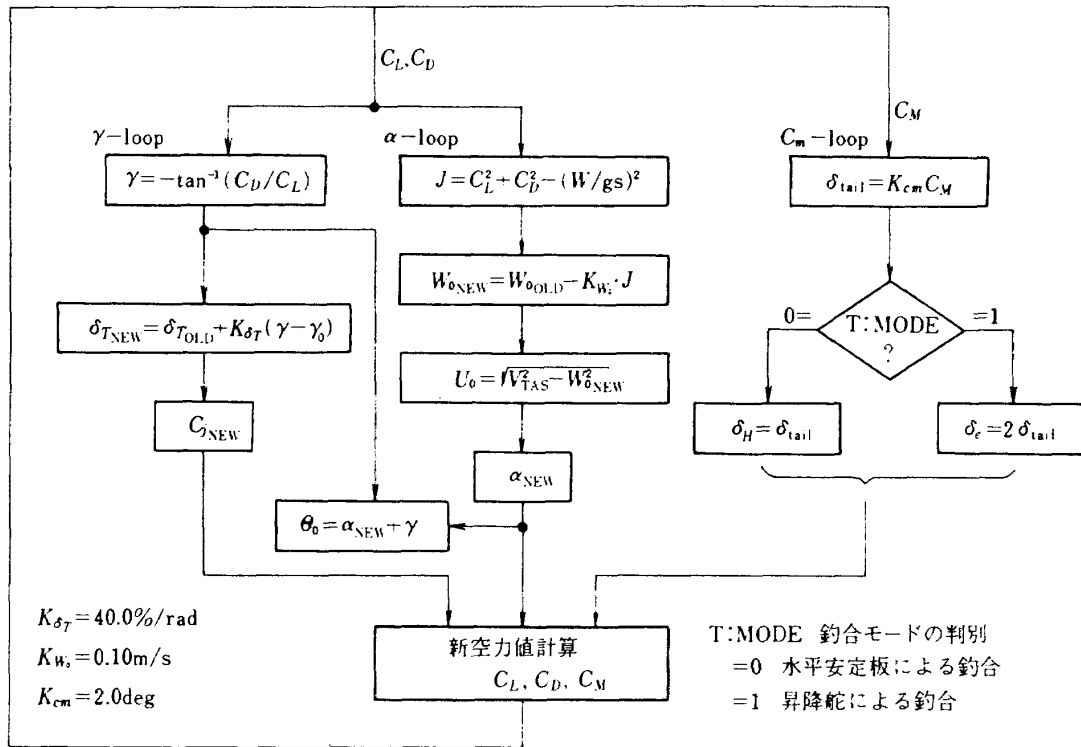


図 4.7 釣合計算のフロー・チャート

4.10 TASK WIND

TASK WIND は、機体軸座標系での風の 6 成分および地球軸座標系での風の 3 成分を算出する。

(i) 擾乱モデル

大気擾乱は、白色ノイズを Dryden フィルターに通して得ている。

$$T_{u_g}(s) = \sigma_u \sqrt{\frac{2L_u}{\pi V_{TAS}}} \cdot \frac{1}{1 + \frac{L_u}{V_{TAS}} s} \quad (4.10.1)$$

$$T_{v_g}(s) = \sigma_v \sqrt{\frac{L_v}{\pi V_{TAS}}} \cdot \frac{1 + \frac{\sqrt{3} L_v}{V_{TAS}} s}{\left(1 + \frac{L_v}{V_{TAS}} S\right)^2} \quad (4.10.2)$$

$$T_{w_g}(s) = \sigma_w \sqrt{\frac{L_w}{\pi V_{TAS}}} \cdot \frac{1 + \frac{\sqrt{3} L_w}{V_{TAS}} s}{\left(1 + \frac{L_w}{V_{TAS}} S\right)^2} \quad (4.10.3)$$

$$T_{p_g}(s) = \sigma_w \sqrt{\frac{1}{L_w V_{TAS}}} \cdot \frac{\sqrt{0.8 \left(\frac{\pi L_w}{4b}\right)^{1/3}}}{1 + \frac{4b}{\pi V_{TAS}} s} \quad (4.10.4)$$

$$T_{q_g}(s) = \frac{1}{V_{TAS}} \frac{s}{1 + \frac{\pi V_{TAS}}{4b} s} \cdot T_{w_g}(s) \quad (4.10.5)$$

$$T_{r_g}(s) = \frac{1}{V_{TAS}} \frac{s}{1 + \frac{\pi V_{TAS}}{3b} S} \cdot T_{v_g}(s) \quad (4.10.6)$$

擾乱発生ブロック図を、図 4.8 に示す。

擾乱の強さは、 σ_u を任意に変更することができ、他の成分の擾乱強さは、Dryden スケールによって定まる。

$$\sigma_u^2 / L_u = \sigma_v^2 / L_v = \sigma_w^2 / L_w \quad (4.10.7)$$

$$h \geq 533.4 \text{ m} \quad L_u = L_v = L_w \quad (4.10.8)$$

$$h < 533.4 \text{ m} \quad \left. \begin{aligned} L_u = L_v = 65.77\sqrt{h} \\ L_w = h \end{aligned} \right\} \quad (4.10.9)$$

(ii) 白色ノイズの発生

上記の擾乱モデルの発生に必要な、白色ノイズは次のようなステップで作り出している。

ステップ 1 合同乗積法によって一様乱数を発生する (0 ~ 36728 の整数)

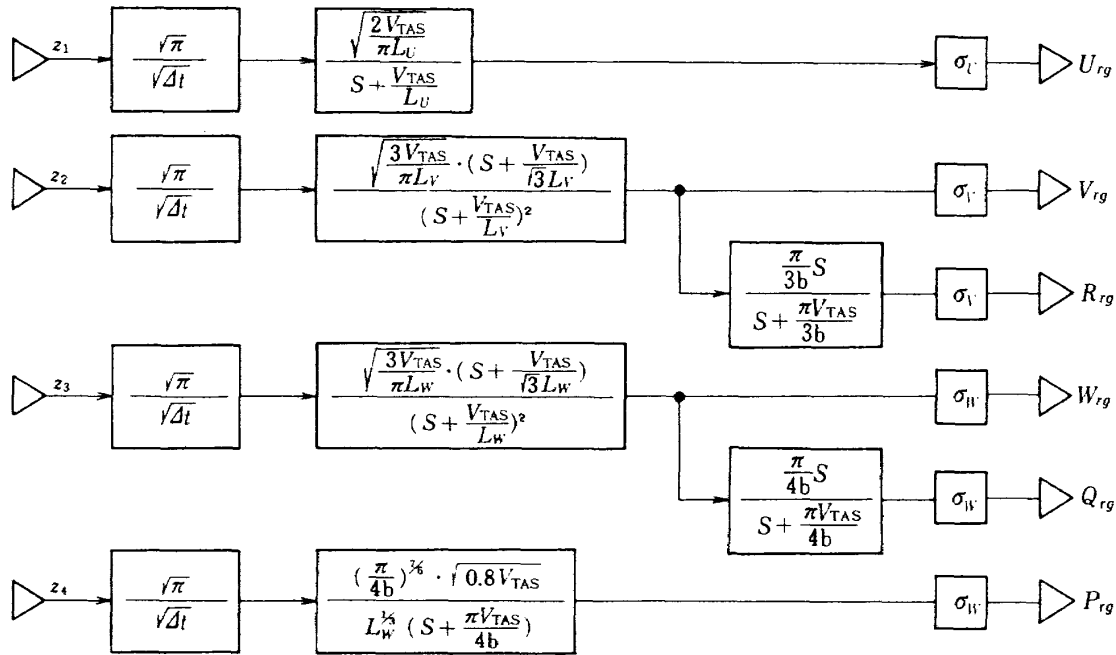


図 4.8 擾乱発生ブロック図

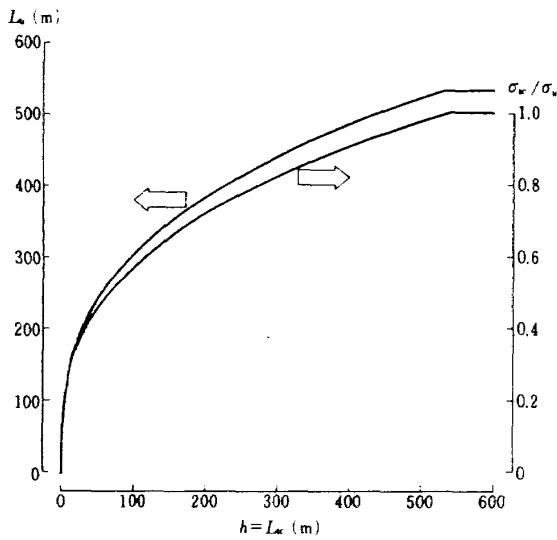


図 4.9 擾乱スケールと擾乱強さ

- ステップ 2** 中心極限定理の適用により、一様乱数を12回加えて正規乱数を得る。
- ステップ 3** 固定小数点演算であるため、標準偏差のは3倍が±1.0になるように修正する。

擾乱モデルにより、前後、左右、上下および横揺れ擾乱の発生のために、互いに独立した4箇の白色ノイズ発生器が必要となる。FSPK-Iでは、一様

乱数発生のための出発値を以下のように定めている。

- 前後擾乱 …………… 7
- 左右擾乱 …………… 5
- 上下擾乱 …………… 3
- 横揺れ擾乱 ……… 1

(iii) 地球軸系での定常風

地球軸系での定常風としては、 x, y, z 方向の3成分 (X_w, Y_w, Z_w) を任意に与えることができる。それらの機体軸系への変換は、下式

$$U_w = X_w \cdot l_1 + Y_w \cdot m_1 + Z_w \cdot n_1 \quad (4.10.10)$$

$$V_w = X_w \cdot l_2 + Y_w \cdot m_2 + Z_w \cdot n_2 \quad (4.10.11)$$

$$W_w = X_w \cdot l_3 + Y_w \cdot m_3 + Z_w \cdot n_3 \quad (4.10.12)$$

(iv) 孤立突風

孤立突風としては、機体軸 x, z 方向のステップ状突風 (U_{dg}, W_{dg}) を入力することができる。

(v) 機体軸系の風の6成分

$$U_g = U_{rg} + U_w + U_{dg} \quad (4.10.13)$$

$$V_g = V_{rg} + V_w \quad (4.10.14)$$

$$W_g = W_{rg} + W_w + W_{dg} \quad (4.10.15)$$

$$P_g = P_{rg} \quad (4.10.16)$$

$$Q_g = Q_{rg} \quad (4.10.17)$$

$$R_g = R_{rg} \quad (4.10.18)$$

(v) 地球軸系の風の 3 成分

$$X_g = U_g \cdot l_1 + V_g \cdot l_2 + W_g \cdot l_3 \quad (4.10.19)$$

$$Y_g = U_g \cdot m_1 + V_g \cdot m_2 + W_g \cdot m_3 \quad (4.10.20)$$

$$Z_g = U_g \cdot n_1 + V_g \cdot n_2 + W_g \cdot n_3 \quad (4.10.21)$$

5. 脚運動計算部

脚運動計算部は、表 3.1 (b) および図 3.2 (b) に示すように 3 箇のタスクから構成される。本章では、脚運動計算部を構成する各タスクの内容を記述する。

FSPK-I に用いられている脚の数学モデルは、グランド・ポーポージング、バウンシング、狭脚巾の横転問題等の検討を可能にするために極力厳密化を期しているが、計算機の能力面から一部簡略化している。

FSPK-I に用いた脚数学モデルの特徴は、

- 1) オレオの挙動を機体運動と独立して計算している。
- 2) オレオおよびタイヤの静荷重は、その非線型性を厳密に考慮している。
- 3) オレオのオリフィス形状（即ち、ダンピング係数）は、その非線型性を厳密に考慮している。
- 4) 1 本の脚柱に 1 車輪とする。ボギー車輪等も 1 車輪で代表する。
- 5) タイヤのダンピングは、無視する。

なお、本章の方程式記述に現われる添字 N, M, L, R は、それぞれ前脚、主脚、左主脚、右主脚を意味する。

5.1 TASK MOTION:G

TASK MOTION:G は、脚の総変位すなわち、オレオ変位とタイヤ変位の総和および車輪のコーナリング角を計算する。

(i) 車輪最下端高度

$$H_{GN} = h_A - l_{xN} \cdot n_1 - l_{zN} \cdot n_3 \quad (5.1.1)$$

$$H_{GL} = h_A - l_{xL} \cdot n_1 - l_{yL} \cdot n_2 - l_{zL} \cdot n_3 \quad (5.1.2)$$

$$H_{GR} = h_A - l_{xR} \cdot n_1 - l_{yR} \cdot n_2 - l_{zR} \cdot n_3 \quad (5.1.3)$$

(ii) 脚の総変位

脚の総変位は、5.1.1 式～5.1.3 式で得られる車輪最下端高度の符号を逆転させたものである。

$$\Delta x_N = -H_{GN} / n_3 \quad (5.1.4)$$

$$\Delta x_L = -H_{GL} / n_3 \quad (5.1.5)$$

$$\Delta x_R = -H_{GR} / n_3 \quad (5.1.6)$$

ただし、 $H_{GN}, H_{GL}, H_{GR} > 0$ すなわち $\Delta x_N, \Delta x_L, \Delta x_R < 0$ の場合は、車輪が空中にあるので、 $\Delta x_N, \Delta x_L, \Delta x_R$ を 0 に置き換える。

(iii) 車輪の対地速度成分

$$U_{GN} = U_{GN}' + V_{GN}' \cdot \gamma_S \quad (5.1.7)$$

$$U_{GL} = U - l_{yL} \cdot R + l_{zL} \cdot Q \quad (5.1.8)$$

$$U_{GR} = U - l_{yR} \cdot R + l_{zR} \cdot Q \quad (5.1.9)$$

$$V_{GN} = V_{GN}' - U_{GN}' \cdot \gamma_S \quad (5.1.10)$$

$$V_{GL} = V + l_{xL} \cdot R - l_{zL} \cdot P \quad (5.1.11)$$

$$V_{GR} = V + l_{xR} \cdot R - l_{zR} \cdot P \quad (5.1.12)$$

$$U_{GN}' = U + l_{zN} \cdot Q \quad (5.1.13)$$

$$V_{GN}' = V - l_{zN} \cdot P + l_{xN} \cdot R \quad (5.1.14)$$

ここで、' を付したのは、ステアリング角が零のときの状態を意味する。車輪の前進速度と横滑り速度の関係を図 5.1 に示す。ステアリング角については、 $\cos \gamma_S \doteq 1, \sin \gamma_S \doteq \gamma_S$ とした。

(iv) 車輪のコーナリング角

$$\phi_{CN} = V_{GN} / U_{GN} \quad (5.1.15)$$

$$\phi_{CL} = V_{GL} / U_{GL} \quad (5.1.16)$$

$$\phi_{CR} = V_{GR} / U_{GR} \quad (5.1.17)$$

コーナリング角の定義を図 5.2 に示す。

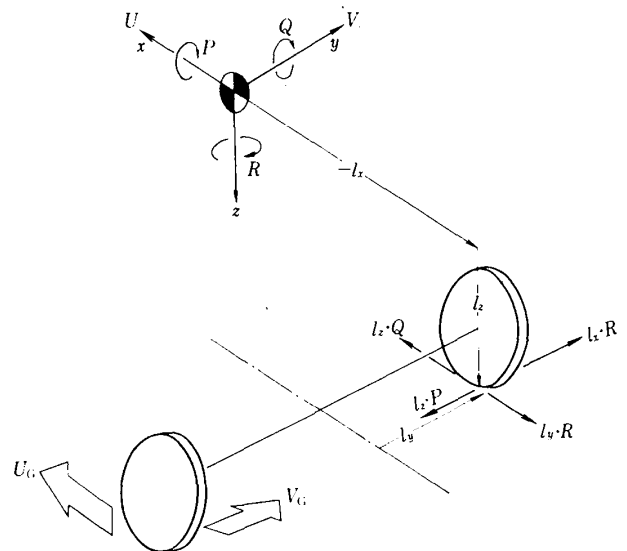


図 5.1 車輪の前進速度と横速度

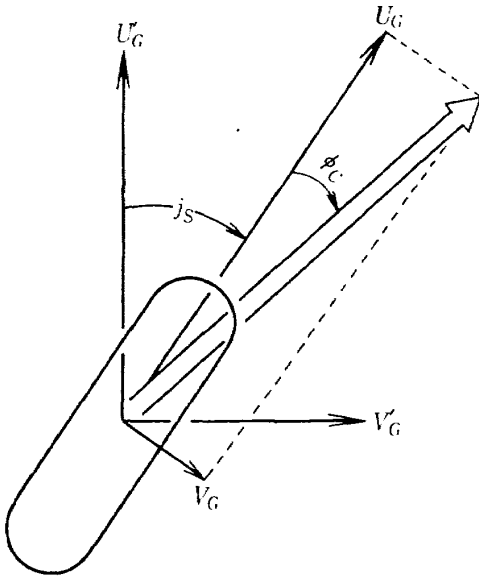


図 5.2 コーナリング角の定義

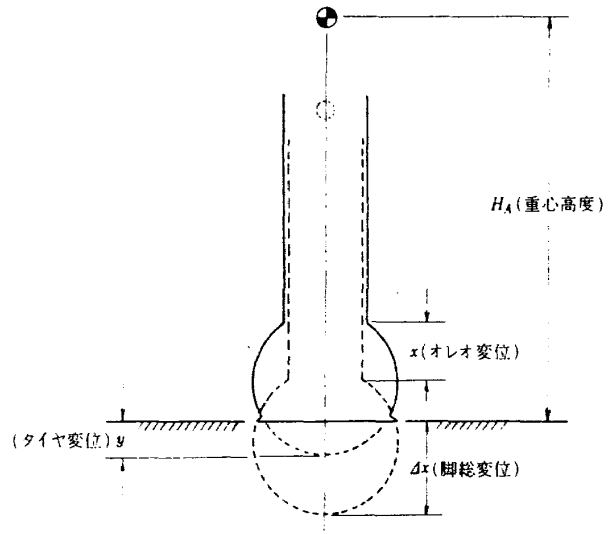


図 5.3 脚, タイヤ, オレオの変位

5.2 TASK OLEOTIRE

TASK OLEOTIRE は、オレオ挙動の運動方程式を解き、オレオ変位を計算するとともに、タイヤ変位、オレオ反力およびタイヤ反力を計算する。脚総変位とオレオ変位およびタイヤ変位の関係を図 5.3 に、オレオ運動計算のフロー・チャートを図 5.4 に示す。

(i) タイヤ変位

$$y_N = \Delta x_N - x_N \quad (5.2.1)$$

$$y_L = \Delta x_L - x_L \quad (5.2.2)$$

$$y_R = \Delta x_R - x_R \quad (5.2.3)$$

(ii) タイヤの静的反力

$$F_{VN} = f(y_N) \quad (5.2.4)$$

$$F_{VL} = f(y_L) \quad (5.2.5)$$

$$F_{VR} = f(y_R) \quad (5.2.6)$$

(iii) オレオの静的反力

$$F_{SN} = f(x_N) \quad (5.2.7)$$

$$F_{SL} = f(x_L) \quad (5.2.8)$$

$$F_{SR} = f(x_R) \quad (5.2.9)$$

(iv) オレオのダンピング係数

オレオのダンピング係数は、オリフィス形状によって定まる速度自乗型の係数である。

オレオ収縮場合 ($F_V \geq F_S$)

$$\mu_{1N} = f(x_N) \quad (5.2.10)$$

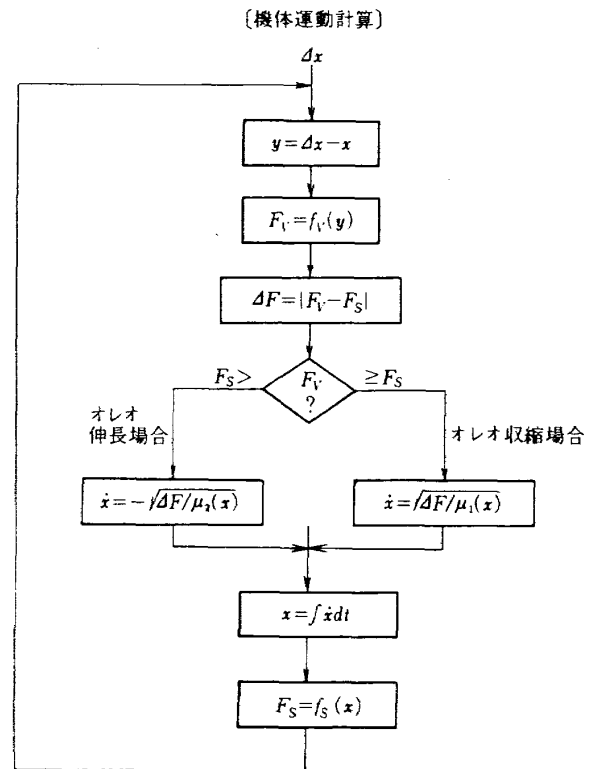


図 5.4 オレオ挙動の計算ループ

$$\mu_{1L} = f(x_L) \quad (5.2.11)$$

$$\mu_{1R} = f(x_R) \quad (5.2.12)$$

オレオ伸長場合 ($F_V < F_S$)

$$\mu_{2N} = f(x_N) \quad (5.2.13)$$

$$\mu_{2L} = f(x_L) \quad (5.2.14)$$

$$\mu_{2R} = f(x_R) \quad (5.2.15)$$

(V) オレオの運動方程式

オレオ収縮場合 ($F_V \geq F_S$)

$$\dot{x}_N = \sqrt{(F_{VN} - F_{SN}) / \mu_{1N}} \quad (5.2.16)$$

$$\dot{x}_L = \sqrt{(F_{VL} - F_{SL}) / \mu_{1L}} \quad (5.2.17)$$

$$\dot{x}_R = \sqrt{(F_{VR} - F_{SR}) / \mu_{1R}} \quad (5.2.18)$$

オレオ伸長場合 ($F_V < F_S$)

$$\dot{x}_N = -\sqrt{(F_{SN} - F_{VN}) / \mu_{2N}} \quad (5.2.19)$$

$$\dot{x}_L = -\sqrt{(F_{SL} - F_{VL}) / \mu_{2L}} \quad (5.2.20)$$

$$\dot{x}_R = -\sqrt{(F_{SR} - F_{VR}) / \mu_{2R}} \quad (5.2.21)$$

5.3 TASK GEAR

TASK GEARは、機体に働く脚の力およびモーメントを計算する。

(i) 地球軸系脚反力

$$R_{X_N} = -F_{V_N} \cdot n_1 + \mu_0 \cdot R_{Z_N} \quad (5.3.1)$$

$$R_{Y_N} = -F_{V_N} \cdot n_2 + \mu_N \cdot R_{Z_N} \quad (5.3.2)$$

$$R_{Z_N} = -F_{V_N} \cdot n_3 \quad (5.3.3)$$

$$R_{X_L} = -F_{V_L} \cdot n_1 + (\mu_0 + C_{BL}) \cdot R_{Z_L} \quad (5.3.4)$$

$$R_{Y_L} = -F_{V_L} \cdot n_2 + \mu_L \cdot R_{Z_L} \quad (5.3.5)$$

$$R_{Z_L} = -F_{V_L} \cdot n_3 \quad (5.3.6)$$

$$R_{X_R} = -F_{V_R} \cdot n_1 + (\mu_0 + C_{BR}) \cdot R_{Z_R} \quad (5.3.7)$$

$$R_{Y_R} = -F_{V_R} \cdot n_2 + \mu_R \cdot R_{Z_R} \quad (5.3.8)$$

$$R_{Z_R} = -F_{V_R} \cdot n_3 \quad (5.3.9)$$

(ii) タイヤの横滑り摩擦係数

$$\mu_N = f(\phi_{CN}) \quad (5.3.10)$$

$$\mu_L = f(\phi_{CL}) \quad (5.3.11)$$

$$\mu_R = f(\phi_{CR}) \quad (5.3.12)$$

タイヤの横滑り摩擦係数は、一般にコーナリング角の関数として定まるので、上式に依っており、FSPK-I に組込まれた関数値を図 5.5 に示す。

(iii) 機体軸系脚反力

$$X_{G_N} = R_{X_N} \cdot \cos \theta + R_{Y_N} \cdot \sin \theta \sin \phi + R_{Z_N} \cdot \sin \theta \cos \phi \quad (5.3.13)$$

$$Y_{G_N} = R_{Y_N} \cdot \cos \phi - R_{Z_N} \cdot \sin \phi \quad (5.3.14)$$

$$Z_{G_N} = R_{X_N} \cdot n_1 + R_{Y_N} \cdot n_2 + R_{Z_N} \cdot n_3 \quad (5.3.15)$$

$$X_{G_L} = R_{X_L} \cdot \cos \theta + R_{Y_L} \cdot \sin \theta \sin \phi + R_{Z_L} \cdot \sin \theta \cos \phi \quad (5.3.16)$$

$$Y_{G_L} = R_{Y_L} \cdot \cos \phi - R_{Z_L} \cdot \sin \phi \quad (5.3.17)$$

$$Z_{G_L} = R_{X_L} \cdot n_1 + R_{Y_L} \cdot n_2 + R_{Z_L} \cdot n_3 \quad (5.3.18)$$

$$X_{G_R} = R_{X_R} \cdot \cos \theta + R_{Y_R} \cdot \sin \theta \sin \phi + R_{Z_R} \cdot \sin \theta \cos \phi \quad (5.3.19)$$

$$Y_{G_R} = R_{Y_R} \cdot \cos \phi - R_{Z_R} \cdot \sin \phi \quad (5.3.20)$$

$$Z_{G_R} = R_{X_R} \cdot n_1 + R_{Y_R} \cdot n_2 + R_{Z_R} \cdot n_3 \quad (5.3.21)$$

(iv) 機体軸系脚モーメント

$$L_{G_N} = -l_{z_N} \cdot Y_{G_N} \quad (5.3.22)$$

$$M_{G_N} = l_{z_N} \cdot X_{G_N} - l_{x_N} \cdot Z_{G_N} \quad (5.3.23)$$

$$N_{G_N} = l_{x_N} \cdot Y_{G_N} \quad (5.3.24)$$

$$L_{G_L} = l_{y_L} \cdot Z_{G_L} - l_{z_L} \cdot Y_{G_L} \quad (5.3.25)$$

$$M_{G_L} = l_{z_L} \cdot X_{G_L} - l_{x_L} \cdot Z_{G_L} \quad (5.3.26)$$

$$N_{G_L} = l_{x_L} \cdot Y_{G_L} - l_{y_L} \cdot X_{G_L} \quad (5.3.27)$$

$$L_{G_R} = l_{y_R} \cdot Z_{G_R} - l_{z_R} \cdot Y_{G_R} \quad (5.3.28)$$

$$M_{G_R} = l_{z_R} \cdot X_{G_R} - l_{x_R} \cdot Z_{G_R} \quad (5.3.29)$$

$$N_{G_R} = l_{x_R} \cdot Y_{G_R} - l_{y_R} \cdot X_{G_R} \quad (5.3.30)$$

(v) 脚の合力, 合モーメント

$$X_G = X_{G_N} + X_{G_L} + X_{G_R} \quad (5.3.31)$$

$$Y_G = Y_{G_N} + Y_{G_L} + Y_{G_R} \quad (5.3.32)$$

$$Z_G = Z_{G_N} + Z_{G_L} + Z_{G_R} \quad (5.3.33)$$

$$L_G = L_{G_N} + L_{G_L} + L_{G_R} \quad (5.3.34)$$

$$M_G = M_{G_N} + M_{G_L} + M_{G_R} \quad (5.3.35)$$

$$N_G = N_{G_N} + N_{G_L} + N_{G_R} \quad (5.3.36)$$

6. 空力モデル部

空力モデル部は、表 3.1 (c) および図 3.2 (c) に示すように 9 箇のタスクから構成される。本章では、空力モデル部を構成する各タスクの内容を記述する。

FSPK-I に用いられている空力モデルの構造は、失速を含む大迎角時の運動、エンジンや自動飛行制御系の故障、強い突風との遭遇等の非線型性の強い

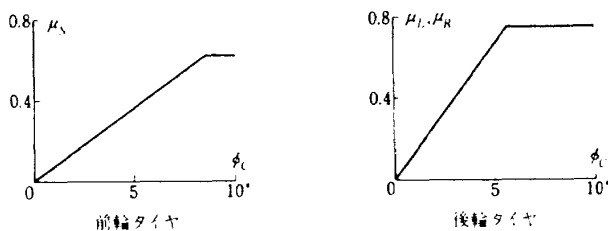


図 5.5 タイヤの横滑り摩擦係数

飛行域のシミュレーションを可能にするため、空力特性の非線型性を極力厳密に反映している。

FSPK-Iの空力モデル構造の特徴は、

- 1) 空力モデル部から発生する変数は、風軸系での6分力無次元係数— $C_L, C_D, C_m, C_Y, C_l, C_n$ —のみである。
- 2) 6分力係数は、表6.1に示す7個の機体各部の空力係数の総和として算出される。
- 3) 大部分の空力データ構造は、関数テーブル方式を採用し、厳密な非線型性の反映を可能にしている。

関数テーブルは、以下の変数のいずれかよりなる関数である。

- M : マッハ数
- C_j : グロス推力係数
- α : 迎角 (deg)
- β : 横滑り角 (deg)
- α_H : 水平尾翼迎角 (deg)
- α_V : 垂直尾翼迎角 (deg)
- δ_f : フラップ角 (deg)
- δ_{SP} : スポイラー角 (deg)
- δ_e : 昇降舵角 (deg)
- δ_a : 補助翼角 (deg)
- δ_r : 方向舵角 (deg)

なお、テーブル内の補間は、全て直線補間であり、テーブル限界値で頭打ちとなる。

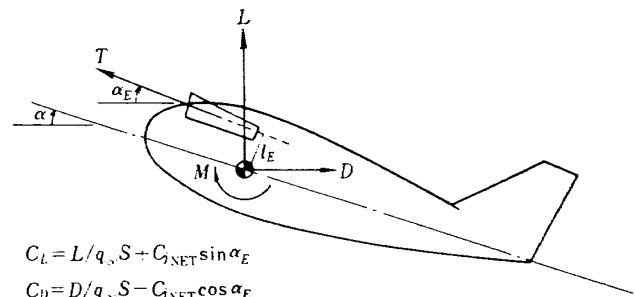
- 4) 推力は、地上滑走時の極低速域を除いては、独

立した外力として扱わず、空力係数の中に含み、グロス推力係数をパラメータとして表わす(図6.1)。

- 5) 水平尾翼と垂直尾翼の寄与分は、尾翼に達する流れを計算することによって、独立して算出する。従って、水平尾翼については、吹降し角と水平尾翼基準の揚抗特性データを、垂直尾翼については、サイド・ウォッシュ角と垂直尾翼基準の揚抗特性データを用意することによって、動的効果の非線型性も充分反映することができる。尾翼位置に於ける吹降し角もしくはサイド・ウォッシュ角算出の概念図を図6.2に示す。

- 6) エンジン故障による特性は、エンジン故障遷移係数の採用によって、過渡状態を含めた計算を可能にしている(図6.3)。

なお、本章中のマッハ数効果補正式中に表われる、



$$C_L = L/q_\infty S + C_{NET} \sin \alpha_E$$

$$C_D = D/q_\infty S - C_{NET} \cos \alpha_E$$

$$C_m = M/q_\infty S \bar{c} - C_{NET} (l_E/\bar{c})$$

$$C_{NET} = T/q_\infty S = f(C_j)$$

図6.1 縦3分力係数の定義

表6.1 空力モデル部で算出される空力係数一覧

	C_L	C_D	C_m	ϵ	C_Y	C_l	C_n	発生するタスクの名称
静的翼胴寄与分	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	WINGBODY
動的翼胴寄与分	✓		✓		✓	✓	✓	AERO:DYN
水平尾翼寄与分	✓	✓	✓					HTAIL
垂直尾翼寄与分		✓			✓	✓	✓	VTAIL
スポイラー寄与分	✓	✓	✓		✓	✓	✓	SPOILER
補助翼寄与分		✓			✓	✓	✓	AILERON
地面効果寄与分	✓	✓	✓	✓				GROUND

注：座標系は全て機体基準点を原点とする風軸系である。

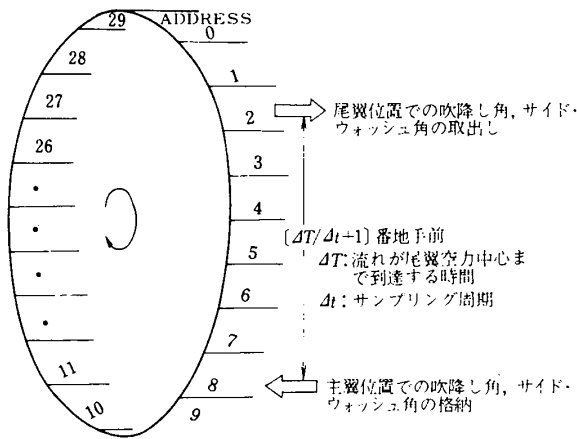
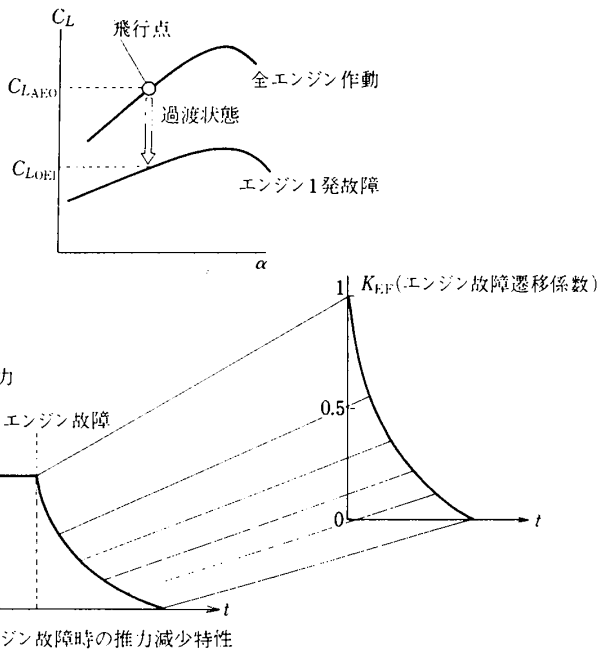


図 6.2 尾翼位置での吹降し角, サイド・ウォッシュ角算出の概念図



$$C_L = C_{L_{AEO}} - (1 - K_{EF})(C_{L_{OEI}} - C_{L_{AEO}})$$

図 6.3 エンジン故障時の空力値の遷移 (揚力係数の例)

添字, $M=0$ は, マッハ数効果を考慮していない値であり, 添字, M は, マッハ数効果を考慮した値である。またマッハ数効果補正係数 $\Delta K(\)_M$, $\Delta(\)_M$ は, 全てマッハ数の関数である。

6.1 TASK AERO:LNG

TASK AERO:LNG は, 機体基準点を原点とする基準風軸系で得られた機体各部の縦3分力空力係

数を合算し, 機体重心を原点とする風軸系に変換するとともに, 翼胴寄与分と地面効果分の吹降し角を合算する。

(i) 縦3分力空力係数の合算と重心位置による補正

$$C_L = \Delta C_{L_{WB}} + \Delta C_{L_{DYN}} + \Delta C_{L_H} + \Delta C_{L_{SP}} + \Delta C_{L_{GE}} + [\Delta C_L] \quad (6.1.1)$$

$$C_D = \Delta C_{D_{WB}} + \Delta C_{D_H} + \Delta C_{D_V} + \Delta C_{D_{SP}} + \Delta C_{D_{AIL}} + \Delta C_{D_{GE}} + [\Delta C_D] \quad (6.1.2)$$

$$C_m = \Delta C_{m_{WB}} + \Delta C_{m_{DYN}} + \Delta C_{m_H} + \Delta C_{m_{SP}} + \Delta C_{m_{GE}} + [\Delta C_m] + \Delta C_{m_{cg}} \quad (6.1.3)$$

ピッチング・モーメント係数の式 (6.1.3) の最終項は, 重心位置による補正項で, 次式で表わされる。

$$\Delta C_{m_{cg}} = C_L(x_{cg} \cos \alpha_A + z_{cg} \sin \alpha_A) / \bar{c} - C_D(z_{cg} \cos \alpha_A - x_{cg} \sin \alpha_A) / \bar{c} \quad (6.1.4)$$

(ii) 吹降し角の合算

$$\varepsilon = \Delta \varepsilon_{WB} + \Delta \varepsilon_{GE} \quad (6.1.5)$$

なお, FSPK-I の使用者が任意に作成したタスクより発生する空力係数の合算が可能になっている。上式中の $[\Delta C_L]$, $[\Delta C_D]$, $[\Delta C_m]$ がそれに相当する。

6.2 TASK AERO:LTD

TASK AERO:LTD は, 機体基準点を原点とする基準風軸系で得られた機体各部の横・方向3分力空力係数を合算し, 機体重心を原点とする風軸系に変換する。

$$C_Y = \Delta C_{Y_{WB}} + \Delta C_{Y_{DYN}} + \Delta C_{Y_V} + \Delta C_{Y_{SP}} + \Delta C_{Y_{AIL}} + [\Delta C_Y] \quad (6.2.1)$$

$$C_l = \Delta C_{l_{WB}} + \Delta C_{l_{DYN}} + \Delta C_{l_V} + \Delta C_{l_{SP}} + \Delta C_{l_{AIL}} + [\Delta C_l] + \Delta C_{l_{cg}} \quad (6.2.2)$$

$$C_n = \Delta C_{n_{WB}} + \Delta C_{n_{DYN}} + \Delta C_{n_V} + \Delta C_{n_{SP}} + \Delta C_{n_{AIL}} + [\Delta C_n] + \Delta C_{n_{cg}} \quad (6.2.3)$$

(6.2.2) および (6.2.3) 式の最終項は, 重心位置による補正項で, 次式で表わされる。

$$\Delta C_{l_{cg}} = -C_y \cdot (z_{cg} \cdot \cos \alpha_A - x_{cg} \sin \alpha_A) / b \quad (6.2.4)$$

$$\Delta C_{n_{cg}} = C_y \cdot (x_{cg} \cdot \cos \alpha_A + z_{cg} \sin \alpha_A) / b \quad (6.2.5)$$

なお, FSPK-I の使用者が任意に作成したタスクより発生する空力係数の合算が可能になっている。

上式中の $[\Delta C_Y]$, $[\Delta C_l]$, $[\Delta C_n]$ がそれに相当する。

6.3 TASK WINGBODY

TASK WINGBODYは、6分力係数への翼胴寄与分、吹降し角、サイド・ウオッシュ角および最大迎角を算出する。座標系は、機体基準点を原点とした風軸系である。

(i) 6分力係数

$$\Delta C_{LWB} = f(\delta_f, C_j, \alpha) \quad (6.3.1)$$

$$\Delta C_{DWB} = f(\delta_f, C_j, \alpha) \quad (6.3.2)$$

$$\Delta C_{mWB} = f(\delta_f, C_j, \alpha) \quad (6.3.3)$$

$$\Delta C_{YWB} = f(\delta_f, C_j, \alpha, \beta) \quad (6.3.4)$$

$$\Delta C_{lWB} = f(\delta_f, C_j, \alpha, \beta) \quad (6.3.5)$$

$$\Delta C_{nWB} = f(\delta_f, C_j, \alpha, \beta) \quad (6.3.6)$$

なお、マッハ数効果の補正は、フラップ上げ形態にのみ施している。

$$\Delta C_{LWB, M} = \{1 + \Delta K(C_L)_M\} \cdot \Delta C_{LWB, M=0} + \Delta(C_L)_M \quad (6.3.7)$$

$$\Delta C_{DWB, M} = \Delta C_{DWB, M=0} + \Delta(C_D)_M \quad (6.3.8)$$

$$\Delta C_{mWB, M} = \Delta C_{mWB, M=0} + \Delta K(C_m)_M \cdot \alpha + \Delta(C_m)_M \quad (6.3.9)$$

$$\Delta C_{YWB, M} = \{1 + \Delta K(C_Y)_M\} \cdot \Delta C_{YWB, M=0} \quad (6.3.10)$$

$$\Delta C_{lWB, M} = \{1 + \Delta K(C_l)_M\} \cdot \Delta C_{lWB, M=0} \quad (6.3.11)$$

$$\Delta C_{nWB, M} = \{1 + \Delta K(C_n)_M\} \cdot \Delta C_{nWB, M=0} \quad (6.3.12)$$

(ii) 吹降し角, サイド・ウオッシュ角, 最大迎角

$$\Delta \epsilon_{WB} = f(\delta_f, C_j, \alpha) \quad (6.3.13)$$

$$\sigma = (\partial \sigma / \partial \beta) \cdot \beta_A + \Delta \sigma_j \quad (6.3.14)$$

$$\partial \sigma / \partial \beta = f(\delta_f, C_{jAEO}) \quad (6.3.15)$$

$$\Delta \sigma_j = f(\delta_f, C_{jAEO}) \quad (6.3.16)$$

$$\alpha_{\max} = f(\delta_f, C_{jAEO}) \quad (6.3.17)$$

(iii) エンジン故障時の空力値

エンジン全作動時からエンジン故障時への遷移は、エンジン故障によって生ずる推力減に対応したエンジン故障遷移係数を用いて空力値を移行させる。エンジン故障遷移係数とは、エンジン全作動時に1で、故障したエンジンが推力を失った状態を0とし、その間を、エンジンの推力減少特性に対応させたものである(図6.3参照)。

$$C = C_{AEO} + (1 - K_{EF})(C_{OEI} - C_{AEO})$$

ここに、 C : 空力値

C_{AEO} : エンジン全作動时空力値

C_{OEI} : エンジン故障时空力値

K_{EF} : エンジン故障遷移係数

FSPK-Iで、エンジン故障によって空力値遷移を行う翼胴寄与分は、6分力係数と最大迎角およびサイド・ウオッシュ角である。エンジン故障時の空力データは、全て右側エンジン停止時のデータが用意されていないなければならない。

6.4 TASK AERO:DYN

TASK AERO:DYNは、空力係数(C_L, C_m, C_Y, C_l, C_n)への動的翼胴寄与分を算出する。座標系は、機体基準点を原点とした風軸系である。

(i) 縦動安定微係数

$$C_{LqWB} = f(M) \quad (6.4.1)$$

$$C_{L\dot{\alpha}WB} = f(M) \quad (6.4.2)$$

$$C_{mqWB} = f(M) \quad (6.4.3)$$

$$C_{m\dot{\alpha}WB} = f(M) \quad (6.4.4)$$

(ii) 横・方向動安定微係数

$$C_{YpWB} = f(\delta_f, C_j, \alpha) \quad (6.4.5)$$

$$C_{lpWB} = f(\delta_f, C_j, \alpha) \quad (6.4.6)$$

$$C_{nrWB} = f(\delta_f, C_j, \alpha) \quad (6.4.7)$$

$$C_{YrWB} = f(\delta_f, C_j, \alpha) \quad (6.4.8)$$

$$C_{lrWB} = f(\delta_f, C_j, \alpha) \quad (6.4.9)$$

$$C_{nrWB} = f(\delta_f, C_j, \alpha) \quad (6.4.10)$$

なお、マッハ数効果の補正は、フラップ上げ形態にのみ施している。

$$C_{YpWB, M} = \{1 + \Delta K(C_{Yp})_M\} \cdot \Delta C_{YpWB, M=0} \quad (6.4.11)$$

$$C_{lpWB, M} = \{1 + \Delta K(C_{lp})_M\} \cdot \Delta C_{lpWB, M=0} \quad (6.4.12)$$

$$C_{nrWB, M} = \{1 + \Delta K(C_{nr})_M\} \cdot \Delta C_{nrWB, M=0} \quad (6.4.13)$$

$$C_{YrWB, M} = \{1 + \Delta K(C_{Yr})_M\} \cdot \Delta C_{YrWB, M=0} \quad (6.4.14)$$

$$C_{lrWB, M} = \{1 + \Delta K(C_{lr})_M\} \cdot \Delta C_{lrWB, M=0} \quad (6.4.15)$$

$$C_{nrWB, M} = \{1 + \Delta K(C_{nr})_M\} \cdot \Delta C_{nrWB, M=0} \quad (6.4.16)$$

(ii) 縦空力係数

$$\Delta C_{L_{DYN}} = C_{Lq_{WB}} \cdot \hat{Q} + C_{L\dot{\alpha}_{WB}} \cdot \hat{\alpha} \quad (6.4.17)$$

$$\Delta C_{m_{DYN}} = C_{mq_{WB}} \cdot \hat{Q} + C_{m\dot{\alpha}_{WB}} \cdot \hat{\alpha} \quad (6.4.18)$$

(iii) 横・方向空力係数

$$\Delta C_{Y_{DYN}} = C_{Yp_{WB}} \cdot \hat{P} + C_{Yr_{WB}} \cdot \hat{R} \quad (6.4.19)$$

$$\Delta C_{l_{DYN}} = C_{lp_{WB}} \cdot \hat{P} + C_{lr_{WB}} \cdot \hat{R} \quad (6.4.20)$$

$$\Delta C_{n_{DYN}} = C_{np_{WB}} \cdot \hat{P} + C_{nr_{WB}} \cdot \hat{R} \quad (6.4.21)$$

6.5 TASK HTAIL

TASK HTAILは、水平尾翼基準で表わされた水平尾翼特性を用いて、全機基準に於ける縦3分力係

数への水平尾翼寄与分を算出する。

なお、水平尾翼位置での吹降し角算出の方法は、

図 6.2 に示す。

(i) 水平尾翼迎角

$$\alpha_H = \delta_H + \alpha_A - \epsilon_H + \tan^{-1}(x_{H_a} \cdot Q_a / V_{TAS}) + \Delta \alpha_H \quad (6.5.1)$$

$$x_{H_a} = x_H \cdot \cos(\Omega_H - \alpha_A) / \cos \Omega_H \quad (6.5.2)$$

$$z_{H_a} = x_H \cdot \sin(\Omega_H - \alpha_A) / \cos \Omega_H \quad (6.5.3)$$

$$\Omega_H = \tan^{-1}(z_H / x_H) \quad (6.5.4)$$

$$\Delta T_H = x_{H_a} / V_{TAS} \quad (6.5.5)$$

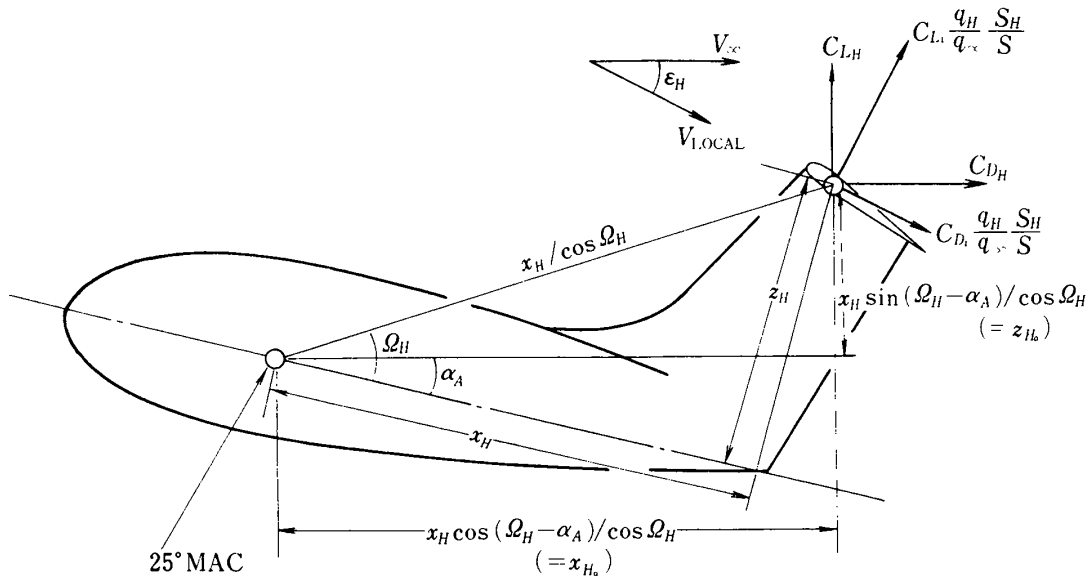


図 6.4 水平尾翼関係諸数値

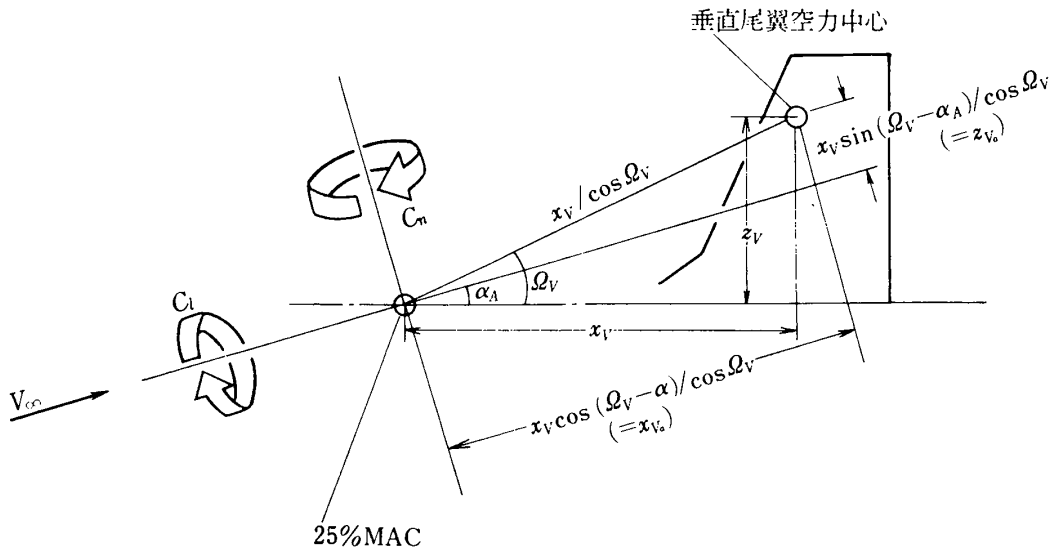
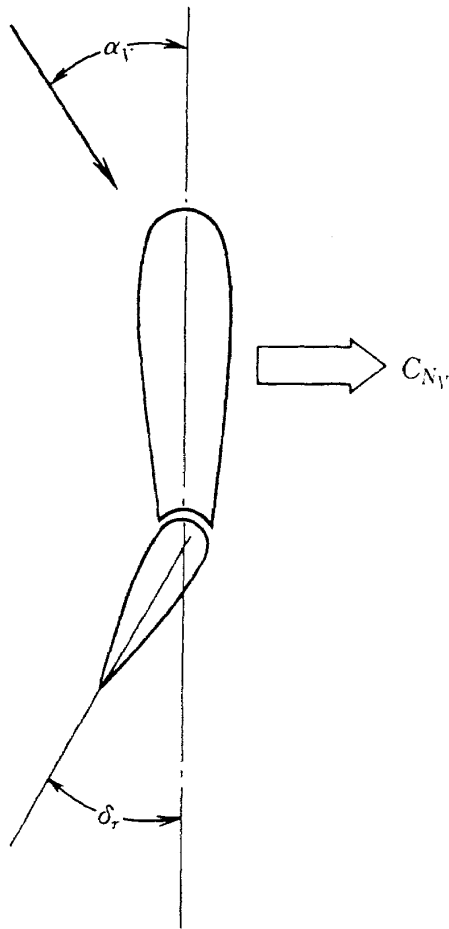


図 6.5 垂直尾翼関係諸数値


 図 6.6 α_V と C_{NV} の定義

(ii) 尾翼基準での揚抗特性

$$C_{L_t} = f(\delta_e, \alpha_H) \quad (6.5.6)$$

$$C_{D_t} = C_{D_0} + [1/\pi A_H e_H] \cdot C_{L_t}^2 \quad (6.5.7)$$

$$C_{D_0} = f(\delta_e) \quad (6.5.8)$$

$$[1/\pi A_H e_H] = f(\delta_e) \quad (6.5.9)$$

(iii) 揚力特性のマッハ数効果特性

$$C_{L_t, M} = \{1 + \Delta K(C_{LELV})_M\} \cdot \{C_{L_t, M=0}\}_{\delta_e = \delta_e} - C_{L_t, M=0}\}_{\delta_e = 0} + \{1 + \Delta K(C_{LH})_M\} \cdot C_{L_t, M=0}\}_{\delta_e = 0} \quad (6.5.10)$$

(iv) 全機基準への換算

$$\Delta C_{LH} = (C_{L_t} \cos \varepsilon_H - C_{D_t} \sin \varepsilon_H) q_H S_H / q_\infty S \quad (6.5.11)$$

$$\Delta C_{DH} = (C_{D_t} \cos \varepsilon_H + C_{L_t} \sin \varepsilon_H) q_H S_H / q_\infty S \quad (6.5.12)$$

$$\Delta C_{mH} = (\Delta C_{DH} z_{H_a} - \Delta C_{LH} x_{H_a}) / \bar{c} \quad (6.5.13)$$

$$q_H / q_\infty = f(\delta_f, C_j, \alpha) \quad (6.5.14)$$

6.6 TASK VTAIL

TASK VTAILは、垂直尾翼基準で表わされた垂直尾翼特性 — 揚力および抗力特性 — を用いて、全機基準に於ける抗力係数と、横・方向3分力係数への垂直尾翼寄与分を算出する。

なお、垂直尾翼位置でのサイド・ウオッシュ角算出の方法は、図6.2に示す。

(i) 垂直尾翼迎角

$$\alpha_V = -\beta_A + \alpha_V + \tan^{-1}(x_{V_a} \cdot R_a / V_{TAS}) - \tan^{-1}\{(z_{V_a} - z_{V_c}) \cdot P_a / V_{TAS}\} - \Delta\beta_V$$

$$x_{V_a} = x_V \cdot \cos(\Omega_V - \alpha_A) / \cos \Omega_V \quad (6.6.1)$$

$$z_{V_a} = z_V \cdot \sin(\Omega_V - \alpha_A) / \cos \Omega_V \quad (6.6.2)$$

$$\Omega_V = \tan^{-1}(z_V / x_V) \quad (6.6.3)$$

$$\Delta T_V = x_{V_a} / V_{TAS} \quad (6.6.4)$$

$$z_{V_c} = f(\delta_f, \beta) \quad (6.6.5)$$

$$(6.6.6)$$

(ii) 垂直力特性およびそのマッハ数効果修正

$$\delta_r \geq 0 \quad C_{NV} = f(\delta_r, \alpha_V) \quad (6.6.7)$$

$$\delta_r < 0 \quad C_{NV} = -f(-\delta_r, -\alpha_V) \quad (6.6.8)$$

$$C_{NV, M} = \{1 + \Delta K(C_{NRUD})_M\} \cdot \{C_{NV, M=0}\}_{\delta_r = \delta_r} - C_{NV, M=0}\}_{\delta_r = 0} \quad (6.6.9)$$

(iii) 横・方向3分力係数

$$\Delta C_{Y_V} = C_{NV} \cdot (q_V / q_\infty) \cdot (S_V / S) \quad (6.6.10)$$

$$\Delta C_{L_V} = \Delta C_{Y_V} \cdot (z_{V_a} / b) \quad (6.6.11)$$

$$\Delta C_{n_V} = -\Delta C_{Y_V} \cdot (x_{V_a} / b) \quad (6.6.12)$$

$$q_V / q_\infty = f(\delta_f, C_{jAEO}, \alpha) \quad (6.6.13)$$

(iv) 抗力係数

$$\Delta C_{D_V} = -C_{x_V} \cdot (q_V / q_\infty) \cdot (S_V / S) \quad (6.6.14)$$

$$C_{x_V} = -\{C_{D_0} + [1/\pi A_V e_V] C_{L_V}^2\} \cos \alpha_V + C_{L_V} \cdot \sin \alpha_V \quad (6.6.15)$$

$$C_{D_0} = f(\delta_r) \quad (6.6.16)$$

$$[1/\pi A_V e_V] = f(\delta_r) \quad (6.6.17)$$

$$C_{L_V} = C_{NV} \cdot \cos \alpha_V \quad (6.6.18)$$

6.7 TASK SPOILER

TASK SPOILERは、6分力係数へのスポイラー寄与分を算出する。座標系は、機体基準点を原点とする風軸系であり、データは、全て左スポイラー舵角に対するデータが用意されていなければならない

い。6分力係数のうち、ローリング・モーメント係数とヨーイング・モーメント係数は、最大迎角を越えると本タスク内で零にされる。

$$\Delta C_{LSP} = f(\delta_f, M, C_{jL}, \alpha, \delta_{SP_L}) + f(\delta_f, M, C_{jR}, \alpha, \delta_{SP_R}) \quad (6.7.1)$$

$$\Delta C_{DSP} = f(\delta_f, M, C_{jL}, \alpha, \delta_{SP_L}) + f(\delta_f, M, C_{jR}, \alpha, \delta_{SP_R}) \quad (6.7.2)$$

$$\Delta C_{mSP} = f(\delta_f, M, C_{jL}, \alpha, \delta_{SP_L}) + f(\delta_f, M, C_{jR}, \alpha, \delta_{SP_R}) \quad (6.7.3)$$

$$\Delta C_{YSP} = f(\delta_f, M, C_{jL}, \alpha, \delta_{SP_L}) - f(\delta_f, M, C_{jR}, \alpha, \delta_{SP_R}) \quad (6.7.4)$$

$$\Delta C_{lSP} = f(\delta_f, M, C_{jL}, \alpha, \delta_{SP_L}) - f(\delta_f, M, C_{jR}, \alpha, \delta_{SP_R}) \quad (6.7.5)$$

$$\Delta C_{nSP} = f(\delta_f, M, C_{jL}, \alpha, \delta_{SP_L}) - f(\delta_f, M, C_{jR}, \alpha, \delta_{SP_R}) \quad (6.7.6)$$

なお、マッハ数効果の補正は、フラップ上げ形態のみ施している。

$$\Delta C_{LSP,M} = \{1 + \Delta K(C_{LSP})_M\} \cdot \Delta C_{LSP,M=0} \quad (6.7.7)$$

$$\Delta C_{DSP,M} = \{1 + \Delta K(C_{DSP})_M\} \cdot \Delta C_{DSP,M=0} \quad (6.7.8)$$

$$\Delta C_{mSP,M} = \{1 + \Delta K(C_{mSP})_M\} \cdot \Delta C_{mSP,M=0} \quad (6.7.9)$$

$$\Delta C_{YSP,M} = \{1 + \Delta K(C_{YSP})_M\} \cdot \Delta C_{YSP,M=0} \quad (6.7.10)$$

$$\Delta C_{lSP,M} = \{1 + \Delta K(C_{lSP})_M\} \cdot \Delta C_{lSP,M=0} \quad (6.7.11)$$

$$\Delta C_{nSP,M} = \{1 + \Delta K(C_{nSP})_M\} \cdot \Delta C_{nSP,M=0} \quad (6.7.12)$$

6.8 TASK AILERON

TASK AILERON は、補助翼特性として、抗力係数と横・方向3分力係数への補助翼寄与分を算出する。座標系は、機体基準点を原点とする風軸系である。

$$\Delta C_{DAIL} = f(C_{jAEO}, \alpha, \delta_a) \quad (6.8.1)$$

$$\Delta C_{YAIL} = f(C_{jAEO}, \alpha, \delta_a) \quad (6.8.2)$$

$$\Delta C_{lAIL} = f(C_{jAEO}, \alpha, \delta_a) \quad (6.8.3)$$

$$\Delta C_{nAIL} = f(C_{jAEO}, \alpha, \delta_a) \quad (6.8.4)$$

なお、マッハ数効果の修正は、横・方向3分力係数に対してのみ施している。

$$\Delta C_{YAIL,M} = \{1 + \Delta K(C_{YAIL})_M\} \cdot \Delta C_{YAIL,M=0} \quad (6.8.5)$$

$$\Delta C_{lAIL,M} = \{1 + \Delta K(C_{lAIL})_M\} \cdot \Delta C_{lAIL,M=0} \quad (6.8.6)$$

$$\Delta C_{nAIL,M} = \{1 + \Delta K(C_{nAIL})_M\} \cdot \Delta C_{nAIL,M=0} \quad (6.8.7)$$

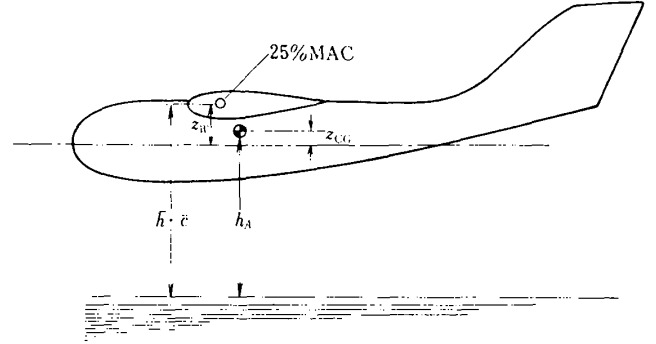


図 6.7 空力平均弦の高さ

6.9 TASK GROUND

TASK GROUND は、吹降し角および縦3分力係数への地面効果寄与分を算出する。座標系は、機体基準点を原点とする風軸系である。

$$\Delta C_{LGE} = f(\bar{h}, C_j, \alpha) \quad (6.9.1)$$

$$\Delta C_{DGE} = f(\bar{h}, C_j, \alpha) \quad (6.9.2)$$

$$\Delta C_{mGE} = f(\bar{h}, C_j, \alpha) \quad (6.9.3)$$

$$\Delta \epsilon_{GE} = f(\bar{h}, C_j, \alpha) \quad (6.9.4)$$

$$\bar{h} = \{h_A + z_w - z_{cg}\} / \bar{c} \quad (6.9.5)$$

7. エンジン・モデル部

エンジン・モデル部は、表 3.1(d) および図 3.2(d) に示すように、2箇のタスクから構成される。本章では、エンジン・モデル部を構成する各タスクの内容を記述する。エンジンの動特性の計算に当っては、一次遅れによる動特性サブルーチン EDYNA が用意されている。

7.1 ENGINE

TASK ENGINE は、エンジン動特性、グロス推力、グロス推力係数およびエンジン故障遷移係数を計算する。

(i) エンジン動特性

$$\delta T_i = G_E(S) \cdot \delta t_{hi}, \quad i = 1 \sim n_e \quad (7.1.1)$$

$$G_E(S) = \frac{1}{1 + \tau_{up} \cdot S} \quad (\text{推力増加場合})$$

$$= \frac{1}{1 + \tau_{down} \cdot S} \quad (\text{推力減少場合})$$

(7.1.2)

(ii) グロス推力

$$F_{G_{max}} = (1 - k_B) \cdot f(M, h) \quad (7.1.3)$$

$$F_{G_i} = F_{G_{max}} \cdot \delta T_i, \quad i = 1 \sim n_e \quad (7.1.4)$$

$$F_G = \sum_{i=1}^{n_e} F_{G_i} \quad (7.1.5)$$

(iii) エンジン故障遷移係数

$$K_{EF} = \delta T_m / \delta th_m \quad (7.1.6)$$

m : 故障エンジン

(iv) グロス推力係数

FSPK-Iでは、グロス推力係数として以下の4種が用いられ、本タスクで算出される。

$$C_{j_i} : \text{一発当りのグロス推力係数} \\ = F_{G_i} / q_\infty \cdot S$$

$$C_{j_L}, C_{j_R} : \text{片翼グロス推力係数} \\ = [\text{片翼グロス推力}] / q_\infty \cdot [\text{片翼面積}]$$

$$C_{j_{AEO}} : \text{一発エンジン故障時の正常側片翼グロス推力係数}$$

$$C_j : \text{総グロス推力係数}$$

$$= \sum_1^{n_e} C_{j_i}$$

7.2 EFORCE

TASK EFORCEは、用意された空力データが記述されているグロス推力係数の最大値 ($C_{j_{max}}$) を上回る極低速域に於いて、機体軸 x_b, y_b 方向のエンジン推力の簡易計算を行う。

$$X_T = (k_T - 1) \cdot (X_A - F_G) \quad (7.2.1)$$

$$Z_T = (k_T - 1) \cdot Z_A \quad (7.2.2)$$

ただし $k_T > 1$ では $X_T = Z_T = 0$

$$k_T = q_\infty S / [q_\infty S]_{min} \\ [q_\infty S]_{min} = F_G / C_{j_{max}}$$

8. コクピット信号処理部

コクピット信号処理部は、表 3.1(e) および図 3.2 (e) に示すように、6 箇のタスクより構成され以下の機能を有する。

- 1) 操縦席信号の接続もしくは遮断。
- 2) 操縦席信号の雑音除去、物理量変換等の処理。
(操縦席信号のうち、初期値設定信号は、機体運動計算部内の TASK TRIM:SET で処理される)

- 3) パルス (またはステップ) 信号および零信号の発生。

(釣合舵角信号は、機体運動計算部内の TASK TRIM:SET で発生される)

- 4) 操縦席内もしくは、汎用 I/O 盤上の各種モード・スイッチ信号の処理。

8.1 TASK COCKPIT

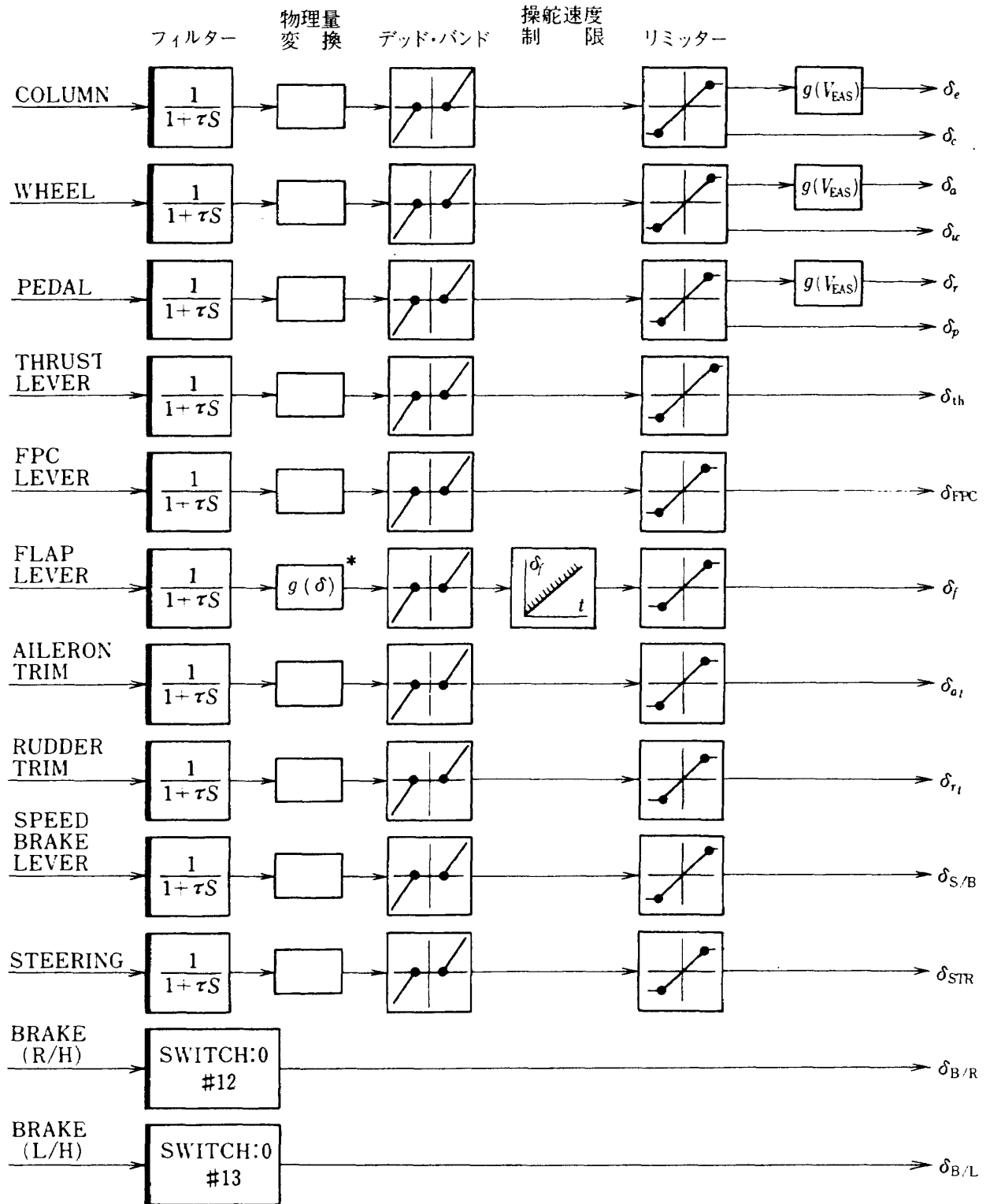
TASK COCKPITは、操縦席より操舵信号を受けとり、雑音の除去、物理量変換、不感帯域の設定およびリミッターの設定を行う。更に、等価対気速度の関数として入力される昇降舵、補助翼、方向舵のギア比により、これら3舵の舵面信号を発生する。操縦席より受けとる操舵信号は、合計12箇であり、それらの信号の一覧を表 8.1 に、信号処理の手順を図 8.1 に示す。

8.2 TASK STABIL

TASK STABILは、フィール・トリム・モーターと水平安定板を駆動させる。フィール・トリム・モーターの駆動ロジックを図 8.3 に、水平安定板の駆動ロジックを図 8.4 に示す。

表 8.1 操縦席よりの操舵信号一覧

記号	信号の内容
DC:AI	操縦桿変位
DW:AI	操縦輪変位
DP:AI	ペダル変位
DT:AI	スラスト・レバー変位
FP:AI	径路角変更レバー変位
DF:AI	フラップ・レバー変位
DS:AI	スピード・ブレーキ・レバー変位
AT:AI	補助翼トリム・ホイール変位
RT:AI	方向舵トリム・ホイール変位
ST:AI	ノーズ・ホイール・ステアリング変位
SWITCH:0 #12	右主車輪ブレーキ信号 (=1 のとき, 踏み)
SWITCH:0 #13	左主車輪ブレーキ信号 (=1 のとき, 踏み)



*フラップ・レバー信号の電圧値とフラップ角の関係は図8.2

図 8.1 操舵信号処理手順

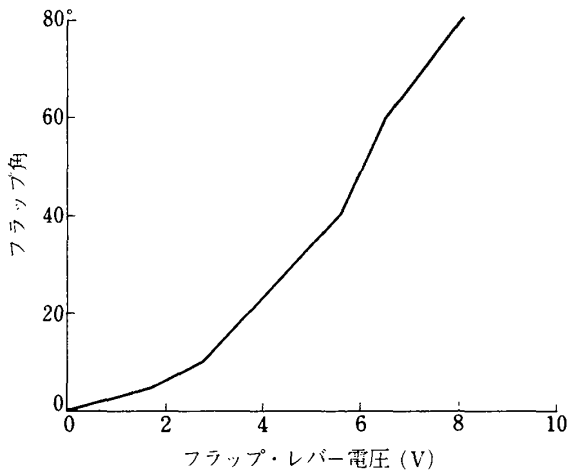


図 8.2 フラップ・レバー信号の電圧値とフラップ角

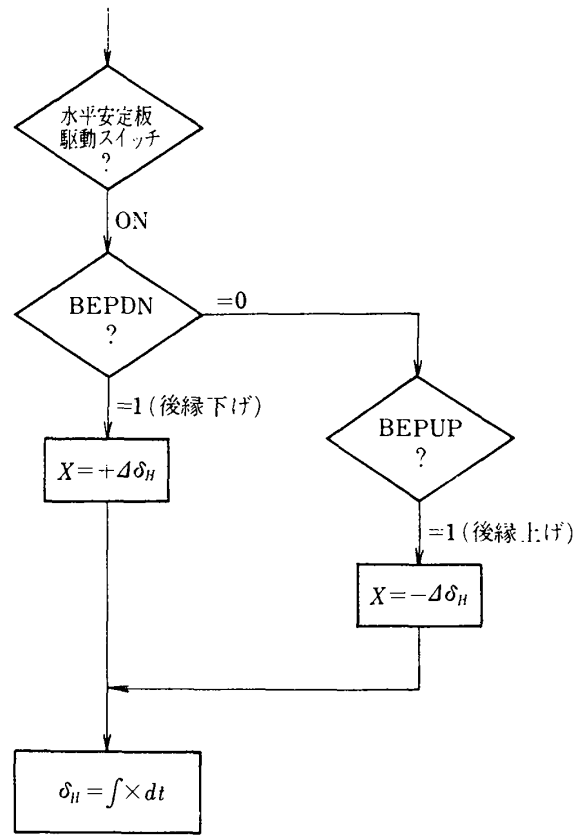


図 8.4 水平安定板駆動ロジック

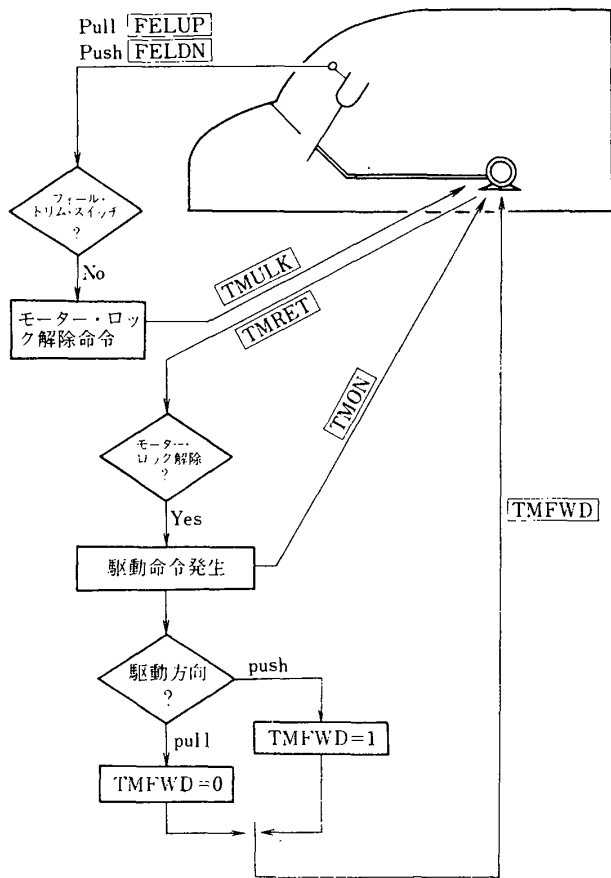


図 8.3 フィール・トリム・モーター駆動ロジック

8.3 TASK SERVO

TASK SERVO は、フラップ、左右スポイラー、昇降舵、補助翼および方向舵の合計 6 箇の舵面に対して操舵速度の制限を与える。操舵速度制限を設定するロジックを図 8.5 に示す。

ここに

$\Delta\delta$: 1 周期で動き得る舵面の最大変位置量

[RATE] : 最大操舵速度

Δt : サンプル周期

δ_0 : 操舵速度制限を受けない舵角

δ : 操舵速度制限を受けた舵角

δ_1 : 次ステップで動き得る最小舵角

δ_2 : 次ステップで動き得る最大舵角

δ_{\min} : 最小舵角制限値

δ_{\max} : 最大舵角制限値

8.4 TASK PULSE

TASK PULSE は、FSPK-1 を操縦席と遮断し、パルス応答もしくはステップ応答を得るために、操

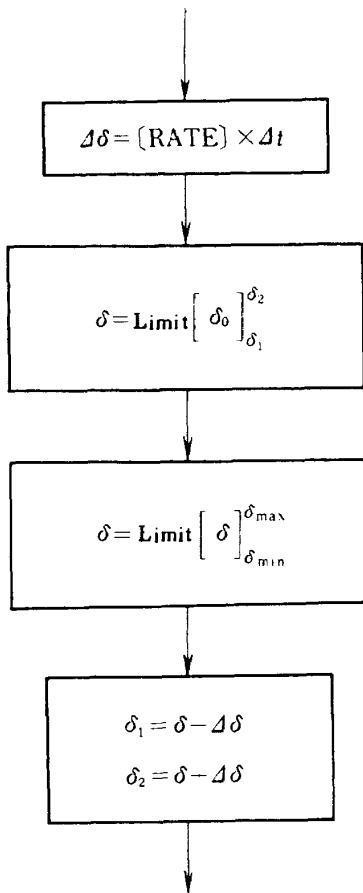


図 8.5 操舵速度の制限を与えるロジック

縦桿，操縦輪，スラスト・レバー，径路角変更レバー，スピード・ブレーキ・レバー，フラップ・レバー，昇降舵，補助翼および方向舵に，パルスもしくはステップ信号を与える。

パルスもしくはステップ信号の振巾と時間々隔を指定する変数記号は，

振 巾 : A:PLS (J08)

時間々隔 : T:PLS (J11)

但し，T:PLSの値が10秒を越えるとステップ信号となる。

パルスもしくはステップ信号の種類を定めるのは，K:PLSであり，その一覧を表8.2に示す。

8.5 TASK CONECTOR

TASK CONECTORの機能は，操縦席信号の遮断，フライ・バイ・ワイヤ・モードの舵面信号処理，自動飛行制御系の信号合算，操縦席入口の制限値設定およびトリム・セット・ランプの点滅である。

表 8.2 パルス(もしくはステップ)信号の種類

K:PLS	信号の種類
1	操縦桿
2	操縦輪
3	ペダル
4	スラスト・レバー
5	径路角レバー
6	スピード・ブレーキ・レバー
7	フラップ
8	水平安定板
9	昇降舵
10	補助翼
11	方向舵

表 8.3 計算機より発生される操舵信号

信号の種類	約合信号	パルス信号	零信号
操縦桿		✓	
操縦輪		✓	
ペダル		✓	
スラスト・レバー	✓	✓	
径路角変更レバー		✓	
スピード・ブレーキ・レバー	✓	✓	
フラップ・レバー	✓	✓	
水平安定板	✓	✓	
昇降舵	✓	✓	
補助翼		✓	
方向舵		✓	
補助翼トリム・ホイール			✓
方向舵トリム・ホイール			✓
ノーズ・ステアリング			✓
左主車輪ブレーキ			✓
右主車輪ブレーキ			✓

(i) 操縦信号の遮断

FSPK-Iを用いた解析的検討を可能にするために，操縦席から送られてくる合計17箇の操舵信

号を遮断し、計算機より発生する釣合信号(TASK TRIM:SET), パルス信号(TASK PULSE)および零信号と継ぐ。どの信号と継ぐかは、表 8.3 に示す。

- (ii) フライ・バイ・ワイヤ・モードの舵面信号処理
 フライ・バイ・ワイヤ・モード(FBWMD=1)の場合には、パイロットが操舵した昇降舵、補助翼および方向舵の変位量を零にする。
- (iii) 自動飛行制御系の信号の合算
 自動飛行制御系の信号は、表 8.4 に示すように、2種類が用意されている。

表 8.4 自動飛行制御系の信号

記号	信号の内容
DWSCAS, DWDCS	操縦輪
DTSCAS, DTDCS	スラスト・レバー
DFSCAS, DFDCS	フラップ
DSSCAS, DSDCS	スポイラー
DHSCAS, DHDCS	水平安定板
DESCAS, DEDCS	昇降舵
DASCAS, DADCS	補助翼
DRSCAS, DRDCS	方向舵

- (iv) 操縦席入力の制限値設定

本タスクで制限値が設定される操縦席入力信号は、操縦桿、操縦輪、ペダル、スラスト・レバー、径路変更レバーおよびスピード・ブレーキ・レバーの合計 6 箇である。

- (v) スポイラー・ミキシング

スポイラー舵面の変位量は、ミキシング関数を通して出力される。

- (vi) トリム・セット・ランプの点滅

トリム・セット・ランプは、スラスト・レバー、昇降舵および水平安定板について、初期釣合状態とずれている場合に、操縦席内のランプを点灯する。ランプを点灯させるずれの量は、スラスト・レバー 2%、昇降舵 0.5^〇、水平安定板 0.2^〇である。

8.6 TASK SWITCH

TASK SWITCHは、ビットのON/OFF 信号をワード・タイプのフラッグに変換する操作およびその逆操作を実行する。両者の関係を図 8.6 および図 8.7 に示す。

ビット信号は、コクピット内の各種モード・スイ

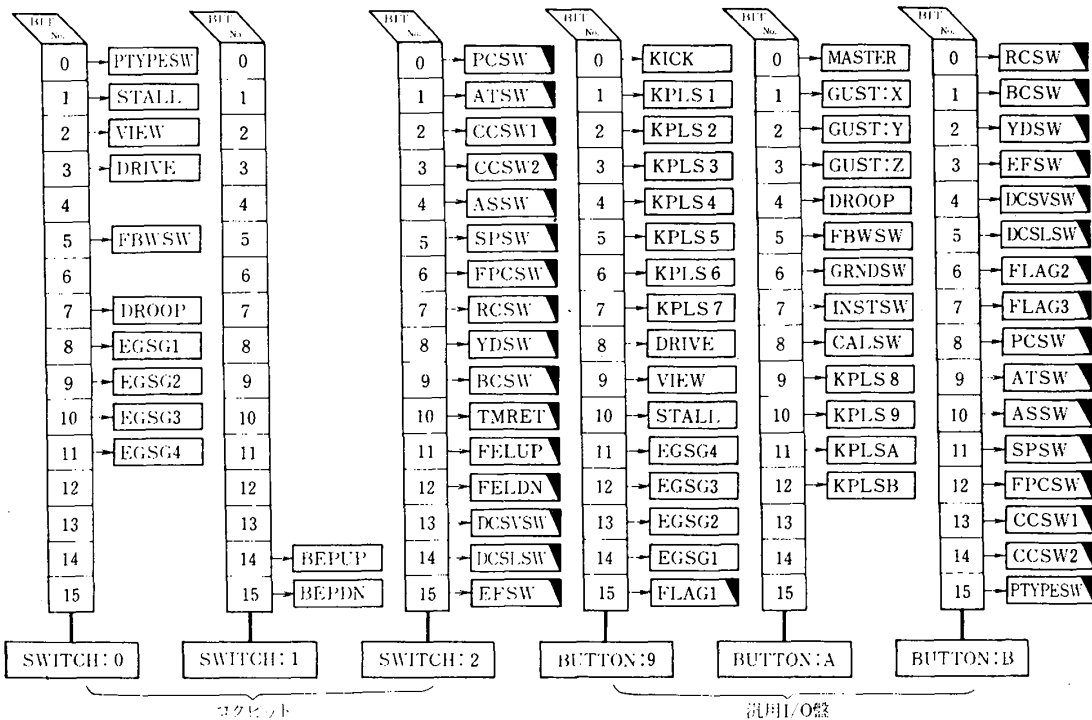


図 8.6 ビット信号のワード型フラッグへの変換 (▼印は、使用者が自由に使えるフラッグ)

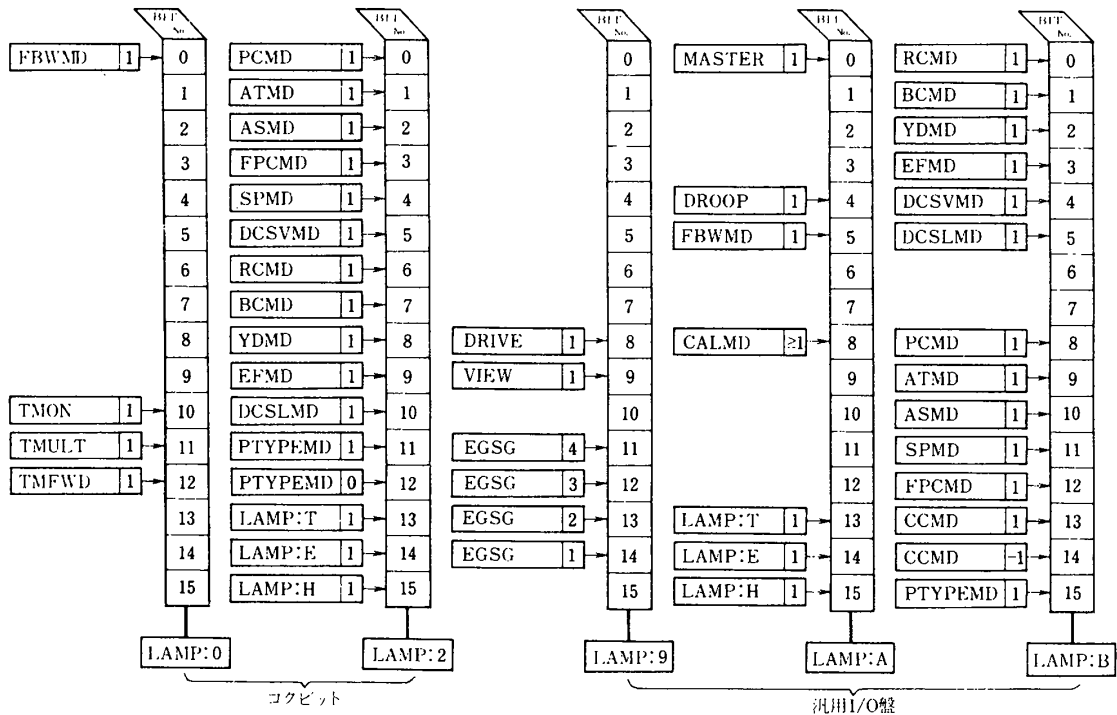


図 8.7 ワード型フラッグのビット信号への変換

ッチもしくは、汎用 I/O 盤のスイッチと計算機の間でやりとりされる。

本タスクより発生するフラッグは、合計37箇であり、そのうち19箇はFSPK-Iに専用のフラッグとして使用されており、残りの18箇はFSPK-Iの利用者が自由に使用できるものである。

9. 計器信号発生部

計器信号発生部は、表 3.1(f)および図 3.2(f)に示すように、4 箇のタスクから構成される。本章では、計器信号発生部を構成する各タスクの内容を記述する。

なお、計器信号発生部より出力される計器信号は、INSTSW なるフラッグによって遮断もしくは、接続を行う。

INSTSW =0 計器信号遮断
 =1 計器信号接続

9.1 TASK UNIT:CNV

TASK UNIT:CNV は、機体運動計算部で計算された諸量のうち外部に出力するのに必要なものの単位変換を行う。変換される変数は、以下の12箇で

ある。

- V_{TAS} (m/s) → (kt)
- V_{EAS} (m/s) → (kt)
- Z_E (m) → (ft)
- γ (rad) → (deg)
- α (rad) → (deg)
- β (rad) → (deg)
- P (rad/sec) → (deg/sec)
- Q (rad/sec) → (deg/sec)
- R (rad/sec) → (deg/sec)
- Φ (rad) → (deg)
- Θ (rad) → (deg)
- Ψ (rad) → (deg)

9.2 TASK ADI:HSI

TASK ADI:HSI は、飛行径路角と機体位置の計算、ビーム信号の発生および姿勢指令指示器(ADI)、水平位置指示器(HSI)、DME 機上装置、加速度計への計器信号を発生する。

なお、本タスクより発生する計器信号は、合計10箇であり、必要に応じて1次フィルターを介して送られる(9.1図)。これら1次フィルターの時定数

は、各計器の特性から雑音除去のため定められたものであるが、このうち傾斜計信号のみは管内の液体の粘性等の特性を模擬するために定めた。

(i) 飛行経路角

$$\gamma = \tan^{-1}(-\dot{Z}_E / \sqrt{\dot{X}_E^2 + \dot{Y}_E^2}) \quad (9.2.1)$$

(ii) 機体位置

$$DA/C = \sqrt{X_E^2 + Y_E^2 + Z_E^2} \quad (9.2.2)$$

(iii) グライド・スロープ信号

$$\left. \begin{aligned} \gamma_{GS} &= 2.5^{\circ} \quad (\text{第1段}) \\ &= 6.0^{\circ} \quad (\text{第2段}) \\ &= 10.0^{\circ} \quad (\text{第3段}) \end{aligned} \right\} \quad (9.2.3)$$

(iv) ビーム・エラー

$$\Delta\gamma_{GS} = 57.2958(Z_E/X_E) - \gamma_{GS} \quad (9.2.4)$$

$$\Delta\gamma_{LOC} = 57.2958(Y_E/3652 - X_E) \quad (9.2.5)$$

ビーム・エラーを DOT 単位で表わすには、グライド・スロープ偏差は 1 DOT を 0.5° 、ローカライザー偏差は 1 DOT を 1° に対応させる。

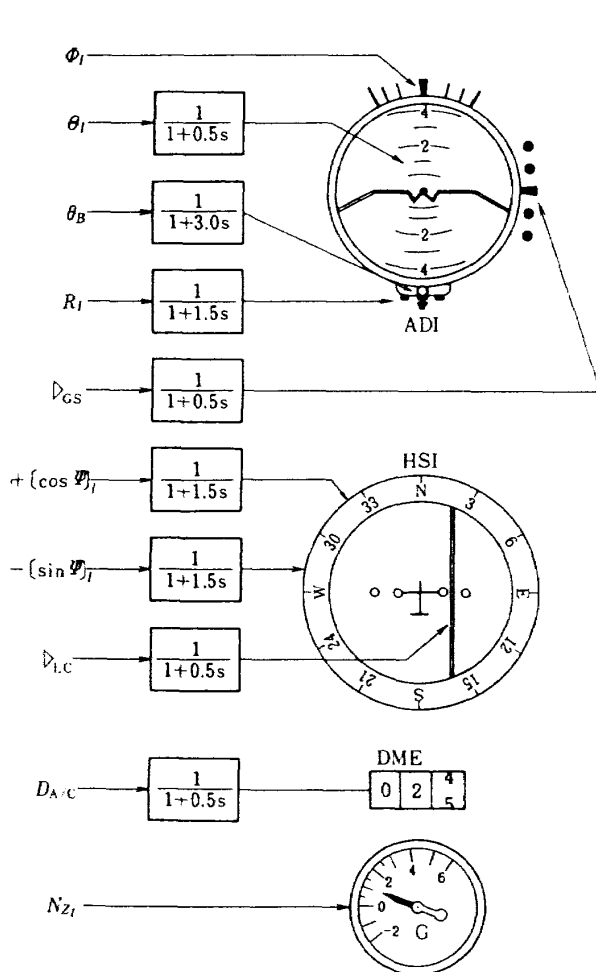


図 9.1 TASK ADI: HSI より発生する計器信号

$$\Delta\gamma_{GS} = \Delta\gamma_{GS} / 0.5 \quad (9.2.6)$$

$$\Delta\gamma_{LOC} = \Delta\gamma_{LOC} \quad (9.2.7)$$

(v) ボール角

$$\theta_B = \tan^{-1} \frac{A_Y + (\dot{R} + PQ)X_{C/P}}{|A_Z - (\dot{Q} - RQ)X_{C/P}|} \quad (9.2.8)$$

(vi) 機体加速度

$$N_Z = \{A_Z - (\dot{Q} - RQ)X_{C/P}\} / g \quad (9.2.9)$$

本タスクの発生する10箇の計器信号の電圧対応を、図 9.2 に示す。

9.3 TASK FLOW: IND

TASK FLOW: INDは、大気の流れに関する計器一速度計(アナログ表示とデジタル表示)、昇降計、高度計、迎角計(実迎角と失速迎角)、横滑り角計、径路角計一の信号を発生する。

なお、本タスクより発生する計器信号は、デジタル速度計への信号を除いて、合計7箇であり、そ

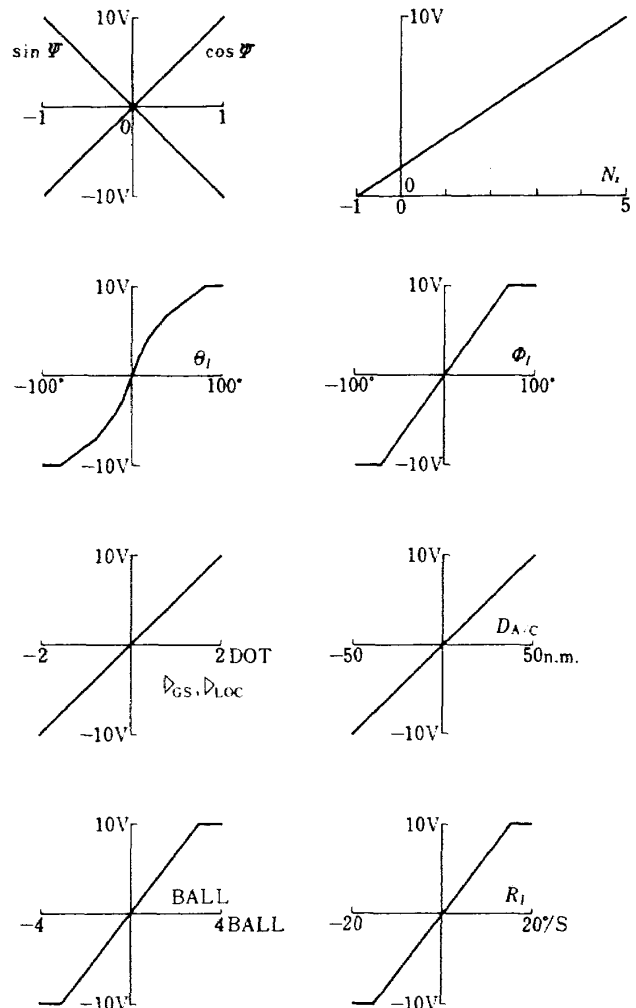


図 9.2 計器信号の電圧対応(1)

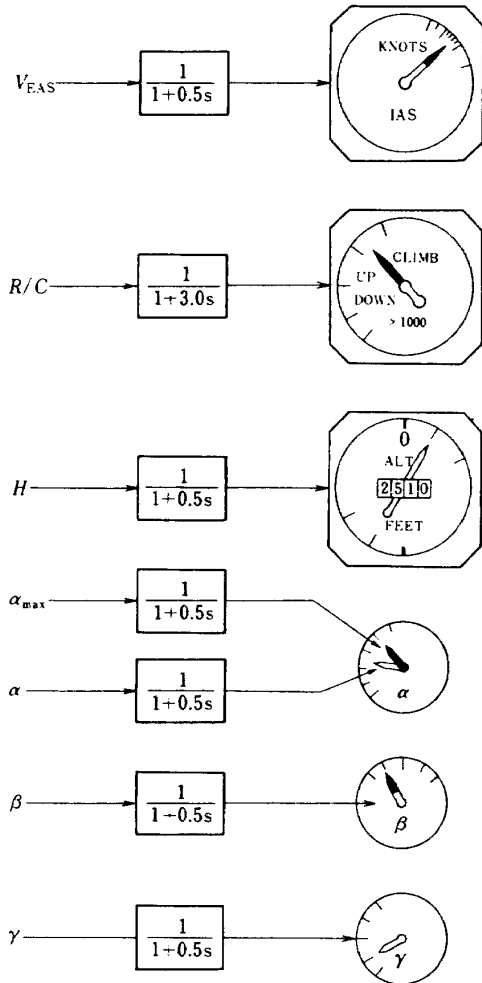


図 9.3 TASK FLOW: INDが発生する計器信号

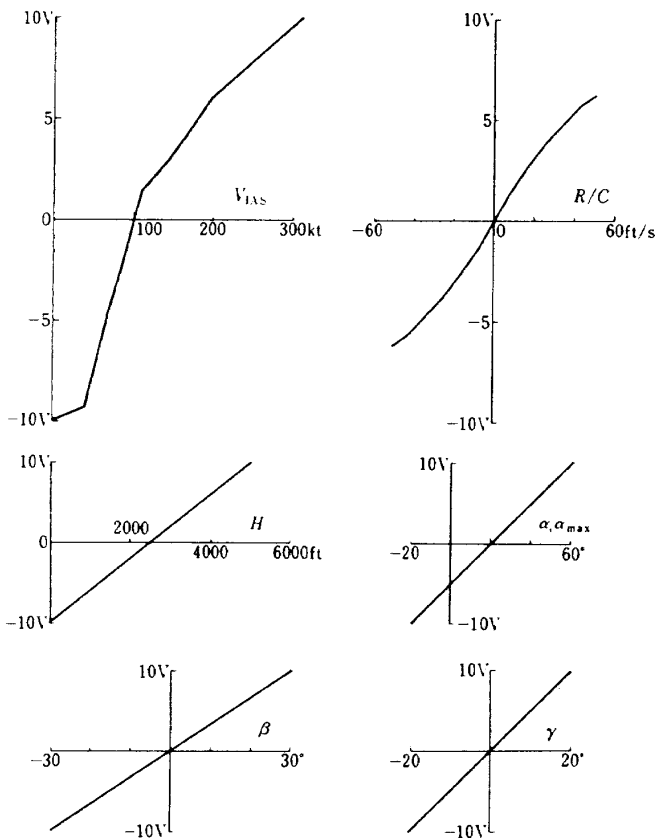


図 9.4 計器信号の電圧対応(2)

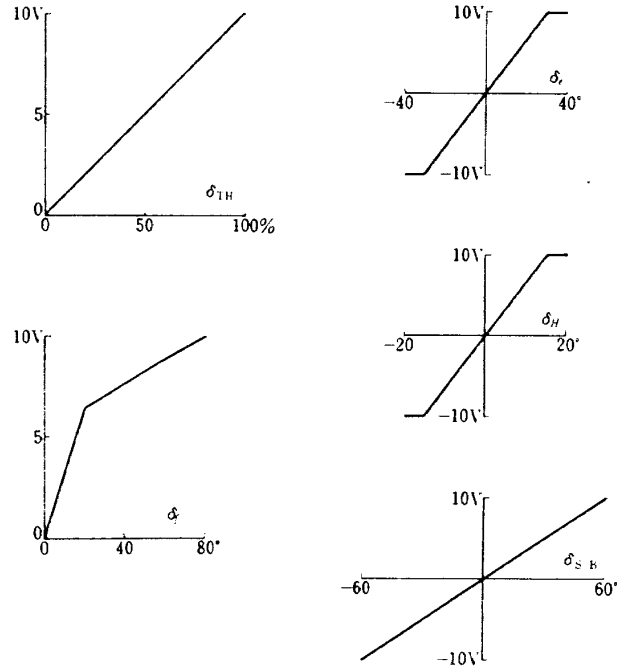


図 9.5 計器信号の電圧対応(3)

れらは全て1次フィルターを介して送られる(図9.3)。これら1次フィルターの時定数は、各計器の特性から雑音除去のために定められたものであるが、このうち昇降率計の信号のみは、静圧の遅れを模擬するために定めた。

なお、本タスクが発生する7箇の計器信号の電圧対応を、図9.4に示す。

9.4 TASK TRIM: IND

TASK TRIM: INDは、機体の形態に関する計器—推力計(左右)、昇降舵計、水平安定板計、フラップ計、スポイラー計—の計器信号発生および脚接地ランプの点滅を行う。

本タスクが発生する6箇の計器信号は、全てフィルターを介さず直接計器に送っており、その電圧対応を図9.5に示す。

10. 模擬視界信号発生部

模擬視界信号発生部は、表3.1(g)および図3.2(g)に示すように2箇のタスクから構成される。本章では、模擬視界信号発生部を構成する各タスクの内容を記述する。

10.1 TASK VISUAL

TASK VISUALの機能は、標準視点運動信号の雑音除去および同信号の電圧値換算である。

(i) 雑音除去

雑音除去のためのフィルターは、全て1次フィルターであり、その時定数は、ピッチ角を除いて0.5秒である。ピッチ角フィルターの時定数は、地上走

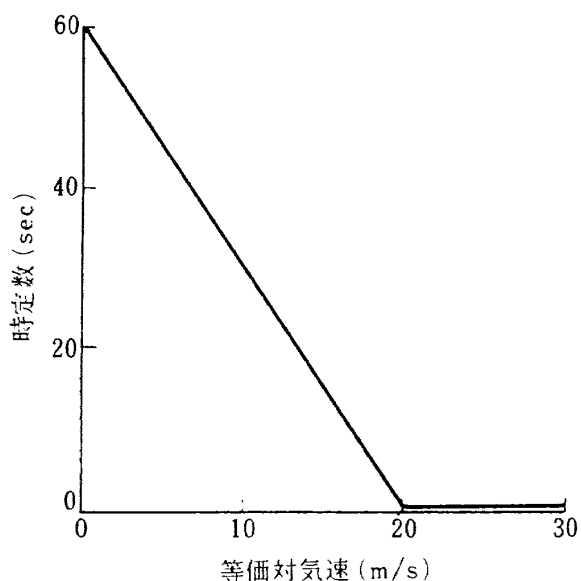


図10.1 ピッチ角フィルターの時定数

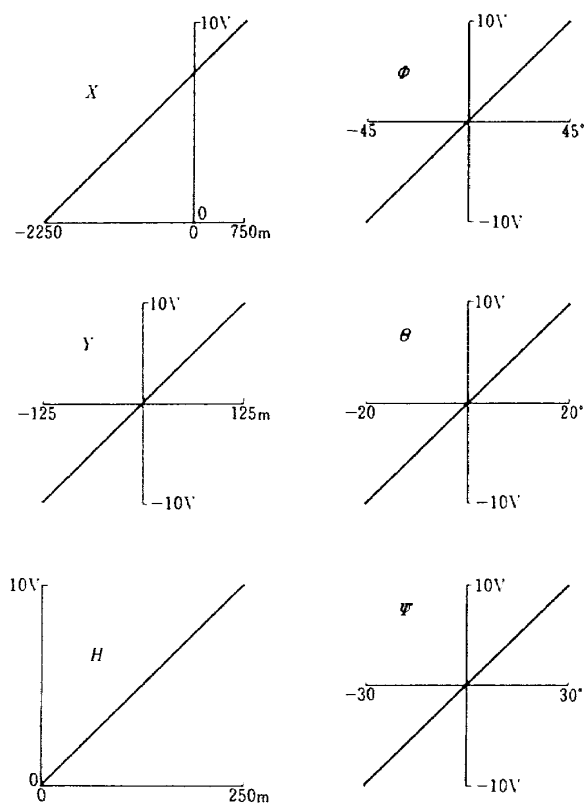


図10.2 模擬視界カメラ駆動信号の電圧対応

行時の極低速域での微振動を除去するために、図10.1に示すように等価対気速の関数で表わしている。

(ii) 電圧値換算

模擬視界発生装置のカメラ駆動部へ送り込むべき電圧値対応は、図10.2に示す通りである。

10.2 TASK EYEPOINT

TASK EYEPOINTは、地球軸系で計算された機体重心の運動から、パイロットの標準視点の運動を計算する。

$$X_{EP} = X_E + l_1 \cdot X_{CP} + m_1 Y_{CP} + n_1 Z_{CP} \quad (10.2.1)$$

$$Y_{EP} = Y_E + l_2 \cdot X_{CP} + m_2 Y_{CP} + n_2 Z_{CP} \quad (10.2.2)$$

$$Z_{EP} = Z_E + l_3 \cdot X_{CP} + m_3 Y_{CP} + n_3 Z_{CP} \quad (10.2.3)$$

$$\Phi_{EP} = \Phi \quad (10.2.4)$$

$$\Theta_{EP} = \Theta \quad (10.2.5)$$

$$\Psi_{EP} = \Psi \quad (10.2.6)$$

11. 機体定数発生部

機体定数発生部は、TASK AIRPLANEのみからなり、その機能は、機体定数データの記憶域確保、機体質量の計算および重心位置による諸データの補正である。

(i) 機体定数データの記憶域確保

FSPK-Iのために必要な機体定数データは、合計82箇である。本タスクに於いて、これらデータの記憶域が確保され、機体諸元の変更は、カード入力によって容易に可能である。

(ii) 必要な演算

$$m = W / g \quad (11.1.1)$$

$$x_{cg} = \bar{c} (\bar{x}_{cg} - 0.25) \quad (11.1.2)$$

なお、 \bar{x}_{cg} は重心位置の主翼平均空力翼弦長に対する比である。この他に、脚配置および標準視点位置の重心位置修正を行なう。

あとがき

筆者等が、航空機の設計開発過程に於いて役立ち得る、汎用度の高い、そして使用の容易さに重きを置いた飛行シミュレーション・プログラムの開発に着手して2年有半、いくつか不十分な点を含むものの漸くここに完成を見ることができた。

本プログラムの開発に当り、新明和工業(株)の徳田晃一博士から絶えず激励を戴くとともに、脚の数学モデル作成については、全面的な御指導を賜った。また、川崎重工(株)の小林修氏からは、同氏の発案である尾翼寄与分の独立計算および多くの空力モデル構造について熱心な御指導を戴いた。両氏の激励と御指導があって始めて、本プログラムが完成に致ったことを記し、両氏に深甚の感謝の意を表する。

参考文献

- 1) 原田公一；航空宇宙技術研究所汎用飛行シミュレータ用複合計算機(FSK-II)，航技研報告 TR-553 (昭和53)。
- 2) リアル・タイム・システム・ランゲージII (RTSL-II)取扱説明書 54年度，航空宇宙技術研究所計測部 (昭和54)。
- 3) 渡辺顯，若色薫；RTSL-II ライブラリイ (発刊予定)。
- 4) 日本航空宇宙学会編；航空宇宙工学便覧，(昭和49)，丸善(株)。
- 5) 山名正夫，中口博；飛行機設計論，(昭和43)，(株)養賢堂。
- 6) D. McRuer, I. Ashkenas and D. Graham
D. McRuer, I. Ashkenas and D. Graham ;
Aircraft Dynamics and Automatic Control
(1973), Princeton University Press.
- 7) B. Etkin ; Dynamics of Atmospheric Flight
(1972), John Wiley & Sons, Inc.
- 8) R. E. McFarland ; A Standard Kinematic
Model for Flight Simulation at NASA-
Ames, NASA CR-2497 (1975).
- 9) C. R. Chalk, T. R. Neal, T. M. Harris,
F. E. Pritchard and R. J. Woodcock ;
Background Information and User Guide
for MIL-F-8785 (ASG), 'Military Specifi-
cation-Flying Qualities of Piloted Air-
planes', AFFDL-TR-69-72 (1969).
- 10) B. Milwitzky and P. W. Cock ; Analysis
of Landing Gear Behavior, NACA Report
1154 (1953).

附録 プログラム記号表

表 A-1 に、FSPK-I の全タスクで発生され、プール領域に置かれる全変数を一覧にして示す。表中の属性とは、FSPK-I が固定小数点方式のため、その変数がとり得る値の限界を示すものである (表 A-2 参照)。

表A-1 プログラム記号表

プログラム記号	属性	単位	説明	発生タスク	
AX	J 12	m/s ²	機体軸 x_b 方向の加速度成分	MOTION ↑	
AY	J 12	m/s ²	" y_b " "		
AZ	J 10	m/s ²	" z_b " "		
U	J 07	m/s	機体軸 x_b 方向の速度成分		
V	J 10	m/s	" y_b " "		
W	J 10	m/s	" z_b " "		
P	J 14	rad/s	機体軸 x_b まわりの角速度成分		
Q	J 14	rad/s	" y_b " "		
R	J 14	rad/s	" z_b " "		
UD	J 07	m/s ²	機体軸 x_b 方向の加速度成分		
VD	J 10	m/s ²	" y_b " "	MOTION ↓	
WD	J 10	m/s ²	" z_b " "		
PD	J 14	rad/s ²	機体軸 x_b まわりの角加速度成分		
QD	J 14	rad/s ²	" y_b " "		
RD	J 14	rad/s ²	" z_b " "		
PHI	J 14	rad	バンク角		
THETA	J 14	rad	ピッチ角		
PSI	J 12	rad	方位角		
PHID	J 14	rad/s	バンク角加速度		
THED	J 14	rad/s	ピッチ角 "		
PSID	J 12	rad/s	方位角 "	EULER ↓	
L1	J 15	—	} 方向余弦マトリクス		
L2	J 15	—			
L3	J 15	—			
M1	J 15	—			
M2	J 15	—			
M3	J 15	—			
N1	J 15	—			
N2	J 15	—			
N3	J 15	—			
CPHI	J 15	—		cos ϕ	
SPHI	J 15	—	sin ϕ	EULER ↑	
CTHE	J 15	—	cos θ		
STHE	J 15	—	sin θ		
CPSI	J 15	—	cos ψ		
SPSI	J 15	—	sin ψ		
XE	K 16	m	地球軸系 x_e 座標		
					DCOSINE
					EARTH

プログラム記号	属性	単位	説明	発生タスク
YE	K 16	m	地球軸系 y_e 座標	
ZE	K 16	m	" z_e "	
HG	J 10	m	機体高度 (30m以下)	
XED	K 16	m/s	地球軸 x_e 方向の速度成分	
YED	K 16	m/s	" y_e " "	
ZED	K 16	m/s	" z_e " "	
RHO	J 18	$\text{kg} \cdot \text{s}^2 / \text{m}^4$	大気密度	
UA	J 07	m/s	機体軸 x_b 方向の相対風速成分	
VA	J 10	m/s	" y_b " "	
WA	J 10	m/s	" z_b " "	
PA	J 14	rad/s	機体軸 x_b まわりの相対風角速度成分	
QA	J 14	rad/s	" y_b " "	
RA	J 14	rad/s	" z_b " "	
TAS	J 07	m/s	真対気速度	
EAS	J 07	m/s	等価対気速度	
MACH	J 15	—	マッハ数	
QQ	J 03	kg / m^2	動圧	
QS	J-05	kg	(動圧) × (翼面積)	
ALPH	J 14	rad	機体軸系迎角 (α_A)	
BETA	J 14	rad	" 横滑り角 (β_A)	
ALPR	J 08	deg	機体基準軸系迎角 (α)	
BETR	J 08	deg	" 横滑り角 (β)	
ALPD	J 14	rad/s	" 迎角々速度	
BETD	J 14	rad/s	" 横滑り角々速度	
PNOR	J 13	—	$P_w b / 2V_{TAS}$	
QNOR	J 16	—	$Q_w \bar{c} / 2V_{TAS}$	
RNOR	J 13	—	$R_w b / 2V_{TAS}$	
ANOR	J 16	—	$\dot{\alpha} \bar{c} / 2V_{TAS}$	
BNOR	J 16	—	$\dot{\beta} b / 2V_{TAS}$	
CALP	J 15	—	$\cos \alpha_A$	
SALP	J 15	—	$\sin \alpha_A$	
XA	J-03	kg	機体軸 x_b 方向の空気力成分	
YA	J-03	kg	" y_b " "	
ZA	J-05	kg	" z_b " "	
LA	J-06	kg-m	機体軸 x_b まわりの空力モーメント成分	
MA	J-06	kg-m	" y_b " "	
NA	J-06	kg-m	" z_b " "	

プログラム記号	属性	単位	説明	発生タスク	
X	J-03	kg	機体軸 x_b 方向の外力成分	FORCE	
Y	J-03	kg	" y_b " "		
Z	J-05	kg	" z_b " "	FORCE	
L	J-06	kg-m	機体軸 x_b まわりの外力モーメント		
M	J-06	kg-m	" y_b " "	FORCE	
N	J-06	kg-m	" z_b " "		
XO	K 16	m	地球軸系での機体初期位置 x_e 座標	TRIM: SET	
YO	K 16	m	" " y_e "		
ZO	K 16	m	" " z_e "		
THEO	J 14	rad	初期釣合ピッチ角	TRIM: SET	
UO	J 07	m/s	機体軸 x_b 方向の初期釣合速度成分		
WO	J 10	m/s	" y_b " "		
DT:TRM	J 08	%	初期釣合スロットル・レバー位置		
DH:TRM	J 11	deg	" 水平安定板角		
DE:TRM	J 09	deg	" 昇降舵角		
DF:RRM	J 08	deg	初期フラップ角		
DS:TRM	J 09	deg	" スポイラー角 (カード入力値)		
U:BR	J 06	kt	" 対気真速度 (")		
P:BR	J 09	deg	" 飛行径路角 (")		
X:BR	J 11	n.m.	" 機体前後位置 (")		
Y:BR	J 00	m	" 機体左右位置 (")		
H:BR	J-01	ft	" 機体高度 (")		
DF:BR	J 08	deg	" フラップ角 (")		
DS:BR	J 09	deg	" スポイラー角 (")		
UWIND	J 10	m/s	機体軸 x_b 方向の風速成分		WIND
VWIND	J 10	m/s	" y_b " "		
WWIND	J 10	m/s	" z_b " "		WIND
PWIND	J 14	rad/s	機体軸 x_b まわりの風の角速度成分		
QWIND	J 14	rad/s	" y_b " "		
RWIND	J 14	rad/s	" z_b " "		
XWIND	J 10	m/s	地球軸 x_e 方向の風速成分	WIND	
YWIND	J 10	m/s	" y_e " "		
ZWIND	J 10	m/s	" z_e " "	WIND	
U:RMS	K 21	m ² /s ²	機体軸 x_b 方向の擾乱の2乗平均		
G:LVL	J 10	kt	ステップ状突風の風速 (カード入力値)	WIND	
G:NRTN	J 10	kt	地球軸 x_e 方向の定常風速成分 (")		
G:WEST	J 10	kt	" y_e " " (")		
G:DOWN	J 10	kt	" z_e " " (")		

プログラム記号	属性	単位	説明	発生タスク
G:VOL	J 13	—	大気擾乱の強さ (カード入力値)	WIND
DX:N	J 12	m	前脚総位変	MOTION:G
DX:L	J 12	m	左主脚 "	↑
DX:R	J 12	m	右主脚 "	
CA:N	J 14	rad	前車輪コーナリング角	↓
CA:L	J 14	rad	左主車輪 "	
CA:R	J 14	rad	右主車輪 "	
HGA	J 11	m	機体高度	MOTION:G
FV:NOSE	J-02	kg	前車輪タイヤ反力	OLEOTIRE
FV:LEFT	J-02	kg	左主車輪 "	↑
FV:RIGHT	J-02	kg	右主車輪 "	
FS:NOSE	J-02	kg	前脚オレオ反力	↓
FS:LEFT	J-02	kg	左主脚 "	
FS:RIGHT	J-02	kg	右主脚 "	
TIRE:N	J 12	kg	前車輪タイヤ変位	↑
TIRE:L	J 12	kg	左主車輪 "	
TIRE:R	J 12	kg	右主車輪 "	
OLEO:N	J 12	m	前脚オレオ変位	↓
OLEO:L	J 12	m	左主脚 "	
OLEO:R	J 12	m	右主脚 "	
XG	J-03	kg	機体軸 x_b 方向の脚力成分	OLEOTIRE
YG	J-03	kg	" y_b " "	↑
ZG	J-05	kg	" z_b " "	
LG	J-06	kg-m	機体軸 x_b まわりの脚力モーメント成分	↓
MG	J-06	kg-m	" y_b " "	
NG	J-06	kg-m	" z_b " "	
CL	J 11	—	全機揚力係数	GEAR
CD	J 13	—	" 抗力係数	↑
CM	J 13	—	" ピッチング・モーメント係数	
EPS	J 14	rad	" 吹降し角	↓
CY	J 13	—	" 横力係数	
CR	J 15	—	" ローリング・モーメント係数	AERO:LNG
CN	J 15	—	" ヨウイング・モーメント係数	↑
CLWB	J 11	—	翼胴揚力係数	
CDWB	J 13	—	" 抗力係数	↓
CMWB	J 13	—	" ピッチング・モーメント係数	
CYWB	J 13	—	" 横力係数	AERO:LTD
CRWB	J 15	—	" ローリング・モーメント係数	↑
				AERO:LTD
				↑
				WINGBODY

プログラム記号	属性	単位	説明	発生タスク
CNWB	J 15	—	翼洞ヨウイング・モーメント係数	↓
EPWB	J 09	deg	" 吹降し角	
SGMA	J 09	deg	" サイド・ウオッシュ角	↓
ALPMX	J 08	deg	最大迎角	
CLDYN	J 11	—	動的揚力係数	WINGBODY
CMDYN	J 13	—	" ピッチング・モーメント係数	AERO:DYN
CYDYN	J 13	—	" 横力係数	↑
CRDYN	J 15	—	" ローリング・モーメント係数	
CNDYN	J 15	—	" ヨウイング・モーメント係数	AERO:DYN
CLH	J 11	—	水平尾翼揚力係数	HTAIL
CDH	J 13	—	" 抗力係数	↑
CMH	J 13	—	" ピッチング・モーメント係数	
QH	J 14	—	水平尾翼効率	↓
ALPT	J 08	deg	" 迎角	
CDV	J 13	—	垂直尾翼抗力係数	VTAIL
CYV	J 13	—	" 横力係数	↑
CRV	J 15	—	" ローリング・モーメント係数	
CNV	J 15	—	" ヨウイング・モーメント係数	↓
QV	J 14	—	垂直尾翼効率	
BETV	J 08	deg	垂直尾翼横滑り角	VTAIL
CLSP	J 11	—	スポイラー揚力係数	SPOILER
CDSP	J 13	—	" 抗力係数	↑
CMSP	J 13	—	" ピッチング・モーメント係数	
CYSP	J 13	—	" 横力係数	↓
CRSP	J 15	—	" ローリング・モーメント係数	
CNSP	J 15	—	" ヨウイング・モーメント係数	SPOILER
CDAIL	J 13	—	補助翼抗力係数	AILERON
CYAIL	J 13	—	" 横力係数	↑
CRAIL	J 15	—	" ローリング・モーメント係数	
CNAIL	J 15	—	" ヨウイング・モーメント係数	AILERON
CLGE	J 13	—	地面効果揚力係数	GROUND
CDGE	J 13	—	" 抗力係数	↑
CMGE	J 13	—	" ピッチング・モーメント係数	
EPGE	J 09	deg	" 吹降し角	GROUND
AEO	J 15	—	エンジン故障遷移係数	ENGINE
CJ	J 12	—	グロス推力係数	↑
CJ:1	J 12	—	1番エンジン・グロス推力係数	
CJ:2	J 12	—	2番 " "	

プログラム記号	属性	単位	説明	発生タスク
CJ:3	J 12	—	3 番エンジン・グロス推力係数	ENGINE EFORCE
CJ:4	J 12	—	4 番 " "	
CJAE0	J 12	—	1 発停止時の全機換算グロス推力係数	
CJL	J 12	—	左翼全機換算グロス推力係数	
CJR	J 12	—	右翼 " "	EFORCE COCKPIT
THRUST	J-03	kg	エンジン総推力	
TH:1	J 14	—	1 番エンジン・推力レベル	
TH:2	J 14	—	2 番 " "	
TH:3	J 14	—	3 番 " "	ENGINE EFORCE EFORCE COCKPIT
TH:4	J 14	—	4 番 " "	
XT	J-03	kg	機体軸 x_b 方向の推力成分	
ZT	J-05	kg	" y_b " "	
DC:CP	J 10	deg	コラム変位 (コクピット出力)	ENGINE EFORCE EFORCE COCKPIT COCKPIT STABIL SERVO
DW:CP	J 08	deg	ホイール角 (")	
DP:CP	J 11	cm	ペダル変位 (")	
DT:CP	J 08	%	スラスト・レバー変位 (")	
FP:CP	J 10	deg	FPCレバー変位 (")	
DF:CP	J 08	deg	フラップ・レバー変位 (")	
DS:CP	J 09	deg	スポイラー・レバー変位 (")	
AT:CP	J 08	deg	補助翼トリム・ホイール変位 (")	
RT:CP	J 09	deg	方向舵トリム・ホイール変位 (")	
DE:CP	J 09	deg	昇降舵角 (")	
DA:CP	J 08	deg	補助翼角 (")	
DR:CP	J 08	deg	方向舵角 (")	
ST:CP	J 15	rad	ステアリング角 (")	
BL:CP	J 15	g	左主輪ブレーキ信号 (")	
BR:CP	J 15	g	右主輪 " (")	
DE:GR	J 13	—	昇降舵ギア比	
DA:GR	J 15	—	補助翼 "	
DR:GR	J 13	deg/cm	方向舵 "	
TMFWD	I	—	フィール・トリム・モーター前進駆動フラッグ	
TMULK	I	—	" ロック解除命令フラッグ	
TMON	I	—	" 駆動フラッグ	
DH:CP	J 11	deg	水平安定板角 (コクピット出力)	
USB	J 08	deg	フラップ角	
ELV	J 09	deg	昇降舵角	
AIL	J 08	deg	補助翼角	
RUD	J 09	deg	方向舵角	

プログラム記号	属性	単位	説明	発生タスク
SPL	J 09	deg	左スポイラー角	↓ SERVO PULSE
SPR	J 09	deg	右 "	
DC:PLS	J 10	deg	コラム変位 (パルス信号)	↑ PULSE
DW:PLS	J 08	deg	ホイール角 (")	
DP:PLS	J 11	cm	ペダル変位 (")	↓ PULSE
DT:PLS	J 08	%	スラスト・レバー変位 (")	
FP:PLS	J 10	deg	FPCレバー変位 (")	↑ CONECTOR
DS:PLS	J 09	deg	スポイラー・レバー変位 (")	
DF:PLS	J 08	deg	フラップ・レバー変位 (")	↓ PULSE
DH:PLS	J 11	deg	水平安定板角 (")	
DE:PLS	J 09	deg	昇降舵角 (")	↑ CONECTOR
DA:PLS	J 08	deg	補助翼角 (")	
DR:PLS	J 09	deg	方向舵角 (")	↓ PULSE
A:PLS	J 08	deg, cm, %	パルス信号振巾 (カード入力値)	
T:PLS	J 11	sec	パルス信号時間巾 (")	↑ CONECTOR
DC:HP	J 10	deg	コラム変位 (パイロット操舵分)	
DW:HP	J 08	deg	ホイール角 (")	↓ PULSE
DP:HP	J 11	cm	ペダル変位 (")	
DT:HP	J 08	%	スラスト・レバー変位 (")	↑ CONECTOR
FP:HP	J 10	deg	FPCレバー変位 (")	
DS:HP	J 09	deg	スポイラー・レバー変位 (")	↓ PULSE
DF:HP	J 08	deg	フラップ・レバー変位 (")	
DH:HP	J 11	deg	水平安定板角 (")	↑ CONECTOR
DE:HP	J 09	deg	昇降舵角 (")	
DA:HP	J 08	deg	補助翼角 (")	↓ PULSE
DR:HP	J 09	deg	方向舵角 (")	
AT:HP	J 08	deg	補助翼トリム・ホイール角 (")	↑ CONECTOR
RC:HP	J 09	deg	方向舵トリム・ホイール角 (")	
DC	J 10	deg	コラム変位	↓ PULSE
DW	J 08	deg	ホイール角	
DP	J 11	cm	ペダル変位	↑ CONECTOR
THRLV	J 08	%	スラスト・レバー変位	
FPCLV	J 10	deg	FPCレバー変位	↓ PULSE
SPBLV	J 09	deg	スポイラー・レバー変位	
USBO	J 08	deg	フラップ角 (Pwr. Act. 入力)	↑ CONECTOR
TAIL	J 11	deg	水平安定板角	
ELVO	J 09	deg	昇降舵角 (Pwr. Act. 入力)	↓ PULSE
AILO	J 08	deg	補助翼角 (")	

プログラム信号	属性	単位	説明	発生タスク
RUDO	J 09	deg	方向舵角 (Pwr. Act. 入力)	
SPLO	J 09	deg	左スポイラー角 (")	
SPRO	J 09	deg	右スポイラー角 (")	
STEER	J 15	rad	ステアリング角	
BRK:L	J 15	g	左ブレーキ係数	
BRK:R	J 15	g	右 " "	
LAMP:H	I	—	トリム・セット・ランプ水平安定板	
LAMP:E	I	—	" 昇降舵	
LAMPT	I	—	" スラスト・レバー	
LAMP:0	I	—	ビット信号出力 (DO, 00)	
LAMP:2	I	—	" (DO, 20)	
LAMP:9	I	—	" (DO, 90)	
LAMP:A	I	—	" (DO, A0)	
LAMP:B	I	—	" (DO, B0)	
MASTER	I	—	マスター・フラッグ	
DRIVE	I	—	運動計算開始フラッグ	
VIEW	I	—	機体前進計算開始フラッグ	
EGSG	I	—	エンジン作動状態フラッグ	
KICK	I	—	パルス信号発生フラッグ	
K:PLS	I	—	パルス信号の種類	
PCSW	I	—	} ユーザー用スイッチ信号	
ATSW	I	—		
ASSW	I	—		
SPSW	I	—		
FPCSW	I	—		
CCSW	I	—		
UCSW	I	—		
PTYPESW	I	—		
RCSW	I	—		
BCSW	I	—		
YDSW	I	—		
EFSW	I	—		
DCSLSW	I	—		
SCSVSW	I	—		
TMRET	I	—	フィール・トリム・モーター・ロック解除完了フラッグ	
FELUP	I	—	" 上げスイッチ	
FELDN	I	—	" 下げスイッチ	
BEPUP	I	—	水平安定板後縁上げスイッチ	

プログラム信号	属性	単位	説明	発生タスク
BEPDN	I	—	水平安定板後縁下げスイッチ	
GRNSW	I	—	地面効果スイッチ	
FBWSW	I	—	フライ・バイ・ワイヤー・モード・スイッチ	
INSTSW	I	—	計器信号スイッチ	
DROOP	I	—	エルロン・ドループ・スイッチ	
GUST:X	I	—	ステップ状前後突風発生スイッチ	
GUST:Y	I	—	" 上下 " "	
GUST:Z	I	—	定常風および擾乱発生スイッチ	
CALMD	I	—	ペン・キャリブレーション信号発生スイッチ	
STALL	I	—	失速試験用スイッチ	
FLAG1	I	—	} ユーザ用スイッチ信号	
FLAG2	I	—		
FLAG3	I	—		
DUMMY:F	I	—	} ビット/ワード変換用ダミー・エリア	
DUMMY:E	I	—		
DUMMY:D	I	—		
DUMMY:C	I	—		
DUMMY:B	I	—		
DUMMY:A	I	—		
DUMMY:9	I	—		
DUMMY:8	I	—		
DUMMY:7	I	—		
DUMMY:6	I	—		
DUMMY:5	I	—		
DUMMY:4	I	—		
DUMMY:3	I	—		
DUMMY:2	I	—		
DUMMY:1	I	—		
DUMMY:0	I	—		
TAS:KT	J 06	kt	真対気速度	SWITCH UNIT:CNV
EAS:KT	J 06	kt	等価対気速度	
ALT:FT	K 14	ft	高 度	
GAM:DG	J 08	deg	飛行径路角	
ALP:DG	J 08	deg	迎 角	
BET:DG	J 08	deg	横滑り角	
P:DG	J 08	deg/s	機体軸 x_b まわりの角速度	
Q:DG	J 08	deg/s	" y_b " "	

プログラム記号	属性	単位	説明	発生タスク
R:DG	J 08	deg/s	機体軸 z_b まわりの角速度	
PHI:DG	J 08	deg	バンク角	
THE:DG	J 08	deg	ピッチ角	
PSI:DG	J 06	deg	方位角	
GAM	J 14	rad	飛行径路角	
DIST	J 11	n.m.	機体位置	
GSLOPE	J 08	deg	グライド・スロープ角	
DOT:GS	J 11	dot	グライド・スロープ偏差	
DOT:LC	J 11	dot	ローライザー偏差	
SINPSI	J 15	—	$\sin \Psi$	
COSPSI	J 15	—	$\cos \Psi$	
THEADI	J 15	—	計器信号 ピッチ角	
PHIADI	J 15	—	" バンク角	
DEV:GS	J 15	—	" グライド・スロープ偏差	
DEV:LC	J 15	—	" ローライザー偏差	
DME:AO	J 15	—	" DME	
BALLIN	J 15	—	" ボール角	
NEEDLE	J 15	—	" 旋回計	
NZ:AO	J 15	—	" 加速度計	
IAS:IN	J 15	—	" 対気速度	
ROC:IN	J 15	—	" 昇降率	
ALT:IN	J 15	—	" 高度	
ALP:IN	J 15	—	" 迎角	
AMX:IN	J 15	—	" 最大迎角	
BET:IN	J 15	—	" 横滑り角	
GAM:IN	J 15	—	" 飛行径路角	
VEL:DO	I	—	" 対気速度 (デジタル)	
PWR:LH	J 15	—	" 左側エンジン推力レベル	
PWR:RH	J 15	—	" 右側 " "	
ELV:AO	J 15	—	" 昇降舵角	
STB:AO	J 15	—	" 水平安定板角	
USB:AO	J 15	—	" フラップ角	
SPB:AO	J 15	—	" スポイラー角	
GLMP:N	J 15	—	" 前脚接地ランプ	
GLMP L	J 15	—	" 左主脚 "	
GLMP:R	J 15	—	" 右主脚 "	
X:VD	J 15	—	模擬視界信号 x	
Y:VD	J 15	—	" y	

プログラム記号	属性	単位	説明	発生タスク
Z:VD	J 15	—	模擬視界信号 z	
THE:VD	J 15	—	" θ	
PHI:VD	J 15	—	" ϕ	
PSI:VD	J 15	—	" ψ	
X:EYE	J 02	m	地球軸系での標準視点 x_e 座標	
Y:EYE	J 07	m	" " y_e "	
Z:EYE	J 06	m	" " z_e "	
P:EYE	J 09	m	標準視点のピッチ角	
B:EYE	J 08	deg	" バンク角	
D:EYE	J 09	deg	" 方位角	
WEIT	J-04	kg	機体重量	
MASS	J 01	kg-s ² /m	機体質量	
IX	J-04	kg-m-s ²	機体軸 x_b まわりの慣性モーメント	
IY	J-04	kg-m-s ²	" y_b " "	
IZ	J-04	kg-m-s ²	" z_b " "	
IXZ	J-04	kg-m-s ²	機体軸 x_b z_b 面内の慣性モーメント	
S	J 07	m ²	主翼面積	
MAC	J 12	m	主翼平均空力弦長	
SPAN	J 09	m	主翼々巾	
ZWING	J 10	m	主翼平均空力弦の高さ	
SH	J 08	m ²	水平尾翼面積	
XH	J 10	m	重心より水平尾翼空力中心迄の長さ	
ZH	J 11	m	" " 高さ	
SV	J 08	m ²	垂直尾翼面積	
XV	J 10	m	重心より垂直尾翼空力中心迄の長さ	
ZV	J 11	m	" " 高さ	
XCG	J 11	m	重心前後位置	
ZCG	J 11	m	" 上下 "	
H:MIN	K 15	ft	地上静止時重心高さ	
X:CP	J 10	m	標準視点の機体軸系 x_b 座標	
Y:CP	J 10	m	" " y_b "	
Z:CP	J 10	m	" " z_b "	
NENG	I	—	エンジン基数	
BLEED	J 15	—	抽気による推力損失率	
TE:UP	J 12	sec	推力増加時のエンジン応答時定数	
TE:DN	J 12	sec	推力減少時 " "	
CJBND	J 12	—	データ限界の C_j	
USB00	J 08	deg	空力データ作成用第1フラップ角	

プログラム記号	属性	単位	説明	発生タスク
USB20	J 08	deg	空力データ作成用第2フラップ角	
USB40	J 08	deg	" 第3 "	
USB60	J 08	deg	" 第4 "	
USB80	J 08	deg	" 第5 "	
J:HRZ	I	—	水平尾翼 ON/OFF フラッグ	
J:VRT	I	—	垂直尾翼 " "	
LXGN	J 11	m	機体軸系前車輪 x_b 座標	
LZGN	J 11	m	" " z_b "	
LXGL	J 11	m	" 左主車輪 x_b "	
LYGL	J 11	m	" " y_b "	
LZGL	J 11	m	" " z_b "	
LXGR	J 11	m	" 右主車輪 x_b "	
LYGR	J 11	m	" " y_b "	
LZGR	J 11	m	" " x_b "	
O:NOSE	J 12	m	前脚最大オレオ変位	
O:MAIN	J 12	m	主脚 "	
T:NOSE	J 12	m	前車輪最大タイヤ変位	
T:MAIN	J 12	m	主車輪 "	
DC:MAX	J 10	deg	コラム最大変位	
DC:MIN	J 10	deg	" 最小 "	
DW:MAX	J 08	deg	ホイール最大角	
DP:MAX	J 11	cm	ペダル最大変位	
DP:MIN	J 11	cm	" 最小 "	
DT:MAX	J 08	%	スラスト・レバー最大変位	
DT:MIN	J 08	%	" 最小 "	
FP:MAX	J 10	deg	FPCレバー最大角	
FP:MIN	J 10	deg	" 最小角	
DS:MAX	J 09	deg	スポイラー最大角	
DS:MIN	J 09	deg	" 最小角	
DF:MAX	J 08	deg	フラップ 最大角	
DF:MIN	J 08	deg	" 最小角	
AT:MAX	J 08	deg	補助翼トリム・ホイール最大角	
RT:MAX	J 09	deg	方向舵トリム・ホイール最大角	
DE:MAX	J 09	deg	昇降舵最大舵角	
DE:MIN	J 09	deg	" 最小 "	
DH:MAX	J 11	deg	水平安定板最大舵角	

プログラム記号	属性	単位	説明	発生タスク
DH:MIN	J 11	deg	水平安定板最小舵角	
DA:MAX	J 08	deg	補助翼最大舵角	
DR:MAX	J 09	deg	方向舵 "	
DC:DB	J 10	deg	コラム不感帯	
DW:DB	J 08	deg	ホイール "	
DP:DB	J 11	cm	ペダル "	
DT:DB	J 08	%	スラスト・レバー不感帯	
FP:DB	J 10	deg	FPC レバー "	
DS:DB	J 09	deg	スポイラー "	
AT:DB	J 08	deg	補助翼トリム・ホイール不感帯	
RT:DB	J 09	deg	方向舵 " "	
R:USB	J 08	deg/sec	フラップ最大操舵速度	
R:SPL	J 08	deg/sec	スポイラー "	
R:ELV	J 08	deg/sec	昇降舵 "	
R:AIL	J 08	deg/sec	補助翼 "	
R:RUD	J 08	deg/sec	方向舵 "	
R:FLP	J 08	deg/sec	フラップ角設定速度	
T:MODE	I	—	釣合モード判別フラッグ	AIRPLANE

表 A - 2 固定小数点方式における属性

倍精度		単精度		2^n	n	2^{-n}	単精度		倍精度	
K	J	K	J				J	K	J	K
K30	J14	K29	J13	1	0	1.0	J15	K31		
K28	J12	K27	J11	2	1	0.5	J16	K32		
K26	J10	K25	J9	4	2	0.25	J17	K33		
K24	J8	K23	J7	8	3	0.125	J18	K34		
K22	J6	K21	J5	16	4	0.0625	J19	K35		
K20	J4	K19	J3	32	5	0.03125	J20	K36		
K18	J2	K17	J1	64	6	0.015625	J21	K37		
K16	J0	K15	J-1	128	7	0.0078125	J22	K38		
K14	J-2	K13	J-3	266	8	0.00390625	J23	K39		
K12	J-4	K11	J-5	512	9	0.001953125	J24	K40		
K10	J-6	K9	J-7	1024	10	0.0009765625	J25	K41		
K8	J-8	K7	J-9	2048	11	0.00048828125	J26	K42		
K6	J-10	K5	J-11	4096	12	0.000244140625	J27	K43		
K4	J-12	K3	J-13	8192	13	0.0001220703125	J28	K44		
K2	J-14	K1	J-15	16384	14	0.00006103515625	J29	K45		
K0	J-16			32768	15	0.000030517578125	J30	K46		
				65536	16	0.0000152587890625	J31	K47		
				131072	17	0.00000762939453125	J32	K48		
				262144	18	0.000003814697265625	J33	K49		
				524288	19	0.0000019073486328125	J34	K50		
				1048576	20	0.00000095367431640625	J35	K51		
				2097152	21	0.000000476837158203125	J36	K52		
				4194304	22	0.0000002384185791015625	J37	K53		
				8388608	23	0.00000011920928955078125	J38	K54		
				16777216	24	0.000000059604644775390625	J39	K55		
				33554432	25	0.0000000298023223876953125	J40	K56		
				67108864	26	0.00000001490116119384765625	J41	K57		
				134217728	27	0.000000007450580596923828125	J42	K58		
				268435456	28	0.0000000037252902984619140625	J43	K59		
				536870912	29	0.00000000186264514923095703125	J44	K60		
				1073741824	30	0.000000000931322574615478515625	J45	K61		
				2147483648	31	0.0000000004656612873077392578125				

航空宇宙技術研究所報告702号

昭和57年2月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社三興印刷
東京都新宿区信濃町12 三河ビル

Printed in Japan