

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1226

ケーブルマウント・システムによる
静的縦3分力測定を試み

室田 勝一 ・ 柳原 正明

1994年2月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	1
記 号	2
2. 試験装置と供試模型	2
2.1 ケーブルマウント・システム	3
2.2 制御・計測システム	3
2.3 供試模型	7
3. 試験方法	8
3.1 高度制御系による α スweep	8
3.2 データ収集	9
3.3 風速変化に伴う模型の状態変化	9
3.4 模型運動の定常性の評価方法	12
4. 縦3分力・空力係数の算出	13
4.1 迎角の算出	13
4.2 揚力係数, 抗力係数の算出	13
4.3 縦揺れモーメント係数の算出	13
4.4 昇降舵の操舵に伴う空気力の補正	14
5. 測定結果	14
5.1 定常性の確認	14
5.2 縦3分力・空力係数	15
6. まとめ	18
参考文献	19

ケーブルマウント・システムによる 静的縦3分力測定の試み*

室田 勝一*¹ 柳原 正明*²

Measurements of Longitudinal Static Aerodynamic Coefficients by the Cable Mount System*

Katsuichi MUROTA*¹, Masaaki YANAGIHARA*²

ABSTRACT

The longitudinal static aerodynamic coefficients of an NAL spaceplane model were measured in the NAL 6.5m × 5.5m low-speed wind tunnel.

The model was supported by a pair of cables, one spanned horizontally and the other vertically (cable mount system). The aerodynamic interference of the cable mount system is generally smaller than that of conventional model support systems such as the strut and sting system.

This paper outlines the cable mount system, the model cable mounted, the method used to measure the trimmed longitudinal aerodynamic coefficients and the test results.

Key words: Longitudinal Static Aerodynamic Coefficients, Cable Mount System, Low-Speed Wind Tunnel Test, Model Support Interference, Model Support System

概要

当所大型低速風洞(測定部6.5m×5.5m)において、NALスペースプレーン模型の静的な縦3分力・空力係数の測定を行うために風洞試験を実施した。この試験では、従来の模型支持法とは異なり、動的風洞試験を目的として開発されたケーブルマウント・システムにより模型を支持して、静的な縦3分力・空力係数の測定を試みた。この測定手法の特長は、供試模型が2組の極めて細いケーブルで支持されるため、従来のストラットあるいはスティング模型支持方法に比べて、気流に曝される支持部分の抵抗や空力的な干渉が非常に少ないことである。この様な特長から、ケーブルマウント・システムを使った静的な縦3分力・空力係数の測定手法は、飛行試験における方法と類似しており、静的空力係数を取得する有効な手段となる。

本報告では、ケーブルマウント・システム、供試模型の概要、静的縦3分力・空力係数の測定方法及びケーブルマウント・システムによる静的縦3分力の測定例について述べる。

1. まえがき

航技研では、1989年より動的風洞試験技術の確立を目的として、ケーブルマウント・システムによる空力微係数測定のための動的風洞試験¹⁾²⁾³⁾を行ってきた。ケーブルマウント・システムは、風洞内に供試模型をケーブルで支持し、5自由度をもつ模型を運動させ、空力係数を求めるための試験システム⁴⁾である。今回、当所的大型低速風洞(測定部6.5m×5.5m)で、このケーブルマウント・システムを使用

* 平成5年10月28日受付
(Received 28 October 1993)

*1 空力性能部
(Aircraft Aerodynamic Division)

*2 制御部
(Control Systems Division)

して、スペースプレーン模型の静的な縦3分力・空力係数の測定⁹⁾を試みた。静的な空力係数の測定は、模型を風洞内で釣合飛行させ、迎角を緩徐に増して迎角スイープを行い、模型に働く空気力を求める方法である。

静的風洞試験における代表的な模型支持方法⁷⁾としては、ストラット支持とスティング支持がある。これらの支持方法の特長は、

- ①重量模型を確実に支持することができること
- ②模型の振動が少ないこと
- ③模型姿勢角の設定が正確かつ迅速に行え、効率的な実験ができることなどである。

しかしながら、これらの支持方法は支柱によって模型まわりの気流が乱され、支柱干渉が生じる。この支柱干渉は模型の形状によっても変わるため、風試データの修正は風洞実験毎に、実験者側で行われているのが現状である。

一方、空力的な干渉が少ない支持方法として、吊線方式⁷⁾⁸⁾があるが、吊線に働く抵抗が大きく、吊線抵抗の補正が必要となる。さらに、吊線方式は、吊線の配置の仕方によって測定精度が左右され、取扱いも煩雑であり、現在ほとんど使用されなくなっている。また、支柱干渉のない磁力支持に関する研究・開発⁹⁾¹⁰⁾が盛んに行われているが、現在まだ風洞試験に通常使用される様な大きさ(実機の10~20%程度)の縮尺模型に対しては、実用化の段階には入っていない。

ここで報告するケーブルマウント・システムによる静的な空気力の測定は、模型を細いケーブルで風洞内に支持する方式で、吊線方式と同様に支持部分の空力的な干渉が少ないことである。さらに、模型を支持するケーブルに作用する力を力センサで測定しているため抵抗補正を必要としないこと。そして、効率的な実験が行えることなどが、特長としてあげることができる。ケーブルマウント・システムを使った静的な空力係数の測定手法はこの様な特長を有していることから、従来の模型支持方式と比較することによって、支柱干渉量を評価する上で、有効な手段である。

本報告では、ケーブルマウント・システム、試験方法、縦3分力・空力係数の算出方法について述べる。さらに、測定例としてケーブルマウント・システムで測定したNALスペースプレーン模型の縦3分力・空力係数と、ストラット支持による測定データとの比較結果についても述べる。

記号

A_x, A_y, A_z	模型の3軸方向加速度計出力 ^{*3}
\bar{c}	平均空力翼弦長
C_L	揚力係数
C_D	抗力係数
C_m	縦揺れモーメント係数
C_x, C_z	模型に働く空気力の無次元係数 ^{*3}

h	模型高度(風洞中心をゼロとし、上方を正とする)
\dot{h}	高度方向速度
I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	模型の慣性モーメント ^{**}
I_{xz}	模型の慣性乗積
L_c, M_c, N_c	ケーブル力によるモーメント ^{**}
m	模型質量
M_a	空気力による縦揺れモーメント
M_c	ケーブル力によって模型に働く縦揺れモーメント
M_{total}	模型重心まわりの縦揺れ外力モーメント
P, Q, R	模型の角速度 ^{**}
$\dot{P}, \dot{Q}, \dot{R}$	模型の角加速度 ^{**}
q	風洞一様流動圧
S	模型主翼面積
U, V, W	模型慣性速度 ^{*3}
U_a, W_a	模型の対気速度 ^{*3}
\dot{U}, \dot{W}	模型加速度 ^{*3}
V_w	一様流風速
X_a, Z_a	模型に働く空気力 ^{*3}
X_c, Y_c, Z_c	ケーブル力 ^{*3}
X_{steady}, Z_{steady}	模型に加わる重力 ^{*3}
X_{total}, Z_{total}	模型に作用する重力を除く全ての外力 ^{*3}
Y	模型重心の横方向の変位
α	模型迎角
β	模型横滑り角
δ_a	補助翼舵角($\frac{\delta_{eR} - \delta_{eL}}{2}$)
δ_e	昇降舵舵角($\frac{\delta_{eR} + \delta_{eL}}{2}$)
δ_{eL}, δ_{eR}	左翼及び右翼エレボン舵角
δ_r	方向舵舵角($\frac{\delta_{rR} + \delta_{rL}}{2}$)
δ_{rL}, δ_{rR}	左右方向舵角
θ	模型縦揺れ角
ϕ	バンク角

^{*3}模型重心を原点とする機体軸X, Y, Z方向成分

^{**}模型重心を原点とする機体3軸まわり

2. 試験装置と供試模型

ケーブルマウント・システムを使った風試模型の静的な縦3分力は、動微係数を同定する動的試験用の試験装置¹⁾²⁾³⁾⁴⁾を、そのまま利用して測定することができる。今回実施した α スイープ試験は、動的風試用のケーブルマウント・システムを当所の大型低速風洞に設置して行った。試

験装置は、供試模型をケーブルで支持する機構と、制御・計測システムの2つの部分から構成されている。本章ではケーブルマウント・システムと供試模型の概要について述べる。

2.1 ケーブルマウント・システム

図1にケーブルマウント・システム概念図を示す。供試模型は、風洞前方水平面内と後方鉛直面内に張られた2本のケーブルによって、模型内のプーリーを介して支持される。また、後方ケーブルの下端には、模型が安定な運動をするように、調整をするためのスプリングを使った張力調整機構が設けられている。このような模型支持機構によって、模型はY軸、Z軸方向の並進運動と、X、Y、Z軸まわりの回転運動の合計5自由度の運動が可能となり、自由飛行に近い試験が風洞内で実現できる。模型支持に使用されている2本のケーブルは、直径が1.5[mm]と非常に細く、このケーブルによる模型の空力特性への干渉は、極めて小さいものと予想される。

静的な縦3分力の測定試験は、一般的には、模型の迎角を逐次変更しながら行われる。従来のストラットや吊線による模型支持方式⁷⁾⁸⁾では、支柱や吊線などの模型支持部分

を可動させて、迎角設定が行われている。ケーブルマウント・システムによる縦3分力の測定では、風洞内で模型を自力浮上させ、昇降舵角を緩やかに変化させ、模型自身にY軸まわりの回転運動を発生させることによって迎角が設定変更される。これは実機の飛行試験で行われている α スイープ試験法¹¹⁾と同じ手法である。

2.2 制御・計測システム

ケーブルマウント・システムの制御・計測システムは、模型機上側と地上側の2つの部分から構成されている。図2に制御・計測システムのブロック・ダイアグラムを示す。模型機上側には、模型の姿勢角や運動を測定するための慣性センサ¹²⁾と舵角ポテンショメータ(4個)、さらに6分力計(2台)が搭載されている。また、操舵面のアクチュエータとして舵角制御用のDCサーボモータ(4台)が装備されている。図3に模型に搭載した測定機器及びアクチュエータの取付状況を示す。

慣性センサは、レートジャイロ、加速度計、鉛直ジャイロの3点から構成されている。レートジャイロでは、供試模型の横揺れ角速度P、縦揺れ角速度Q、偏揺れ角速度Rの3軸角速度が測定される。また、加速度計では、供試模型

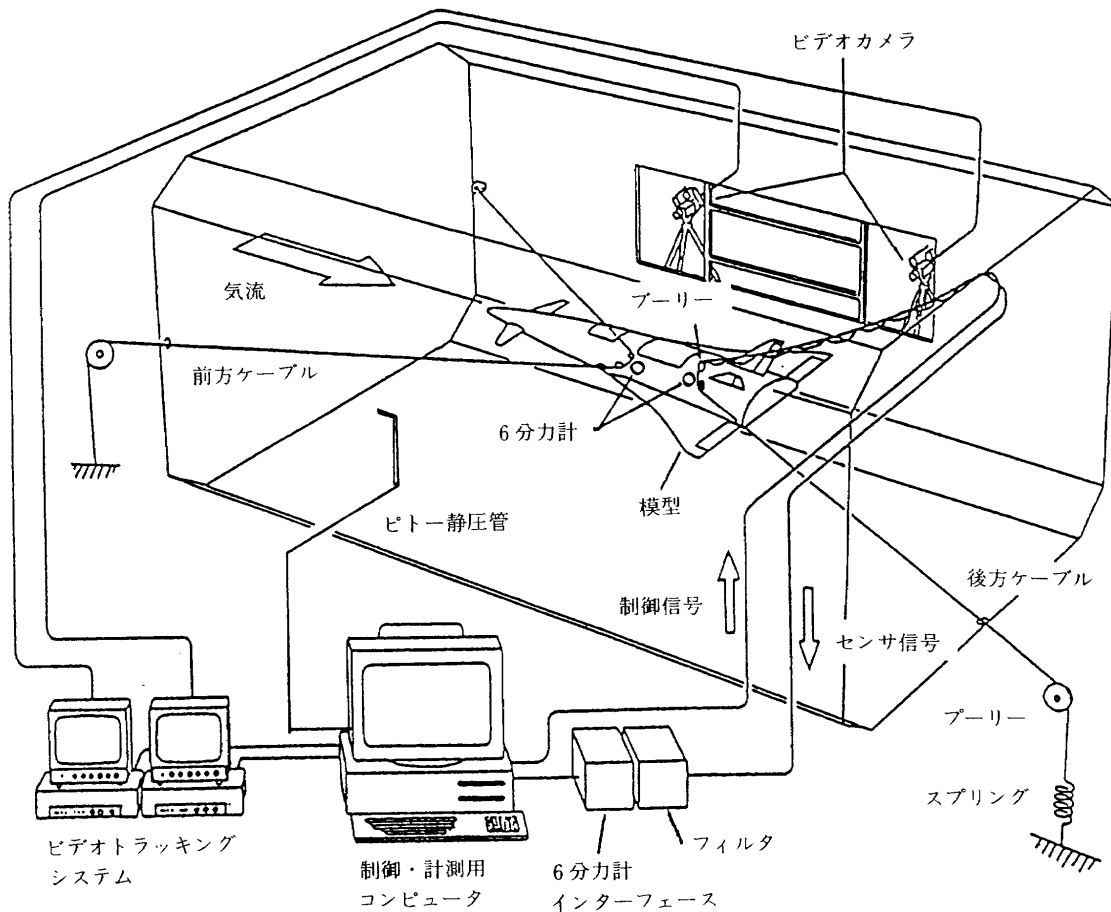


図1 ケーブルマウント・システム概念図

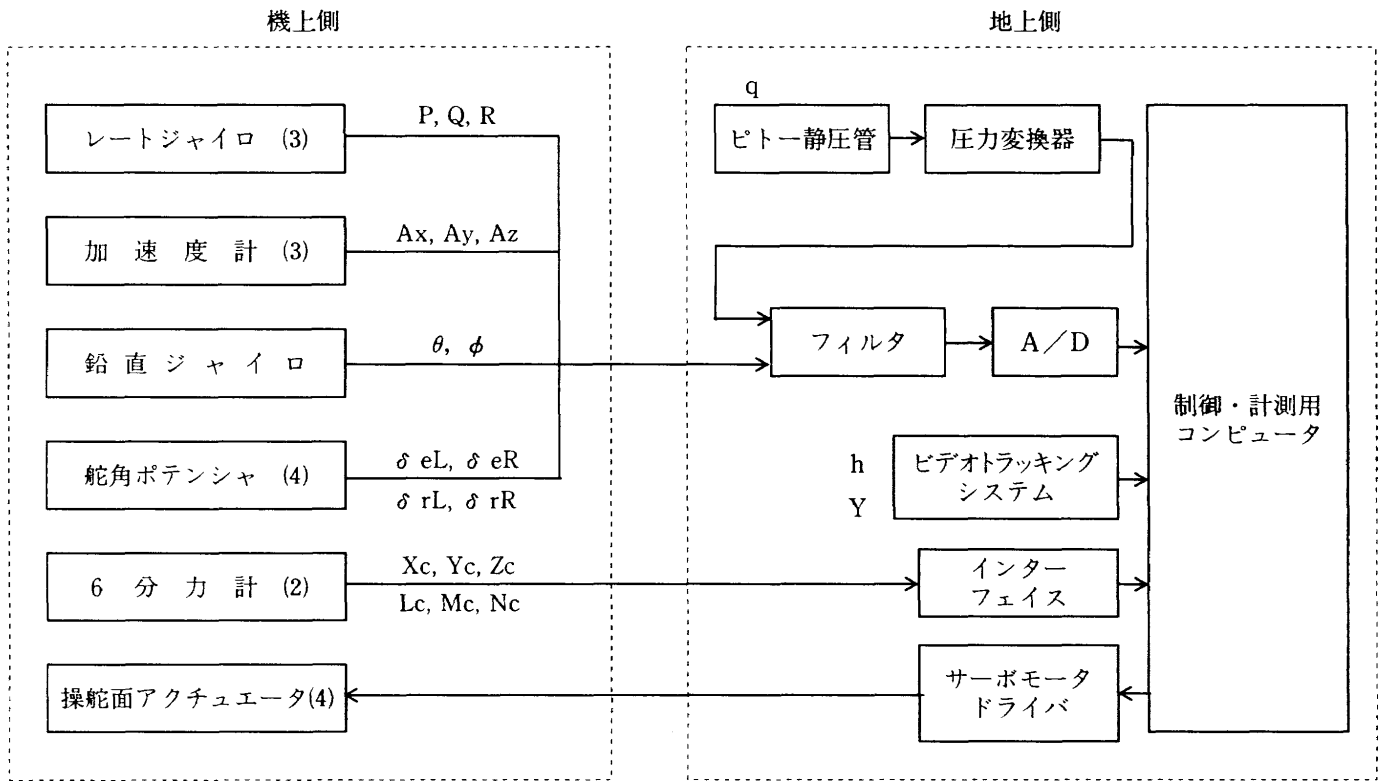


図2 制御・計測システム

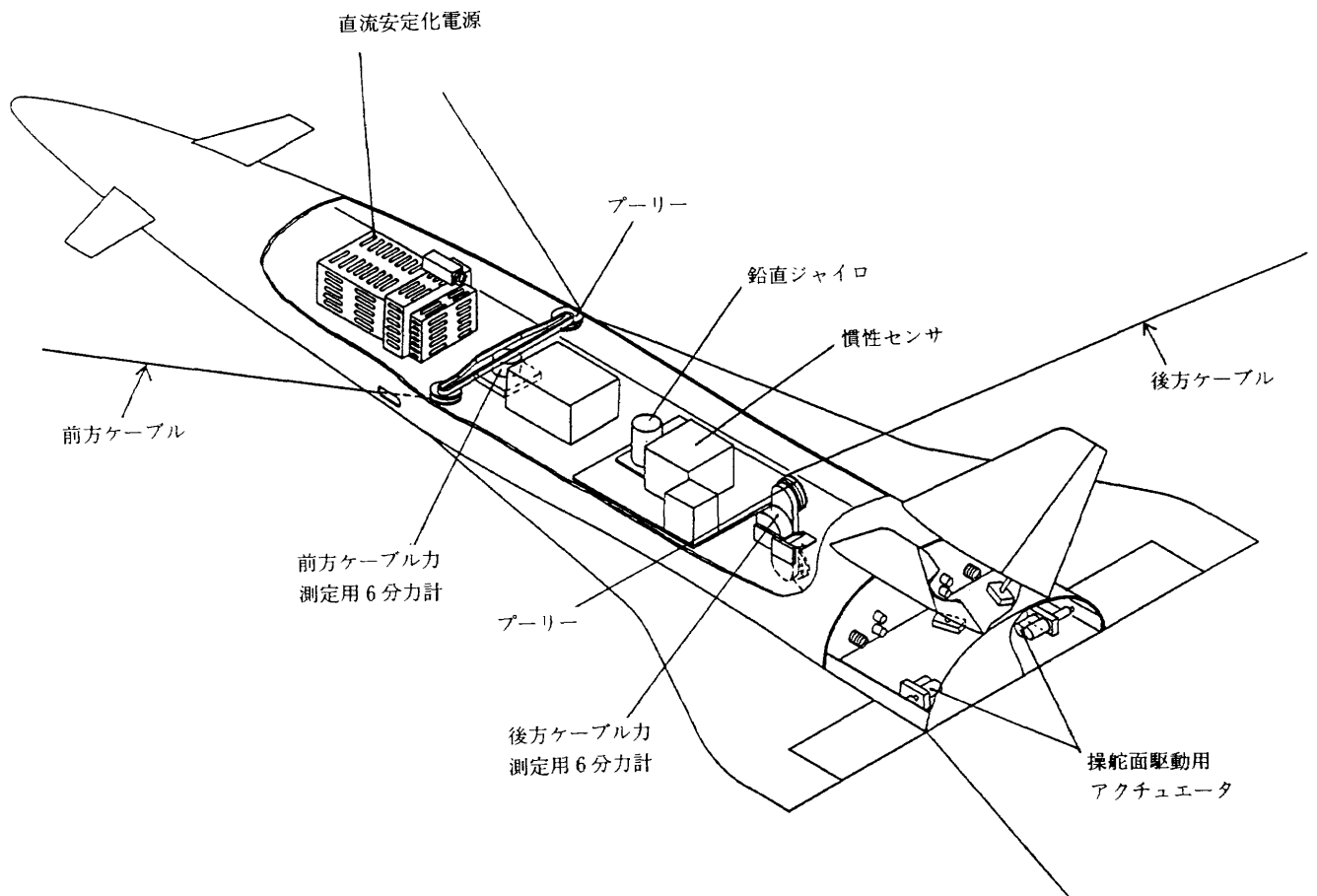


図3 模型搭載機器、アクチュエータの取付け状況

の受ける重力以外の外力(空気力及びケーブル力)によるX, Y, Z軸方向の加速度 A_x , A_y , A_z が測定される。この加速度計の出力は、直接静的な縦3分力を算出する際に使用される。模型の姿勢角 θ , バンク角 ϕ は、鉛直ジャイロによ

て測定される。

一方、舵角ポテンショメータは供試模型の各操舵面の回転軸に直結されており、これによって操舵面の舵角を検出している。2台の6分力計は図3に示すように、模型に働

表1 制御・計測システムの構成機器主要性能

構成機器名	型名	主要性能	
		測定範囲/規格	精度
レートジャイロ	トキメック製 振動ジャイロ TFG-160型	3軸まわり角速度 $\pm 200\text{deg/s}$	$\pm 0.2\%$ OF FS 以下
加速度計	トキメック製 TA-25S型	3軸方向加速度 $\pm 49\text{m/s}^2$	$\pm 0.05\%$ OF FS 以下
鉛直ジャイロ	関東航空計器製 KEG-07A型	縦揺れ角 $\pm 82\text{deg}$ 横揺れ角 $\pm 90\text{deg}$	$\pm 0.5\text{deg}$ 以下
ビデオトラッキングシステム	エムテック製 GS3000型	測定範囲 X方向 $\pm 2500\text{mm}$ Y方向 $\pm 2500\text{mm}$ Z方向 $\pm 2500\text{mm}$ サンプリング速度 60HZ	$\pm 1.2\%$ OF FS 以下
前方ケーブル力 測定用6分力計	ニッタ製 UFS-3015A	F_x, F_y $\pm 432\text{N}$ F_z $\pm 863\text{N}$ M_x, M_y, M_z $\pm 3334\text{N}\cdot\text{cm}$	$\pm 0.2\%$ OF FS 以下
後方ケーブル力 測定用6分力計	ニッタ製 UFS-3015A	F_x, F_y $\pm 216\text{N}$ F_z $\pm 432\text{N}$ M_x, M_y, M_z $\pm 1667\text{N}\cdot\text{cm}$	$\pm 0.2\%$ OF FS 以下
風洞一様流動圧 測定用圧力変換器	Druck製 PDCR-22	差圧型 $\pm 6.895\text{KPa}$	直線性 $\pm 0.06\%$ OF FS
操舵面アクチュエータ	利根川精工製	DCサーボモータ・駆動 20W 最大トルク(ギヤ機構を含む) エレボン 392N $\cdot\text{cm}$ 方向舵 556N $\cdot\text{cm}$ 駆動舵角範囲 $\pm 40\text{deg}$	検出角度分解能 0.122deg
サーボモータ ドライバ	自作品	信号出力形式 パルス幅変調 オープンコレクタ パルス幅範囲 1.5ms ± 0.28 データ更新周期 20ms	
A/D変換器	コンテック製 AD12-16	入力チャンネル数 16 入力電圧 $\pm 10\text{V}$ 変換速度 25 μS	分解能 12ビット
制御・計測用 コンピュータ	日本電気製 PC9801RA	32ビットCPUクロック 20MHZ 制御周期 20ms 使用言語 C言語	

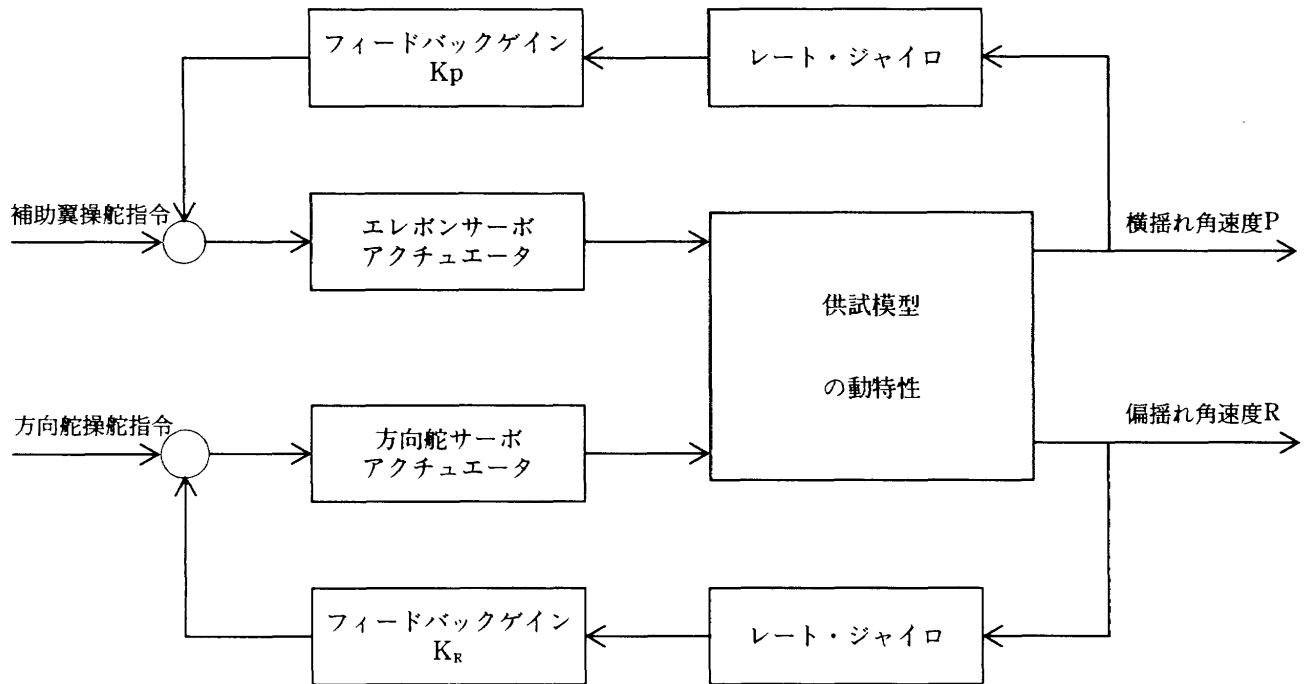


図4 横制御系

く外力のうち、前方及び後方の支持ケーブルに加わる力(ケーブル力と呼ぶ)を直接測定する。そのため、2台の6分力計はそれぞれ前後のプーリーと模型本体の間に配置されている。この6分力計は、従来の内挿天秤⁷⁹⁾に比べて小型・軽量化(1台あたりの重さ390g)されており、X、Y、Zの3軸方向の力と3軸まわりのモーメントが測定可能である。

模型機上側の慣性センサ、舵角検出用ポテンショメータの出力信号は、専用のセンサ信号ケーブルを通して地上側のフィルタに入り、最終的にA/D変換器に入力される。また、2台の6分力計の出力信号もセンサ信号ケーブルを通して地上側の専用インター・フェースに入力される。このインター・フェースにはマイクロ・プロセッサが内蔵されており、6分力計の軸力、モーメント間の干渉補正の処理は、ここでリアルタイムで実行される。

一方、地上側には、ケーブルで支持された供試模型の運動を制御し、計測するためのコンピュータが配備されている。この制御・計測用コンピュータ(PC9801RA、クロック20[MHZ])には、前述したA/D変換器、6分力計用のインター・フェース、舵角制御用サーボモータ・ドライバの他に、ビデオトラッキング・システム¹³⁾が接続されている。このシステムは、風洞測定部に設置した2台のビデオカメラ(図1参照)を使って、供試模型の重心位置をリアルタイムかつ非接触で測定するものである。測定した供試模型の重心位置データは、制御・計測用コンピュータに取り込まれ、模型の位置制御に使用される。

以上述べた装置や機器の他に、システムを構成する機器

としては次のものがある。ケーブルマウント・システムによる α スweep試験では、模型を風洞中心に浮上させながら、風洞動圧を緩徐にしかも連続的に変化させ、迎角を設定変化させている。迎角と動圧を対応させるため、一様流動圧の測定は、時間遅れのないことが要求される。既設の風洞一様流動圧の測定系は、その配管長が数十メートルに及ぶため、応答遅れが問題となるので、本システムでは高応答型の圧力変換器を使用し、ピトー静圧管の近傍に配置した。

操舵面制御用アクチュエータには、DCサーボモータを採用しており、このモータには減速用のギヤ機構が付属している。スペースプレーン供試模型は、カナード、エレボン、方向舵の3種類の操舵面を有しているが、このうちエレボンに使用しているアクチュエータの最大トルクは392[N・cm]、また方向舵用のアクチュエータの最大トルクは、556[N・cm]である。舵角設定の制御は、地上側のサーボモータ・ドライバから送出される制御信号(パルス幅変調信号)によって行われる。なお、操舵面制御用のDCサーボモータの詳細については、文献14)を参照されたい。制御・計測システムを構成する主な機器の主要性能を、表1に掲げる。

ケーブルマウント・システムでは、以上述べたハードウェアの構成のもとで、安定した模型の釣合状態を実現するために、コンピュータ制御による横制御系²¹⁾⁵⁾、高度制御系²¹⁾⁵⁾を設けている。横制御系は、通風試験時の模型の横方向の不安定な運動を抑え、安定な釣合状態を保つために、エレボンと方向舵を制御する。横制御系の制御則は、図4

に示す様に、模型・機体の横揺れ角速度Pをエレボンに、そして偏揺れ角速度Rを方向舵にフィードバックする一般的なダンパ系となっている。

一方、縦の制御系はインナー・ループの姿勢角制御系と OUTER・ループの高度制御系から構成されており、昇降舵が制御される(図7参照)。

この両制御系の制御則は、C言語で記述されている。両制御系のプログラムは制御周期が20[ms]で動作しているが、特に位相遅れの問題は生じていない。ケーブルマウント・システムによる、静的な縦3分力の測定における模型姿勢角の設定変更(以下 α スイープと言う)は、この高度制御系の機能によって実現されている。なお、縦及び横制御系は、空力微係数の同定のための動的風洞試験に使用しているものと同一である。

2.3 供試模型

供試模型¹⁶⁾は、図5に示す様なNALスペースプレーン0次形状で、想定実機の1/20縮尺模型である。この模型は、空力微係数を同定するための動的風洞試験用として、製作されたものである。表2に供試模型の主要諸元を示す。なお、この表に示した供試模型の慣性モーメントと慣性乗積

表2 スペースプレーン供試模型の諸元

基準翼面積	1.316m ²
平均空力翼弦長	0.8832m
基準全長	3.200m
基準全幅	1.490m
重量	33.55kg
重心位置	66.6%
慣性モーメント I _{xx}	1.55kg・m ²
慣性モーメント I _{yy}	17.48kg・m ²
慣性モーメント I _{zz}	18.10kg・m ²
慣性乗積 I _{xz}	0.48kg・m ²

の値は文献17)による方法で測定されたものである。

供試模型は、ケーブルマウント・システムによって自力浮上できるように、複合材を使用し、総重量が33.55[kg]と非常に軽量化されたものになっている。この様に、ケーブルマウント・システムで使用する模型は、軽量化という点で、従来の静的風洞試験用模型と異なる。デルタ翼形状の主翼の翼型は、NACA0006で、取付角+1.0[deg]、上半角0.0[deg]である。操舵面としては、カナード、エレボン、

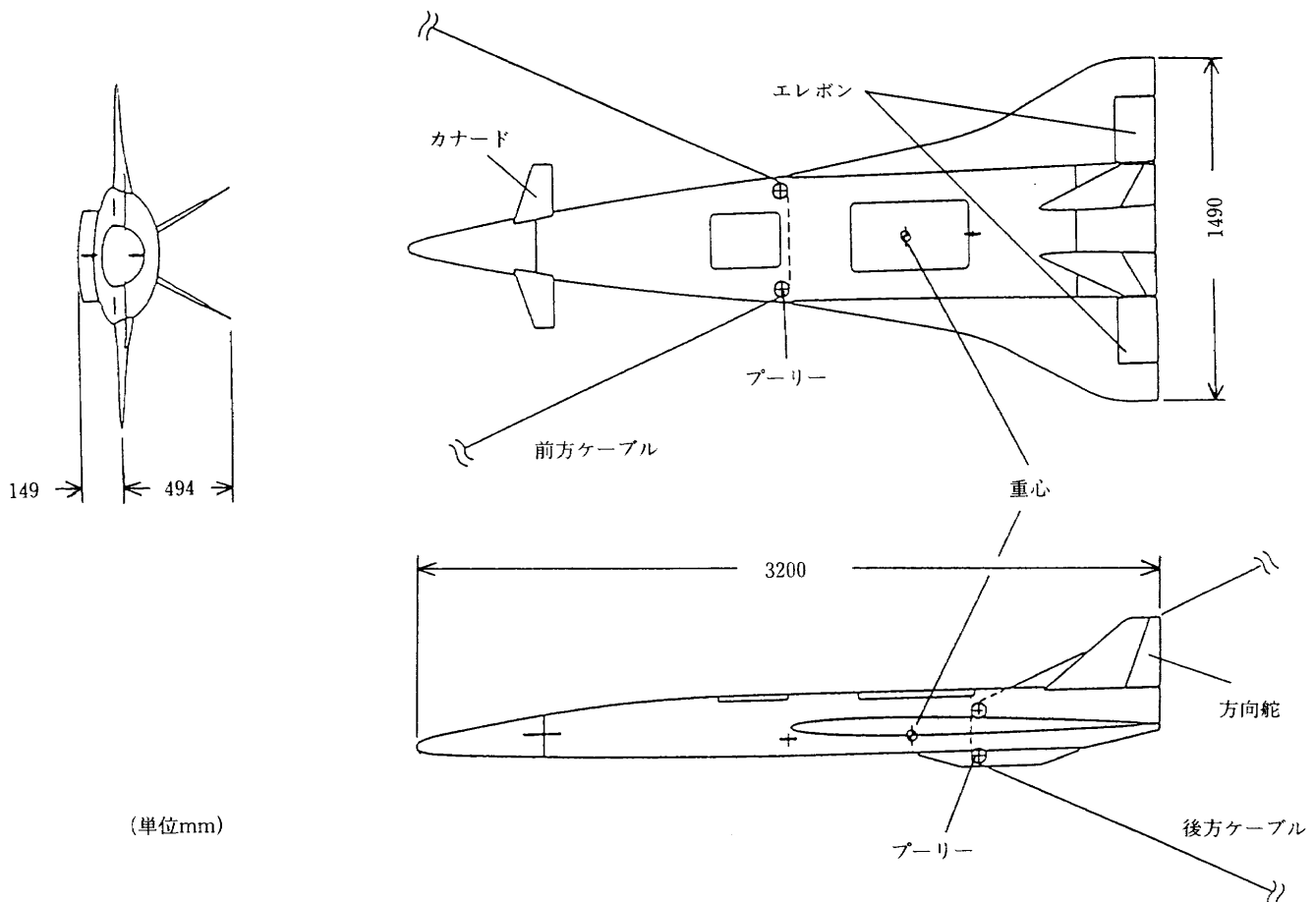


図5 スペースプレーン模型3面図

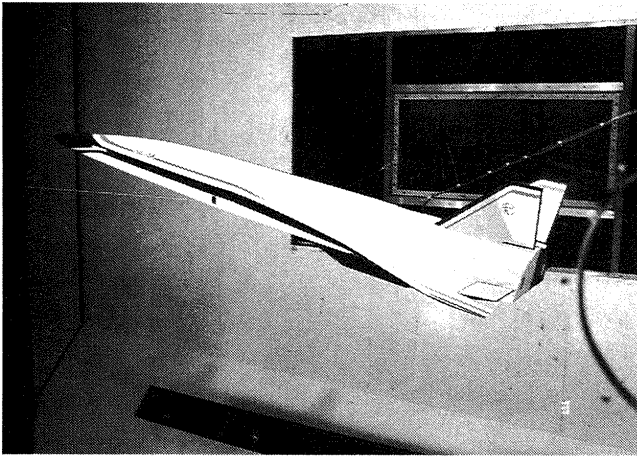


図6 風洞内で自力浮上するスペースプレーン模型

方向舵を備えている。なお、エレボンは左右独立して動き、その対称成分が昇降舵、非対称成分が補助翼として機能するようになっている。図6は風洞内で自力浮上し、釣合飛行状態にあるNALスペースプレーン模型の外観である。前方及び後方ケーブルと、制御・計測用の信号ケーブル(上部後方支持ケーブルに付帯)が確認できる。

模型内には、模型に加わる空気力や姿勢角、運動などを測定するための6分力計や、慣性センサなどが搭載されている。また、付帯機器として、搭載機器に電力を供給するための、直流安定化電源が組込まれている(図3参照)。模型の総重量を抑えるために、直流安定化電源を除き、軽量化された機器を採用している。また、カナード、エレボン、方向舵の各操舵面のアクチュエータについても軽量化が図られている。

3. 試験方法

ケーブルマウント・システムを使った静的な縦3分力の測定試験では、供試模型を風洞内で安定に浮上させ、 α スイープができるように、動的風洞試験に使用している横制御系と高度制御系をそのまま活用している。風洞壁の干渉を考えると、従来のストラットやスティング支持と同様に、ケーブルマウント・システムを使った α スイープ試験においても、供試模型はなるべく風洞中心で保持することが望ましい。また、 α スイープ試験中、釣合状態を維持し十分に定常と見なすことができるように、模型の加速度運動や角加速度運動を抑えることが、重要なことである。本章では、ケーブルマウント・システムを使った静的縦3分力測定試験の方法、 α スイープの方法、 α スイープ試験中の模型の状態変化や定常性の確認方法、さらに縦3分力・空力係数の算出方法等について述べる。

3.1 高度制御系による α スイープ

ケーブルマウント・システムによる縦3分力の測定方法は、まず風洞風速を所定の値に設定した後に、横制御系を動作させて供試模型の横の安定化をはかる。次に高度制御系(縦制御系)を動作させて、供試模型の重心位置を測定部の風洞中心に保持し、安定な釣合状態を実現する。図7は高度制御系のブロック・ダイアグラムで、インナー・ループに姿勢角制御系を設けている。このインナー・ループでは、縦揺れ角の指令値 θ_c と供試模型の縦揺れ角 θ との偏差をもとに、姿勢角・制御則に従って昇降舵 δ_e を操舵する。この制御系で使用している制御則¹⁵⁾は、一般的なPID制御で、供試模型の縦揺れ角 θ と縦揺れ角速度 Q (レート・ジャイロの出力)をフィードバック量として使っている。アウター・ル

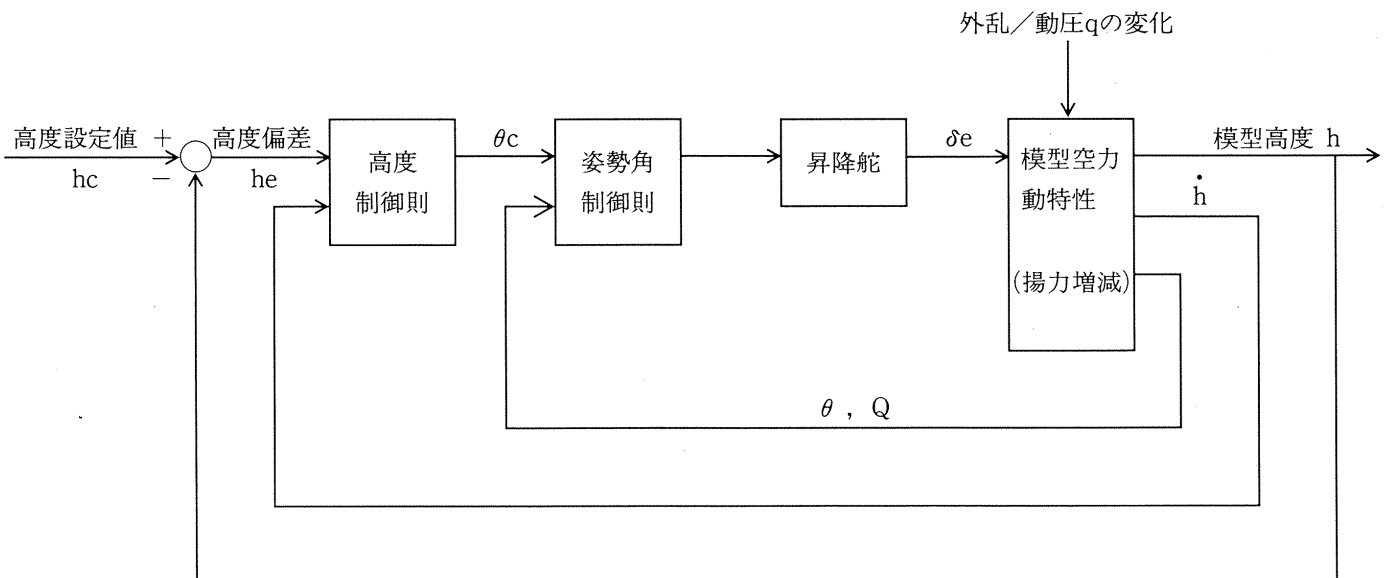


図7 高度制御系

ープの高度制御系は、ビデオトラッキング・システムで測定した模型の高度 h と、高度設定値 h_c との偏差 h_e をもとに、模型姿勢を制御し、高度 h を一定に保つように動作する。高度制御則は、姿勢角制御と同様にPID制御を使っており、模型の高度方向速度 \dot{h} もフィードバックしている。

ケーブルマウント・システムを使った静的縦3分力測定試験の模型迎角 α のスイープは、実機飛行試験¹¹⁾と同様、準静的な試験条件となるように、昇降舵をゆっくりと連続的に変化させることによって実現することができる。しかし、模型の迎角変化に伴って揚力の変化が生じるため、模型の高度 h が変化し、風洞中心からずれる。極端な場合には、ケーブルマウント機構の上限、あるいは下限(風洞中心から $h = \pm 1.5$ [m]程度の高さ)までずれる。風洞壁の干渉から、供試模型の位置が極端に風洞中心からずれることは問題である。そのために、供試模型に高度制御系を動作させ、風洞測定部中心に模型を保持することが必要となる。図7に示した高度制御系において、風洞動圧 q の変化は外乱に相当する。風洞動圧 q の変化をこの系に与えると、模型の揚力が増減し、それに対応して模型の高度 h も上下する。このとき、高度制御系が動作していると、模型の高度 h を風洞中心に維持しようと、増減した模型の揚力を補償するように、昇降舵が操舵され、結果として模型の迎角 α が変化する。このように、風洞動圧 q を変化させ、高度制御系に外乱を与えることによって、 α スイープ試験が実現できる。

α スイープ試験の模型迎角のスイープ速度やパターンは、風洞動圧 q を変化させる速度やパターンに依存する。なお、ケーブルマウント・システムによる α スイープ試験では、 α が増大して失速領域に入ると、揚力の補償ができなくなるので、安全上からも、失速領域付近の迎角設定は避けなければならない。また、ケーブルマウント・システムによる静的縦3分力の測定では、風洞動圧 q を変化させて試験を行うため、測定中レイノルズ数は 1.78×10^6 から 2.37×10^6 の範囲で変化し、従来の風速一定の静風試の条件とは異なる。

3.2 データ収集

ケーブルマウント・システムによる静的縦3分力の測定では、迎角 α を連続的に変化させながら、供試模型の運動変数(機体の3軸方向加速度、3軸まわりの角速度、姿勢角)、模型の操舵角、前方および後方ケーブルに働く6分力、一様流動圧の時系列データが制御・計測用コンピュータを使って収集される。そして、これらのデータを用いて、縦3分力・空力係数の算出が行われる。今回行ったNALスペースプレーン模型の α スイープ試験では、 α スイープの所要時間が100秒で、サンプリング周期100[ms]であった。従って、各測定変数の時系列データ数は、それぞれ1000点となる。

3.3 風速変化に伴う模型の状態変化

α スイープ試験においては、データ収集する方法の一つに、風速を変化させ、風速及び模型の状態が落ちついた段階で縦3分力を測定する、いわゆる“Pitch and Pause”法が考えられる。しかしながら、今回は、風速を連続的に変化させ、模型迎角 α をゆっくりと連続的にスイープする方法をとった。その理由は、“Pitch and Pause”法が、ケーブルにより支持された模型の運動を抑えて、安定な釣合状態を保つことができるとは限らなかったからである。また、連続的に α スイープを行い、効率良く試験が進められることも、その理由である。

連続的に風速を変化させる α スイープ試験法では、模型が並進運動や回転運動を生じないように、連続的にそして緩やかに風速を増減させる必要がある。

風洞風速を40[m/s]から30[m/s]まで100秒間かけて、緩やかに降下させたときの、模型の状態変化の時系列データを図8から図10に示す。横軸に時間[sec]、縦軸には模型の状態を示す運動変数や操舵角等をとっている。図8に示すように、このときの昇降舵の舵角 δ_e は、 $+5 \sim -12$ [deg]の範囲にわたって変化し、模型の迎角 α が、約 $8 \sim 15$ [deg]までの範囲の α スイープをしたことになる。

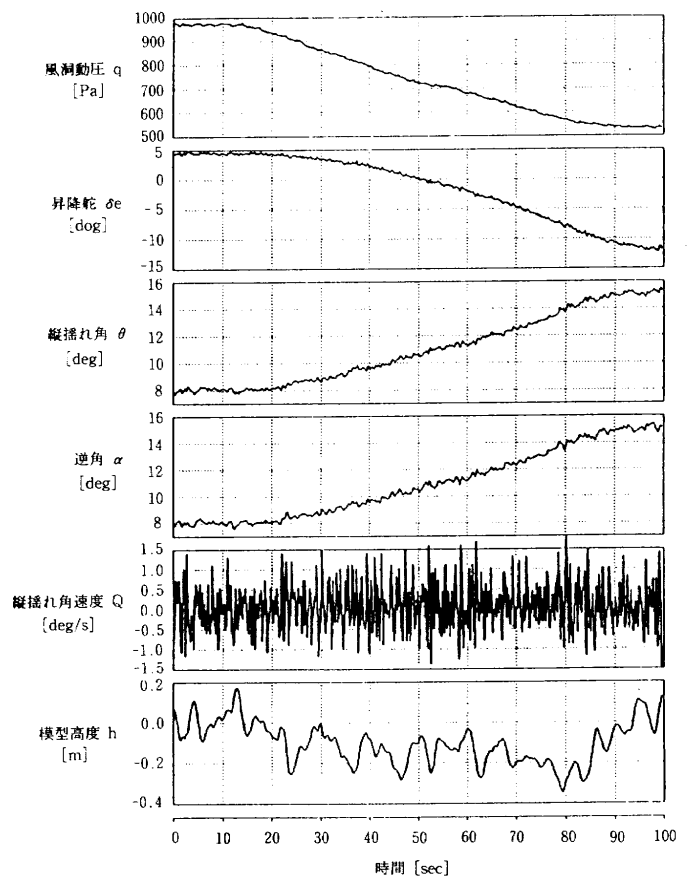


図8 風速変化に伴う模型の状態変化—縦方向(風速を40から30 [m/s] まで降下)

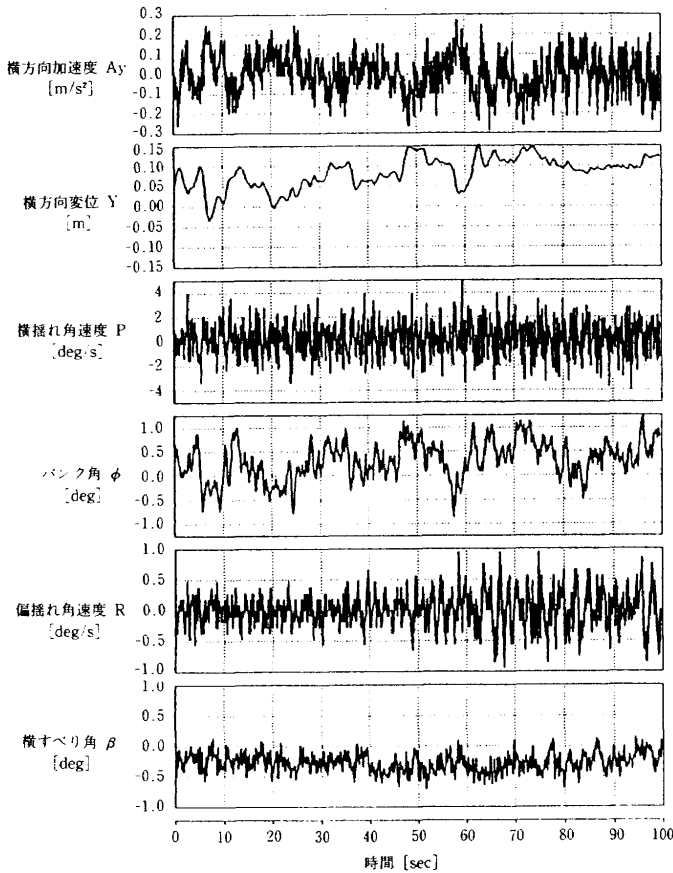


図9 風速変化に伴う模型の状態変化—横方向
(風速を40から30 [m/s] まで降下)

ここで、図8に示した迎角 α の時間履歴を見てみると、その値は小刻みに変動している。この小刻みな α の変動は、同図の縦揺れ角 θ 、縦揺れ角速度 Q の時間履歴にも現れており、 α スweep中に模型自身が小刻みな縦揺れ運動を起こしていることを示している。 α スweep中の迎角 α の平均変化率(縦揺れ角速度 Q に相当)は、およそ $0.1[\text{deg}/\text{sec}]$ であった。

次に、図8の α スweep中の模型高度 h を見てみると、約 $\pm 0.3[\text{m}]$ 程度の幅の変動が認められる。このことは高度制御系の高度設定精度が、約 $\pm 0.3[\text{m}]$ であることを示している。

α スweep中の横方向の模型の状態を図9に示す。模型の横方向の変位 Y は、平均値で $+0.05[\text{m}]$ 程度のオフセットはあるものの、ほぼ風洞中心に位置している。また、その変動幅も平均位置を中心に $\pm 0.1[\text{m}]$ 以内の範囲におさまっている。

一方、模型のバンク角 ϕ 、横滑り角 β は平均オフセット量がそれぞれ $+0.25[\text{deg}]$ 、 $-0.25[\text{deg}]$ 程度になっている。また、 ϕ 、 β の変動幅も平均値を中心に、それぞれ $\pm 1.0[\text{deg}]$ 、 $\pm 0.4[\text{deg}]$ となっている。

図10に示したように、昇降舵以外の操舵面の動きをみる

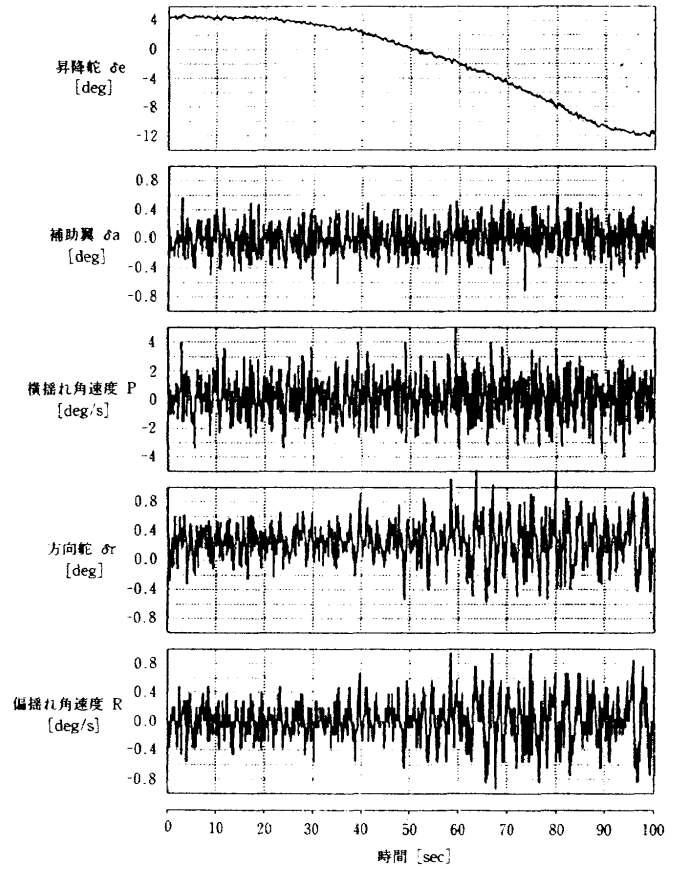


図10 風速変化に伴う模型の状態変化—操舵面の動き
(風速を40から30 [m/s] まで降下)

と、補助翼の舵角 δ_a は微動はしているものの、その平均値はほぼゼロとなっている。

また、方向舵角 δ_r も同様に、微動はしているものの、その平均舵角は $+0.2[\text{deg}]$ 程度になっている。これらの舵角信号の微動の原因は、模型の横制御系の動作によるものの他に、不規則雑音の重畳などが考えられる。なお、今回の試験ではカナードの舵角をゼロに固定したままで進めた。

図11と12は、前方及び後方ケーブルに加わる6分力の時系列データで、6分力計で測定したものである。図中の、 Xc_f 、 Yc_f 、 Zc_f はそれぞれケーブル力の機体軸 X 、 Y 、 Z 方向の分力である。また、 Lc_f 、 Mc_f 、 Nc_f はそれぞれケーブル機の機体軸 X 、 Y 、 Z 軸まわりのモーメントである。前方ケーブルの時系列データをみると、風洞風速の降下に伴って、 Z 軸方向の力 Zc_f と Y 軸まわりのモーメント Mc_f が変化している様子がわかる。

一方、 X 軸方向の力 Xc_f 、および横方向の力 Yc_f 、並びにモーメント Lc_f 、 Nc_f は、風洞風速の変化に比べ、速い周期で変動しているが、その平均値はほぼ一定とみなすことができる。

後方ケーブル力は風洞風速の降下に伴って、 X 軸方向の力 Xc_f と Y 軸まわりのモーメント Mc_r が顕著に変化して

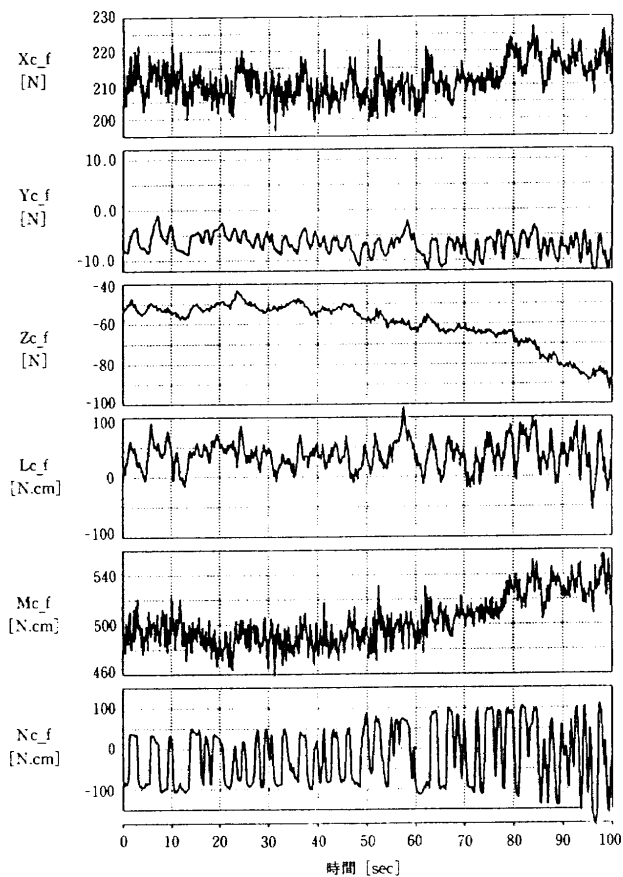


図11 前方ケーブル力

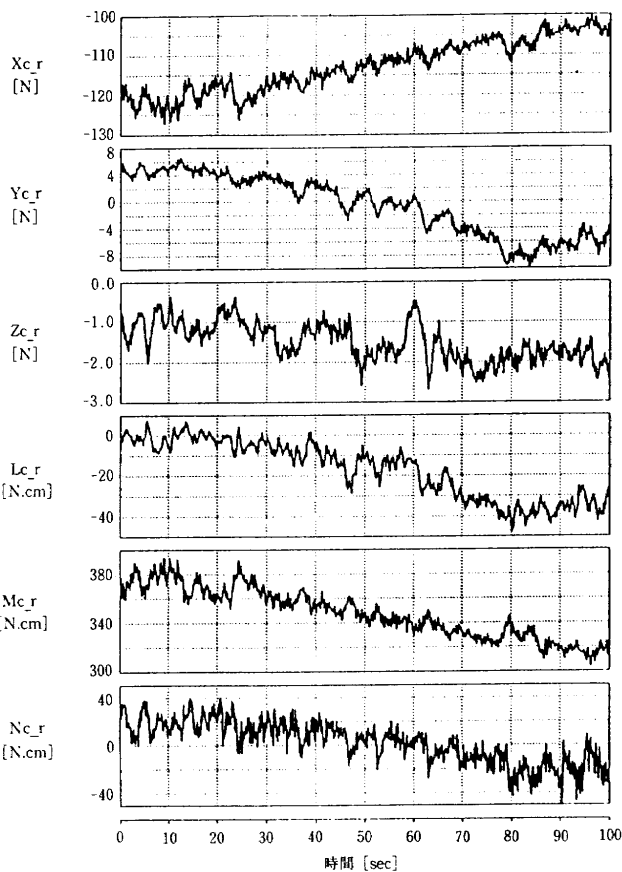


図12 後方ケーブル力

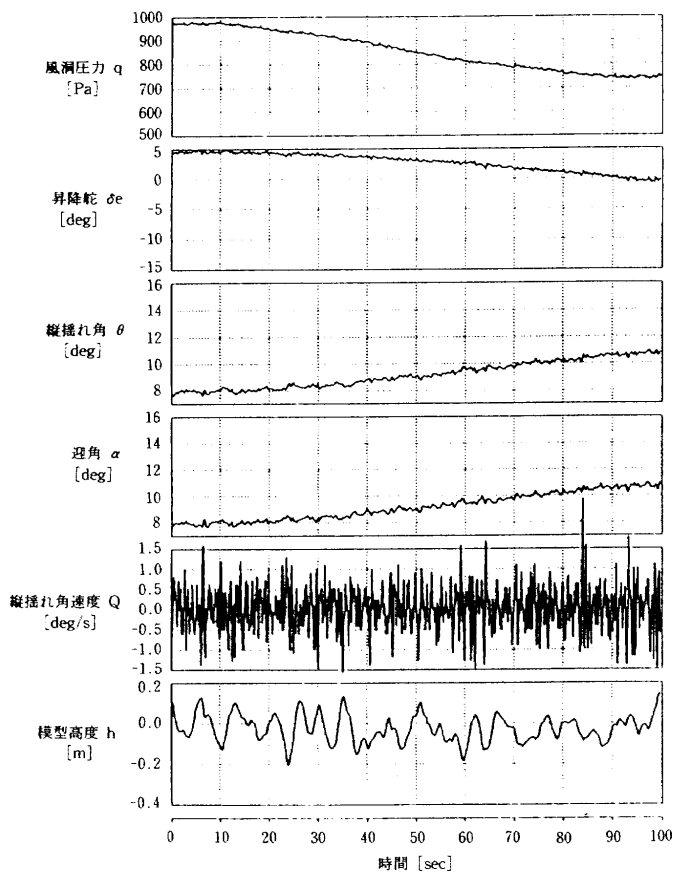


図13 風速変化に伴う模型の状態変化—縦方向
(風速を40から35 [m/s] まで降下)

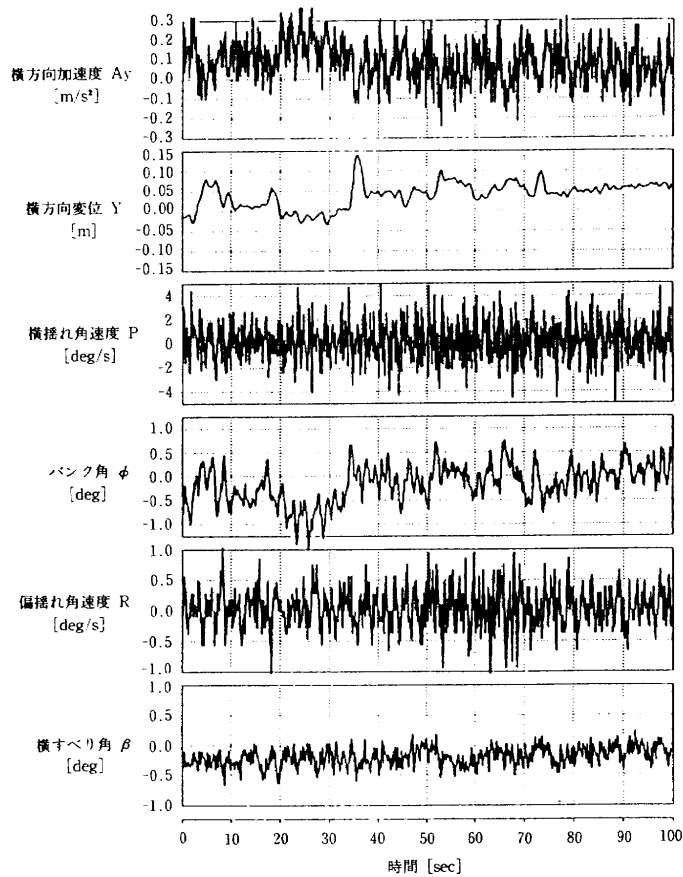


図14 風速変化に伴う模型の状態変化—横方向
(風速を40から35 [m/s] まで降下)

いる。この時、Z軸方向の力 Z_{c_r} の変化はそれほど大きくない。横方向の力 Y_{c_r} 及びモーメント L_{c_r} 、 N_{c_r} は、前方ケーブル力に比べ、その変動量は少ないが、風洞風速の降下に対応している。

次に、風洞風速を変化させる速さを変えて試験を行い、その影響を調べた。図13と14は、風洞風速を40[m/s]から35[m/s]まで100秒間かけて、降下させたときの模型の状態変化である。 α スイープの範囲は、約8~11[deg]である。この場合、風速降下率が、前述の場合の1/2になっているが、迎角 α 、縦揺れ角速度 Q 、模型高度 h をはじめ、模型の運動変数の動きに両者とも大きな違いはみられない。以上の結果から、特別な場合を除いて、風洞風速を100秒間に10[m/s]変化させて試験を進めることとした。

3.4 模型運動の定常性の評価方法

ケーブルマウント・システムによる静的縦3分力の測定では、 α スイープの際に模型重心の加速度運動、重心まわりの回転運動を極力抑えることが重要である。また、連続的に迎角 α をスイープするとき、重心まわりの縦揺れ回転運動が、静的な縦3分力を測定する上で、問題とならないようにする必要がある。

ケーブルマウント・システムでは、横制御系、高度制御系を動作させて模型の釣合状態を実現し、安定化を計っているが、2本の細いケーブルのみで模型が支持されていることや、風速変化時の気流の乱れをはじめ、いろいろな外乱のために、図8、9に示したように、模型の小刻みな並進運動や回転運動を避けることは困難である。そこで、静

的縦3分力測定の際の α スイープ中、模型がどの程度定常状態にあるかを判断するために、次のような方法によって検討を行った。

図15に示すように、模型に作用する外力(空気力とケーブル力)の機体軸X方向成分を X_{total} 、Z方向成分を Z_{total} とし、模型に働く重力の機体軸X方向成分を X_{steady} 、Z方向成分を Z_{steady} とすると、それぞれ力の成分は次式で表される。

$$X_{total} = X_a + X_c \tag{1}$$

$$Z_{total} = Z_a + Z_c \tag{2}$$

$$X_{steady} = -m \cdot g \cdot \sin\theta \tag{3}$$

$$Z_{steady} = -m \cdot g \cdot \cos\theta \tag{4}$$

$$m \cdot (\dot{U} + W \cdot Q - R \cdot V) = X_{total} + X_{steady} \tag{5}$$

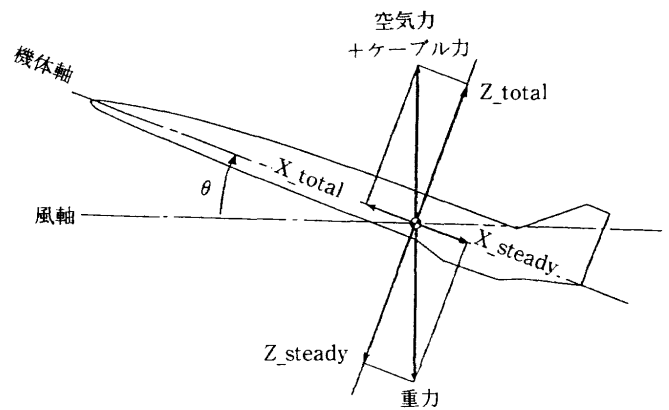


図15 模型に作用する外力

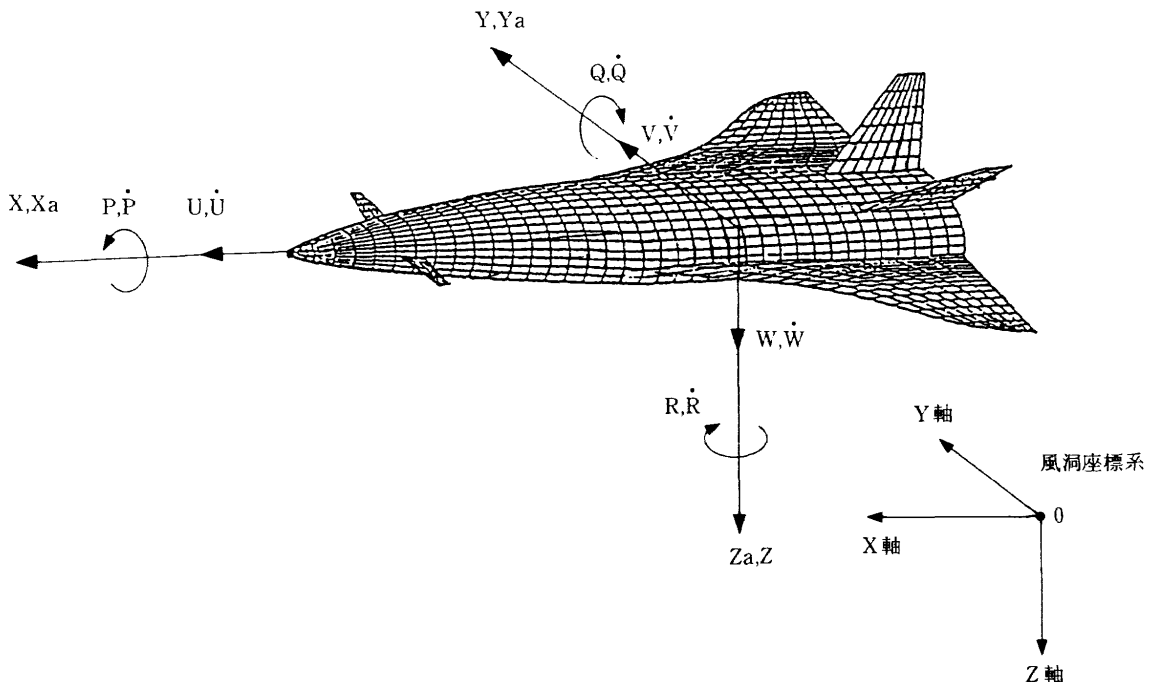


図16 模型機体軸の運動変数

$$m \cdot (\dot{W} + P \cdot V - Q \cdot U) = Z_{total} + Z_{steady} \quad (6)$$

ここで、 X_a , Z_a は模型に働く空気力の機体軸成分、 X_c , Z_c は前方と後方のケーブル力の和で、機体軸成分である。 m は供試模型の質量、 g は重力加速度、 θ は模型の縦揺れ角である。また図16に示すように、 U , V , W は、模型機体重心の風洞座標系に対する速度の3軸方向成分、 U , W は模型加速度、 P , Q , R はそれぞれ横揺れ角速度、縦揺れ角速度、偏揺れ角速度である。

ケーブルマウント・システムにおいて、模型に作用する外力 X_{total} , Z_{total} は空気力とケーブル力の合力の機体軸成分である。もし、模型が加速度運動を行っていない場合には、空気力とケーブル力の合力は重力と釣り合うことになるので、次式が成立する。

$$X_{steady} = -X_{total} \quad (7)$$

$$Z_{steady} = -Z_{total} \quad (8)$$

従って、 α スweep時の X_{steady} と X_{total} あるいは Z_{steady} と Z_{total} の値が近い程、模型の並進運動の定常性が高いものと考えられ、静的状態の指標となる。

一方、模型重心まわりの回転運動の定常性を示す指標としては、角加速度 \dot{P} , \dot{Q} , \dot{R} が考えられる。しかし、これらの量は直接計測されていないので、代わりに角速度 P , Q , R の時系列データを静的状態の指標とした。なお、加速度計は模型の空力基準点に据え付けられているが、模型重心はこの基準点と一致していないため、本来ならばその補正が必要である。しかしながら後の測定結果に示すように本試験は準静的であり回転運動はほとんど生じていないこと、重心と空力基準点の距離が約2cmと小さいことから¹⁷⁾この補正は以下の解析においても行っていない。

4. 縦3分力・空力係数の算出

静的縦3分力の測定原理は、ケーブルマウント・システムによる空力微係数同定²⁴⁾の原理と同様に、慣性センサで測定した機体の加速度から、模型に働く外力を求め、そこからケーブル力を差し引くことにより、模型に働く空気力を求めることができる。今回実施した試験では、 α スweep中に各々1000点ずつ収録した、各種の時系列データから、各サンプル点毎の迎角 α を求め、上記測定原理にもとづいて計算された揚力、抗力、縦揺れモーメントから、縦3分力・空力係数を算出した。なお、求められた空力係数には、 α スweep中の昇降舵の操舵によって生じる空気力が含まれるので、これについても補正を行った。

4.1 迎角の算出

風洞気流に対して模型が相対的な縦運動をすると、迎角 α は、縦揺れ角 θ と一致しない。図17に示すように、風洞風速を V_w 、風洞に対する模型の相対速度の機体軸 X , Z 方向成分をそれぞれ U , W とすれば、模型の対気速度の機体軸 X ,

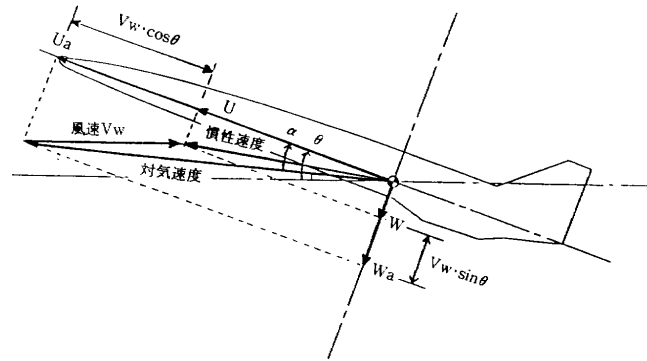


図17 迎角 α の算出

Z 方向成分 U_a , W_a は、

$$U_a = U + V_w \cdot \cos \theta \quad (9)$$

$$W_a = W + V_w \cdot \sin \theta \quad (10)$$

となる。従って迎角 α は

$$\alpha = \tan^{-1}(W_a/U_a) \quad (11)$$

となる。ここで、模型の相対速度 U , W は直接測定されるのではなく、 α スweep中の模型の運動変数の時系列データから、運動再生¹⁸⁾を行って求められる。

4.2 揚力係数、抗力係数の算出

α スweep中、ケーブルに支持された模型に作用する外力は、空気力、ケーブル力及び重力である。従って、模型に加わる空気力は、次式のように模型に働く慣性力からケーブル力、重力を差し引くことによって求められる。

$$X_a = m \cdot A_x - X_c - X_{steady} \quad (12)$$

$$Z_a = m \cdot A_z - Z_c - Z_{steady} \quad (13)$$

従来の吊線方式で模型に作用する空気力を測定する場合には、その測定結果に吊線の抵抗が含まれる。そのため、別途吊線抵抗を求めるための測定が必要である。しかしながら、本ケーブルマウント・システムでは、ケーブルにかかる空気力を含んだケーブル力の総和が、模型に内蔵した6分力計で測定される。従って、式(12), (13)に示したように、空気力を算出するために、ケーブルにかかる空気力の補正の必要はない。このことは、本ケーブルマウントによる空気力測定の大きな利点である。

揚力係数 C_L 、抗力係数 C_D は、次のように空気力 X_a , Z_a を無次元化し、安定軸系に座標変換することにより求められる。

$$C_x = X_a / (q \cdot s) \quad (14)$$

$$C_z = Z_a / (q \cdot s) \quad (15)$$

$$C_L = -C_z \cdot \cos \alpha + C_x \cdot \sin \alpha \quad (16)$$

$$C_D = -C_x \cdot \cos \alpha - C_z \cdot \sin \alpha \quad (17)$$

4.3 縦揺れモーメント係数の算出

縦揺れ運動において、模型まわりの外力のモーメント

M_{total} は、次式により求められる。

$$M_{total} = M_a + M_c \tag{18}$$

$$= I_{yy} \cdot \dot{Q} + (I_{xx} - I_{zz})R \cdot P + I_{xz}(P^2 - R^2)$$

ケーブルマウント・システムによる α スイープにおいて、模型の運動が、角速度一定の縦揺れ回転運動で、しかも横の運動が無視できるものとするれば、

$$\dot{Q} = 0 \tag{19}$$

$$P = R = 0 \tag{20}$$

成立する。この結果、(18)式は(21)式となる。

$$M_a = -M_c \tag{21}$$

これにより、縦揺れモーメント係数 C_m は

$$C_m = M_a / (q \cdot S \cdot \bar{c}) \tag{22}$$

4.4 昇降舵の操舵に伴う空気力の補正

本手法では、模型の迎角 α をスイープするために昇降舵を操舵している。このため、求められた空力係数 C_L , C_D , C_m には、昇降舵の寄与が含まれており、風洞試験で得られる昇降舵角ゼロ度の各空力係数を求めるためには、補正が必要となる。昇降舵の操舵に伴う空気力の補正量は、ケーブルマウント・システムによる動的試験の空力モデルの同定⁴⁾によっても求めることができるが、本報告では、昇降舵の寄与量を、ストラット支持による静的風洞試験で得られた、昇降舵の舵効き・特性データから求めた。昇降舵効き特性の一例を図18(揚力係数)に示す。昇降舵角 δe の変化に伴う縦3分力・空力係数の変化量 ΔC_L , ΔC_D , ΔC_m は、 δe と α の2変数の関数として表わすことができる。

$$\Delta C_L = f_{CL}(\delta e, \alpha) \tag{23}$$

$$\Delta C_D = f_{CD}(\delta e, \alpha) \tag{24}$$

$$\Delta C_m = f_{cm}(\delta e, \alpha) \tag{25}$$

従って、昇降舵角ゼロ度の縦3分力・空力係数は、次の式

で与えられる。

$$C_{L\delta e=0} = C_L - f_{CL}(\delta e, \alpha) \tag{26}$$

$$C_{D\delta e=0} = C_D - f_{CD}(\delta e, \alpha) \tag{27}$$

$$C_{m\delta e=0} = C_m - f_{cm}(\delta e, \alpha) \tag{28}$$

5. 測定結果

ケーブルマウント・システムを使用した α スイープ試験で得られたスペースプレーン模型の静的縦3分力について述べる。また、本ケーブルマウント・システムによる縦3分力・空力係数の測定結果と従来のストラット支持による静的風洞試験結果との比較についても述べる。供試模型の形態は、昇降舵を除く各操舵面の舵角がゼロ度にセットされた、クリーン形態である。

5.1 定常性の確認

α スイープ中の供試模型の定常性を図19, 20に示す。横軸の C_{x_steady} , C_{z_steady} は、それぞれ(3), (4)式の X_steady , Z_steady を風洞一様流動圧 q と主翼面積 S で無次元化した係数である。また、縦軸の C_{x_total} , C_{z_total} は、それぞれ(1), (2)式の X_total , Z_total を同様に無次元化した係数である。両グラフは、横制御及び高度制御系を動作させ、釣合状態にある供試模型に対して、風速を40[m/s]から30[m/s]まで、100秒間かけて降下させ、 α スイープを行ったときの測定結果である。両グラフには、1000点のサンプルデータから計算した、 C_{x_steady} と C_{x_total} および C_{z_steady} と C_{z_total} の関係がプロットされている。模型が加速度運動を行っていない場合、すなわち静的な場合には、(7), (8)

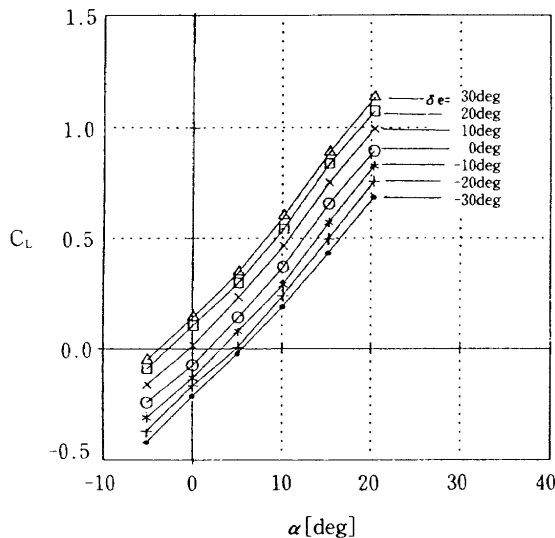


図18 昇降舵舵効き特性(揚力係数)

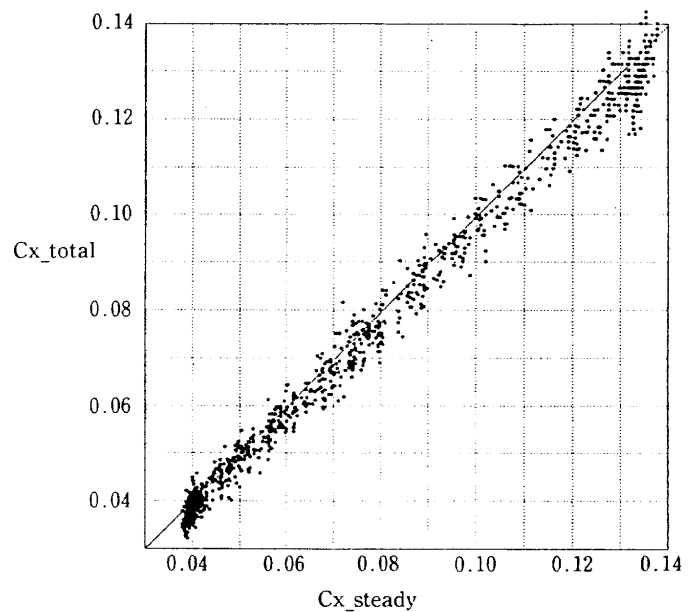


図19 模型釣合状態の定常性(機体軸X方向)

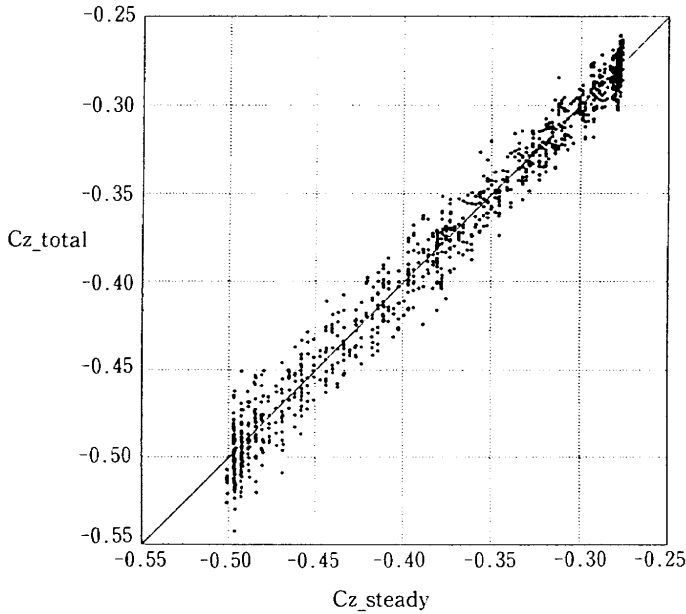


図20 模型釣合状態の定常性(機体軸Z方向)

式が満足され、データは45度の直線上にのることになる。両グラフを見ると、ともに若干のばらつきはあるものの、データは45度の直線にはほぼのっており、機体軸X、Z方向に関して大きな加速度運動が生じていないことが確認できる。模型の加速度運動に伴う静的空力係数への影響は、この45度の直線からのずれとなり C_x については ± 0.01 、 C_z については ± 0.045 である。

一方、模型重心まわりの回転運動の定常性を示す指標である、P、Q、Rの時系列データ(図8、9)をみると、横揺れ角速度Pの変動量が、縦揺れ角速度Q、偏揺れ角速度Rに比べて大きい傾向にある。このときの、各角速度の標準偏差を計算すると、それぞれ $1.54[\text{deg/s}]$ 、 $0.54[\text{deg/s}]$ 、 $0.32[\text{deg/s}]$ である。この原因として、横制御系のロールダンパの効きが小さいことが考えられる。測定されたデータに雑音为重畳していることも考慮すると、大きな回転運動は生じていないものと思われる。

5.2 縦3分力・空力係数

ケーブルマウント・システムによる、スペースプレーン模型の縦3分力・空力係数の測定結果を、図21から図23に示す。風速は、40から30[m/s]まで降下させている。 α スイープの範囲は、前述したように約 $8 \sim 15[\text{deg}]$ までで、スイープの所要時間は100秒である。各グラフにおいて、測定データは迎角 α に対して1000点がプロットされている。また、各グラフ中に示した実線は、従来のストラット支持¹⁹⁾(前後2本支柱)により測定した縦3分力・空力係数である。ストラット支持による測定は、風速40[m/s]で行ったものであ

る。

図21から図23に示したグラフを見て特徴的なのは、ケーブルマウント・システムによる測定結果が、従来のストラット支持による結果に比べ、データがばらついていることである。ストラット支持の場合も、測定した空力係数のデータに供試模型の失速領域では、ヒステリシスや模型の空力的な振動によってばらつきが生じることはあるものの、

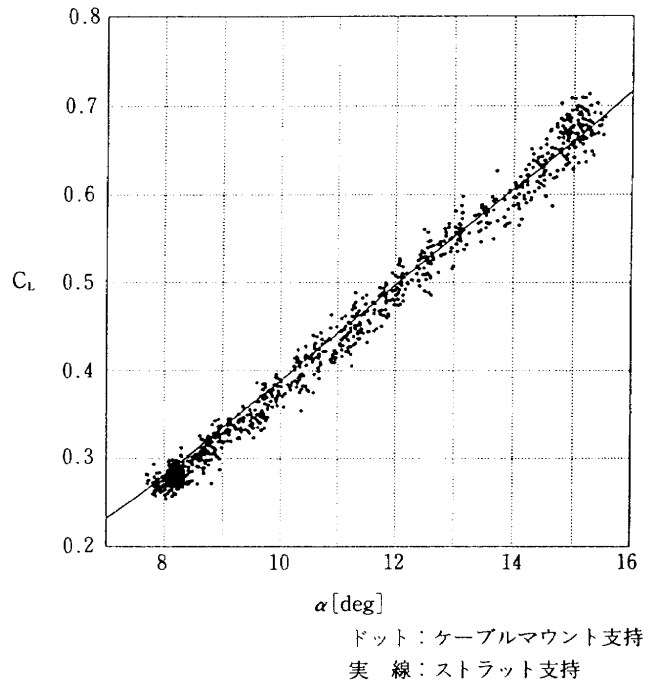


図21 縦3分力・空力係数測定結果(C_L)

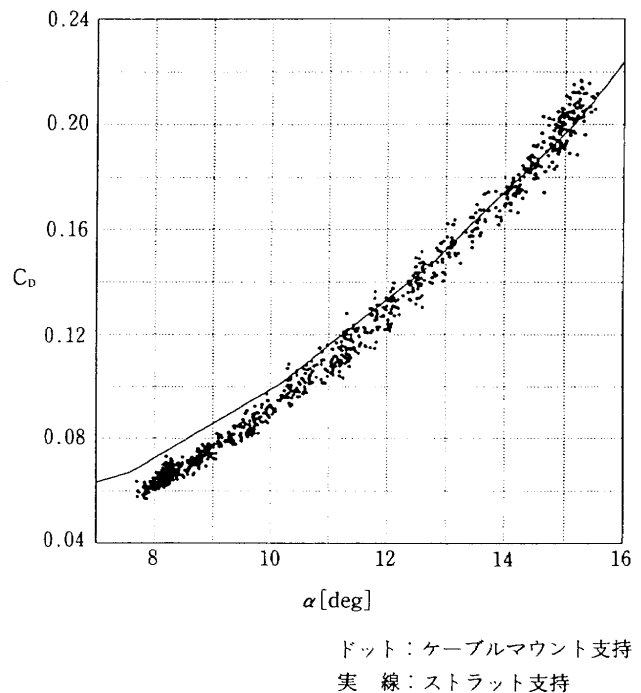


図22 縦3分力・空力係数測定結果(C_D)

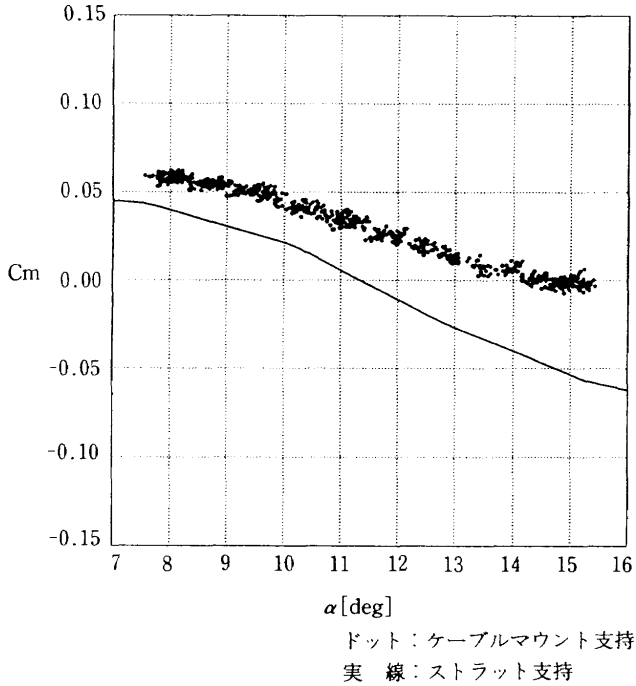


図23 縦3分力・空力係数測定結果(C_m)

失速領域以外では、このような測定データのばらつきはない。しかし、C_L、C_D、C_mともに平均値から大きく散在するデータはなく、準定常なデータが得られたものと思われる。

まず、揚力係数C_Lと抗力係数C_Dのグラフを見てみると、ケーブルマウント・システムによる測定結果とストラット支持による測定結果の傾向は、かなり良い一致を示している。細部を見ると、揚力係数C_Lは迎角α = 8~12[deg]付近で、幾分ではあるがストラット支持による測定値の方が上回っており、α = 15[deg]付近ではケーブルマウント・システムによる測定値の方が大きくなっている。

αスイープ速度の違いによる測定結果への影響を調べるために、風速を200秒かけて40から30[m/s]まで変化させたときの縦3分力空力係数の結果を図24から図26に示す。ここでプロットしたデータ総数は2000点である。また、グラフ中の実線は、これら2000点のデータに対する最小2乗法によるあてはめ曲線である(この実線はデータのばらつきの状況をわかりやすくするために示したもので、図21のストラット支持のデータとは異なる)。そのモデル式は、次のとおりである。

$$C_L = C_{L0} + C_L \alpha \cdot \alpha \tag{29}$$

$$C_D = C_{D0} + C_D \alpha_2 \cdot \alpha^2 + C_D \alpha \cdot \alpha \tag{30}$$

$$C_m = C_{m0} + C_m \alpha \cdot \alpha \tag{31}$$

ここに、C_{L0}、C_LαはC_L-α曲線、C_{D0}、C_Dα₂、C_DαはC_D-α曲線の多項式近似の係数である。また、C_{m0}、C_mαはC_m-α曲線の係数である。

測定した空力係数の値とデータのばらつきの状況を見ると、C_L、C_D、C_m曲線ともに、100秒間のαスイープの場合と

ほとんどかわらない結果が得られている。このことから、αスイープの速度の違い(100, 200秒間スイープのとき、それぞれ0.08, 0.04[deg/sec])があまり測定データのばらつきに影響していないことがうかがえる。本模型の風試では、αスイープの速度を0.08[deg/sec]程度に選べば、準定常なデータが取得できるものと考えられる。

次に、抗力係数C_Dを見てみると、迎角αが8~13[deg]の範囲においては、ストラット支持による測定値がケーブルマウント・システムによる測定値に比べて大きく、迎角αが小さくなると、その差も大きくなる傾向がみられる。また、迎角αが15[deg]付近では、ケーブルマウント・システムに

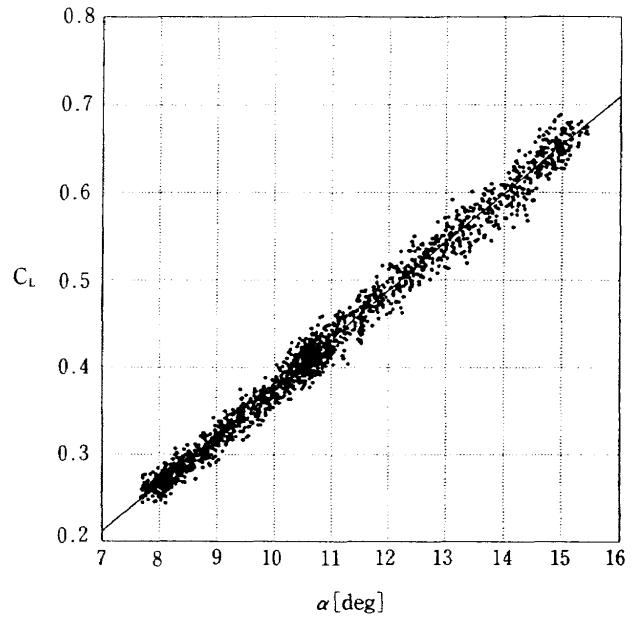


図24 縦3分力・空力係数測定結果(C_L)

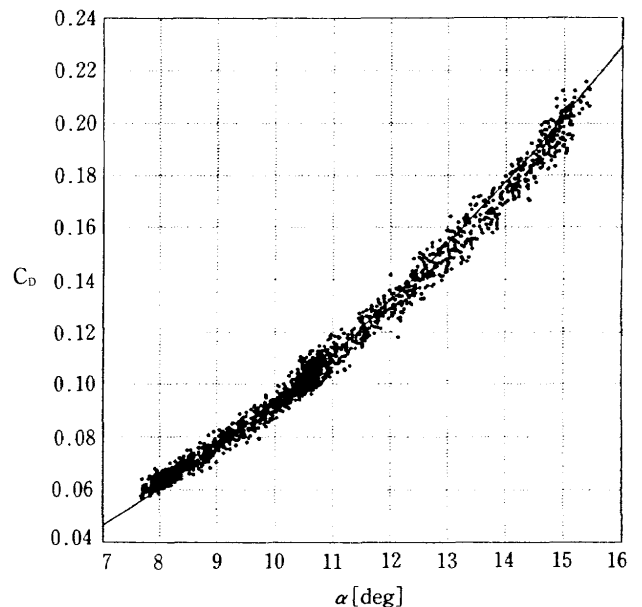


図25 縦3分力・空力係数測定結果(C_D)

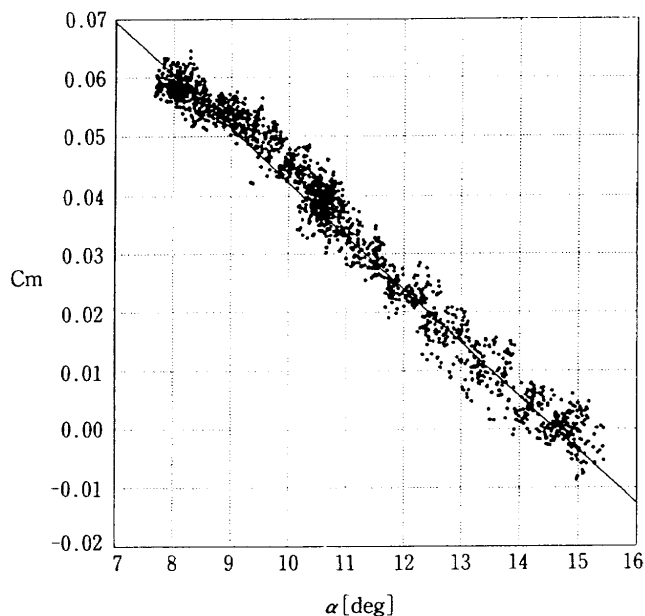


図26 縦3分力・空力係数測定結果(C_m)

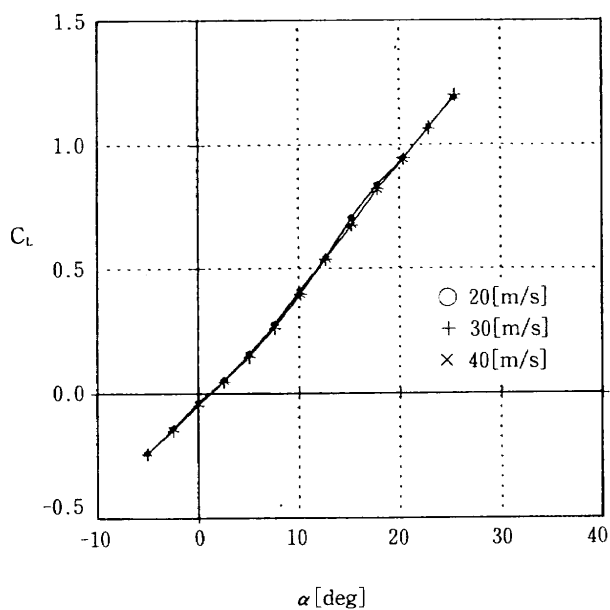


図27 ストラット支持による縦3分力・空力係数測定結果(C_L)

よる測定結果の方が大きくなっている。このような両測定結果の傾向から、最小抗力係数を示す迎角 α の値が両者異なることがうかがえる。

以上示した様に、揚力係数 C_L 、抗力係数 C_D の測定結果を細かく見てみると、ケーブルマウント・システムとストラット支持による測定結果の差は、迎角 α の違いによって異なっている。両測定結果の違いの原因として、次のようなことが考えられる。

ケーブルマウント・システムによる測定方法で考えられる原因の一つとして、風速変化(40から30[m/s]まで降下)

に伴うレイノルズ数の効果が挙げられる。しかし、風速40[m/s]及び30[m/s]のときのレイノルズ数は、それぞれ 2.37×10^6 、 1.78×10^6 であり、しかも失速迎角より小さいことを考えると、この程度のレイノルズ数の違いでは、その影響は少ないのではないと思われる。現に図27に示す様にストラット支持による縦3分力・空力係数の測定結果において、風速40[m/s](グラフの+印)と30[m/s](グラフの×印)の測定結果を比較した場合、揚力係数にほとんど差は現われていない。なお、図示はしていないが抗力係数 C_D 、縦揺れモーメント係数 C_m についてもほとんど差は現われていない。

一方、ストラット支持方式による測定では、ストラットの気流に曝される部分に関して生じる、抵抗、縦揺れモーメント成分(支柱風袋量と呼ばれる)を測定し補正¹⁹⁾を行っている。しかし、この補正量の測定は供試模型がストラットに取付られていない、支柱のみが存在する条件で、実験的に求めた値である。厳密には、文献7で述べられている支柱風袋量の測定方法に従って、補正を行う必要があると思われる。また、ストラット支持方式では、ストラット部分によって模型まわりの流れ場が乱される(気流の傾き等)支柱干渉の問題がある。この支柱による干渉量を実験的に求める方法についても文献7に詳しく述べられているが、かなり大がかりな実験となる。文献7の方法で、過去に行われた支柱干渉試験結果(データは一般公開されていない)によると、支柱干渉が原因で揚力係数がわずかではあるが増える傾向があることが報告されている。また抗力係数は、低迎角(α がゼロ度付近)では抗力が増加し、高迎角では減少する傾向が見られることが報告されている。この柱干渉試験結果の傾向は、図21、22のケーブルマウント、ストラット両支持による揚力、抗力係数測定結果の傾向(ケーブルマウントによる測定結果を支柱干渉なしと仮定)にも、それほど顕著でないが現われている。このことから、ストラットによる支柱干渉が揚力、抗力係数の今回の測定結果の差異の原因ということも考えられる。

次に縦揺れモーメント係数 C_m の測定結果を見てみると、曲線の勾配は両者ともに同様な傾向を示している。しかし、空力係数の絶対量に差が現われており、ケーブルマウント・システムによる測定値がストラット支持による測定を上まわっている。この縦揺れモーメント係数の差異の原因として、ケーブルマウント・システムによる縦揺れモーメント測定においては、(1)ケーブル力測定用6分力計の測定誤差、(2)信号ケーブルによって発生する空気力が考えられる。一方、ストラット支持では、(3)ストラットによる空力的な干渉が考えられる。なお、両支持方式の揚力、抗力係数の測定結果が比較的良く一致していることから、風洞風速降下時の模型まわりの気流の傾き(up washあるいはdown wash)は、一定風速における場合と変わっていない

いものと思われる。従って、模型まわりの気流の傾きが、この縦揺れモーメント係数の差異の原因ではないようである(図23の縦揺れモーメント係数 C_m のグラフから単純に判断すると、縦方向に約2.6[deg]の気流の傾きがあることになる)。

まず、(1)の6分力計の測定誤差について調べてみると、たとえば、迎角 $\alpha = 8$ [deg]のとき、両支持方式における縦揺れモーメント係数の差異は約0.02である。この値は、前方ケーブル力測定用の6分力計のフルスケール値の約38%にも相当するものであり、6分力計の測定誤差だけによって生じた差異であるとは考えにくい。

次に、(2)の信号ケーブルによる空力的な干渉が原因であるかどうか調べてみる。制御・計測に使用する信号ケーブルは図1あるいは図6に示した様にスペースプレーン模型後部の上部の部分から後方支持ケーブルに添わせて引き出している。信号ケーブルのほとんどは、後方ケーブルに添わせているため、これに加わる空気力は、ケーブル力として6分力計で検出しているため問題はないと考えてよい。しかし、模型近傍の信号ケーブルは、直接模型に接続されており、このケーブルに加わる空気力が模型に作用することも考えられる。図28は信号ケーブルによってZ軸方向に2 kgの空気力が加わったものと想定して、この空気力によって生じる縦揺れモーメントの補正を行った結果である。ここで、信号ケーブルによるZ方向に加わる空気力の作用点は、模型からの信号ケーブル引出点を仮定している。グラフ中、実線で示したストラット支持による測定値との差

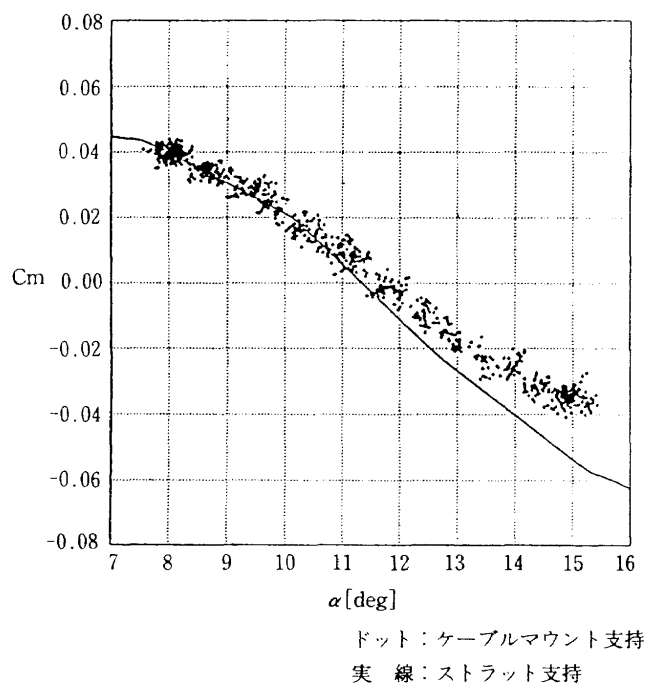


図28 信号ケーブルの空力干渉を想定し補正を行った場合の縦揺れモーメント係数(C_m)

は、迎角 α が10.5以上になると大きくなっていくが、8~10[deg]近辺では良く一致している。しかしながら、模型機体軸Z方向に、ここで想定した様な2 [kg]の空気力が模型近傍の信号ケーブルによって発生するという事は、現実的に考えにくい。

(3)のストラット支持の空力的干渉については、従来からストラットによる流れ場の乱れによって、迎角の大きいところでモーメント係수에誤った情報を与える⁹⁾と言われている。文献20では、NACA0012の翼単体支柱干渉試験の結果、翼面に支柱がある場合、断面縦揺れモーメント係数(圧力分布測定から求めたもの)の分布が支柱の付近で大きく変化することを報告されている。また、文献21では文献7の方法で行った全機模型の支柱干渉試験結果について報告されている。その結果を見ると、支柱の干渉が揚力、抗力に比べ、縦揺れモーメント係数に大きく現われている。縦揺れモーメントの支柱干渉量は係数値で、0.03から0.04程度のオーダーである。その他の支柱干渉試験結果(データ未公開のもの)においても、ストラット支柱により、縦揺れモーメント係数に0.06程度の干渉(頭上げモーメント)が生じていることが報告されている。今回のケーブルマウント、ストラット両支持の縦揺れモーメント係数測定結果の差は、迎角 α が15度で約0.055ある。しかし、この差は支柱干渉と見た場合、頭下げモーメントとして作用し、過去の干渉量測定結果と方向が異なる。現時点では、この縦揺れモーメント係数の差の原因は、特定できていない。

6. まとめ

ケーブルマウント・システムにより、NALスペースプレーン模型の静的縦3分力の測定を試みた。その結果、静的縦3分力空力係数の測定が可能なが確認された。ケーブルマウント・システムによる測定の特長は以下の様にまとめることができる。

- (1) 動的試験用のシステムを、そのまま利用して、静的縦3分力を測定することができる。
- (2) 前後に配置した2本の極めて細いケーブルによって模型を支持しているために、支持部分の空力的な影響は従来のストラット、あるいはスティング模型支持に比べて小さい。このことは、飛行試験により近い支柱干渉の少ないデータが得られる可能性が高い。
- (3) 模型に搭載した6分力計によって、直接ケーブル力を測定して、模型だけに加わる空気力を求めるため、従来の吊線方式のように支持ケーブルの抵抗補正を必要としない。また、吊線方式は、吊線の張り方によって測定精度が左右されるが、ケーブルマウント・システムでは測定原理上、そのような問題は生じない。
- (4) 吊線方式では模型迎角の設定が煩雑で時間を要する。しかしながら、本方式では供試模型の迎角設定が、風

洞風速を変化させることによって、連続的に行うことができるので、短時間に効率良く測定ができる。

次に、ケーブルマウント・システムを使った静的風洞試験の実施内容とそこで得られた測定結果をまとめると次のようになる。

- (1) ケーブルマウント・システムにより測定したNALスペースプレーン模型の縦3分力風試データの定常性を検討し、問題になるような非定常性は生じていないことが確認された。加速度運動による空力係数のばらつきの幅は約 ± 0.045 (Cz成分)であった。
- (2) 縦3分力空力係数について、従来のストラット支持で測定した値と比較・検討を行った。その結果、揚力係数と抗力係数については、比較的良い一致を見た。一方、縦揺れモーメント係数の勾配は両データともに同様な傾向を示しているが、係数の絶対量に差が現われている。その原因について、検討をおこなったが特定することができなかった。これについては、今後の課題としたい。

今後、ケーブルマウント・システムによる静的縦3分力の測定手法に関して、その精度と信頼性の向上を図るために、下記事項を進めていく計画である。

- (1) ケーブル力を測定する6分力計の精密校正の実施。
- (2) 制御・計測用の信号ケーブルに光ファイバを採用し、信号ケーブルの空力的な干渉を少なくする。
- (3) 縦及び横制御系の性能改善を行い、さらに定常性の高いデータを取得できるようにする。
- (4) 迎角 α のスイープ範囲の拡大を図る。
- (5) 風洞風速を変化させた場合の気流特性の確認を行う。

最後に、本実験を行い、まとめるに当たり御指導をいただいた、制御部制御研究室の永安正彦室長と空力性能部操縦面空力性能研究室の鈴木誠三主任研究官に深く感謝いたします。

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について、第45回風洞研究会議資料、1991
- 2) 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、1990
- 3) Sasa S. et al.; Spaceplane Longitudinal Aerodynamic Parameter Estimation by Cable-Mount Dynamic Wind-Tunnel Test, SAE International Pacific Air & Space Technology Conference, 1991
- 4) Richard L. Mohr; and W. Earl Hall, Jr.; Identification of Stability Derivatives from Wind Tunnel Test of Cable - Mounted Aeroelastic Models, NASA CR - 145123, 1977
- 5) Yanagihara M. et al.; Estimation of Spaceplane Longitudinal Stability and Control Derivatives from Dynamic Wind Tunnel Test, 第28回飛行機シンポジウム、1990
- 6) 室田勝一他；ケーブルマウントシステムによる静的縦3分力測定を試み、第29回飛行機シンポジウム、1991
- 7) Rae, W. M.; and Pope, A.; Low-Speed Wind Tunnel Testing, Willy Interscience, 1984
- 8) 谷一郎他；流体力学実験法、岩波書店
- 9) 沢田秀夫他；0.1m×0.1m 磁力支持装置の試作、航技研資料、TM-623, 1990
- 10) Britcher C. P. et al.; Digital Control of Wind Tunnel Magnetic Suspension and Balance Systems, IEEE International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities, 1987
- 11) 坂東俊夫他；低騒音STOL実験機「飛鳥」の α スイープ試験より得られた空力特性、航技研報告、TR-1112, 1991
- 12) 滝沢実他；スペースプレーン模型の動的風洞試験における運動計測系の校正、第34回宇宙科学技術連合講演会、1990
- 13) 野中修他；ビデオトラッキング・システムによる動的模型の位置計測、航技研報告、発刊予定
- 14) Shimomura, T. et al.; On the Characteristics of Servo Actuators Attached to a Model Spaceplane for Dynamic Wind Tunnel Test, 第28回飛行機シンポジウム、1990
- 15) 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
- 16) 鈴木誠三；ケーブルマウントによる低速域におけるスペースプレーンの動的風洞試験法について、第44回風洞研究会議資料、1990
- 17) 柳原正明他；ケーブル支持動的試験模型の慣性特性推定、航技研資料、TM-641, 1992
- 18) 永安正彦他；航空機特性同定法の対話型評価システム(IPIS)。航技研報告、TR-1000, 1988
- 19) 桑野尚明他；大型低速風洞データ処理システムについて、航技研資料、TM-345, 1978
- 20) 広岡貫一他；低速風洞の翼試験における支柱の干渉、第9回風洞研究会議資料、1972
- 21) 懇談会メモ；風洞試験における模型支持法、第19回風洞研究会議、1977
- 22) 加藤寛一郎他；航空機力学入門、東京大学出版会

航空宇宙技術研究所報告1226号

平成6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東町7-44-1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) 〒182
印刷所 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段北1-7-8

Printed in Japan