

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1291

ALFLEX懸吊風洞試験における 模型制御・データ取得システム

元田敏和・迫田幸恵・下村卓・柳原正明
塚本太郎・佐々修一・滝沢実・永安正彦

1996年5月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

概要	3
1. まえがき	4
2. プログラムの構成	6
2.1 リアルタイム制御計測部	6
2.2 システム・チェック部	7
2.3 取得データ表示部	7
3. リアルタイム制御計測部	7
3.1 計測システム	7
3.2 オンライン処理アルゴリズム	9
3.3 状態量算出法	9
3.3.1 方位角及び重心位置の算出	9
3.3.2 重心速度の算出	10
3.3.3 カルマンフィルタによる状態推定 ¹¹⁾	11
3.3.4 制御系	13
3.4 取得データ	13
3.4.1 取得データ項目	13
3.4.2 データ保存法	16
3.4.3 フライトレコーダ	16
3.5 オペレーション	17
4. システムチェック部	19
4.1 センサ機能チェック部	19
4.2 アクチュエータ校正部	20
4.2.1 バックラッシュ B_l	20
4.2.2 サーボモータ係数 D_s	20
4.2.3 サーボモータバイアス D_b	21
4.2.4 舵角コマンドのバックラッシュ補正	21
5. 取得データ表示部	22
6. 実験データ例	23
6.1 コマンド追従試験結果	24
6.2 空力舵面操舵応答結果	24
6.3 状態推定結果	25
6.3.1 縦の運動	26
6.3.2 横の運動	26
7. まとめ	27
参考文献	28
付録	28
A データファイルの構成	28
B アクチュエータ校正手順	33
C ファイル一覧	33
D ファイル変換プログラム	33

ALFLEX 懸吊風洞試験における 模型制御・データ取得システム*

元 田 敏 和^{*1} 迫 田 幸 恵^{*2} 下 村 卓^{*3} 柳 原 正 明^{*1}
塚 本 太 郎^{*1} 佐 々 修 一^{*1} 滝 沢 実^{*1} 永 安 正 彦^{*1}

Control of the Experimental Model and the Data Acquisition System in ALFLEX Dynamic Wind Tunnel Tests

Toshikazu Motoda, Yukie Sakoda, Takashi Shimomura, Masaaki Yanagihara
Taro Tsukamoto, Shuichi Sasa, Minoru Takizawa, Masahiko Nagayasu

ABSTRACT

Dynamic wind tunnel tests have been conducted at the National Aerospace Laboratory (NAL) since 1989, while the Automatic Landing FLight Experiment (ALFLEX) was being planned to develop an automatic landing technique. ALFLEX is one of the experiments supporting HOPE, the Japanese unmanned spacecraft programme.

Prior to flight experiments, dynamic wind tunnel tests were conducted using a 40% ALFLEX scale model in order to evaluate the performance of the ALFLEX control system and to determine aerodynamic parameters. During the tests, control surface deflection commands were sent to the model and measured data were transmitted to an external computer and stored.

This paper describes the control and data acquisition functions and algorithms developed for the dynamic wind tunnel tests. Data acquired from the tests demonstrate that the system performs well.

Keywords: Control of model aircraft, data acquisition, time sequence data

概 要

航空宇宙技術研究所では1989年以来、空力微係数の同定を主目的とした動的風洞試験を行ってきた。最初にスペースプレーン模型、次にHOPE 01 B形状の模型を用いて、ケーブルマウント方式(Cable Mount System, CMS)での動的風洞試験¹⁾を行った。

一方、航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団は無人宇宙往還機(HOPE)の研究の一環として、自動着陸技術の確立を目的とした小型自動着陸実験(ALFLEX)²⁾を1996年に計画している。これは低速において固有安定性のない実験機を自動制御系により安定化させ、無人での着陸を目指すものである。小型自動着陸実験では、HOPE 想定実機の37%スケールの実験機が、懸吊架台を介して1本のケーブルでヘリコプタにより

* 平成8年2月28日受付 (received 28 February 1996)

*¹ 制御部 (Control Systems Division)

*² 日本電気航空宇宙システム (NEC Aerospace System)

*³ 大阪大学基礎工学部 (Faculty of Engineering Science, Osaka University)

曳航される。この懸吊状態において制御系の動作を確認した後に、高度約 1500 m において ALFLEX 実験機は切り離される。

先に述べた動的風洞試験技術を応用し、懸吊状態での制御系の安定性確認と性能評価及び空力微係数同定のためのデータ取得を目的として、ALFLEX 実験機の 40 % スケール模型を用いた懸吊風洞試験を 1994 年 9 月～11 月にかけて実施した³。

データ取得に際しては、模型が風洞内で固定された風洞試験とは異なり、模型の運動を時系列データとして取得することが必要となる。このためデータの転送や保存の際に信頼性が要求され、取り込むデータはサンプリング周期毎に確実に保存することが必要となる。また制御コマンド送出に際しては、サンプリング周期の時間内に必要なコマンドの計算を終え送出することが必要である。コマンドの計算や送出に不具合が生じれば、機体の運動が不安定となり発散する危険性がある⁴。このため、制御コマンド送出には特に信頼性が要求される。

当所ではこれらの要求を満たすため、動的風洞試験において種々のデータの取得、必要な状態量の計算及び保存、操舵コマンドの送出、制御コマンド計算及び送出等を行うための「動的模型制御計測プログラム」(以下、制御計測プログラムと記述する。)を開発した。これは風洞試験を行うに当たっての計測データチェック機能、データ表示機能も備えており、センサ出力の確認、制御舵面駆動用アクチュエータの校正、取得データの確認及び解析にも利用される。さらに、試験を安全かつ円滑に行うための機能もいくつか備えている。

本プログラムには動的風洞試験の度に改修が加えられ、その機能は強化されてきた。ここでは、これまでの最新版となる ALFLEX 懸吊風洞試験の際に用いたものを取り上げ⁵、その構成、機能とデータ処理方法について報告する。最後に、取得したデータを示し、本システムが実際に動的風洞試験において有効に機能したことを示す。

1. まえがき

1996 年に予定されている ALFLEX の飛行実験に先立ち、制御系の評価、空力微係数同定のための時系列データ取得を主目的とした ALFLEX 懸吊風洞試験を 1994 年秋に実施した。

ALFLEX 懸吊風洞試験のコンフィギュレーションを図 1.1 に示す。この懸吊風洞試験においては、実験機模型は風洞内で固定されておらず、天井のクレーンから 3 本のケーブルで吊された架台を介して 1 本のケーブルで支持されている。

実験機模型と架台模型の組み合わせにより、システムのコンフィギュレーションとして、実際には次の 3 つの形態が存在する。

(1) 懸吊形態

図 1.1 に示すような、架台を介して実験機が一本のケーブルで吊された形態

(2) 合体形態

架台と実験機が一体となった形態

(3) 架台単体形態

架台単体のみの形態

合体形態は実験機がヘリコプタにより実験場まで運搬される時の形態であり、懸吊形態となる前の形態である。架台単体形態は、実験機が架台から切り離された後の形態である。全ての形態において飛行の安定性を確認するため、合体形態と架台単体形態についても風洞試験を行った。

実験機模型上には計測装置として、角速度計、加速度計、鉛直ジャイロ、懸吊ケーブル張力測定のためのロードセル、懸吊ケーブルと模型との角度を測定するためのジンバルポテンシオメータ、エア・データ・センサ (ADS)、舵角ポテンシオメータが搭載されている。架台上には角速度計、加速度計、鉛直ジャイロが搭載されている。これらの信号ラインは、模型と架台に余分な力を加えないように、また信号ラインも余分な力を受けないように、ケーブルに沿って一旦天井クレーンまで持ち上げられ、そこから地上の制御計測用計算機まで接続されている。風洞測定部内には動圧を計測するためのピトー管が固定されている。また、光学式 3 次元位置計測装置 (ビデオ・トラッカ)⁶ の一部を構成する 2 台の TV カメラが風洞側面の窓の外に取り付けられている。これは実験機及び架台の表面に取り付けられた光源 LED の 3 次元位置を光学的に計測するものである。これらの出力もすべて地上の制御計測用計算機に転送される。

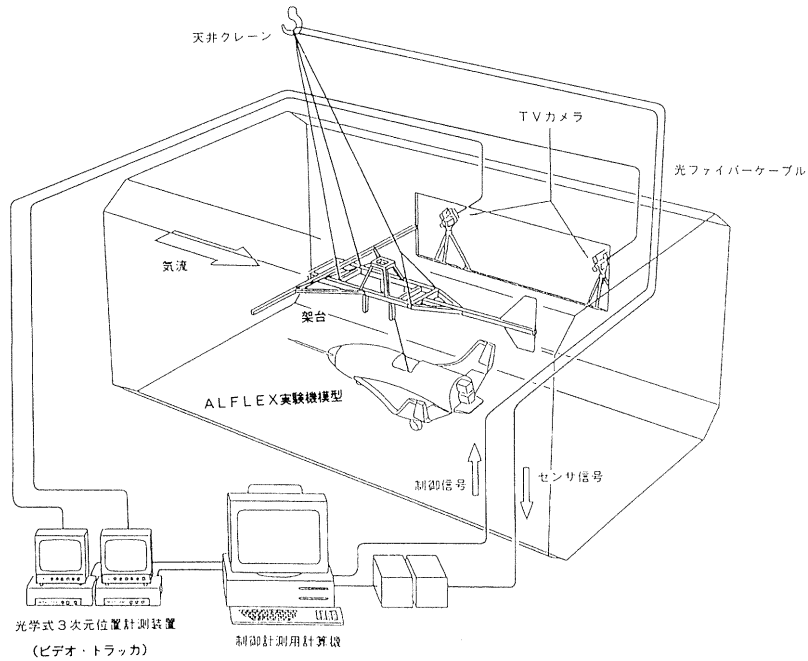


図 1.1 ALFLEX 懸吊風洞試験のコンフィギュレーション

また実験機模型には制御舵面としてエレボン及びラダーが取り付けられており、これらはサーボモータにより駆動される。舵角コマンドは地上の計算機により計算され、風洞内の模型へ送出される。風洞試験中の ALFLEX 模型と懸吊架台の様子を図 1.2 に示す。

制御計測プログラムはこの懸吊風洞試験において地上の計算機内で動作し、必要なデータを全て保存すること、及び舵角コマンドを模型へ送出することを主な目的とするものである。また本プログラムは、データの入出力処理に優れた C 言語を用いて記述されている。

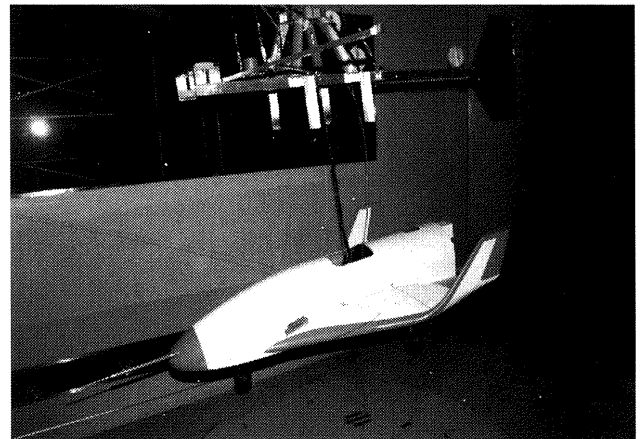


図 1.2 風洞試験中の ALFLEX 模型と懸吊架台

記 号

amp	: 操舵入力振幅	$H(s)$: バターワースフィルタの伝達関数
$A_{lat}, B_{lat}, C_{lat}, D_{lat}$: 横系状態方程式の係数	I	: 単位行列
$A_{lon}, B_{lon}, C_{lon}, D_{lon}$: 縦系状態方程式の係数	K	: カルマンゲイン
A_x, A_y, A_z	: 実験機加速度 (加速度計出力), 機体軸成分	P, Q, R	: 実験機角速度, 機体軸成分
a_x, a_y, a_z	: 同上, 釣合値からの微小擾乱	P_c	: アクチュエータ・パルス・コマンド
b_E	: 電圧バイアス値	P_{c-ref}	: 同上, 基準パルス幅
Bl	: バックラッシュ量	P_d	: ピトー管により計測される動圧
D_b	: サーボモータバイアス	prd	: 操舵入力の基準パルス幅
DeL, DeR	: エレボン舵角 (左, 右)	Q_v, Q_w	: ランダムノイズの共分散行列
D_{sf}	: サーボモータ係数	q_v	: ADS データより算出した動圧
E	: アクチュエータ出力電圧値	S_{fac}	: スケールファクタ
E_p	: アクチュエータ電源電圧値	T	: サンプルング周期
$F(s)$: 一次ローパスフィルタの伝達関数	T_c	: 懸吊ケーブル張力
f_{cut}	: バターワースフィルタ・カットオフ周波数	U, V, W	: 慣性速度, 機体座標成分
g_0	: 重力加速度 (9.80665 m/s^2)	u, v, w	: 同上, 釣合値からの微小擾乱

- U_{lat} : 横系状態方程式の入力
- U_{lon} : 縦系状態方程式の入力
- V_{CAS} : 校正対気速度
- V_{TAS} : 真対気速度
- v : 観測ノイズ・ベクトル
- w : プロセスノイズ・ベクトル
- X_{cg}, Y_{cg}, Z_{cg} : 重心位置, 風洞座標成分
- x_{cg}, y_{cg}, z_{cg} : 同上, 釣合値からの微小擾乱
- X_i, Y_i, Z_i : i 番目の LED ターゲットの位置, 風洞座標成分
- X_{lat} : 横系状態方程式の内部状態量
- X_{lon} : 縦系状態方程式の内部状態量
- Y_{lat} : 横系状態方程式の出力
- α : 迎角
- β : 横滑り角
- δ : アクチュエータ舵角
- $\delta_{bl,c}$: バックラッシュ補正後の舵角コマンド
- δ_d : 設計上のアクチュエータ動作角
- $\delta eL, \delta eR$: エレベータ舵角 (左, 右)
- $\delta aL, \delta aR$: エルロン舵角 (左, 右)
- $\delta rL, \delta rR$: ラダー舵角 (左, 右)
- ρ : 大気密度
- ρ_0 : 標準大気密度 (0.12492 kg/m^3)
- τ : 一次ローパスフィルタの時定数
- Φ, Θ, Ψ : 実験機姿勢角
- ϕ, θ, ψ : 同上, 釣合値からの微小擾乱
- Φ_{gb}, Θ_{gb} : ジンバル角
- ∇ : 後進差分演算子

- HF : 架台搭載センサによる計測値
- b : 機体座標成分
- c : コマンド
- cg : 重心位置における値
- f : フィルタリングされた値
- kal : カルマンフィルタによる推定値
- r : 基準機体座標成分
- w : 風洞座標成分
- o : 釣合量

略 語

- ADS : Air Data Sensor
- CMS : Cable Mount System
- DSP : Digital Signal Processor
- GPIB : General Purpose Interface Bus
- LED : Light Emitting Diode
- PWM : Pulse Width Modulation
- RAM : Random Access Memory
- V.T. : Video Tracker

添 字

- ADS : ADS による計測値

2. プログラムの構成

制御計測プログラムの構成を図 2.1 に示す。図に示すように本プログラムは、リアルタイム制御計測部、システムチェック部、取得データ表示部の 3 つの部分に大きく分かれる。

2.1 リアルタイム制御計測部

リアルタイム制御計測部は、風洞試験中に常に作動させている最も重要な部分である。主な機能を次に列挙する。

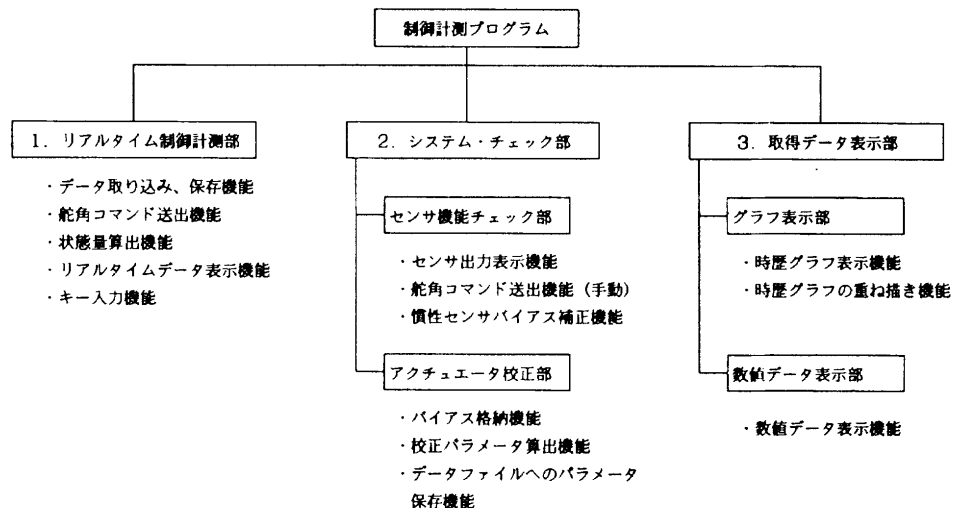


図 2.1 システム構成

- (1) データの取り込みとディスクへの保存
- (2) 制御コマンドの送出
- (3) 状態量の計算
- (4) 必要なデータ、及び作動状態を示す変数や文字をリアルタイムで表示
- (5) 制御 ON/OFF、データ保存、操舵コマンド送出、制御系パラメータ変更等のオペレーション

データの保存の際には、空力微係数同定のために時系列データとしてある一定の時間継続してデータを保存することが要求され、またサンプリング周期内に全てのデータ項目について保存することが必要となる。

舵角コマンドに関しては、模型の運動を制御するための制御コマンドと、空力微係数同定のためのデータを取得するために模型の運動を励起する操舵コマンドがある。これらの舵角コマンドは確実にサンプリング周期の時間内に計算を終え、アクチュエータに送出されなければならない。

2.2 システム・チェック部

システムチェック部は、各種機器類の動作を確認・調整するために必要となる部分であり、風洞試験開始前に用いる。この部分はセンサ機能チェック部とアクチュエータ校正部の2つの部分を含む。それぞれについて以下に主な機能を示す。

[センサ機能チェック部の機能]

- (1) 各種センサからの出力をディスプレイ上に表示
- (2) 手動による舵角コマンドの送信（アクチュエータの動作確認）
- (3) 姿勢角、角速度、加速度のデータを取り込んで出力バイアスを補正

[アクチュエータ校正部の機能]

- (1) 舵角コマンドと舵角を一致させるための、バイアス値の取り込み
- (2) アクチュエータの入出力データを取り込み、舵角の自動スイープを行って、最小自乗法によりバックラッシュ等のパラメータを導出
- (3) 各舵面について、校正の結果得られたパラメータをデータファイルに保存

以上がシステムチェック部の機能である。

2.3 取得データ表示部

最後の取得データ表示部は、風洞試験において保存したデータをオフラインでディスプレイに表示する機能を

持つ。この機能は、取得したデータの確認だけでなく、風洞試験において発生する様々な予期しなかった現象の解明に役立つ。取得データ表示部には、グラフ表示部と数値データ表示部がある。

[グラフ表示部の機能]

- (1) 複数個の時歴データを表示
- (2) 1つのグラフに複数の時歴データを同時にプロット

[数値データ表示部の機能]

- (1) 数値データをディスプレイに表示

以上が制御計測プログラムの全体の構成である。次節以降では、それぞれの部分についてその機能の詳細とアルゴリズムについて述べる。

3. リアルタイム制御計測部

3.1 計測システム

リアルタイム制御計測部は本プログラムの主要部であり、風洞試験中には常に作動させている部分である。ALFLEX 懸吊風洞試験における信号系統図を図3.1に示す。この図は各種のセンサ及び懸吊試験中に計測されるデータを示しており、図中の全てのデータは右側に示す制御計測用計算機に送信される。

図の点線で囲まれた部分は通風中に風洞測定部の中で計測・処理される部分を示す。さらにこの中を一点鎖線により、上・中・下段の3つのパートに分けてあるが、これらはそれぞれ、実験機搭載機器、架台搭載センサ、風洞固定センサを表している。実験機及び架台の3次元位置は、光学式3次元位置計測装置（ビデオ・トラッカ、V.T.）により測定部の窓越しに、外部から計測される。

エア・データ・センサ（ADS）を除く実験機搭載のセンサ信号は、機上テレメータに集められる。そこでA/D変換、パラレル・シリアル変換、電気・光変換された後に光ファイバを経由し、シリアルデータとして地上テレメータに送信される（ダウンリンク）。地上テレメータでは、光・電気変換された後にシリアル・パラレル変換されて制御計測用計算機に取り込まれる。

またアクチュエータ駆動用の舵角コマンドは計算機の中で制御則に従って計算されるか、或いはオペレータにより設定される操舵コマンドとして与えられ、データ取り込みとは逆の手順で風洞内の実験機まで光ケーブルにより送信される（アップリンク）。従って光ケーブルはアップリンク用、ダウンリンク用の2本が必要となる。

ADS²⁾出力信号は、電磁干渉防止用のシールドされたケーブルにより天井に設置された専用の処理器まで送信

される。そこで迎角、横滑り角、校正対気速度が計算され、この出力は天井に設置された計算機に送られて A/D 変換される。天井部分で A/D 変換を行うのは、アナログ信号の送信距離を短くしてデータの劣化をできるだけ抑えるためである。その後、共有メモリ (RAM) を用いた高速転送システムにより、デジタル信号として計測室の制御計測用計算機に転送される。

架台上に搭載された加速度計、角速度計、鉛直ジャイロの出力は、アナログケーブルにより測定部天井の上に設置された計算機まで送信される。あとは ADS 出力信号と同様に、A/D 変換されて制御計測用計算機に転送され

る。

動圧は風洞内に固定されたピトー管によって測定され、アナログ信号として制御計測用計算機に送信される。この信号は計算機に組み込まれた A/D ボードにより離散化されて計算機内に取り込まれる。

実験機及び架台の位置については、その表面に取り付けられた LED の位置を 2 台の T.V.カメラが測定部の外から窓越しに追跡している。その信号は計測室の処理器まで送信され、そこで各ターゲットの 3 次元位置が算出される。その位置情報は GPIB ボードを通じて制御計測用計算機に取り込まれる。

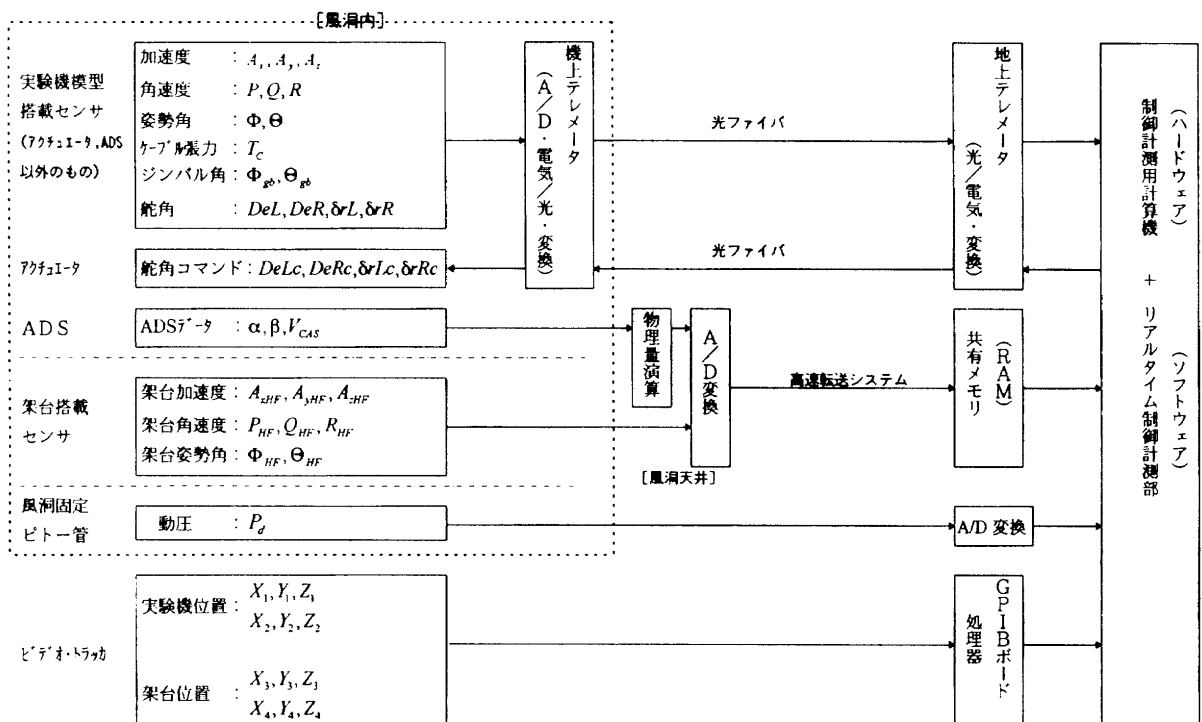


図 3.1 ALFLEX 懸吊風洞試験・信号系統図

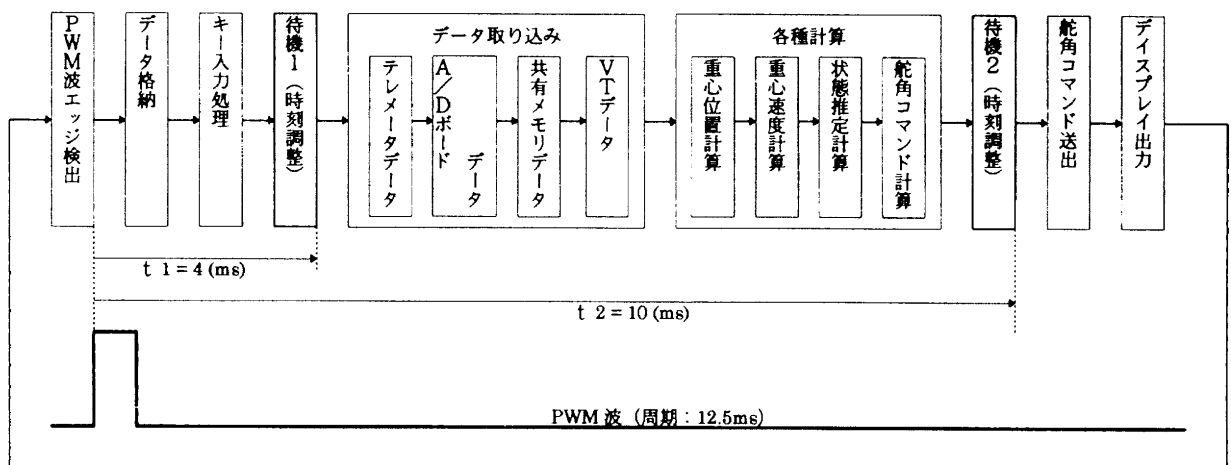


図 3.2 リアルタイム制御計測処理の流れ

3.2 オンライン処理アルゴリズム

次にリアルタイム制御計測部での処理の流れを図3.2に示す。テレメータより周期 12.5 (ms) の PWM 波が他のデータと共に計算機に送信されており、この PWM 波の周期を基準としてデータの取り込み、コマンドの送信等の処理が行われる。

また処理の途中で、データの取り込みの前とコマンド送出の前に 2カ所時刻調整のための部分(待機1, 2)を設けている。これはデータの取り込み時刻からコマンドの送出時刻までの時間を明らかにして制御系むだ時間がある程度明確にするためである。

PWM 波のエッジ検出後から 4 (ms) 以内に、データを RAM ディスクへ格納し、オペレータによるキー入力の処理を行う。次にエッジ検出から 4 (ms) 後に、データ取り込みと各種の計算を始める。そしてエッジ検出後 10 (ms) で、舵角コマンドの送出、ディスプレイへの出力処理が開始され、この処理をエッジ検出から 12.5 (ms) 以内に終了する。

以上の処理がそれぞれ設定された時間内に終了しない場合には、エラーメッセージがディスプレイ上に表示される。

全体の処理時間が 12.5 (ms) を越えた場合には、次のエッジの検出ができなくなる。仮に PWM 波の検出ができなくなった場合でも処理は継続できるように、エッジ検出後(タイマクリア後) 17 (ms) 経過しても次のエッジを検出できない場合には、強制的にタイマをクリアしてデータの格納を行い、そのまま次の処理に進む。従ってその場合にも、取得したデータが失われることはない。ただし、その後の処理は 12.5 (ms) の周期とはなくなる。尚、実際の風洞試験においては 1 フレームの処理時間が 12.5 (ms) を越えたことはなかった。

3.3 状態量算出法

リアルタイム制御計測部では、取り込んだデータを用いて種々の計算を行っている。これらは、制御コマンド計算や、オペレーションのためのディスプレイ表示に用いられる。ここではそれらの導出法について記す。

状態量算出の際に使用される右手系直交座標系の定義は以下の通りである。

(1) 風洞座標系

風洞に固定された座標系であり、風洞中心線上の基準点を原点とする。x 軸を風洞中心線に沿って上流向きにとり、z 軸を鉛直下向きにとる。

(2) 基準機体座標系

模型基準点を原点とする機体固定の座標系である。模型対称面内前方を x 軸、下向きを z 軸とする。

(3) 機体座標系

模型重心を原点とする機体固定の座標系である。各 x,

y, z 軸は基準機体座標系の軸とそれぞれ平行にとる。

3.3.1 方位角及び重心位置の算出

風洞座標系上の機体重心位置と LED の位置関係を図 3.3 に示す。実験機及び懸吊架台の位置情報としては、機体表面に取り付けられた i 番目の LED の位置 \mathbf{r}_{wi} がビデオトラッカ (V.T.) により風洞座標成分として計測される。これに加え、基準機体座標成分で表した LED の位置 \mathbf{r}_{ri} 、及び重心に対する基準機体座標原点位置 \mathbf{r}_{bo} はあらかじめ計測されている。これらの情報と鉛直ジャイロにより計測される姿勢角 (Φ , Θ) を用いて方位角 Ψ と風洞座標系における重心位置 $\mathbf{r}_{w\cdot cg}$ をリアルタイムで算出する。なお、LED は架台と実験機それぞれの表面に 2 箇所ずつ ($i = 1, 2$: 実験機, $i = 3, 4$: 架台), 合計 4 箇所に取り付けられている。

基準機体座標系から風洞座標系への回転を表す行列を R_1 (Ψ) $\cdot R_2$ (Θ) $\cdot R_3$ (Φ) とすれば、図 3.3 より次式が成り立つ。

$$\mathbf{r}_{w\cdot cg} = \mathbf{r}_{wi} - R_1(\Psi) \cdot R_2(\Theta) \cdot R_3(\Phi) \cdot (\mathbf{r}_{ri} + \mathbf{r}_{bo}) \quad (3.1)$$

ここで、

$$R_1(\Psi) = \begin{pmatrix} \cos \Psi & -\sin \Psi & 0 \\ \sin \Psi & \cos \Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

$$R_2(\Theta) = \begin{pmatrix} \cos \Theta & 0 & \sin \Theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \Theta & 0 & \cos \Theta \end{pmatrix} \quad (3.2)$$

$$R_3(\Phi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \\ 0 & \sin \Phi & \cos \Phi \end{pmatrix}$$

である。また j 番目の LED ターゲットについても (3.1) 式と同様に次式が成り立つ。

$$\mathbf{r}_{w\cdot cg} = \mathbf{r}_{wj} - R_1(\Psi) \cdot R_2(\Theta) \cdot R_3(\Phi) \cdot (\mathbf{r}_{rj} + \mathbf{r}_{bo}) \quad (3.3)$$

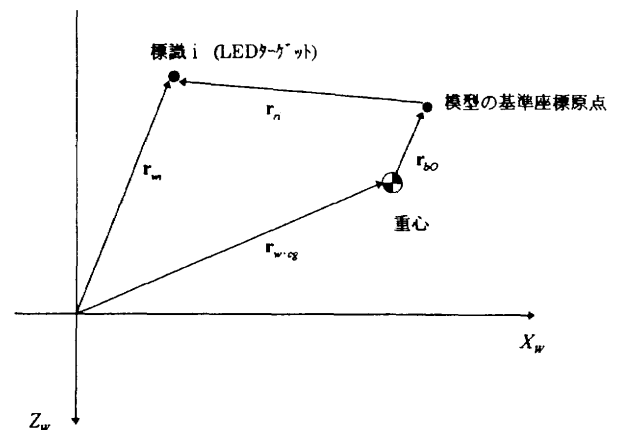


図 3.3 重心位置と LED ターゲットの位置関係

(3.1) 式, (3.3) 式より,

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_{wi} - R_1(\Psi) \cdot R_2(\Theta) \cdot R_3(\Phi) \cdot (\mathbf{r}_{ri} + \mathbf{r}_{j0}) &= \mathbf{r}_{wj} - R_1(\Psi) \cdot R_2(\Theta) \cdot R_3(\Phi) \cdot (\mathbf{r}_{rj} + \mathbf{r}_{j0}) \\ \mathbf{r}_{wi} - \mathbf{r}_{wj} &= R_1(\Psi) \cdot R_2(\Theta) \cdot R_3(\Phi) \cdot (\mathbf{r}_{ri} - \mathbf{r}_{rj}) \end{aligned} \quad (3.4)$$

(3.4) 式において, 左辺の $(\mathbf{r}_{wi} - \mathbf{r}_{wj})$ は V.T. の計測値より得られる。右辺の $R_2(\Theta) \cdot R_3(\Phi)$ は鉛直ジャイロの出力から求められ, $(\mathbf{r}_{ri} - \mathbf{r}_{rj})$ は基準機体座標系における LED ターゲットの位置であり, あらかじめ測定されている。したがって, (3.4) 式において未知量は $R_1(\Psi)$ のみである。よって (3.4) 式より Ψ が求められる。

ここで次式のようにおく。

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} \Delta x_{w17} \\ \Delta y_{w17} \\ \Delta z_{w17} \end{pmatrix} &= \mathbf{r}_{wi} - \mathbf{r}_{wj} \\ \begin{pmatrix} \Delta h_1 \\ \Delta h_2 \\ \Delta h_3 \end{pmatrix} &= R_2(\Theta) \cdot R_3(\Phi) \cdot (\mathbf{r}_{ri} - \mathbf{r}_{rj}) \end{aligned} \quad (3.5)$$

これらを用いて (3.4) 式は次のようにかける。

$$\begin{pmatrix} \Delta x_{w17} \\ \Delta y_{w17} \\ \Delta z_{w17} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \Psi & -\sin \Psi & 0 \\ \sin \Psi & \cos \Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \Delta h_1 \\ \Delta h_2 \\ \Delta h_3 \end{pmatrix} \quad (3.6)$$

(3.6) 式より,

$$\Delta x_{w17} = \cos \Psi \cdot \Delta h_1 - \sin \Psi \cdot \Delta h_2$$

$$\Delta y_{w17} = \sin \Psi \cdot \Delta h_1 + \cos \Psi \cdot \Delta h_2$$

この2式より方位角 Ψ が次式のように得られる。

$$\Psi = \sin^{-1} \left(\frac{\Delta y_{w17} \cdot \Delta h_1 - \Delta x_{w17} \cdot \Delta h_2}{\Delta h_1^2 + \Delta h_2^2} \right) \quad (3.7)$$

重心位置はこの Ψ を用いて, (3.1) 式より求められる。重心位置は1個の LED ターゲットから姿勢角を用いて1つ求められる。よって2個のターゲットからはそれぞれに対応する重心位置を計算できることになるが, これらは理論的には一致するはずである。しかし, 実際にはセンサの計測誤差や計算過程における誤差が存在するため, 完全には一致しない。

LED ターゲットは実験機, 架台それぞれに2個ずつ取り付けられており, それぞれの模型について2つの重心

位置が計算される。実際にはこの2つの量の平均をとってそれぞれの模型の重心位置とした。

また V.T. の計測値について注意すべきことは, TV カメラで追跡できる3次元的な範囲には制限があり, 模型の位置によっては測定が不可能となることである。この場合には, 方位角, 重心位置の値として現実の値とは全く異なった値が算出されてしまうため, その場合にはエラーメッセージがディスプレイ上に表示される。

3.3.2 重心速度の算出

これまでの CMS による動的風洞試験においては, 高度制御系⁸で \dot{z} をフィードバックしていたために, 何らかの方法を用いてこの量を算出する必要があった。今回の ALFLEX 懸吊風洞試験の制御系には, \dot{z} は使用していないが従来通り計算は行っている。従って, 制御系を変更して重心速度が必要になった場合には, ここで述べる方法を用いて算出した量を使用することが可能である。また \dot{z} ばかりでなく, \dot{x} , \dot{y} も併せて算出している。その計算手法について次に述べる。

重心速度は, V.T. データより算出された重心位置を4次のバターワースフィルタ⁹⁾に通した後, 数値微分により求めた。

連続系の4次のバターワースフィルタは次式で表される。

$$H(s) = \frac{1}{\left(\frac{s}{f_{cut}}\right)^4 + 2.6 \left(\frac{s}{f_{cut}}\right)^3 + 3.4 \left(\frac{s}{f_{cut}}\right)^2 + 2.6 \left(\frac{s}{f_{cut}}\right) + 1} \quad (3.8)$$

$$f_{cut}: \text{カットオフ周波数} \quad (|H(f_{cut})|^2 = \frac{1}{2})$$

このフィルタを, 双一次変換 (Tustin 変換) を用いて離散化する。双一次変換は (3.8) 式において s を次式のように置き換えて得られる。

$$s \rightarrow \frac{2(1-z^{-1})}{T(1+z^{-1})} \quad (3.9)$$

(T : サンプル周期)

(3.9) 式の変換により, 離散系のバターワースフィルタ $H(z)$ が得られる。このバターワースフィルタは次に示す形で表される。

$$H(z) = \frac{B(z)}{1+A(z)} \quad (3.10)$$

このフィルタの入力である n 時点での位置を $u(n)$, 出力を $y(n)$ とすれば, フィルタの出力は,

$$y(n) = H(z) \cdot u(n) \quad (3.11)$$

$$y(n) = -A(z) \cdot y(n) + B(z) \cdot u(n)$$

となる。

次に、この $y(n)$ に対して数値微分を行い、速度を求める。数値微分の公式¹⁰⁾より、

$$\dot{y}(n) = \frac{1}{T} \cdot \left\{ \nabla y(n) + \frac{1}{2} \nabla^2 y(n) + \frac{1}{3} \nabla^3 y(n) \right\} \quad (3.12)$$

ここで、 ∇ は後進差分を表す演算子であり、以下のように定義される。

$$\begin{aligned} \nabla y(n) &= y(n) - y(n-1) \\ \nabla^2 y(n) &= \nabla y(n) - \nabla y(n-1) \\ \nabla^3 y(n) &= \nabla^2 y(n) - \nabla^2 y(n-1) \end{aligned} \quad (3.13)$$

(3.13) 式を (3.12) 式に代入して整理すると、

$$\dot{y}(n) = \frac{1}{6T} \cdot \{ 11y(n) - 18y(n-1) + 9y(n-2) - 2y(n-3) \} \quad (3.14)$$

この (3.14) 式より、重心位置の速度が求められる。

3.3.3 カルマンフィルタによる状態推定¹¹⁾

カルマンフィルタを用いたオンライン状態推定の目的は以下の2つである。

- (1) 実験機模型の速度など、直接測定できない状態量を推定すること。
- (2) 測定データには計測誤差が含まれており、この計測誤差をできるだけ取り除き、真値を推定すること。

この状態推定が良好に働けば、センサにより直接計測していない量やノイズの影響の少ない量を制御系に用いることも可能となる。

[縦の運動]

縦の運動方程式、オイラー角と機体角速度の関係、速度の機体座標成分と風洞座標成分の関係より次式が成り立つ¹²⁾。

$$\begin{aligned} \dot{U} &= A_x - g_0 \sin \Theta - QW + RV \\ \dot{W} &= A_z + g_0 \cos \Theta + QU - PV \\ \dot{\Theta} &= Q \cos \Phi - R \sin \Phi \\ \dot{X}_{cg} &= U \cos \Theta \cos \Phi + V \{ \sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi - \cos \Phi \sin \Psi \} \\ &\quad + W \{ \cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi \} \\ \dot{Z}_{cg} &= -U \sin \Theta + V \sin \Phi \cos \Theta + W \cos \Phi \cos \Theta \end{aligned} \quad (3.15)$$

(3.15) 式において、状態量を釣合量と擾乱量に分け、次式のように釣合量は添字 0 で表し、擾乱量を小文字で表す。

$$\begin{aligned} A_x &= A_{x0} + a_x & A_z &= A_{z0} + a_z \\ X_{cg} &= X_{cg0} + x_{cg} & Z_{cg} &= Z_{cg0} + z_{cg} \\ U &= U_0 + u & V &= V_0 + v & W &= W_0 + w \\ P &= P_0 + p & Q &= Q_0 + q & R &= R_0 + r \\ \Phi &= \Phi_0 + \phi & \Theta &= \Theta_0 + \theta & \Psi &= \Psi_0 + \psi \end{aligned} \quad (3.16)$$

(3.16) 式を (3.15) 式に代入し、2次以上の微小項を無視して線形化する。また釣合状態において横の運動に関する状態量は 0 であるとし、次の (3.17) 式が成り立つものとする。

$$\Phi_0 = \Psi_0 = P_0 = R_0 = V_0 = 0 \quad (3.17)$$

また風洞内では、釣合状態において実験機の速度は 0 であるとすれば、

$$U_0 = W_0 = 0 \quad (3.18)$$

このとき、(3.15) 式は次のように線形化される。

$$\begin{aligned} \dot{u} &= a_x - g_0 \cos \Theta_0 \cdot \theta \\ \dot{w} &= a_z - g_0 \sin \Theta_0 \cdot \theta \\ \dot{\theta} &= q \\ \dot{x}_{cg} &= u \cos \Theta_0 + w \sin \Theta_0 \\ \dot{z}_{cg} &= -u \sin \Theta_0 + w \cos \Theta_0 \end{aligned} \quad (3.19)$$

ここで、

$$\text{推定すべき擾乱状態量: } \mathbf{x} = [u \ w \ \theta \ x_{cg} \ z_{cg}]^T$$

$$\text{システムの入力: } \mathbf{u} = [a_x \ a_z \ q]^T \quad (3.20)$$

$$\text{システムの出力: } \mathbf{y} = [\theta \ x_{cg} \ z_{cg}]^T$$

として、システム入力 a_x , a_z , q にランダムノイズ $\mathbf{w} = [\omega_x \ \omega_z \ \omega_q]^T$ が、またシステム出力 θ , x_{cg} , z_{cg} にランダム

ノイズ $\mathbf{v} = [v_\theta v_x v_z]^T$ が存在すると仮定する。また行列 A , B , C を次のように置く。

$$\begin{aligned} A &= \begin{pmatrix} 0 & 0 & -g_0 \cos \Theta_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -g_0 \sin \Theta_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \cos \Theta_0 & \sin \Theta_0 & 0 & 0 & 0 \\ -\sin \Theta_0 & \cos \Theta_0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \\ B &= \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \\ C &= \begin{pmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (3.21)$$

(3.21) 式において Θ_0 の値はあらかじめ設定しておく必要があるが、これは実験機が風洞内でどのような値で釣合状態となるかを考慮して決定する。

(3.21) 式の行列を用いて、(3.20) 式の状態方程式及び、出力方程式を表すと、

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= A \cdot \mathbf{x} + B \cdot \mathbf{u} + B \cdot \mathbf{w} \\ \mathbf{y} &= C \cdot \mathbf{x} + \mathbf{v} \end{aligned} \quad (3.22)$$

(3.22) 式を離散化すると、

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_{n+1} &= A_d \cdot \mathbf{x}_n + B_d \cdot \mathbf{u}_n + B_d \cdot \mathbf{w}_n \\ \mathbf{y}_n &= C_d \cdot \mathbf{x}_n + \mathbf{v}_n \end{aligned} \quad (3.23)$$

ここで、

$$\begin{aligned} A_d &= A \cdot T + I, \quad B_d = B \cdot T, \quad C_d = C \\ (T \text{ はサンプリング周期, } I \text{ は単位行列}) \end{aligned}$$

また本風洞試験においては、ランダムノイズの標準偏差はセンサ出力のフルスケールの 1% であると仮定し、ランダムノイズの共分散行列として、次の値を用いた。

$$\begin{aligned} Q_w &= E[\mathbf{w}_n \mathbf{w}_n^T] \\ &= \begin{pmatrix} (0.5)^2 & 0 & 0 \\ 0 & (0.5)^2 & 0 \\ 0 & 0 & (0.04)^2 \end{pmatrix} \\ Q_v &= E[\mathbf{v}_n \mathbf{v}_n^T] \\ &= \begin{pmatrix} (0.02)^2 & 0 & 0 \\ 0 & (0.025)^2 & 0 \\ 0 & 0 & (0.025)^2 \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (3.24)$$

Q_w , Q_v はそれぞれ、 \mathbf{w}_n , \mathbf{v}_n の共分散行列である。以上の条件の下でカルマンフィルタを設計すると、

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}_{n+1} &= A_d \cdot \hat{\mathbf{x}}_n + B_d \cdot \mathbf{u}_n \\ \hat{\mathbf{x}}_n &= \hat{\mathbf{x}}_n + K \cdot (\mathbf{y}_n - C_d \cdot \hat{\mathbf{x}}_n) \end{aligned} \quad (3.25)$$

ここで K はカルマンゲイン、 $\hat{\mathbf{x}}_n$ は推定値を表す。尚、 K は次式で与えられる。

$$K = S \cdot C_d^T \cdot Q_v^{-1} \quad (3.26)$$

S は、次のリカッチ方程式を解いて得られる。

$$S = (M^{-1} + C_d^T Q_v^{-1} C_d)^{-1} \quad (3.27)$$

$$M = A_d S A_d^T + B_d Q_w B_d^T$$

カルマンゲインはあらかじめ導出しておき、プログラムのソースファイルにセットしておく。

(3.25) 式の第 1 式を第 2 式に代入して 1 つの式にまとめると、

$$\hat{\mathbf{x}}_n = (I - K \cdot C_d) \cdot A_d \cdot \hat{\mathbf{x}}_{n-1} + (I - K \cdot C_d) \cdot B_d \cdot \mathbf{u}_{n-1} + K \cdot \mathbf{y}_n \quad (3.28)$$

以上より、縦の擾乱状態量の推定値

$$\hat{\mathbf{x}} = [\hat{u} \quad \hat{w} \quad \hat{\theta} \quad \hat{x}_{cg} \quad \hat{z}_{cg}]^T$$

が得られる。これらの量は釣合量からの擾乱量であるので、状態量の推定値を求めるためには (3.16) 式のように、釣合量を加える必要がある。(3.18) 式において U_0 , W_0 は 0 としているので、結局縦の状態量の推定値は以下のように得られる。

$$\begin{aligned} \hat{U} &= \hat{u} \\ \hat{W} &= \hat{w} \\ \hat{\Theta} &= \Theta_0 + \hat{\theta} \\ \hat{X}_{cg} &= X_{cg,0} + \hat{x}_{cg} \\ \hat{Z}_{cg} &= Z_{cg,0} + \hat{z}_{cg} \\ \hat{Z}_{cg} &= -\hat{U} \sin \hat{\Theta} + \hat{W} \cos \hat{\Theta} \end{aligned} \quad (3.29)$$

実験では釣合量 $X_{cg,0}$, $Z_{cg,0}$ の値として、制御計測ルーチ

ンが起動した時の値を用いた。ただし、リアルタイム制御計測部の起動時に V.T.による位置計測が正しく行われていない場合には、これらの値は 0 にセットされる。

[横の運動]

横の運動について、次式が成り立つ。

$$\begin{aligned}\dot{V} &= A_y + g_0 \cos \Theta \sin \Phi - RU + PW \\ \dot{\Phi} &= P + \Theta \sin \Phi \tan \Theta + R \cos \Phi \tan \Theta \\ \dot{\Psi} &= Q \sin \Phi \sec \Theta + R \cos \Phi \sec \Theta \\ \dot{Y}_{cg} &= U \cos \Phi \sin \Psi + V \{ \sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi \} \\ &\quad + W \{ \cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi - \sin \Phi \cos \Psi \}\end{aligned}\quad (3.30)$$

これを縦の場合と同様に線形化すると、

$$\begin{aligned}\dot{v} &= a_y + g_0 \cos \Theta_0 \cdot \phi \\ \dot{\phi} &= p + r \tan \Theta_0 \\ \dot{\psi} &= r \sec \Theta_0 \\ \dot{y}_{cg} &= v\end{aligned}\quad (3.31)$$

ここで、

$$\begin{aligned}\text{推定すべき擾乱状態量: } \mathbf{x} &= [v \ \phi \ \psi \ y_{cg}]^T \\ \text{システムの入力: } \mathbf{u} &= [a_y \ p \ r]^T \\ \text{システムの出力: } \mathbf{y} &= [\phi \ \psi \ y_{cg}]^T\end{aligned}\quad (3.32)$$

としてカルマンフィルタを構成する。またこの場合のランダムノイズの共分散として次の値を用いた。

$$\begin{aligned}E[\mathbf{w}_n \mathbf{w}_n^T] &= \begin{pmatrix} (0.5)^2 & 0 & 0 \\ 0 & (0.04)^2 & 0 \\ 0 & 0 & (0.04)^2 \end{pmatrix} \\ E[\mathbf{v}_n \mathbf{v}_n^T] &= \begin{pmatrix} (0.02)^2 & 0 & 0 \\ 0 & (0.02)^2 & 0 \\ 0 & 0 & (0.025)^2 \end{pmatrix}\end{aligned}\quad (3.33)$$

あとは縦の場合と同様の手順で、カルマンゲインを求

めれば横の擾乱状態量の推定値 $\hat{\mathbf{x}} = [\hat{v} \ \hat{\phi} \ \hat{\psi} \ \hat{y}_{cg}]^T$ を求めることができる。(3.17) 式のように横の状態量の釣合値は 0 としており、また $Y_{cg,0} = 0$ と仮定した。このため横の場合には微小擾乱量の推定値 $\hat{\mathbf{x}}$ がそのまま、状態量の推定値 $\hat{\mathbf{X}}$ となる。

3.3.4 制御系

制御系が働いているとき、舵角コマンドは制御則に従って計算され、実験機のアクチュエータに送出される。これまで CMS において使用してきた制御系に代えて、今回は ALFLEX 懸吊飛行実験のために設計された制御則を組み込んだ。この制御則の動作確認は本風洞試験の主要な目的の一つである。また従来から使用してきた制御則もプログラム中の制御フラグを書き換えて再コンパイルを行うことにより、使用可能である。

ALFLEX 懸吊風洞試験時に用いられた縦の制御系を図 3.4 (a) ~ (b) に、また横の制御系を図 3.5 (a) ~ (b) に示す¹⁴⁾。図中の $q_{,45}$, $q_{,60}$ はそれぞれ速度 45 (m/s), 60 (m/s) における動圧を、風洞模型にあわせてスケールダウンした値である。

縦の制御系ではコマンドは α_c であり、フィードバック量として Q , α を用いている。これらの量が図 3.4 (a) に示すブロック図中の状態方程式に入力される。エレベータコマンド δe_c は、この状態方程式に従って計算される。この状態方程式は図 3.4 (b) に示す。積分計算にはオイラー法を用いた。状態方程式中の行列の値も ALFLEX 実験機に使用する値を、風洞試験模型に合わせてスケールダウンしたものである。

横の制御系では図 3.5 (a) 図に示すように、入力コマンドは Φ_c と β_c であり、フィードバック量は Φ , β , P , R である。図 3.5 (b) に示す状態方程式に従ってエルロンコマンド δa_c , ラダーコマンド δr_c が計算される。

実験機模型へのエレボンコマンド DeL_c , DeR_c は、エレベータコマンド、エルロンコマンドを合成したものととして次式により計算される。

$$\begin{aligned}DeL_c &= \delta e_c - \delta a_c \\ DeR_c &= \delta e_c + \delta a_c\end{aligned}\quad (3.34)$$

尚、ここに示す制御系は本風洞試験を行った時点のものであり、試験中にいくつかの問題点が指摘され、その後 ALFLEX 実験機の制御則の改修が行われている。

3.4 取得データ

3.4.1 取得データ項目

ALFLEX 懸吊風洞試験における取得データの一覧を、表 3.1 に示す。姿勢角、角速度、加速度のデータについて

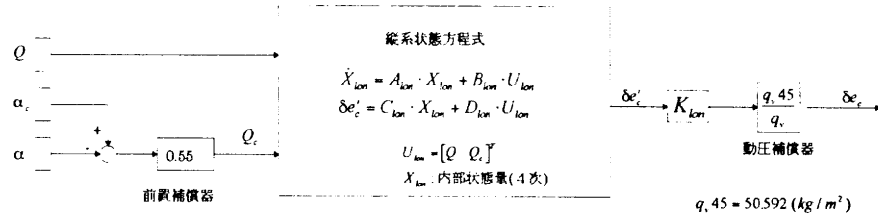


図 3.4 (a) 縦制御則 (ブロック図)

縦系状態方程式

$$\begin{aligned} \dot{X}_{lon} &= A_{lon} \cdot X_{lon} + B_{lon} \cdot U_{lon} \\ \delta e'_c &= C_{lon} \cdot X_{lon} + D_{lon} \cdot U_{lon} \end{aligned}$$

$$A_{lon} = \begin{bmatrix} 0.0 & 0.0 & 0.0 & 0.0 \\ 1.5811 \times 10^0 & 0.0 & 0.0 & -2.0507 \times 10^3 \\ 0.0 & 1.5811 \times 10^0 & 0.0 & -2.7847 \times 10^3 \\ 0.0 & 0.0 & 1.5811 \times 10^0 & -1.4032 \times 10^2 \end{bmatrix}$$

$$B_{lon} = \begin{bmatrix} 3.0451 \times 10^3 & -4.8147 \times 10^3 \\ 4.4944 \times 10^3 & -6.5771 \times 10^3 \\ 1.3846 \times 10^3 & -4.0999 \times 10^2 \\ 2.6810 \times 10^1 & -5.1308 \times 10^0 \end{bmatrix}$$

$$C_{lon} = [0.0 \ 0.0 \ 0.0 \ 1.0]$$

$$D_{lon} = [0.0 \ -6.2253 \times 10^{-2}]$$

図 3.4 (b) 縦制御則 (状態方程式)

は実験機の計測量と架台の計測量があるが、表では架台の計測量についてのみ添字_{HF}で明示しており、添字がないのは実験機の計測量である。

またこの表では取得データを、「テレメータデータ」、「AD データ」、「V.T.データ」、「推定データ」、「設定コマンドデータ」、「その他のデータ」、の6つのグループに分けてある。最初の3つのグループは、実際にセンサにより計測した量であり、それ以外のデータは全て計算機の中で計算もしくはオペレータにより設定された量である。尚、ここではセンサにより計測される量の中で、テレメータにより送信されるデータと V.T.データ以外のものを便宜上「AD データ」と呼んでいる。以下にそれぞれのグループに属するデータについて説明する。

(1) テレメータデータ

データはすべて実験機上のセンサで計測されたものである。表中にジンバル角 ϕ_{gb} 、 Θ_{gb} とあるが、これは懸吊ケーブルの実験機に対する角度を表す。ジンバル角は基準機体座標系で定義され、図 3.6 にこれを示す。

(2) AD データ

動圧 P_d は、風洞内固定のピトー管により計測した量を表す。他には架台上のセンサにより計測される角速度、姿勢角、加速度と ADS により計測される対気データがある。

(3) V.T.データ

これはビデオトラッカにより計測される LED ターゲットの風洞座標成分で表された位置データである。添字の数字はターゲットの番号を表す。1, 2 番が実験機の LED ターゲット、3, 4 番が架台の LED ターゲットである。

(4) 推定データ

3.3.3 節のカルマンフィルタを用いたオンライン推定により、得られた量である。

(5) 設定コマンドデータ

設定コマンドデータは、オペレータによりキー入力されるコマンドを表す。表中の「制御フラグ」は制御の ON/OFF を示すフラグを表し、そのフラグの番号の割り当ては表 3.2 に示す。

(6) その他のデータ

これはすべて計算機の中で算出された量である。重心位置と方位角は 3.3.1 節で述べた方法により、V.T.データから算出される量であり、舵角コマンドは 3.3.4 節に示した制御則に従って算出される量である。

また添え字 f で示されるデータ α_f 、 β_f 、 V_{CASf} 、 P_f 、 Q_f 、 R_f はフィルタリングされた量であることを示す。これらのデータはすべて制御に必要な量であり、フィルタリングを行った後に制御系に入力されたものである。実験当初はこれらのフィルタリングは予定していなかったが、ADS データはノイズの影響が大きく、制御系に悪影響を与えるとの判断から実験中に急遽加えたものである。またこのとき ADS データばかりでなく、制御に必要な量である角速度データについてもフィルタリングの処理を加えた。

使用したフィルタは次に示す一次のローパスフィルタであり、時定数を τ としてその伝達関数 $F(s)$ は、

$$F(s) = \frac{1}{1 + \tau s} \tag{3.35}$$

で表される。このフィルタの入力を $V(n)$ 、出力を $V_f(n)$ とすれば、その入出力関係は次の式で表される。

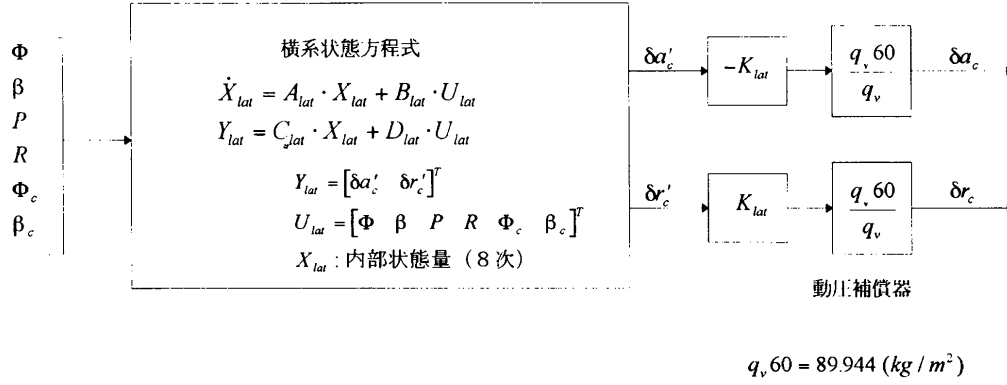


図 3.5 (a) 横制御則 (ブロック図)

横系状態方程式

$$\begin{aligned}\dot{X}_{lat} &= A_{lat} \cdot X_{lat} + B_{lat} \cdot U_{lat} \\ Y_{lat} &= C_{lat} \cdot X_{lat} + D_{lat} \cdot U_{lat}\end{aligned}$$

$$A_{lat} = \begin{bmatrix} 0.0 & 0.0 & 0.0 & 0.0 & 0.0 & 0.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0 & 0.0 & 0.0 & 0.0 & 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & -3.7550 \times 10^1 & -4.0890 \times 10^1 & 4.2389 \times 10^1 & 3.6973 \times 10^1 & -1.7984 \times 10^1 & -1.5263 \times 10^{-1} \\ 0.0 & 0.0 & 8.3737 \times 10^0 & -1.8512 \times 10^1 & 3.1167 \times 10^1 & 3.3979 \times 10^1 & -1.9057 \times 10^1 & -6.5287 \times 10^{-1} \\ 0.0 & 0.0 & 4.8652 \times 10^0 & 2.0801 \times 10^1 & -4.4825 \times 10^1 & -6.4270 \times 10^1 & 4.1782 \times 10^1 & -5.2099 \times 10^0 \\ 0.0 & 0.0 & -1.4416 \times 10^1 & 1.3800 \times 10^{-1} & -1.9508 \times 10^0 & -3.4428 \times 10^1 & 4.6046 \times 10^1 & 2.9330 \times 10^{-1} \\ 0.0 & 0.0 & 5.0459 \times 10^0 & 7.1637 \times 10^0 & -2.4721 \times 10^1 & -2.4323 \times 10^1 & -2.2345 \times 10^1 & 9.6849 \times 10^0 \\ 0.0 & 0.0 & -3.1881 \times 10^0 & -3.7732 \times 10^0 & 7.6100 \times 10^{-1} & -1.0907 \times 10^1 & -1.0335 \times 10^1 & -9.8644 \times 10^0 \end{bmatrix}$$

$$B_{lat} = \begin{bmatrix} 2.2844 \times 10^{-2} & -3.3172 \times 10^{-1} & 0.0 & 0.0 & -2.2844 \times 10^{-2} & 3.3172 \times 10^{-1} \\ 1.9862 \times 10^{-1} & -1.4074 \times 10^{-1} & 0.0 & 0.0 & -1.9862 \times 10^{-1} & 1.4074 \times 10^{-1} \\ -6.1392 \times 10^0 & -1.8359 \times 10^1 & -3.7373 \times 10^0 & 6.5903 \times 10^0 & -1.4161 \times 10^{-1} & 3.9266 \times 10^{-4} \\ -6.3459 \times 10^0 & 2.0103 \times 10^0 & -5.4222 \times 10^0 & 1.6419 \times 10^0 & -1.1516 \times 10^{-1} & 4.3230 \times 10^{-2} \\ 2.8092 \times 10^0 & 4.9339 \times 10^{-1} & 8.5300 \times 10^0 & -1.1530 \times 10^0 & 1.6118 \times 10^{-1} & -1.5713 \times 10^{-1} \\ -2.3818 \times 10^0 & -1.8631 \times 10^0 & 5.5887 \times 10^0 & 2.7726 \times 10^0 & 2.6106 \times 10^{-2} & -2.2987 \times 10^{-1} \\ -2.7662 \times 10^0 & 7.7370 \times 10^{-1} & 1.2661 \times 10^0 & -2.5808 \times 10^0 & 9.8883 \times 10^{-2} & 6.1070 \times 10^{-2} \\ -2.3701 \times 10^0 & 5.5667 \times 10^{-2} & 4.2817 \times 10^{-1} & 7.5365 \times 10^{-1} & 3.1556 \times 10^{-2} & -4.2670 \times 10^{-2} \end{bmatrix}$$

$$C_{lat} = \begin{bmatrix} 0.0 & -1.0 \times 10^1 & -6.3186 \times 10^0 & -2.9222 \times 10^0 & 1.4029 \times 10^0 & 2.0577 \times 10^0 & -9.8036 \times 10^{-1} & -1.5585 \times 10^0 \\ 1.0 \times 10^1 & 0.0 & 1.2937 \times 10^1 & 6.4255 \times 10^0 & -8.6830 \times 10^0 & -6.1940 \times 10^0 & 3.2570 \times 10^0 & -7.5625 \times 10^{-1} \end{bmatrix}$$

$$D_{lat} = \begin{bmatrix} 9.0893 \times 10^{-2} & -4.8018 \times 10^{-2} & -7.6976 \times 10^{-2} & -4.8457 \times 10^{-2} & 1.8729 \times 10^{-2} & -8.8676 \times 10^{-2} \\ 1.0306 \times 10^{-1} & -2.0685 \times 10^{-3} & 8.7127 \times 10^{-2} & 9.2971 \times 10^{-2} & -1.6751 \times 10^{-4} & 1.8633 \times 10^{-1} \end{bmatrix}$$

図 3.5 (b) 横制御則 (状態方程式)

$$V_f(s) = \frac{1}{1 + \tau s} \cdot V(s) \quad (3.36)$$

これをオイラー法を用いて離散化すると,

$$V_f(n+1) = V_f(n) + \frac{\tau}{T} \cdot \{V(n) - V_f(n)\} \quad (3.37)$$

(Tはサンプリング周期)

このときの時定数は $\tau = 0.02$ (s) とした。また制御系に使用した動圧 q_v は、ADS データより得られた対気速度から次式により算出した。

$$q_v = \frac{1}{2} \rho_0 V_{CAS}^2 \quad (3.38)$$

ここで風洞内においては $V_{TAS} \approx V_{CAS}$ であると仮定した。

表 3.1 取得データ一覧

個数	テレメータ・データ	ADデータ	V.T.データ	推定データ	設定コマンド・データ	その他のデータ
1	DeL 左エレボン舵角	Pi 動圧	X ₁ ターゲット 1 位置	Φ_{ω} 姿勢角(ロール)	cflag 制御フラグ	Xcg 重心位置
2	DeR 右 "	PhF 架台 角速度	Y ₁ "	Θ_{ω} " ピッチ	ac 迎角コマンド	Ycg "
3	δL 左ラダー舵角	QhF "	Z ₁ "	Ψ_{ω} " ヨー	φc ロール角コマンド	Zcg "
4	δR 右 "	RhF "	X ₂ ターゲット 2 位置	X _ω 重心位置	βc 横滑り角コマンド	ψ 方位角
5	Φ 姿勢角(ロール)	ΦhF 架台 姿勢角(ロール)	Y ₂ "	Y _ω "		δc _e エレベータ舵角コマンド
6	Θ " ピッチ	ΘhF " ピッチ	Z ₂ "	Z _ω "		δc _r エルロン "
7	P 角速度	Ax HF 架台 加速度	X ₃ ターゲット 3 位置	Z _ω 高度変化率		δc _l ラダー "
8	Q " "	Ay HF "	Y ₃ "	U _ω 重心速度		Xcg HF 架台・重心位置
9	R " "	Az HF "	Z ₃ "	V _ω "		Ycg HF "
10	Ax 加速度	α 迎角	X ₄ ターゲット 4 位置	W _ω "		Zcg HF "
11	Ay " "	β 横滑り角	Y ₄ "			ψhF 架台・方位角
12	Az " "	Vcas 校正対気速度	Z ₄ "			αf 迎角
13	Tc ケーブル張力					βf 横滑り角
14	Φgb ジンバル角					qv 動圧
15	Θgb " "					Vcasf 校正対気速度
16						Pf 角速度
17						Qf " "
18						Rf " "

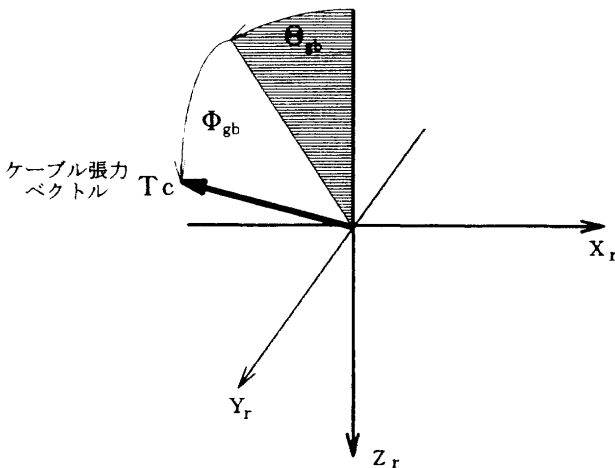


図 3.6 ジンバル角の定義

表 3.2 制御フラグの割り当て

制御フラグ	横 制 御	縦 制 御
0	OFF	OFF
1	ON	OFF
2	OFF	ON
3	ON	ON

3.4.2 データ保存法

データ取得時にこれらのデータは、設定した周期（サンプリング周期 12.5 msec の倍数）毎に RAM ディスクに送られる。1 度のデータ取得で 1000 ポイント（サンプリング周期毎にデータを取得すれば 12.5 秒間）のデータをファイルに格納する。

現在 RAM ディスクには 40 個のファイルまで保存可能であるが、まだディスク容量には若干余裕があり、保存

ファイル数を増やすことは可能である。さらに、RAM を増設すればより多くのファイルが保存可能となる。実際には、1 度の通風で取得すべきデータファイルが 40 個を越えることは稀であり実用上はこれで十分であった。

RAM ディスク上のファイルはある一定の期間しか保存されず、また次の通風でデータを保存するために RAM ディスクの中は通風前には空にしておく必要がある。このため通風後に、取得したデータは RAM ディスクからハードディスクやフロッピーディスク等の固定ディスクへ吸い上げておく必要がある。

データはサンプリング周期の 12.5 (msec) のフレーム毎に RAM ディスクに送られ、保存される。このため、データ数を増加させていくと全てのデータの保存が 1 フレームの 12.5 (msec) 以内に終了しない恐れも出てくる。このためサンプリング周期以内に処理を完了するためには、保存データ項目数は制限される。

3.4.3 フライトレコーダ

通常のデータの保存の他に、メモリにデータを 125 (ms) の周期で 500 点 (62.5 秒間) 保存しており、これを常時更新して最新のデータをバッファに記録している。これを「フライトレコーダ」と呼んでいる。何らかの非常事態が発生した場合に、キー入力によりフライトレコーダ・データの更新をストップさせることができ、これにより通常のデータ保存の操作を行っていなかった場合でも、それまでの 62.5 秒間のデータを保存することができる。

但し、フライトレコーダのデータ記録周期はサンプリング周期 12.5 (ms) の 10 倍としているため、データは粗くなってしまふ。現在メモリ上には常時 500 点ずつ全てのデータを記憶させているが、MS-DOS システムのメモ

り管理上の制限からこれ以上のデータを常時記憶させておくことは難しい。従ってある程度の時間（1分間程度）フライトレコーダ・データとして保存するとすれば、データの記録周期をサンプリング周期の10倍程度とせざるを得ない。

データファイルの保存形式は、通常の場合もフライトレコーダ・データの場合も同じであり、これは付録Aに示す。

3.5 オペレーション

リアルタイム制御計測部では、風洞試験中のコマンドの送信、データ取得、パラメータ変更等の操作がキー入力により行われる。入力キーの配置を表3.3に示す。

ディスプレイの表示例を図3.7に示す。画面の左上に現在選択されている制御パラメータが表示されている。このパラメータの項目や値を変更する場合には、該当するキー入力によりパラメータを選択する。その後「↑」又は「↓」のキー入力により、その値を増分値で設定した単位で変更できる。

操舵入力信号として本プログラムでは4種類用意して

ある。これらの信号を図3.8に示す。図中の振幅（*amp*）と、基準パルス幅（*prd*）はオペレータによりその大きさが設定できる。なお、M系列の*prd*はパルス幅の最小値を示す。これらの信号は舵角コマンド（ $\delta e_c, \delta a_c, \delta r_c$ ）に付加される。

操舵入力コマンドや信号波形を変更する場合には、「d」又は「x」のキー入力を行いパラメータを選択した後に、「↑」又は「↓」のキー入力により番号で指定する。操舵入力コマンド又は入力信号波形と入力番号との対応を表3.4に示す。*prd*や*amp*を指定する方法は制御パラメータの設定と同様である。

また本プログラムは、ノイズジェネレータ等で発生させた外部信号を、ADボードを介して舵角コマンドに付加する機能を持つ。これが表中の「外部入力ON/OFF」に該当する。

その他の操作の項目中に「緊急時パラメータ」とあるが、これは不安定現象などの緊急事態発生に備えてあらかじめ設定しておいた制御系パラメータを使用する事を意味する。データファイルのヘッダ内（付録A参照）にある「緊急時パラメータ」の欄にその値をあらかじめ設

表3.3 リアルタイム制御計測部・入力キーの配置

入 力 量		入力キー
操舵入力	入力コマンド ($\delta e_c, \delta a_c, \delta r_c$)	d
	入力波形・選択	x
	prd・選択	c
	amp・選択	v
	テキスト操舵及びデータ保存開始	(スペース)
制御状態変更	横・方向制御 ON/OFF	-
	縦制御 ON/OFF	.
設定コマンド	迎角コマンド (α_c)・選択	t
	横滑り角コマンド (β_c)・選択	u
	バンク角コマンド (Φ_c)・選択	p
制御パラメータ	K_{lon} ・選択	1
	K_{lat} ・選択	2
サーボ・バックラッシュ量	エレボン左・選択	A
	エレボン右・選択	B
	ラダー左・選択	C
	ラダー右・選択	D
パラメータ値変更	増分値をインクリメント	ROLL UP
	増分値をデクリメント	ROLL DOWN
	パラメータ値変更 (増分アップ)	↑
	パラメータ値変更 (増分ダウン)	↓
その他の操作	フライトレコーダ ON/OFF	=
	外部入力 ON/OFF	¥
	データ保存開始 (操舵なし)	+
	エラーメッセージのクリア	.
	画面表示データ切り換え	!
	緊急時のパラメータ使用	F10
	リアルタイム制御計測ルーチン終了	ESC

*表3.4参照

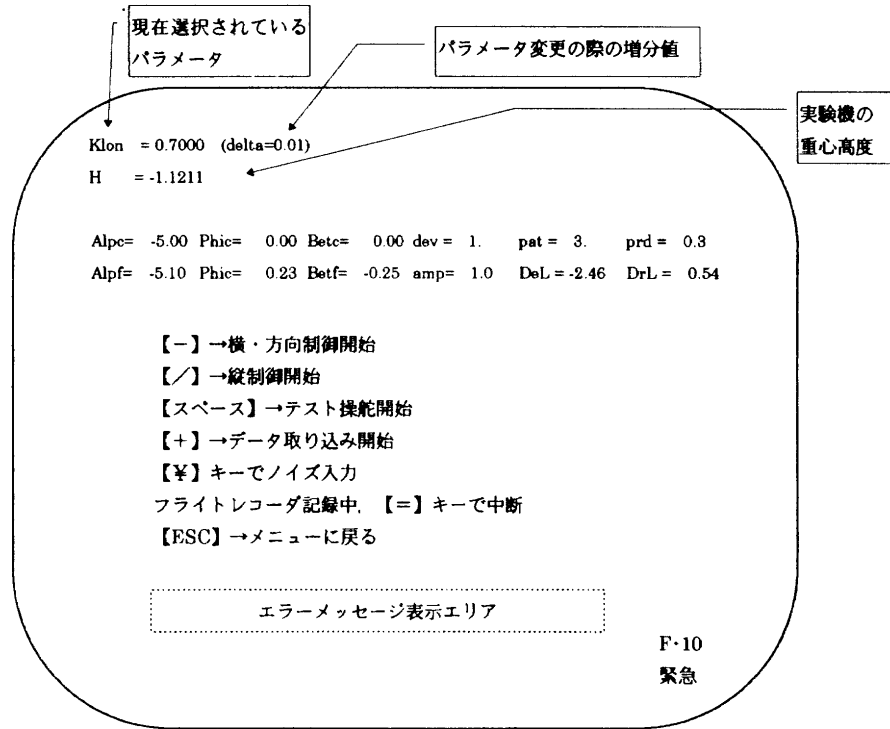
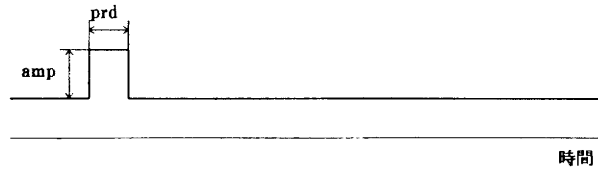
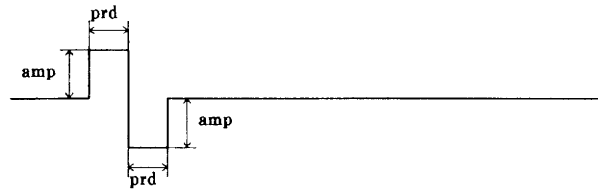


図 3.7 リアルタイム制御計測部画面表示

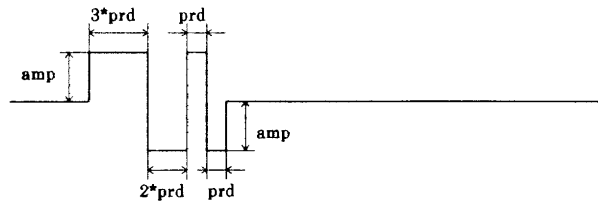
(1) パルス入力信号



(2) ダブルレット入力信号



(3) 3211入力信号



(4) M系列入力信号

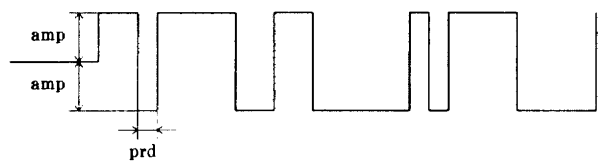


図 3.8 操舵入力信号

表 3.4 操舵入力パラメータと入力番号の対応

操舵入力コマンド	入力番号
δe_c	1
δa_c	2
δr_c	3

(a)操舵入力コマンドと入力番号の対応表

入力信号波形	入力番号
入力無し	0
パルス	1
タブレット	2
3211	3
M 系列	4

(b)入力信号波形と入力番号の対応表

定でき、リアルタイム制御計測部の実行中にはこの値の変更はできないこととなっている。

ESC キーでプログラムは終了するが、安全装置として制御系が作動している状態で誤ってこの ESC キーを押してしまっても、プログラムは終了しないように設定してある。つまり、プログラムを終了させるときには必ず制御系は OFF の状態となっていることになる。

4. システムチェック部

システムチェック部は図 2.1 に示すように、センサ機能チェック部とアクチュエータ校正部の 2 つの部分を含む。

4.1 センサ機能チェック部

センサ機能チェック部の機能は以下の通りである。

(1) センサ出力のディスプレイ表示

これにより計算機に取り込まれるデータの確認が可能である。

(2) 手動入力による舵角コマンドの送出

コマンドに対するアクチュエータの動作の確認が可能である。

(3) 慣性センサのバイアス値取り込み

実験機及び架台を水平にした状態で、姿勢角 (Φ, Θ)、角速度 (P, Q, R)、加速度 (A_x, A_y, A_z) の値をバイアス値としてデータファイルに取り込む。これにより、センサ出力のバイアス値を差し引いた出力がオンラインで計算される。

ディスプレイ上の表示の様子を図 4.1 に示す。画面上部には、送出される舵角コマンドと各アクチュエータのポテンショ出力を表示してある。その下にテレメータデータ、AD データ、V.T.データと重心位置を表示する。

また、「f・1」キーの入力により、表示されている姿勢角、角速度、加速度の値をデータファイルに取り込むことができる。この機能は、試験開始前に実験機及び架台を水平に保ち、センサバイアスとしてデータファイルにその値を取り込む時に使用する。

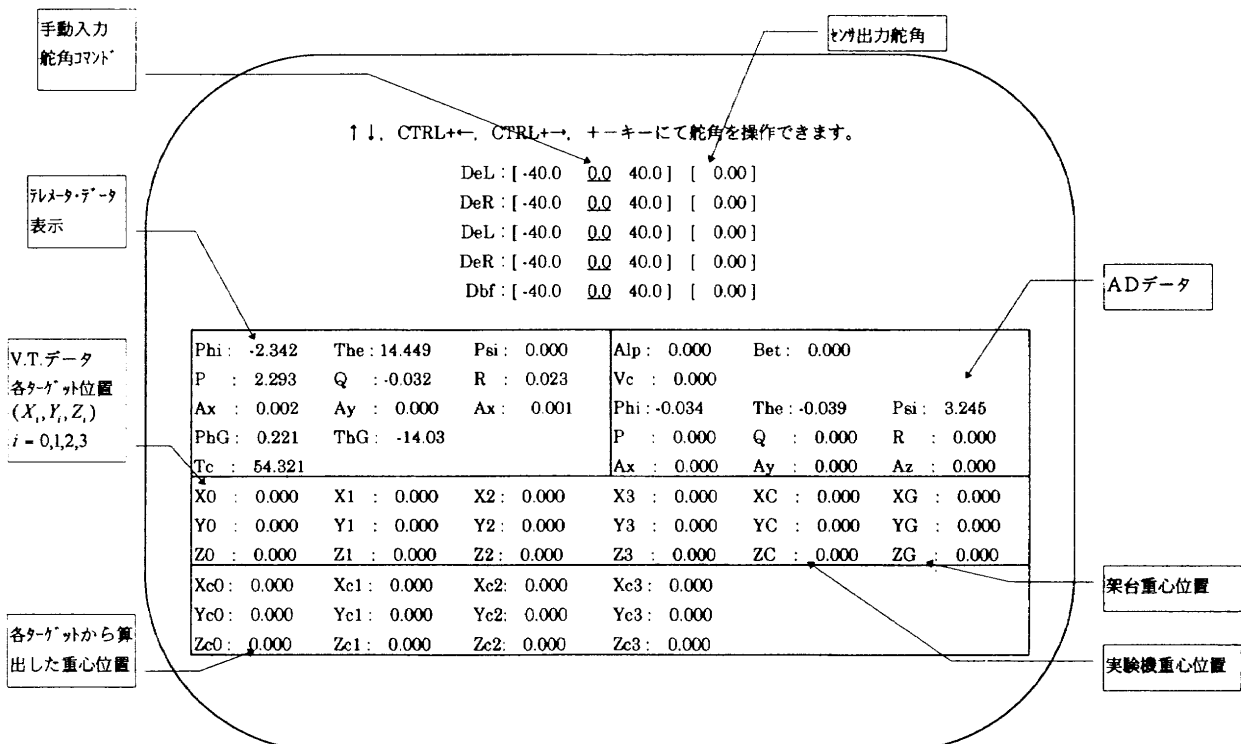


図 4.1 センサ機能チェック・画面表示

4.2 アクチュエータ校正部

アクチュエータは、3～5 (V) のパルス電圧により駆動される。その回転角はパルス幅により制御される。このアクチュエータの回転角及び駆動パルス幅を表4.1に示す。アクチュエータは入力パルス幅 P_c (μS) に比例した回転角を出力する。この回転角、すなわち舵角 δ はポテンシオメータにより電圧値 E として計測される。この入出力関係を図4.2に示す。

アクチュエータ校正部は、以下の機能を持つ。

- (1) 舵角0のコマンドに対して舵面を0 (deg) の位置に設定する。つまりポテンシオ電圧のバイアス値 b_E (V) をセットする。
- (2) バックラッシュ量 Bl (deg) を求める。
- (3) 設計上の舵面動作角に対する実際の舵面動作角の比 D_{sf} を求める。これを「サーボモータ係数」と呼ぶ。この値が1に近いほどコマンドに対する動作角が設計値に近いことを示す。
- (4) モータの軸の取り付け角のずれ D_b (deg) を求める。これを「サーボモータ・バイアス」と呼ぶ。
- (5) スケールファクタ、バイアス及び上記(1)～(4)項の校正パラメータをデータファイルに記録する。

舵角とポテンシオ電圧の比例定数 (スケールファクタ) についてはあらかじめ測定しておく必要があり、この定数はソースファイルに記録しておく。

校正では、舵角を手動で0 (deg) に合わせる。このときのポテンシオ電圧値が、バイアス値としてセットされる。

スケールファクタを S_{fac} (deg/V)、バイアス値を b_E (V) とすれば、

$$\delta = S_{fac} \cdot (E - b_E) \quad (4.1)$$

この関係を図4.3に示す。

表4.1 アクチュエータの仕様

項目	範囲	精度
動作角	± 30 (deg)	± 0.5 (deg)
パルス幅変化量	1500 ± 800 (μS)	± 5 (μS): エレボンスーボ ± 10 (μS): ラダーサーボ

4.2.1 バックラッシュ Bl

アクチュエータ校正部では、舵面の自動スイープを行い、コマンドパルス幅 P_c とポテンシオ出力電圧値 E を取り込んで、最小自乗法によりその傾きとバイアスを計算する機能を持つ。この関係を図4.4に示す。

舵面の自動スイープは、舵角がおおよそ ± 20 (deg) の範囲で、パルスコマンドを増加させる方向と減少させる方向の双方向で行われる。

図に示すように、コマンドの増減方向が反転するところでコマンドが変化しても舵角は変化しない部分が生じる。これはバックラッシュのためであり、グラフはヒステリシスをもつ。図中の2つの直線は次式で表されるところ。

$$E = c_a \cdot P_c + c_b \quad (4.2)$$

$$E = c'_a \cdot P_c + c'_b \quad (4.3)$$

このとき、バックラッシュ量 Bl (deg) に相当する電圧値は $(c'_b - c_b)$ である。ゆえに、

$$Bl = S_{fac} (c'_b - c_b) \quad (4.4)$$

となる。

4.2.2 サーボモータ係数 D_{sf}

サーボモータ係数 D_{sf} は次の量を表す。

$$D_{sf} = \frac{\text{コマンドに対する実際の動作角}}{\text{コマンドに対する設計上の動作角}}$$

これは、(4.2) 式、(4.3) 式それぞれの直線について定義できる。ここでは D_{sf} としてこれらの平均をとった。単位パルスコマンドに対する動作角の設計値を δ_d (deg/ μS) とすれば、

$$D_{sf} = \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{S_{fac} \cdot c_a}{\delta_d} + \frac{S_{fac} \cdot c'_a}{\delta_d} \right) \quad (4.5)$$

コマンドと舵角の関係を図4.5に示す。図に示すように直線の傾きとバイアスは (4.2) 式、(4.3) 式で得られたものの平均として

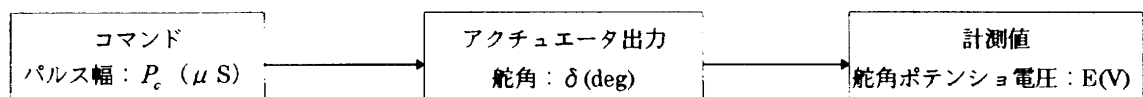


図4.2 アクチュエータの入出力

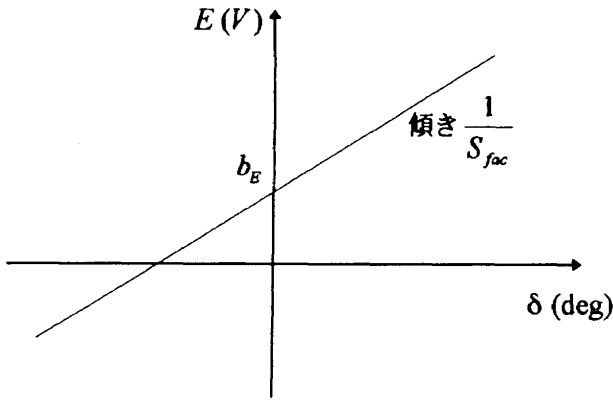


図 4.3 ポテンショ出力電圧値と舵角の関係

$$\delta = a \cdot P_c + b \tag{4.6}$$

ここで、

$$a = \frac{1}{2} S_{fac} \cdot (c_a + \hat{c}_a)$$

$$b = \frac{1}{2} S_{fac} \cdot (c_b + \hat{c}_b)$$

とした。

4.2.3 サーボモータバイアス D_b

アクチュエータの動作角の中心に対応するパルス幅を「基準パルス幅」と呼ぶ。ここで $P_{c.ref}$ を基準パルス幅とすれば、コマンドが $P_{c.ref}$ のときの舵角がサーボモータバイアス D_b である。これは次式で表される。

$$D_b = a \cdot P_{c.ref} + b \tag{4.7}$$

D_b の値が小さい程、アクチュエータの動作角中心と、舵角 0 (deg) の位置が一致していることを示す。

4.2.4 舵角コマンドのバックラッシュ補正

舵角コマンドには、 Bl を用いてバックラッシュの補正を行っている。舵角コマンドを δ_c 、バックラッシュ補正後のコマンドを $\delta_{bl.c}$ とする。補正式を以下に示す。

- (1) 舵角コマンドが増加するとき

$$\delta_{bl.c} = \delta_c + \frac{1}{2} \cdot Bl \tag{4.8}$$

- (2) 舵角コマンドが減少するとき

$$\delta_{bl.c} = \delta_c - \frac{1}{2} \cdot Bl \tag{4.9}$$

このバックラッシュの大きさは、使用するアクチュエータにより異なる値である。ALFLEX 懸吊風洞試験時に用いられたアクチュエータのバックラッシュの一例を表 4.2 に示す。ここで一例としたのは、風洞試験期間中に何度かアクチュエータを取り替えており、必ずしも表 4.2 に示す値をもつアクチュエータを使用したわけではないからである。

以上により得られたスケールファクタ、バイアス、バックラッシュ、サーボモータ係数、サーボモータバイア

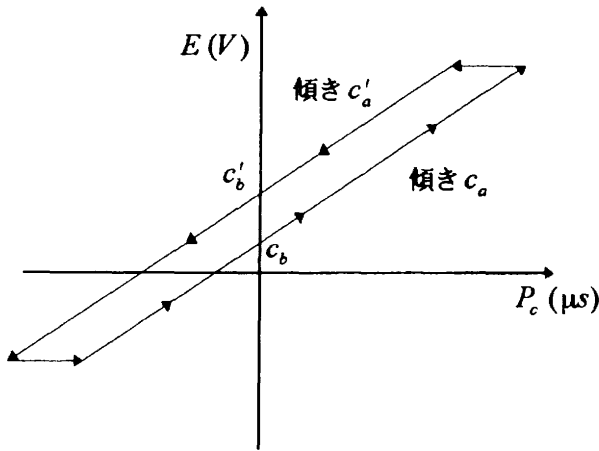


図 4.4 最小 2 乗法により算出される出力電圧値とコマンドの関係

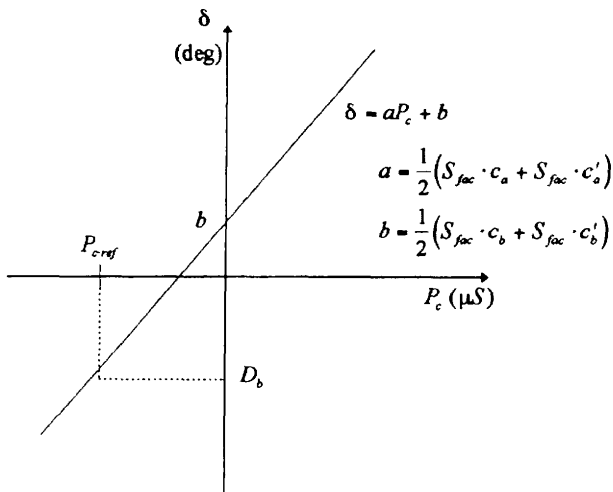


図 4.5 コマンドと舵角の関係

表 4.2 バックラッシュ例

アクチュエータの種類	エレボン左	エレボン右	ラダー左	ラダー右
バックラッシュ量 $B1$	0.2255	0.1245	0.1180	0.1569

(単位: deg)

スの各パラメータは、データファイルのヘッダ部に書き込まれる。

またアクチュエータの校正手順について、付録 B に示す。

5. 取得データ表示部

取得したデータファイルを読み込んで、時系列データをディスプレイ上に表示する機能を持つ部分である。表示方法は以下の2通りである。

(1) グラフ表示

横軸を時間としたグラフを物理量で表示する。1つのグラフに複数のデータを表示することも可能である。横軸、縦軸の表示範囲を指定することが可能であり、着目する部分の拡大表示も容易である。

(2) 数値データ表示

データを物理量変換せず、直接ディスプレイ上に生データを表示する。このため、テレメータデータと AD データは電圧値での表示となる。

これらのデータ表示機能は、風洞試験中に取得したデータのチェック、当初予期していなかった現象の解明、不具合の調査等に利用され、風洞試験中の技術的検討のためのツールとして大いに役立った。

厳密には取得データに、センサのむだ時間の補正、フ

ィルタリング、重心位置における量への変換などの処理を行った方がより解析に適したデータとなる。しかし複雑な処理を加えていくと、異常なデータが検出された時に、取得データ自体に問題があるのか、また計算処理の過程に問題があるのかが曖昧になり、原因究明が遅れてしまう。

限られた風洞試験期間中にその場で、取得したデータが適当なものかどうかを判断するためには、むしろできるだけ取得したデータをそのまま出力した方がソフトウェアのバグを考えずに済み、利用価値が高い。但し、電圧値で保存されているデータについては、その値を人間が見て物理的現象を理解するにはわかりにくい。そこで、定性的な議論に利用されることが多いグラフ表示については、全てのデータについて物理量表示とした。具体的には「テレメータデータ」と「AD データ」について、データファイル内に記録してあるスケールファクタとバイアス値を用いて物理量を計算している。

グラフ表示例を図 5.1 (a), (b) に示す。(a) 図は 1 グラフ 1 変数表示の例であり、この場合ディスプレイ上に 3 つのグラフまで同時に表示することができる。(b) 図は 1 つのグラフに複数の変数をプロットした例である。また図 5.2 は数値データ表示の例である。データ表示では計測量が物理量ではなく、電圧値で表示されている。

取得データ表示部は、風洞試験期間中ばかりでなく準備段階でもシステム試験時にセンサ機能の確認等に利用

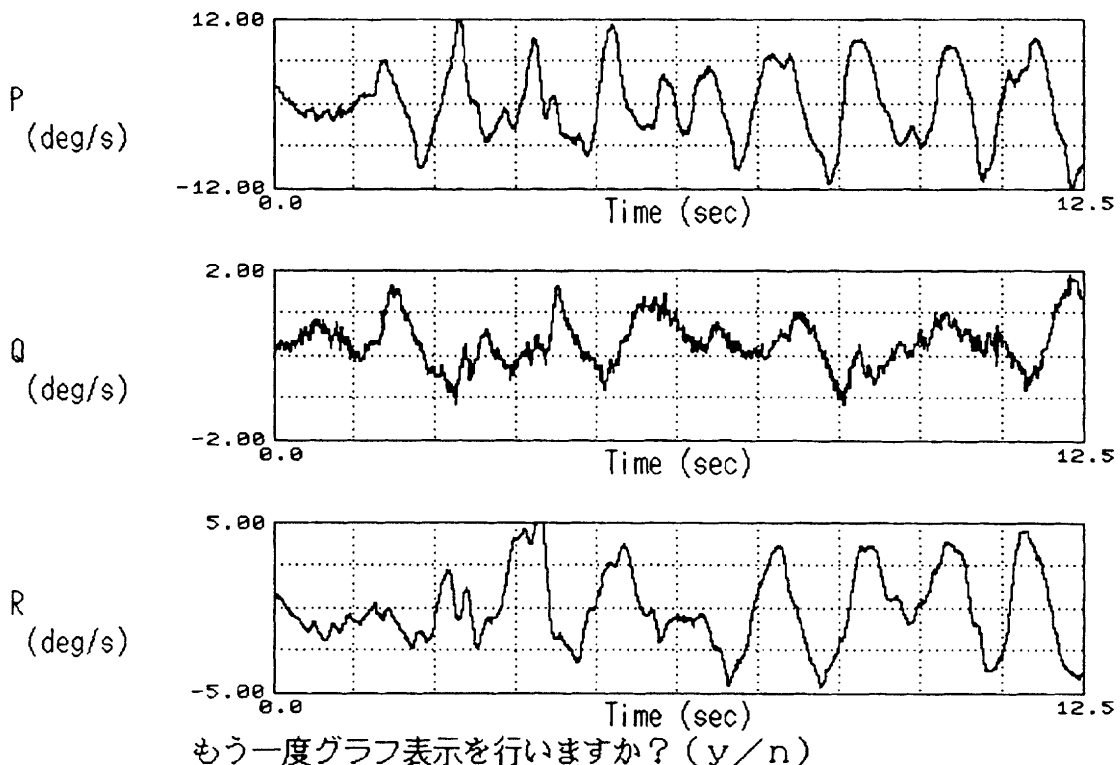
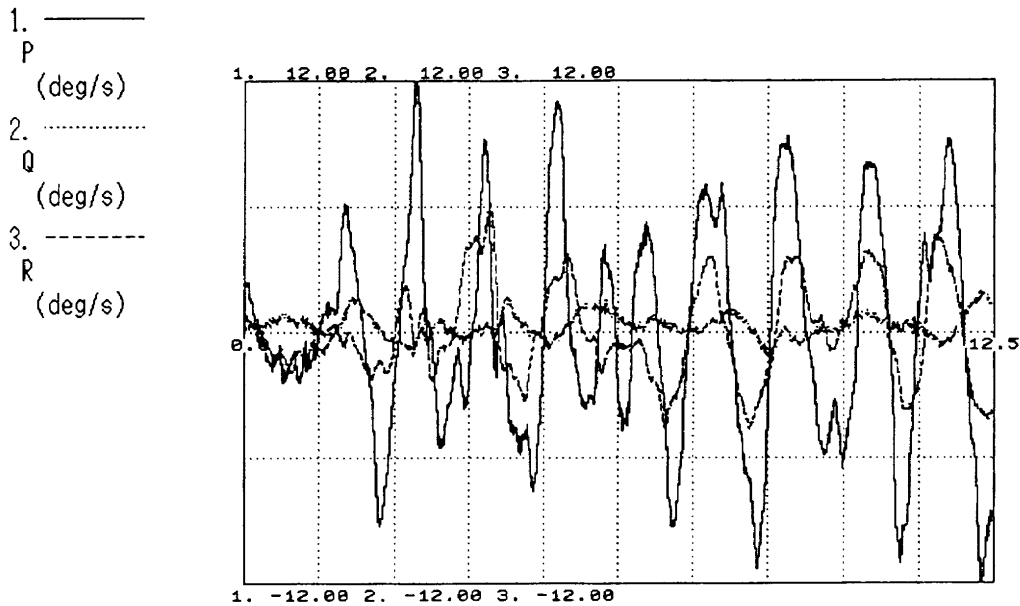


図 5.1 (a) グラフ表示例 (1 グラフ 1 変数)



もう一度グラフ表示を行いますか？ (y/n)

図5.1 (b) グラフ表示例 (1 グラフ多変数)

data	Phi	The	P	Q	R
2.00	1.64439e-001	4.57425e-001	4.13843e-002	3.95898e-001	1.35140e-001
2.01	1.64439e-001	4.60355e-001	3.55246e-002	3.98828e-001	1.35140e-001
2.03	1.64439e-001	4.63285e-001	1.79454e-002	3.95898e-001	1.29280e-001
2.04	1.61509e-001	4.60355e-001	-1.42831e-002	3.95898e-001	1.20491e-001
2.05	1.61509e-001	4.69145e-001	-8.42339e-003	3.84179e-001	1.20491e-001
2.06	1.61509e-001	4.63285e-001	-4.35818e-002	3.84179e-001	1.14631e-001
2.08	1.61509e-001	4.63285e-001	-4.35818e-002	3.87109e-001	1.17561e-001
2.09	1.61509e-001	4.72075e-001	-6.99506e-002	3.90038e-001	1.05841e-001
2.10	1.58579e-001	4.66215e-001	-5.53012e-002	3.84179e-001	1.11701e-001
2.11	1.49789e-001	4.72075e-001	-6.99506e-002	3.84179e-001	9.99817e-002
2.13	1.49789e-001	4.63285e-001	-9.33895e-002	3.81249e-001	9.70518e-002
2.14	1.43930e-001	4.77934e-001	-9.92492e-002	3.84179e-001	9.11921e-002
2.15	1.38070e-001	4.63285e-001	-1.28548e-001	3.78319e-001	9.11921e-002
2.16	1.35140e-001	4.72075e-001	-1.28548e-001	3.72459e-001	9.11921e-002
2.18	1.32210e-001	4.72075e-001	-1.78356e-001	3.66600e-001	8.82622e-002
2.19	1.26350e-001	4.72075e-001	-2.07654e-001	3.60740e-001	1.02912e-001
2.20	1.20491e-001	4.77934e-001	-2.45743e-001	3.63670e-001	1.05841e-001
2.21	1.11701e-001	4.69145e-001	-2.80901e-001	3.54880e-001	1.17561e-001
2.23	1.08771e-001	4.77934e-001	-3.33639e-001	3.63670e-001	1.20491e-001
2.24	9.11921e-002	4.66215e-001	-3.62937e-001	3.54880e-001	1.29280e-001

リターンキーを押して下さい。

図5.2 数値データ表示例

されており、風洞試験を実行する上において重要な役割を果たしてきた。

6. 実験データ例

ALFLEX 懸吊風洞試験の主目的は、制御機能の確認と空力特性同定のためのデータ取得であった。そこでここでは、制御機能の確認の際に行われたコマンド追従試験結果例と、空力微係数同定のために取得された空力舵面

の操舵応答データ例を示す。但しここで示すグラフは、制御計測プログラムにより取得したバイナリー形式のデータを、ファイル変換プログラム(付録D参照)を用いてアスキー形式に変換し、別のソフトウェアにそのアスキーデータを取り込んで処理した結果である。

時歴データのグラフ表示だけならば、制御計測プログラムの取得データ表示部を用いてもディスプレイ上に表示することは可能である。しかし取得した時系列データ

に何らかの処理を加えたい場合には、バイナリ形式のままのデータでは、特定のハードウェア及びソフトウェアを用いなければ取得したデータを利用することができず、汎用性に乏しい。取得データをアスキー形式に変換することができれば、どのようなシステムでも用いることができ、データの加工も容易となる。

そこでここでは取得した時系列データに処理を加えた例として、カルマンフィルタによるオンライン状態推定のデータを取り上げ、時歴データの重ね書きやスペクトル解析を行ったので、その結果を最後に示す。

6.1 コマンド追従試験結果

コマンド追従試験結果として α_c , β_c , ϕ_c に対する追従結果をそれぞれ図 6.1 ~ 図 6.3 に示す。図中の破線がコマンドを表し、実線が計測値を表す。 α , β は ADS による計

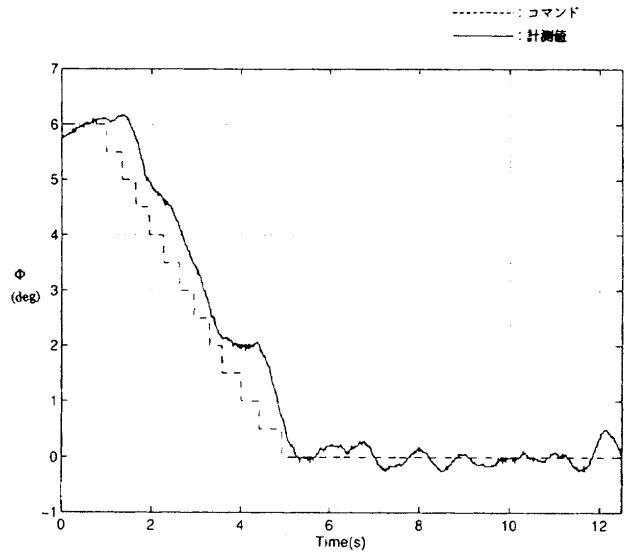


図 6.3 ϕ_c 追従結果

測値であり、 Φ は鉛直ジャイロによる計測値である。

いずれの場合も、コマンドに良く追従している様子がわかる。

6.2 空力舵面操舵応答結果

ALFLEX 実験機には固有安定性がないため、本懸吊風洞試験では常に制御系を作動させておく必要があった。このため制御コマンドに操舵コマンドを付加して舵面の操舵を行った。エレベータ、エルロン、ラダー操舵応答の結果例をそれぞれ図 6.4 ~ 6.6 に示す。入力した操舵コマンドはいずれも M 系列である。入力の振幅と基準パルス幅を、表 6.1 に示す。いずれの場合にも、M 系列入力による舵角変化が制御系により引き戻されている様子がわ

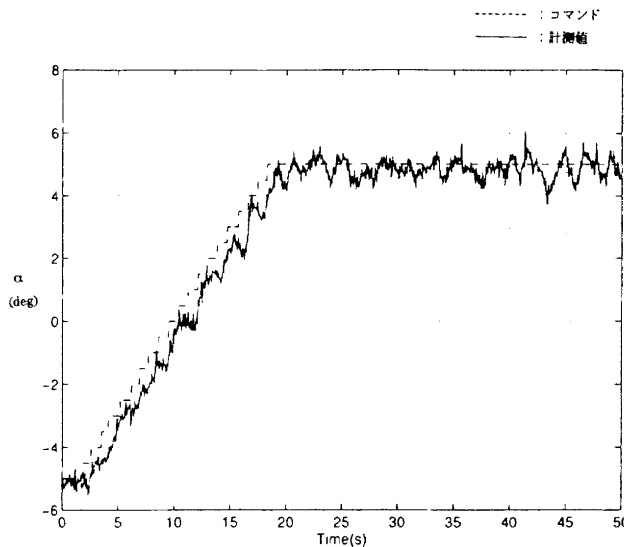


図 6.1 α_c 追従結果

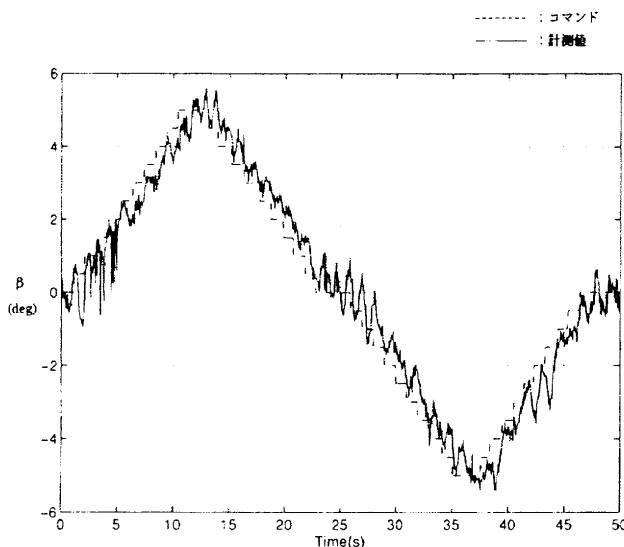


図 6.2 β_c 追従結果

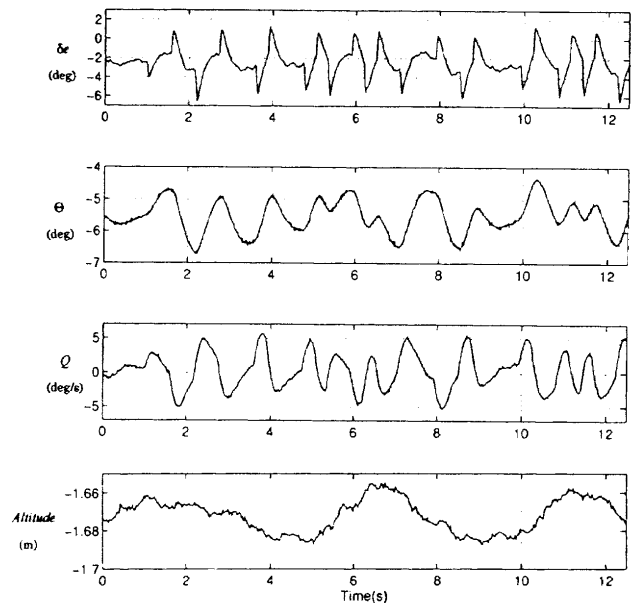


図 6.4 エレベータ操舵応答

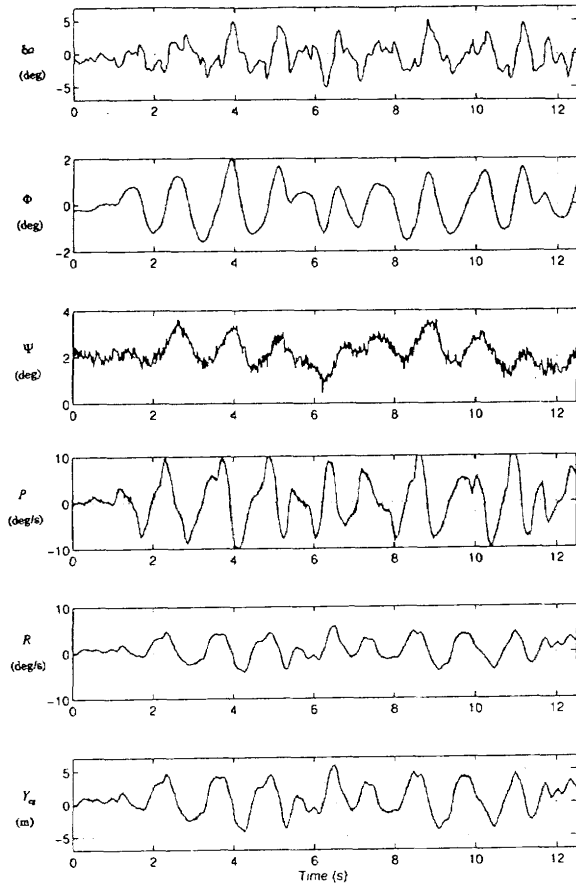


図 6.5 エルロン操舵応答

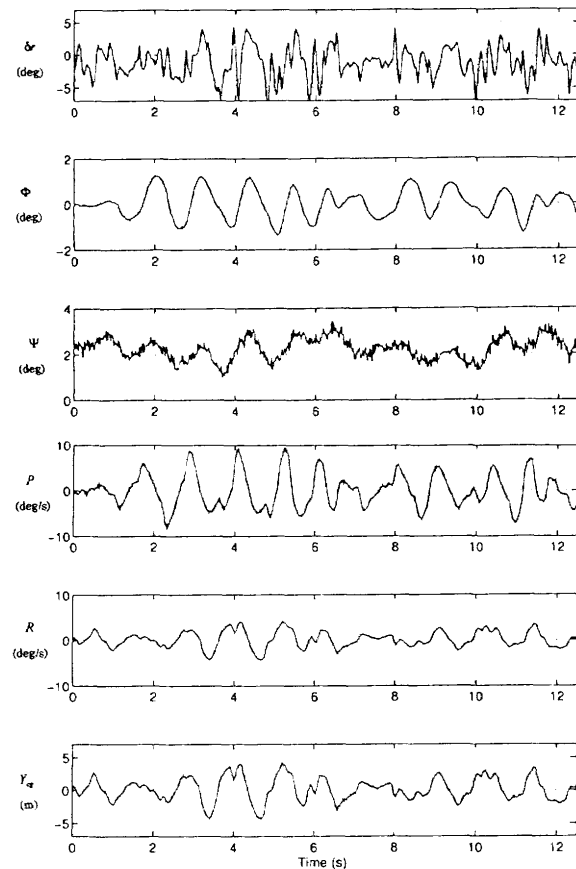


図 6.6 ラダー操舵応答

かる。ここに示すデータは制御計測のサンプリング周期の 12.5 (ms) 毎に 1000 点取得したものである。

表 6.1 M 系列入力の振幅及び基準パルス幅

図の番号	入力舵面	振 幅 [amp]	基準パルス幅 [prd]
図 6.4	エレベータ	1.2 (deg)	1.0 (sec)
図 6.5	エルロン	1.0 (deg)	0.3 (sec)
図 6.6	ラダー	1.5 (deg)	0.3 (sec)

6.3 状態推定結果

最後にカルマンフィルタによるオンライン状態推定の結果を取り上げ、取得データに処理を加えた例を示す。縦の運動の推定値を図 6.7 に、横の運動の推定値を図 6.10 に示す。実線がカルマンフィルタを用いたオンライン推定による値である。

図中の点線は、次の量を示す。

(1) Φ, Θ

鉛直ジャイロによる計測値

(2) $\Psi, X_{cg}, Y_{cg}, Z_{cg}$

V.T.データと姿勢角データを用いて、3.3.1 節の方法により算出した量

(3) U, V, W

3.3.2 節に示した方法を用いて、風洞座標軸成分で表された重心位置速度を求め、姿勢角を用いてそれを機体座

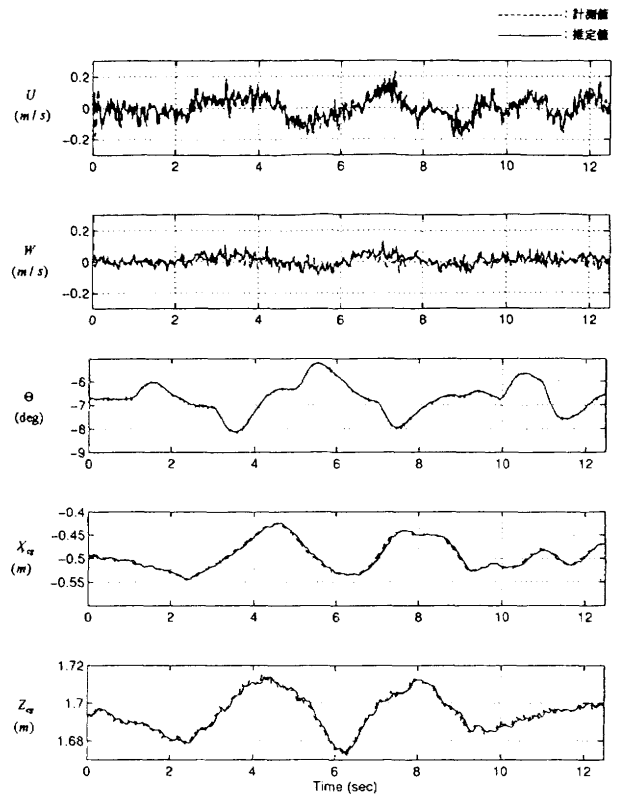


図 6.7 カルマンフィルタによる状態推定結果 (縦の運動)

標成分に変換した量

6.3.1 縦の運動

図6.7より、縦の運動の場合は点線と実線が殆ど一致しており、推定値がセンサ出力にほぼ等しいことがわかる。速度についても、位置の数値微分により求めた値とカルマンフィルタによる推定値がほぼ等しいことがわかる。ゆえに、異なった方法により算出した値がほぼ同じ値であることから、図6.7に示される速度の値は妥当なものであると考えられる。さらにこのことは、実験機模型がほぼ線形方程式が成り立つような運動を行っていることも示している。

また速度の推定値には、位置や姿勢角に比べて5～10 (Hz) 程度の高周波成分が存在することがわかる。カルマンフィルタのシステム出力である Θ , X_{cg} , Y_{cg} にはこのような高周波成分は存在しない。そこでシステム入力の時歴データを示したのが、図6.8である。これをみると A_z に高周波成分が存在することがわかる。この A_z の高周波成分が速度の推定値に影響していると考えられる。

加速度の計測には3方向とも同じセンサを用いており、Z方向の出力だけにノイズが存在するとは考えにくい。このため、 A_z の高周波成分は、実験機を吊すケーブルの影響ではないかと考えられる。

計測された加速度 A_z とケーブル張力 T_c のパワースペクトルを図6.9 (a) に示す。この図より A_z は、17.0 (Hz)、34.8 (Hz)、及び5～8 (Hz) 程度の周波数成分のパワーが大きいことがわかる。5～8 (Hz) と17.0 (Hz) の振動は、ケーブル張力のスペクトルにもピークが見られる。またその付近の周波数における両者のスペクトルの形もほぼ同じであることから、5～8 (Hz) の振動は架台と実験機が同位相で振動するケーブル伸縮1次モード、17.0 (Hz) の振動は架台と実験機が逆位相で振動するケーブル伸縮2次モードが現れているものと考えられる¹⁵⁾。

また A_z にみられる34.8 (Hz) の振動は、以前に実施し

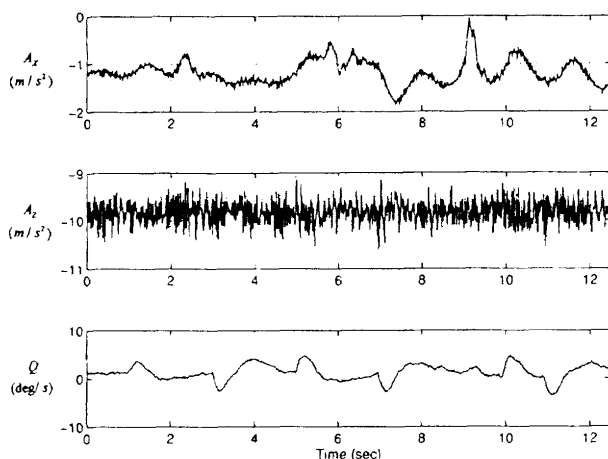


図6.8 カルマンフィルタのシステム入力 (縦の運動)

た HOPE 01 B 形状模型を用いた動的風洞試験データにもみられるため、これは風洞送風機特性による気流の脈動の影響であると考えられる。

カルマンフィルタによる推定値 U , W のパワースペクトルを図6.9 (b) に示す。オンラインで推定された U , W には、10 (Hz) 以上の高周波成分はカルマンフィルタにより除去され殆ど存在しないが、10 (Hz) 以下の成分は依然存在することがわかる。

10 (Hz) 以下の周波数領域においても、その中の高周波成分を除去する場合には (3.24) 式のランダムノイズの共分散の設定値を変更すればよい。ただし、どの周波数成分まで除去するかは、推定した量が制御系に必要なのか、或いは運動解析に使用するのか等、その目的に依存してくるものである。

6.3.2 横の運動

一方、横の運動についても図6.10より、点線と実線はほぼ一致しており推定値は妥当なものであると考えられる。

V , Ψ の推定値では、高周波成分が除去されていることがわかる。これは縦の運動と異なり、システムの入出力に A_z 程の高周波成分が存在しないためである。図6.11にシステム入力を示す。

方位角 Ψ については、推定値が計測値に対して若干のバイアスをもっており、V.T.データと姿勢角から算出した Ψ はカルマンフィルタにより修正されていることがわかる。

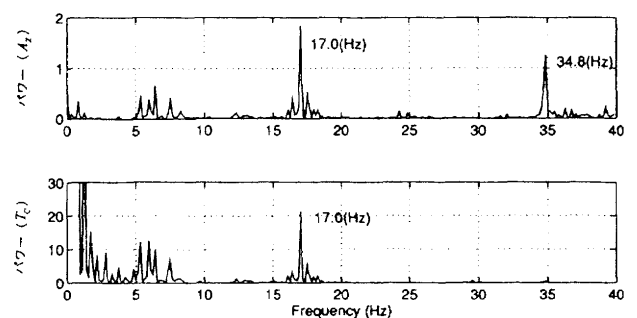


図6.9 (a) パワースペクトル密度 (システム入力 A_z とケーブル張力の関係)

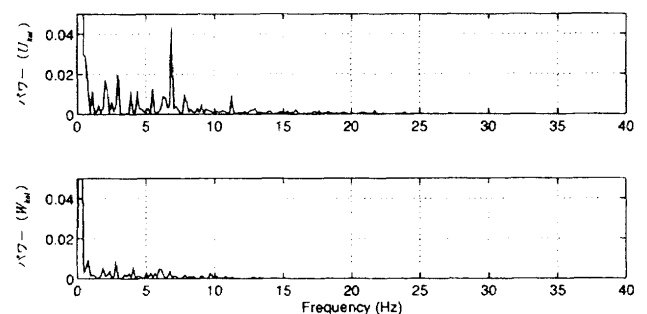


図6.9 (b) パワースペクトル密度 (推定量のスペクトル)

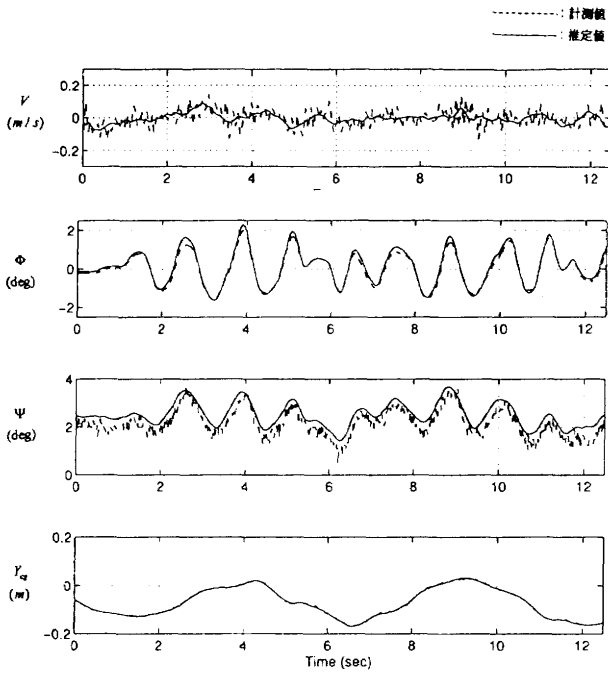


図 6.10 カルマンフィルタによる状態推定結果(横の運動)

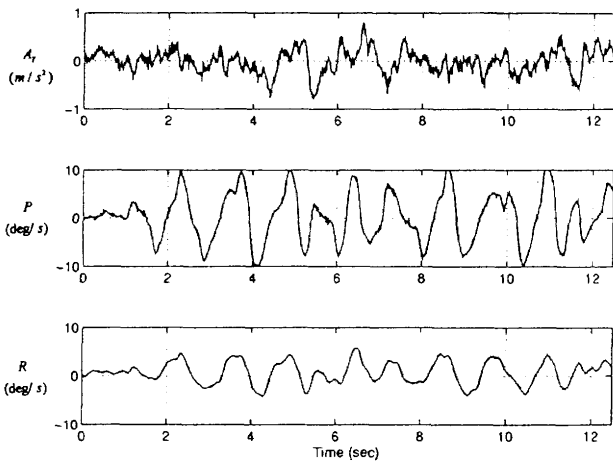


図 6.11 カルマンフィルタのシステム入力(横の運動)

7. まとめ

ALFLEX 懸吊風洞試験において必要となった模型制御及びデータ取得のための制御計測プログラムを開発し、その機能及びデータ処理方法についてこれまで述べてきた。

本プログラムは、1989年より開始したCMSによる動的風洞試験の時から用いられていたプログラムを、試験を行う度に改良を重ね、今回 ALFLEX 懸吊風洞試験に応用したものである。

風洞試験結果例からもわかるように、本プログラムは ALFLEX 懸吊風洞試験において良好に動作し、予定していたデータは全て取得できた。また模型の制御においても、制御則に従って確実にコマンドを送出し、制御系の

評価を行うことができた。

本風洞試験により制御系の問題点が指摘され、その後 ALFLEX 実験機の制御則の改修が行われている。また空力微係数の同定についても、良好な結果が得られている¹⁶⁾。

本システムの特徴を以下にまとめる。

- ・処理の高速化

制御計測系のむだ時間及びサンプリング周期をできる限り小さくするため、ハード面では、DSPやRAMを用いて処理を高速化した。ソフト面では、リアルタイムでの画面表示に要する時間を短縮するため、この部分はアセンブラで記述した。また、ファイルのオープン・クローズの時間を要する処理は、1フレーム(12.5ms)内でデータセーブと同時に行っていない。つまりデータセーブとは別のフレームで処理している。この他には、繰り返しのループや割り算をできるだけ使用しない等の工夫をしている。

- ・フライトレコーダ

実験中に不安定現象などの予測できない緊急事態が発生した場合に備え、過去約60秒間のデータを常時更新しながらメモリ上に保存している。

- ・センサ出力確認機能

システムチェック時や実験開始前などに、各センサ出力をディスプレイ上に表示する機能を持つ。

- ・アクチュエータ校正機能

制御舵面へのコマンドと舵角の計測値の整合をとるためのバイアス補正機能を持つ。またバックラッシュ量を計算し、舵角コマンドを補正する機能を持つ。

- ・慣性センサのバイアス補正機能

姿勢角、角速度、加速度のセンサバイアスを取り込み、センサ出力値を補正する機能を持つ。

- ・データ確認機能

取得データをその場で変数を選択してディスプレイにグラフ表示できるため、データの妥当性の確認や予期しなかった現象の解明等が迅速に行える。

- ・データ管理

後の解析で必要となるパラメータは全て、時系列データと共にデータファイルのヘッダ部分に記録し、データの一括管理を行っている。

- ・安全対策

緊急用の制御系パラメータを用意しており、これを実験開始前に安全な値に設定することにより、キー入力によって実験中にいつでもワンタッチでこのパラメータを適用することができる。また制御系が作動している間は、リアルタイム制御計測ルーチンを終了することはできないこととなっている。

以上のような特徴を持つ本プログラムは、リアルタイ

ム制御が必要となる風洞試験を行う際に有効であることは実験により証明されたが、さらに今後の改良点として以下のことが考えられる。

- (1) サンプリング周期の短縮
- (2) 保存データ数の増加
- (3) データファイルの最適化
- (4) 入力キーの適正配置

現在リアルタイム処理の中では、ファイルのクローズに要する時間が最も大きい。この処理を 12.5 ms のフレームの中で行わなければ、(1)のサンプリング周期の短縮が可能である。この手段として、計算機をもう 1 台用意し、ファイルのオープン・クローズやデータの取り込み、保存を 1 台の計算機に担当させ、これ以外の処理をもう 1 台の計算機で行うことが考えられる。この方法が実現すれば、(2)の要求も同時に満たすことができる。また(2)の問題に対しては、計算機に取り込んだデータを拡張メモリ上に記憶させておくという方法も考えられる。但し、これらの実現可能性については今後の技術的検討が必要である。

(3)のデータファイルについては、特にヘッダ部分について改善の余地がある。例えば、今回用いたデータファイルのヘッダには、LED ターゲット位置が記録されていなかった。これは LED ターゲット位置は一度決定されると、風洞試験期間中を通じて変更することはないとの判断からであった。しかし、実際には LED の輝度と背景とのコントラストの不足などからその位置を変更する必要が生じた。LED の位置は重心位置の計算で用いられるため、この値は取得データ毎に正確に記録しておく必要があった。

データ解析において必要となる量はすべてヘッダ部に記録しておけば、後に資料を探す手間も省け、また間違いも少なくなる。従ってヘッダの内容については注意深く吟味し、必要な量はすべて記録しておくことが大切である。

最後に(4)のオペレーションの際に必要な入力キーの配置についても改善の余地がある。これまで入力キーは、必要となった時点で加えてきた。従って、ある程度は機能毎にまとまっていたものの、全体としてその配置はやや雑然とした感じを受ける。オペレータにとってわかりやすく操作しやすい位置に入力キーを配置することは、実験を安全かつ円滑に行うためにも大切なことである。

以上、これまで航空宇宙技術研究所で行ってきた動的風洞試験における試験技術としての制御計測プログラムを取り上げ、その構成、機能、アルゴリズムについて解

説してきた。今後このような、模型が風洞に固定されていない形態の風洞試験を行う際に、これまで蓄積してきた技術が参考になると考え、本報告をまとめたものである。

参考文献

- 1) 永安正彦他；ケーブルマウントによるスペースプレーン模型の動的風洞試験，第 28 回飛行機シンポジウム講演集（1990）
- 2) 永安正彦他；小型自動着陸実験（ALFLEX）計画，第 32 回飛行機シンポジウム講演集（1994）
- 3) 重見仁他；ALFLEX 実験機の懸吊風洞試験，第 33 回飛行機シンポジウム講演集（1995）
- 4) 元田敏和他；HOPE 動的風洞試験における制御系むだ時間に着目した安定解析，航技研報告 TR-1265（1995）
- 5) 日本電気航空宇宙システム；動的模型制御計測プログラム改修報告書（1994）
- 6) 野中修他；光学式 3 次元位置測定装置による風洞内動的模型の位置測定，航技研資料 TM-681（1995）
- 7) 中谷輝臣；実機搭載型飛行速度ベクトル計測装置の開発，航技研ニュース 402 号（1992）
- 8) 柳原正明他；ケーブル支持動的風洞試験のための模型制御系設計，航技研報告 TR-1161（1992）
- 9) 木村英紀；デジタル信号処理と制御，昭晃堂（1982）
- 10) C.R.ワイリー，富久泰明訳；工業数学上，ブレイン図書出版（1970）
- 11) S.sasa, et al. "Motion Estimation for Cable-Mount Dynamic Wind-Tunnel Test", Proc. of The 28 th Aircraft Symposium（1990）
- 12) 加藤寛一郎他；航空機力学入門，東京大学出版会（1982）
- 13) 有本卓；カルマンフィルタ，産業図書（1977）
- 14) 三菱重工業；小型自動着陸実験 詳細設計，宇宙開発事業団委託業務成果報告書（1994）
- 15) 塚本太郎他；小型自動着陸実験・懸吊飛行時の数学モデルによる運動特性解析，航技研報告，発刊予定
- 16) 柳原正明他；懸吊風洞試験による ALFLEX 実験機の空力特性同定，第 33 回飛行機シンポジウム講演集（1995）

付 録

A データファイルの構成

データファイルの保存形式を図 A.1 に示す。この図に示

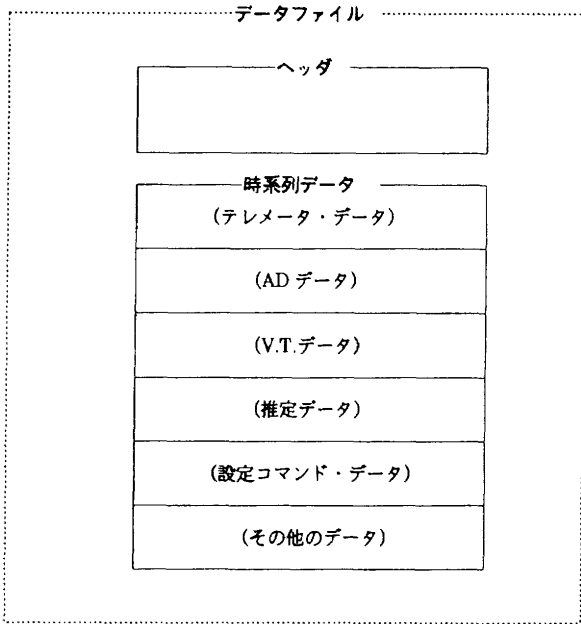


図 A.1 データファイルの保存形式

すようにデータファイルは先頭部分の「ヘッダ」と呼んでいる部分と、その後続く時系列データから構成される。ヘッダ部分には様々な設定値やパラメータが記録されており、時系列データ以外の解析等に必要な量は全てヘッダ部に記録するという方針で構成されている。

ヘッダデータのディスプレイ表示例を図 A.2 に示す。ディスプレイ上には、0 ページから 14 ページまでの 15 に分けられた部分が、ページ毎に画面に表示される。但しここに示す表示例は、表示のためのプログラムを使用しているため各変数の名称等も表示されているが、元のデータファイルには [] で囲まれた部分のみが記録されている。

このヘッダデータの中で、10 ページに「6 分力データ」とあるが、これは CMS 方式での風洞試験の際には 6 分力計を用いていたためである。本プログラムは、試験コンフィギュレーションを表すフラグを変更することにより、CMS 方式の試験にも対応可能であるため、この項目が表示される。また 11 ページには「オブザーバ」という名称で表現されているが、これは本文で述べたカルマンフィルタによる推定量を表す。当初はオブザーバによる推定を試みたことがあったが、その後カルマンフィルタによる設計に変更した。しかし名称はそのまま「オブザーバ」として運用していたものである。

図 A.2 に示すヘッダ内に記録されている変数の項目をまとめたものを表 A.1 に示す。表中の項目で網掛けされているものは、その内容が自動的に計算機内で変更されて、データファイルに保存される項目である。それ以外の項目については、計算機内でのデータの変更は行われず、あらかじめオペレータにより設定されたものがデータと

ROLLUP/DOWNキーにてページ変更できます [ページ = 0]

0. 7-2番号	F328.00	20. 変流電圧	0.0000
1. 年月日	11/17/84	21. 変流電流	0.0000
2. 7-2開始時刻	11:59:26	22. 変流電圧	0.0000
3.		23. 変流電流	57.5326
4. 地上から7階高さ	50.0000	24.	
5. 制御周期	0.0125	25. 1/6時時高度	-1.6931
6. 7-2-7-2周期	0.0125	26. 1/6時時ピッチ角	-6.7804
7. 7-2-7-2回転	1000	27. 1/6時時ロール角	18.4017
8.		28. 1/6時時ヨー角	-2.8919
9. 6分力データ	16	29. 1/6時時100Hz電圧	-0.3635
10. 6分力データ	12	30. 1/6時時100Hz電流	-1.0638
11. UT データ	12	31. 1/6時時7-2電圧	0.0000
12. 6分力データ	12	32. 1/6時時7-2電流	0.0000
13. 7-2-7-2データ	4	33.	
14. 設定コマンドデータ	18	34.	
15. その他データ	4	35.	
16.		36.	
17.		37.	
18.		38.	
19.		39.	

ROLLUP/DOWNキーにてページ変更できます [ページ = 1]

0. 制御開始	PHI	20. 7-2-7-2-7-2	0.0000
1.		21. 7-2-7-2-7-2	2.4030
2. 設定傾角	-5.0000	22. 7-2-7-2-7-2	0.0000
3. 設定バンク角	0.0000	23. 7-2-7-2-7-2	0.0000
4. 設定横滑り角	0.0000	24.	
5.		25. 入力補正	n
6.	Kcp	27. 補正入力補正	1.0000
7.	Ycp	28. 補正入力補正	1.2000
8.	Zcp	29.	
9.		30. リミット max Del	25.0000
10.		31. リミット max Def	25.0000
11.		32. リミット max DrL	30.0000
12.		33. リミット max DrR	30.0000
13.		34. リミット max Db	40.0000
14.		35. リミット min Del	-25.0000
15.		36. リミット min Def	-25.0000
16.		37. リミット min DrL	-30.0000
17.		38. リミット min DrR	-30.0000
18.		39. リミット min Db	-40.0000
19.			

ROLLUP/DOWNキーにてページ変更できます [ページ = 2]

0. 機体形状	2	20. 7-2-7-2-7-2 De(10)	-6.2026
1.	33.5900	21. 7-2-7-2-7-2 De(11)	5.2727
2. 7-2-7-2 ix	4.3700	22. 7-2-7-2-7-2 De(12)	-0.8346
3. 7-2-7-2 iy	17.1100	23. 7-2-7-2-7-2 De(13)	1.4458
4. 7-2-7-2 iz	19.3450	24. 7-2-7-2-7-2 De(14)	0.0000
5. 7-2-7-2 ixz	0.2700	25.	
6. 7-2-7-2 Ycp	0.0000	26.	
7. 7-2-7-2 Zcp	0.0347	27. 7-2-7-2-7-2 Dsf(10)	1.0031
8. 7-2-7-2 Zcp	-0.0583	28. 7-2-7-2-7-2 Dsf(11)	1.0035
9.		29. 7-2-7-2-7-2 Dsf(12)	-0.9348
10. 7-2-7-2 Zcp	1	30. 7-2-7-2-7-2 Dsf(13)	-0.9035
11.		31. 7-2-7-2-7-2 Dsf(14)	1.0000
12.		32.	
13. 7-2-7-2 ix	1.8656	33.	
14. 7-2-7-2 iy	17.3130	34. 7-2-7-2-7-2 B(10)	0.2255
15. 7-2-7-2 iz	18.7530	35. 7-2-7-2-7-2 B(11)	0.1346
16. 7-2-7-2 ixz	0.5540	36. 7-2-7-2-7-2 B(12)	0.1188
17. 7-2-7-2 Ycp	0.0000	37. 7-2-7-2-7-2 B(13)	0.1569
18. 7-2-7-2 Zcp	-0.0034	38. 7-2-7-2-7-2 B(14)	0.0000
19.		39.	

ROLLUP/DOWNキーにてページ変更できます [ページ = 3]

0. 7-2-7-2-7-2	0.0000	20. 7-2-7-2-7-2	1.0000
1. 7-2-7-2-7-2 Klon	1.0000	21. 7-2-7-2-7-2	2.0000
2. 7-2-7-2-7-2 Klat	0.7000	22. 7-2-7-2-7-2	3.0000
3. 7-2-7-2-7-2 Kdir	0.0000	23. 7-2-7-2-7-2	4.0000
4. 7-2-7-2-7-2	0.5000	24. 7-2-7-2-7-2	5.0000
5. 7-2-7-2-7-2	0.8000	25. 7-2-7-2-7-2	6.0000
6. 7-2-7-2-7-2	0.7000	26. 7-2-7-2-7-2	7.0000
7. 7-2-7-2-7-2	0.8000	27. 7-2-7-2-7-2	8.0000
8. 7-2-7-2-7-2	0.9000	28. 7-2-7-2-7-2	9.0000
9. 7-2-7-2-7-2	0.0000	29. 7-2-7-2-7-2	10.0000
10. 7-2-7-2-7-2	0.0000	30. 7-2-7-2-7-2	11.0000
11. 7-2-7-2-7-2	0.0000	31. 7-2-7-2-7-2	12.0000
12. 7-2-7-2-7-2	0.0000	32. 7-2-7-2-7-2	13.0000
13. 7-2-7-2-7-2	0.0000	33. 7-2-7-2-7-2	14.0000
14. 7-2-7-2-7-2	0.0000	34. 7-2-7-2-7-2	15.0000
15. 7-2-7-2-7-2	0.0000	35. 7-2-7-2-7-2	16.0000
16. 7-2-7-2-7-2	0.0000	36. 7-2-7-2-7-2	17.0000
17. 7-2-7-2-7-2	0.0000	37. 7-2-7-2-7-2	18.0000
18. 7-2-7-2-7-2	0.0000	38. 7-2-7-2-7-2	19.0000
19. 7-2-7-2-7-2	0.0000	39. 7-2-7-2-7-2	20.0000

ROLLUP/DOWNキーにてページ変更できます [ページ = 4]

0. 7-2-7-2-7-2	0.1000	20. 7-2-7-2-7-2	0.0000
1. 7-2-7-2-7-2 Klon	1.0000	21. 7-2-7-2-7-2	0.0000
2. 7-2-7-2-7-2 Klat	1.0000	22. 7-2-7-2-7-2	0.0000
3. 7-2-7-2-7-2 Kdir	1.0000	23. 7-2-7-2-7-2	0.0000
4. 7-2-7-2-7-2	0.5000	24. 7-2-7-2-7-2	0.0000
5. 7-2-7-2-7-2	0.8000	25. 7-2-7-2-7-2	0.0000
6. 7-2-7-2-7-2	0.7000	26. 7-2-7-2-7-2	0.0000
7. 7-2-7-2-7-2	0.8000	27. 7-2-7-2-7-2	0.0000
8. 7-2-7-2-7-2	0.9000	28. 7-2-7-2-7-2	0.0000
9. 7-2-7-2-7-2	0.0000	29. 7-2-7-2-7-2	0.0000
10. 7-2-7-2-7-2	0.0000	30. 7-2-7-2-7-2	0.0000
11. 7-2-7-2-7-2	0.0000	31. 7-2-7-2-7-2	0.0000
12. 7-2-7-2-7-2	0.0000	32. 7-2-7-2-7-2	0.0000
13. 7-2-7-2-7-2	0.0000	33. 7-2-7-2-7-2	0.0000
14. 7-2-7-2-7-2	0.0000	34. 7-2-7-2-7-2	0.0000
15. 7-2-7-2-7-2	0.0000	35. 7-2-7-2-7-2	0.0000
16. 7-2-7-2-7-2	0.0000	36. 7-2-7-2-7-2	0.0000
17. 7-2-7-2-7-2	0.0000	37. 7-2-7-2-7-2	0.0000
18. 7-2-7-2-7-2	0.0000	38. 7-2-7-2-7-2	0.0000
19. 7-2-7-2-7-2	0.0000	39. 7-2-7-2-7-2	0.0000

ROLLUP/DOWNキーにてページ変更できます [ページ = 5]

0. 7-2-7-2-7-2	Del	20. 7-2-7-2-7-2	deg
1. 7-2-7-2-7-2	Def	21. 7-2-7-2-7-2	deg
2. 7-2-7-2-7-2	DrL	22. 7-2-7-2-7-2	deg
3. 7-2-7-2-7-2	DrR	23. 7-2-7-2-7-2	deg
4. 7-2-7-2-7-2	Dsf	24. 7-2-7-2-7-2	deg
5. 7-2-7-2-7-2	Phi	25. 7-2-7-2-7-2	deg
6. 7-2-7-2-7-2	The	26. 7-2-7-2-7-2	deg
7. 7-2-7-2-7-2	P	27. 7-2-7-2-7-2	deg/s
8. 7-2-7-2-7-2	Q	28. 7-2-7-2-7-2	deg/s
9. 7-2-7-2-7-2	R	29. 7-2-7-2-7-2	deg/s
10. 7-2-7-2-7-2	Ax	30. 7-2-7-2-7-2	m/s/s
11. 7-2-7-2-7-2	Ay	31. 7-2-7-2-7-2	m/s/s
12. 7-2-7-2-7-2	Az	32. 7-2-7-2-7-2	m/s/s
13. 7-2-7-2-7-2	Tc	33. 7-2-7-2-7-2	kgf
14. 7-2-7-2-7-2	PhiGE	34. 7-2-7-2-7-2	deg
15. 7-2-7-2-7-2	TheGE	35. 7-2-7-2-7-2	deg
16.		36.	
17.		37.	
18.		38.	
19.		39.	

図 A.2 ヘッダデータのディスプレイ表示例

ROLLUP/DOWNキーにてページ変更できます [ページ = 6]

0. 2.27-47>> [DeL]	2.9377	16.0° 472 [DeL]	1.5304
1. 2.27-47>> [DeR]	2.5422	17.0° 472 [DeR]	4.3226
2. 2.27-47>> [DrL]	2.8505	18.0° 472 [DrL]	-1.9035
3. 2.27-47>> [DrR]	2.8214	19.0° 472 [DrR]	-2.5533
4. 2.27-47>> [DeL]	1.0000	20.0° 472 [DeL]	0.0000
5. 2.27-47>> [Phi]	9.4030	21.0° 472 [Phi]	0.0033
6. 2.27-47>> [The]	8.6949	22.0° 472 [The]	-0.0342
7. 2.27-47>> [P]	19.9571	23.0° 472 [P]	0.1879
8. 2.27-47>> [Q]	19.9818	24.0° 472 [Q]	0.0472
9. 2.27-47>> [R]	20.0130	25.0° 472 [R]	-0.1315
10. 2.27-47>> [Ac]	-4.9749	26.0° 472 [Ac]	-0.1432
11. 2.27-47>> [Ay]	-4.8917	27.0° 472 [Ay]	0.1879
12. 2.27-47>> [Az]	-5.0614	28.0° 472 [Az]	0.0459
13. 2.27-47>> [Tc]	7.4150	29.0° 472 [Tc]	0.8339
14. 2.27-47>> [PhiGB]	-11.2946	30.0° 472 [PhiGB]	0.4650
15. 2.27-47>> [TheGB]	-11.9056	31.0° 472 [TheGB]	
16.		36.	
17.		37.	
18.		38.	
19.		39.	

ROLLUP/DOWNキーにてページ変更できます [ページ = 12]

0. 設定ファイル名	File	20. 設定ファイル名	
1. 設定ファイル名	File	21. 設定ファイル名	dsp
2. 設定ファイル名	File	22. 設定ファイル名	dsp
3. 設定ファイル名	File	23. 設定ファイル名	dsp
4. 設定ファイル名	File	24. 設定ファイル名	
5.		25.	
6.		26.	
7.		27.	
8.		28.	
9.		29.	
10.		30.	
11.		31.	
12.		32.	
13.		33.	
14.		34.	
15.		35.	
16.		36.	
17.		37.	
18.		38.	
19.		39.	

ROLLUP/DOWNキーにてページ変更できます [ページ = 7]

0. A/D-アモ	Pd	20. A/D-9単位	ms/s
1. A/D-アモ	Pd	21. A/D-9単位	dsp/s
2. A/D-アモ	Pd	22. A/D-9単位	dsp/s
3. A/D-アモ	Pd	23. A/D-9単位	dsp/s
4. A/D-アモ	Thp	24. A/D-9単位	dsp
5. A/D-アモ	PhiG	25. A/D-9単位	dsp
6. A/D-アモ	Ac	26. A/D-9単位	ms/s
7. A/D-アモ	Ac	27. A/D-9単位	ms/s
8. A/D-アモ	Ac	28. A/D-9単位	ms/s
9. A/D-アモ	Alp	29. A/D-9単位	dsp
10. A/D-アモ	Bet	30. A/D-9単位	dsp
11. A/D-アモ	UDS	31. A/D-9単位	ms
12. A/D-アモ	Noise	32. A/D-9単位	
13. A/D-アモ		33. A/D-9単位	
14. A/D-アモ		34. A/D-9単位	
15. A/D-アモ		35. A/D-9単位	
16.		36.	
17.		37.	
18.		38.	
19.		39.	

ROLLUP/DOWNキーにてページ変更できます [ページ = 13]

0. その他-アモ	Y03	20. その他-9単位	
1. その他-アモ	Y03	21. その他-9単位	
2. その他-アモ	Y03	22. その他-9単位	
3. その他-アモ	Y03	23. その他-9単位	dsp
4. その他-アモ	PsiUT	24. その他-9単位	dsp
5. その他-アモ	Dec	25. その他-9単位	dsp
6. その他-アモ	Dec	26. その他-9単位	dsp
7. その他-アモ	X000	27. その他-9単位	
8. その他-アモ	Y000	28. その他-9単位	
9. その他-アモ	H000	29. その他-9単位	
10. その他-アモ	PsiUT	30. その他-9単位	dsp
11. その他-アモ	Alp	31. その他-9単位	dsp
12. その他-アモ	Bet	32. その他-9単位	dsp
13. その他-アモ	ay	33. その他-9単位	ms/s
14. その他-アモ	UDS	34. その他-9単位	dsp/s
15. その他-アモ	Q	35. その他-9単位	dsp/s
16. その他-アモ	Q	36. その他-9単位	dsp/s
17. その他-アモ	R	37. その他-9単位	dsp/s
18.		38.	
19.		39.	

ROLLUP/DOWNキーにてページ変更できます [ページ = 8]

0. 2.27-47>> [Pd]	20.7289	20.0° 472 [Pd]	0.0054
1. 2.27-47>> [PG]	20.7880	21.0° 472 [PG]	5.3223
2. 2.27-47>> [Q]	20.7500	22.0° 472 [Q]	4.9661
3. 2.27-47>> [RG]	20.8200	23.0° 472 [RG]	4.7073
4. 2.27-47>> [TheG]	9.0000	24.0° 472 [TheG]	4.9051
5. 2.27-47>> [PhiG]	14.4300	25.0° 472 [PhiG]	5.0342
6. 2.27-47>> [AcG]	0.5000	26.0° 472 [AcG]	4.8844
7. 2.27-47>> [AyG]	0.5000	27.0° 472 [AyG]	4.8383
8. 2.27-47>> [AzG]	0.8232	28.0° 472 [AzG]	3.6870
9. 2.27-47>> [Alp]	10.0000	29.0° 472 [Alp]	0.0000
10. 2.27-47>> [Bet]	10.0000	30.0° 472 [Bet]	0.0000
11. 2.27-47>> [UDS]	12.8000	31.0° 472 [UDS]	-10.0000
12. 2.27-47>> [Noise]	1.0000	32.0° 472 [Noise]	0.0000
13. 2.27-47>> []		33.0° 472 []	
14. 2.27-47>> []		34.0° 472 []	
15. 2.27-47>> []		35.0° 472 []	
16.		36.	
17.		37.	
18.		38.	
19.		39.	

ROLLUP/DOWNキーにてページ変更できます [ページ = 14]
コメントエリア

図 A.2 ヘッダデータのディスプレイ表示例 (続き)

して保存される。表中のそれぞれの項目について、次に説明する。

ROLLUP/DOWNキーにてページ変更できます [ページ = 9]

0. U/F-アモ	X1	20. U/F-9単位	
1. U/F-アモ	Y1	21. U/F-9単位	
2. U/F-アモ	Z1	22. U/F-9単位	
3. U/F-アモ	X2	23. U/F-9単位	
4. U/F-アモ	Y2	24. U/F-9単位	
5. U/F-アモ	Z2	25. U/F-9単位	
6. U/F-アモ	X3	26. U/F-9単位	
7. U/F-アモ	Y3	27. U/F-9単位	
8. U/F-アモ	Z3	28. U/F-9単位	
9. U/F-アモ	X4	29. U/F-9単位	
10. U/F-アモ	Y4	30. U/F-9単位	
11. U/F-アモ	Z4	31. U/F-9単位	
12.		32.	
13.		33.	
14.		34.	
15.		35.	
16.		36.	
17.		37.	
18.		38.	
19.		39.	

ROLLUP/DOWNキーにてページ変更できます [ページ = 10]

0. 6 カガ-アモ		20. 6 カガ-9単位	
1. 6 カガ-アモ		21. 6 カガ-9単位	
2. 6 カガ-アモ		22. 6 カガ-9単位	
3. 6 カガ-アモ		23. 6 カガ-9単位	
4. 6 カガ-アモ		24. 6 カガ-9単位	
5. 6 カガ-アモ		25. 6 カガ-9単位	
6. 6 カガ-アモ		26. 6 カガ-9単位	
7. 6 カガ-アモ		27. 6 カガ-9単位	
8. 6 カガ-アモ		28. 6 カガ-9単位	
9. 6 カガ-アモ		29. 6 カガ-9単位	
10. 6 カガ-アモ		30. 6 カガ-9単位	
11. 6 カガ-アモ		31. 6 カガ-9単位	
12.		32.	
13.		33.	
14.		34.	
15.		35.	
16.		36.	
17.		37.	
18.		38.	
19.		39.	

ROLLUP/DOWNキーにてページ変更できます [ページ = 11]

0. 17>>-01>>-アモ	The_obs	20. 17>>-01>>-9単位	dsp
1. 17>>-01>>-アモ	Phi_obs	21. 17>>-01>>-9単位	dsp
2. 17>>-01>>-アモ	Psi_obs	22. 17>>-01>>-9単位	dsp
3. 17>>-01>>-アモ	X03_obs	23. 17>>-01>>-9単位	
4. 17>>-01>>-アモ	Y03_obs	24. 17>>-01>>-9単位	
5. 17>>-01>>-アモ	H03_obs	25. 17>>-01>>-9単位	
6. 17>>-01>>-アモ	I03_obs	26. 17>>-01>>-9単位	ms/s
7. 17>>-01>>-アモ	U_obs	27. 17>>-01>>-9単位	ms/s
8. 17>>-01>>-アモ	U_obs	28. 17>>-01>>-9単位	ms/s
9. 17>>-01>>-アモ	U_obs	29. 17>>-01>>-9単位	dsp
10. 17>>-01>>-アモ	Alp_obs	30. 17>>-01>>-9単位	dsp
11. 17>>-01>>-アモ	Bet_obs	31. 17>>-01>>-9単位	dsp
12.		32.	
13.		33.	
14.		34.	
15.		35.	
16.		36.	
17.		37.	
18.		38.	
19.		39.	

図 A.2 ヘッダデータのディスプレイ表示例 (続き)

- (1) ファイル名
「8文字以下の文字+2桁の数字」の形式でオペレータにより入力されたファイル名が記録される。試験終了後にデータをRAMディスクから固定ディスクに保存する際に、ここに設定した2桁の数字を初期値として、保存するデータ毎に番号がインクリメントされ自動的に書き込まれる。
- (2) データ取得日付と時刻
データを取得した日付とデータ取り込みを開始した時刻が、自動的に書き込まれる。
- (3) バターワースフィルタのカットオフ周波数
3.3.2節で述べた重心速度計算に使用するバターワースフィルタのカットオフ周波数を、ここに設定しておく。
- (4) 制御周期
3.2節で述べた制御計測サイクルの周期をここに設定しておく。ALFLEX 懸吊風洞試験の場合は、0.0125 (sec)であった。この値はプログラム中で参照されており、3.3節で述べた各種の計算を行う際のサンプリング周期として用いられる。また処理を行う際の時間のタイミングを取るために利用されたり、操舵信号のパルス幅の設定等、にも用いられる。
- (5) データセーブ周期
データを保存する周期をここに設定する。ここに設定する値は制御周期の倍数でなければならない。例えば、

表 A.1 ヘッダデータ一覧

番号	項目	備考
(1)	ファイル名	—
(2)	データ取得日付と時刻	—
(3)	バターワース・フィルタのカットオフ周波数	50 (Hz)
(4)	制御周期	0.0125 (s)
(5)	データセーブ周期	(制御周期の倍数)
(6)	データセーブ回数	1000
(7)	データ項目数	テレメータデータ 15 AD データ 16 V.T.データ 12 推定データ 10 設定コマンドデータ 4 その他データ 18
(8)	気流データ	風速 V_{wind} 気流温度 T 気流静圧 P_{∞} 気流動圧 P_d
(9)	トリム時データ	高度, ピッチ角, 舵角, ケーブル張力
(10)	制御則タイプ	(制御則の種類を示す文字列)
(11)	制御系設定コマンド	$\alpha_c, \beta_c, \Phi_c$
(12)	舵角コマンド初期値	$\delta c_o, \delta a_c, \delta r_c$
(13)	操舵入力データ	操舵コマンド ($\delta c_c, \delta a_c, \delta r_c$) 入力信号波形, amp, prd
(14)	舵角リミッタ	最大値・最小値
(15)	機体形状	(機体のコンフィギュレーションを表す文字列)
(16)	慣性特性	質量, 慣性能率, 慣性乗積, 重心位置 ($M, I_x, I_y, I_z, I_{xz}, x_{cg}, y_{cg}, z_{cg}$)
(17)	アクチュエータ特性データ	$B1, D_{st}, D_b$
(18)	制御系パラメータ	制御系のゲイン, リミッタ値等
(19)	緊急時パラメータ	同上
(20)	スケールファクタ, バイアス	テレメータデータ, AD データ
(21)	各データの名称と単位	—
(22)	コメント	200 文字以内

0.05 (sec) と設定すれば, これは制御周期の 5 倍であるから, 5 サイクルに 1 回の割合でデータを保存する。

(6) データセーブ回数

1 回のデータ取得における時系列データのサンプル数を, 1000 以下の値で設定する。また, 次の関係がある。

$$(\text{データの取得時間}) = (\text{データセーブ周期}) \\ \times (\text{データセーブ回数})$$

(7) データ項目数

それぞれのグループに属するデータの項目数を設定する。表中には最大項目数が記してあるが, この値をこれよりも小さく設定すれば, 設定した項目数のデータだけ保存される。例えば, 「その他のデータ」の項目数を 10 と設定すればこのグループに含まれるデータは, 表-3.1 に示す項目の上から順に 10 項目だけ保存される。ただし, 「テレメータ・データ」だけはプログラムの中で取り込む項目と保存する項目の順番を変えているため, 最大値よりも小さな値を書き込むことはできないため注意が必要である。しかし 0 と設定することは可能であり, この場合「テレメータ・データ」は全く保存されない。このため, 余分なデータは保存せずすみ, ディスク容量を有

効に活用できる。

(8) 気流データ

ここには, 風速, 温度, 静圧, 動圧をあらかじめ設定しておく。また動圧データについては, ビト管により計測したデータを取り込んでいるため, 操舵データ取得の際に操舵開始までの 500 点のデータの平均値が自動的に記録される。

これは操舵応答データ取得の際には, トリム状態から操舵を行うと考えられるためである。操舵応答以外のデータの場合, つまり「+」キーによるデータセーブを行った場合には, 平均値は計算しないため「動圧」の部分には何も記録されない。

(9) トリム時データ

上記の動圧データと同じく, 操舵応答データ取得時に 500 点のデータの平均値が記録される。

(10) 制御則タイプ

ファイル (cont.h) 中の制御フラグを書き換えてコンパイル・リンクすれば, 制御則を変更できる。この欄にはその制御則のタイプを表す文字列が自動的に書き込まれる。

(11) 制御系設定コマンド

試験開始前に制御コマンドの初期値を設定しておく。

データ保存の際には、データ取り込み開始時の値が自動的に書き込まれる。

(12) 舵角コマンド初期値

試験開始前に舵角コマンドの初期値を設定しておく。データ保存の際には、データ取り込み開始時の値が自動的に書き込まれる。

(13) 操舵入力データ

操舵入力を行う際の、操舵コマンド、入力信号波形、基準パルス周期、パルス振幅の初期値を設定しておく。また操舵入力を行ってデータを保存する際には、オペレータにより変更された値がこの欄に自動的に書き込まれる。

(14) 舵角リミッタ

舵角コマンドに付加するリミッタの最大値及び最小値を設定しておく。リミッタはアクチュエータ校正時に、その最大可動範囲でプログラム中で設定してある。従って、この舵角リミッタ値として可動範囲を越える値を設定した場合でも、舵角コマンドは最大可動範囲を超えてアクチュエータに出力されることはない。

この舵角リミッタは、機体の運動をあまり励起したくない場合等に舵角コマンドの出力値を制限するために設定するものである。

(15) 機体形状

機体のコンフィギュレーションを表す文字列を 10 文字以内で記録しておく。今回は、実験機が 1 本のケーブルで支持された懸吊形態の他に、架台のみの形態、合体形態についても風洞試験を行ったためこれらを区別するために利用した。

(16) 慣性特性

あらかじめ測定されている実験機及び架台の質量、慣性能率、慣性乗積、基準機体座標で表した重心位置の値を記述しておく。これらの値は試験中には必要ではないが、試験終了後の解析に使用するものである。

(17) アクチュエータ特性データ

アクチュエータ校正ルーチンを用いて、舵面の自動スウィープを行うとこの部分にそれぞれの舵面について、 B_l 、 D_{sp} 、 D_b の値が自動的に書き込まれる。

(18) 制御系パラメータ

制御系ゲインやその他のパラメータの初期値を設定しておく。また試験中にオペレータによりその値が変更された場合には、データ保存を開始した時点で使用されている値が自動的に書き込まれる。

(19) 緊急時パラメータ

緊急用のキー入力が行われた際に適用される制御系パラメータであり、試験中にオペレータによるキー入力では変更できない固定された値である。フォーマットは制御系パラメータの欄と全く同じであり、試験開始前に値

を設定しておく。

(20) スケールファクタ、バイアス

「テレメータ・データ」及び「AD データ」はデータを電圧値として保存してあるため、これを物理量変換するためのスケールファクタと、バイアスの値をあらかじめ書き込んでおく。物理量に変換する方法については後述する。これらの値は取り込むデータを用いて計算したり、また画面表示する際に使用されるため、正しい値を設定していなければ、誤った計算結果や値が出力されてしまうことになる。

(21) 各データの名称と単位

保存されるデータの単位を明確にするため、データの記号と対応する単位もヘッダ内に記録してある。このデータはソースファイルで直接定義されており、オペレータによる変更はできない。

(22) コメント

200 文字以内で、コメントを記述できる。

ヘッダ部分はプログラムを立ち上げる際に読み込まれ、ヘッダの中で定義してあるパラメータを用いてプログラムは実行される。

時系列データ取得については、できるだけ計算機に取り込んだ状態のままで保存するという方針である。したがって、「テレメータデータ」及び「AD データ」は物理量ではなく、電圧値で保存される。このため物理的に意味のある数字を得るためにはデータ取得後にそれぞれの変数に対応するスケールファクタ S_{fac} とバイアス b_E を用いて計算する必要がある。ここで、取得した電圧値データを E 、物理量を P とすれば、

$$P = S_{fac} \cdot (E - b_E) \quad (A.1)$$

の変換式により物理量が得られる。

この方法だと直接オンラインで物理量を計算して保存する方法に比べると、データ取得後に物理量を計算する手間はかかるが、計算機内での演算による誤りを防ぐことができる。またスケールファクタ、バイアスの値を修正する必要が生じた場合でも、その値を修正して再計算を行えば正しい物理量を得ることができる。「V.T.データ」についてはそれぞれの LED ターゲットの位置が直接物理量として取り込まれる。これ以外のデータについては計算機内で計算されたデータもしくはキー入力により設定されたデータであるので全て物理量として保存される。

また保存するデータファイルは限られたディスクの容量を有効に利用するため、ヘッダ部分はアスキー形式としたが、時系列データ部分は容量の少なくて済むバイナリ形式とした。

B アクチュエータ校正手順

アクチュエータの校正手順を以下に記す。

- (1) アクチュエータ校正部で操作できる舵角の可動範囲を大きくするため、リミット値を変更する。具体的には、ファイル (header.h) 内の変数 cmd_mv [5] の値を、200 (約 7.5 deg に対応) → 1000 (約 37.5 deg に対応) に変更し、コンパイル・リンクする。
- (2) アクチュエータ校正部で、サーボへの入力パルス幅を変化させ、このときの舵角と出力電圧値との計測値を記録する。出力電圧値はディスプレイ上に表示される。舵角の計測には分度器やプロトラクタ等を用いる。このとき、舵角の変位が最大となった時の入力パルス幅の値も記録しておく。
- (3) 計測値から最小2乗法により、舵角と出力電圧の関係を表す直線の式を求める。
- (4) 電源電圧値 E_p を計測し、直線の傾き (スケールファクタ) からパラメータ K_{pot} を求める。 K_{pot} は、次の量を表す。

$$K_{pot} = \frac{90 \text{ (deg) の舵角変化}}{\text{電源電圧 } E_p \text{ に対応する舵角変化}}$$

K_{pot} は、およそ1付近の値となり、 E_p とスケールファクタ S_{fac} を用いて次式で表される。

$$K_{pot} = \frac{90}{S_{fac} \cdot E_p} \quad (\text{A.1})$$

- (5) この K_{pot} と E_p の値をソースファイル (calsrv.c) に書き込む。また、舵角変位が最大となる時のパルス幅コマンドの値もソースファイル (header.h) に書き込む。その後、cmd_mv [5] の値を 200 に戻し、コンパイル・リンクを行う。
- (6) アクチュエータ校正部を利用し、入力コマンドと舵角の0位置を合わせる。目視で、舵角が0となるように入力コマンドを操作する。
- (7) スケールファクタが K_{pot} より得られ、舵面自動スイープの実行により、バイアス、バックラッシュ BI 、サーボモータバイアス D_b 、サーボモータ係数 D_g が算出される。

自動スイープの際の舵面の速度は、オペレータにより設定可能である。この速度はADボードのタイマを基準としており、アクチュエータ校正部を立ち上げる際に、対話入力により設定する。

対話入力により、基準時間とカウント数をキーボードより入力する。舵面自動スイープにおいて、アクチュエータ駆動用のパルス幅コマンドをインクリメントするのに要する時間は

$$(\text{基準時間}) \times (\text{カウント数})$$

となる。従って、カウント数に大きい値を設定すればスイープ速度は遅くなる。

基準時間はADボード側で受け入れられる値とする必要がある。これまでは、0.02 (sec) を用いてきた。カウント数には自然数を入力する。カウント数としては、これまで1を用いてきた。

- (8) スケールファクタ及び校正の結果得られた各パラメータを、データファイルに保存する。
- (9) このデータファイルを用いてセンサ機能チェック部を起動し、舵角コマンド通りに舵面が駆動されることを確認する。また舵角測定のためのポテンショメータ出力値は、ほぼコマンドと同じ値となることを確認する。

以上の手順により、アクチュエータの校正は完了する。試験の途中でモータの軸と舵面の取り付けにずれが生じた場合には、手順(6)~(9)を行えばよい。アクチュエータを取り替えた場合には、手順(1)~(9)が必要となる。

C ファイル一覧

制御計測プログラム⁵⁾に必要なファイルの名称と機能の一覧を、表C.1に示す。

本プログラムは、これまで当所で行ってきたCMSでの動的風洞試験にも対応しており、このためファイル中に6分力計のデータの取り込み機能を持つものが含まれている。

また本プログラムの動作をチェックするため、リアルタイム制御計測部とワークステーション上で動作するシミュレーションプログラムを接続することも可能である。このため、ワークステーションとのインターフェース処理に関するファイルも含まれている。

D ファイル変換プログラム

制御計測プログラムで取得したデータは、そのデータファイルの容量が大きいので、ディスク容量を有効に利用するためにバイナリー形式として保存する。このバイナリー形式のデータは、取得データ表示部を用いて読み込み、データを画面に表示させることはできる。しかし取得データを他のハードウェアに取り込む場合や、別のソフトウェアを用いて処理する場合などには、取り扱いが不便である。

ファイル変換プログラムは、取得したバイナリー形式のデータをアスキー形式に変換し、そのアスキーデータを別のファイルに保存するためのプログラムである。尚、これは制御計測プログラムとは別のものである。データをアスキー形式に変換することにより、上記の問題は解

表 C.1 制御計測プログラム・ファイル名と機能
[*cファイル]

ファイル名	機 能
ad.c	A/D ボードからの取り込み
calstrv.c	アクチュエータ校正 (電源電圧値, K_{pv} 値の設定)
cap8 a.c	リアルタイム制御計測部メインプログラム
cap8 b.c	システム・チェック部メインプログラム
cap8 c.c	取得データ表示部メインプログラム
control.c	制御及び操舵
crtlib.c	CRT インターフェイス
cvt.c	文字列変換
cvthdr.c	RAM ディスク, フライトレコーダのデータ ファイルを変換
disp.c	データの数値表示
disphdr.c	ヘッダ情報表示
draw.c	データのグラフ表示
flit.c	フライトレコーダデータの保存
gosub.c	リアルタイム制御計測部・各種計算
glibl.c	グラフィック・インターフェイス
input.c	キー入力処理
insub.c	制御系フラグ処理, V.T.エラー処理 リアルタイム制御計測部の画面表示
key.c	ファンクションキーの設定
ldata.c	データの読み込みと保存
lhead.c	ヘッダの読み込みと保存
lstsqr.c	最小2乗法
menu.c	選択メニュー画面の処理
mlink.c	ADS データ, 架台搭載センサデータの取り込み
mpsc.c	テレメータデータ取り込み
sethdr.c	ヘッダ情報をセット
skt_lan3.c	ワークステーションとのインターフェース
sub.c	文字列処理, ファイル指定処理 ディスク容量チェック
sun.c	ワークステーションとの入出力処理
testch.c	センサ機能チェック
test_go.c	リアルタイム制御計測
timer.c	タイマ処理
ufs.c	6 分力計データ取り込み
vt.c	V.T.データ取り込み
vtlib.c	V.T.インタフェース

[インクルード・ファイル]

ファイル名	機 能
buf.h	バッファの設定
color.h	アセンブラ用のカラー定義
cont.h	制御フラグ設定
crtlib.h	crtlib.c 用
def.h	パラメータの定義
ext.h	共通パラメータの参照
ext_buf.h	バッファの参照
ext_real.h	リアルタイム制御計測部でのパラメータ参照
func.h	関数の参照
glib.h	glibl.c 用
gpib.h	GPIB インターフェースの設定
header.h	共通パラメータの設定 (LED ターゲット位置の設定) (アクチュエータ校正部 cmd_mv [5] の設定)

lan.h	ワークステーションとの通信のフラグ設定
name.h	データ名の定義
real.h	リアルタイム制御計測部でのパラメータ設定
skt_lan3.h	skt_lan3.c 用
test.h	リアルタイム制御計測部のチェック用

[ライブラリ]

ファイル名	機 能
naslibl.lib	画面表示用 (アセンブラ)

[コンパイル・リンク用ファイル]

ファイル名	機 能
l.bat	コンパイル・リンク用バッチファイル
makfun	共通ルーチン用メイクファイル
mak8 a	リアルタイム制御計測部メイクファイル
mak8 b	システムチェック部メイクファイル
mak8 c	取得データ表示部メイクファイル

決され、データの取り込みや加工は容易となる。

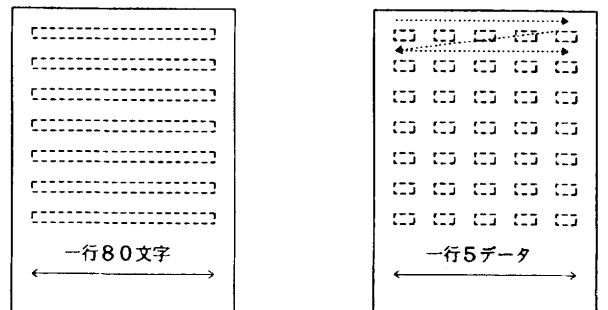
ファイル変換の方法は次の2通りあり、対話形式で選
択できる。

- (1) データの一括変換
- (2) データを選択して変換

(1)のデータの一括変換は全てのデータをアスキー形式
に変換して、別のファイルに保存する方法である。この
方法は全てのデータをアスキー形式に変換するため、フ
ァイルの容量はかなり大きくなるが、このアスキー形式
のファイルを取り込むプログラムを用意しておけば、デ
ータを選択する手間は省ける。

(2)のデータを選択して変換する方法は、任意のデー
タ項目を選択でき、そのデータ毎に別々のファイルにア
スキー形式で保存する。この方法だと必要なデータだけ取
り出すことができ、またそのためファイルの容量もそれ
程大きくならず済む。

アスキー形式に変換されたデータファイルの形式を図
D.1 に示す。図に示すように、ヘッダ部は一行 80 文字の



(a) ヘッダデータの保存形式

(b) 時系列データの保存形式

図 D.1

形式でファイルに格納される。時系列データ部は、一行
に5つのデータ列として格納される。格納されたデー
タは (b) 図中の矢印が示す順に時系列となる。

航空宇宙技術研究所報告1291号

平成8年5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丁目44番地1
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12

Printed in Japan