

ISSN 0452-2982  
UDC 629.7.014.16  
533.6.013

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-647

## STOL全機模型配管干渉除去装置効果試験

高橋 侔 ・ 中谷輝臣 ・ 野口正芳  
野中 修 ・ 星野秀雄 ・ 井上 隆

1992年4月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 目 次

1. まえがき .....	2
2. 記号及び略語 .....	2
3. 配管干渉除去装置 .....	3
4. 配管干渉除去装置の静的負荷試験及びゴムホース干渉試験 .....	4
5. 配管干渉除去装置効果 .....	11
5.1 試験概要 .....	11
全機模型及び支持方法 .....	11
計測及びデータ処理 .....	11
予備試験 .....	12
エルロンBLC量の差の影響 .....	12
5.2 試験結果 .....	13
$\alpha$ , $\beta$ 連続スweep再現試験 .....	14
給気圧変動再現試験 .....	14
同一形態再現性 .....	14
ゴムホース方式による風試結果との比較 .....	18
5.3 まとめ及び考察 .....	22
6. むすび .....	24
参考文献 .....	25

# STOL全機模型配管干渉除去装置効果試験\*

高 橋 倅<sup>\*1</sup> 中 谷 輝 臣<sup>\*2</sup> 野 口 正 芳<sup>\*2</sup>  
野 中 修<sup>\*2</sup> 星 野 秀 雄<sup>\*2</sup> 井 上 隆<sup>\*3</sup>

## An Investigation on the Effectiveness of the Piping Interference Removal System for STOL Aircraft Wind Tunnel Tests

Hitoshi TAKAHASHI<sup>\*1</sup>, Teruomi NAKAYA<sup>\*2</sup>, Masayoshi NOGUTI<sup>\*2</sup>  
Osamu NONAKA<sup>\*2</sup>, Hideo HOSHINO<sup>\*2</sup> and Takashi INOUE<sup>\*3</sup>

### ABSTRACT

The piping interference removal system, developed at the National Aerospace Laboratory (NAL) to reduce the interference on the balance caused by the high pressure piping system, was studied using force measurements from wind tunnel tests. A model was employed which utilized a simulated engine powered by high pressure air through the high-pressure air hoses.

It was founded that the interference effects on the measured forces were negligible, and thus no piping interference corrections were necessary for STOL aircraft wind tunnel tests using with the simulated engine. System's usefulness was also confirmed since little difference occurred between the resultant aerodynamic coefficients and those obtained in tests using the previous high-pressure air hose system.

**Keywords:** STOL, Aircraft model, Wind tunnel test, Piping interference

### 概 要

高圧空気を用いる動力付模型の風洞試験では、圧力配管による天秤への干渉力が発生する。この干渉力を低減させるため、航空宇宙技術研究所ではエア・ベアリングの原理を応用した配管干渉除去装置を開発し、その機能及び効果を調べるため風洞試験を実施した。

その結果、本装置は設計通り干渉力がほとんどなく、配管干渉補正を行う必要が無いことが分かった。

また、従来の方式による風試データとの比較の結果、空力係数の傾向に大差がなく、再現性は良好であり、本装置の実用性が十分あることが分かった。

---

\* 平成4年1月22日受付 (received 22 January 1992)

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

\*2 空力性能部 (Aircraft Aerodynamics Division)

\*3 川崎重工業株式会社 (Kawasaki Heavy Industries, LTD)

## 1. ま え が き

航空宇宙技術研究所において研究開発されたSTOL実験機「飛鳥」の8%全機模型による風洞試験は当所6.5m×5.5m大型低速風洞において、「飛鳥」の低速空力特性の解明、機体形状の開発等を目的として昭和53年度より実施されてきた。この全機模型は実機の動力を模擬するために、高圧空気で作動する模擬エンジンを4基搭載している。高圧空気(最大2MPa)は大型低速風洞のターンテーブル内の6分力天秤に併設されている圧力配管を通して模擬エンジンに供給されている。この圧力配管に高圧空気が流れると、風洞天秤と干渉して余分な力(配管干渉力)が生じる。これまではこの部分に高圧ゴムホース及びスィベル・ジョイントを使用して、配管干渉力を小さくしようとした。しかし、ゴムホースに圧力が加わるとホースの剛性が増し、そのため、干渉力の増大、ヒステリシス現象、零点移動等による再現性の悪化、横滑り時に原点に対する非対称性の発生など問題があった。

STOL実験機「飛鳥」の開発において、低速風洞試験は当所大型低速風洞での8%全機模型風洞試験と同じく当所突風風洞での8%半截模型風洞試験が、また当所遷音速風洞では「飛鳥」7%半截模型による高速風洞試験が行われている。高圧空気配管系による天秤への干渉力を減少させるために、突風風洞では2組のL型をした高圧ゴムホースを組み合わせ、ホース・ハンガーに吊り、模型とのつながりはスィベル・ジョイントとした配管干渉除去装置<sup>1)</sup>を使用している。

また、遷音速風洞では3種類の配管干渉除去装置(ジャーナル式継手+ジンバル式ベローズ、ジャーナル式継手+高圧ゴムホース及び高圧ゴムホース+球面継手)の試作を行い<sup>2)</sup>、その特性を調べている。その結果、ジャーナル式継手+高圧ゴムホース方式が軸力に対する干渉力が最も少ないことから、この方式を半截模型高速風洞試験に採用している。しかしいずれの方式も干渉力を無くすることは出来ず、前以て干渉力を計測し、それらを使って6分力データを補正している。

そこで、従来のゴムホース方式に代わるものとして、エアーベアリングの原理を応用した回転中心が各々偏心している3重の円筒を内挿させた空気継手(配管干渉除去装置)を開発し<sup>3,4,5)</sup>、その効果を確認するために風洞試験を実施し、得られたデータの再現性について、従来のゴムホース方式との比較検討を行い実用に耐えることを確認したので報告する。

## 2. 記 号

$C_L$	: 揚力係数 $L/(q_\infty S)$
$C_D$	: 抗力係数 $D/(q_\infty S)$
$C_Y$	: 横力係数 $SF/(q_\infty S)$
$C_L$	: 横揺れモーメント係数 $RM/(q_\infty bS)$
$C_M$	: 縦揺れモーメント係数 $PM/(q_\infty \bar{c}S)$
$C_N$	: 偏揺れモーメント係数 $YM/(q_\infty bS)$
$C_J$	: エンジン推力係数 $T_0/(q_\infty S)$
$C_{JAL}$	: エルロンBLC推力係数 $T_{AL}/(q_\infty S)$
$C_{JOL}$	: 前縁外舷BLC推力係数 $T_{OL}/(q_\infty S)$
$L$	: 揚力 (Lift)
$D$	: 抗力 (Drag)
$SF$	: 横力 (Side force)
$RM$	: 横揺れモーメント (Rolling moment)
$PM$	: 縦揺れモーメント (Pitching moment)
$YM$	: 偏揺れモーメント (Yawing moment)
$T_0$	: エンジン静止推力
$T_{AL}$	: エルロンBLC静止推力
$T_{OL}$	: 前縁外舷BLC静止推力
$P_J$	: 高圧空気給気圧
$S$	: 主翼面積
$\bar{c}$	: 平均空力翼弦長
$b$	: 翼幅
$\alpha$	: 迎角
$\beta$	: 横滑り角
$q_\infty$	: 一様流動圧 ( $\rho V_\infty^2 / 2$ )
$V_\infty$	: 一様流速度
$Re$	: レイノルズ数

### 略語

MAC	: Mean Aerodynamic Chord
BLC	: Boundary Layer Control
VG	: Vortex Generator

AEO : All Engine Operative  
 T/O : Take-Off Configuration  
 L/D : Landing Configuration

### 3. 配管干渉除去装置

航空宇宙技術研究所で開発された配管干渉除去装置（本装置と略する）を当所大型低速風洞天秤系に組み込んだときの概略図を図1に示す。本装

置は圧力供給装置、空気軸受継手装置及び支柱配管装置で構成される。図2に示す空気軸受継手装置は本装置の心臓部であり、給気アダプター、軸受基盤、外側偏心浮軸、内側偏心浮軸及び出力軸筒とベローズ継手で構成されている。軸受基盤と外側、内側及び出力軸筒間の隙間は16～20ミクロンでこれらの隙間に高圧空気の膜を作って自由に回転できるようになっている。しかも、外側及び

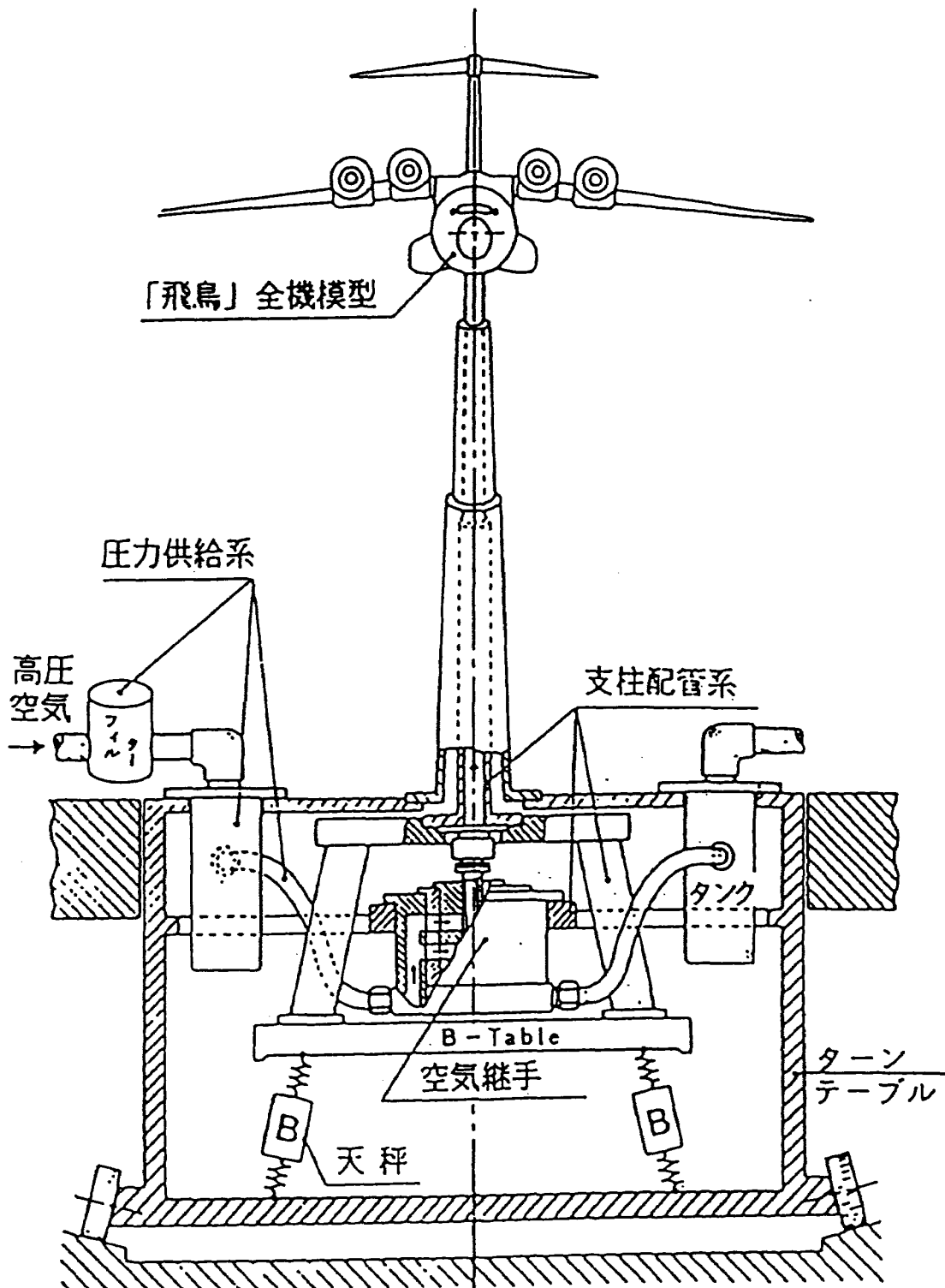


図1 本配管干渉除去装置の概略図

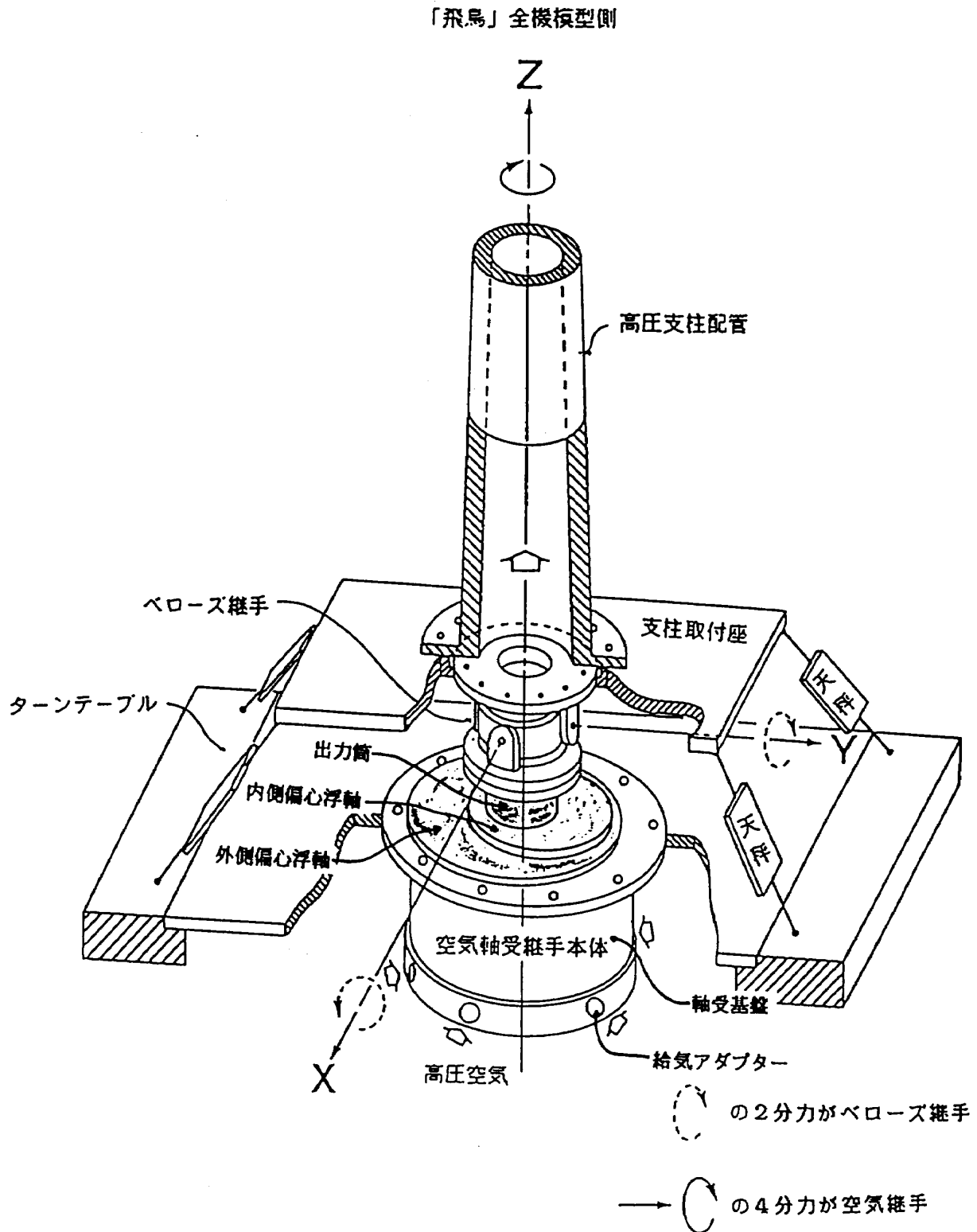


図2 空気軸受継手本体

内側浮軸は各々回転中心軸が偏心しており、この偏心した空気軸受継手により3軸(X, Y, Z)方向の並進とZ軸回りの1方向の回転に対する自由度が、またベローズ継手によりXおよびY軸回りの2方向の回転に対する自由度が許容され、これにより模型にかかる6分力の干渉力を取り除くことができる。

#### 4. 配管干渉除去装置の静的負荷試験及びゴムホース干渉試験

航技研大型低速風洞の天秤内に設置された本装置に検定用金具を取り付け、高圧空気給気圧を1.1 MPa 加えた状態で、金具に静的荷重を往復かけ、その時の6分力干渉力を計測した。その結果を、

天秤の各 6 分力の最大荷重に対する干渉力の割合を天秤実荷重に対して表わしたものを図 3 に示す。図中、網目は各 6 分力に対する天秤単体の精度である。往復荷重によるヒステリシスは有るものの、

いずれも天秤精度の誤差内であることがわかる。次に、本装置に給気圧を 0.6MPa~1.8MPa と往復スweepして圧力を加えたときの 6 分力干渉力を計測した。その結果を図 4 に示す。図中、網目

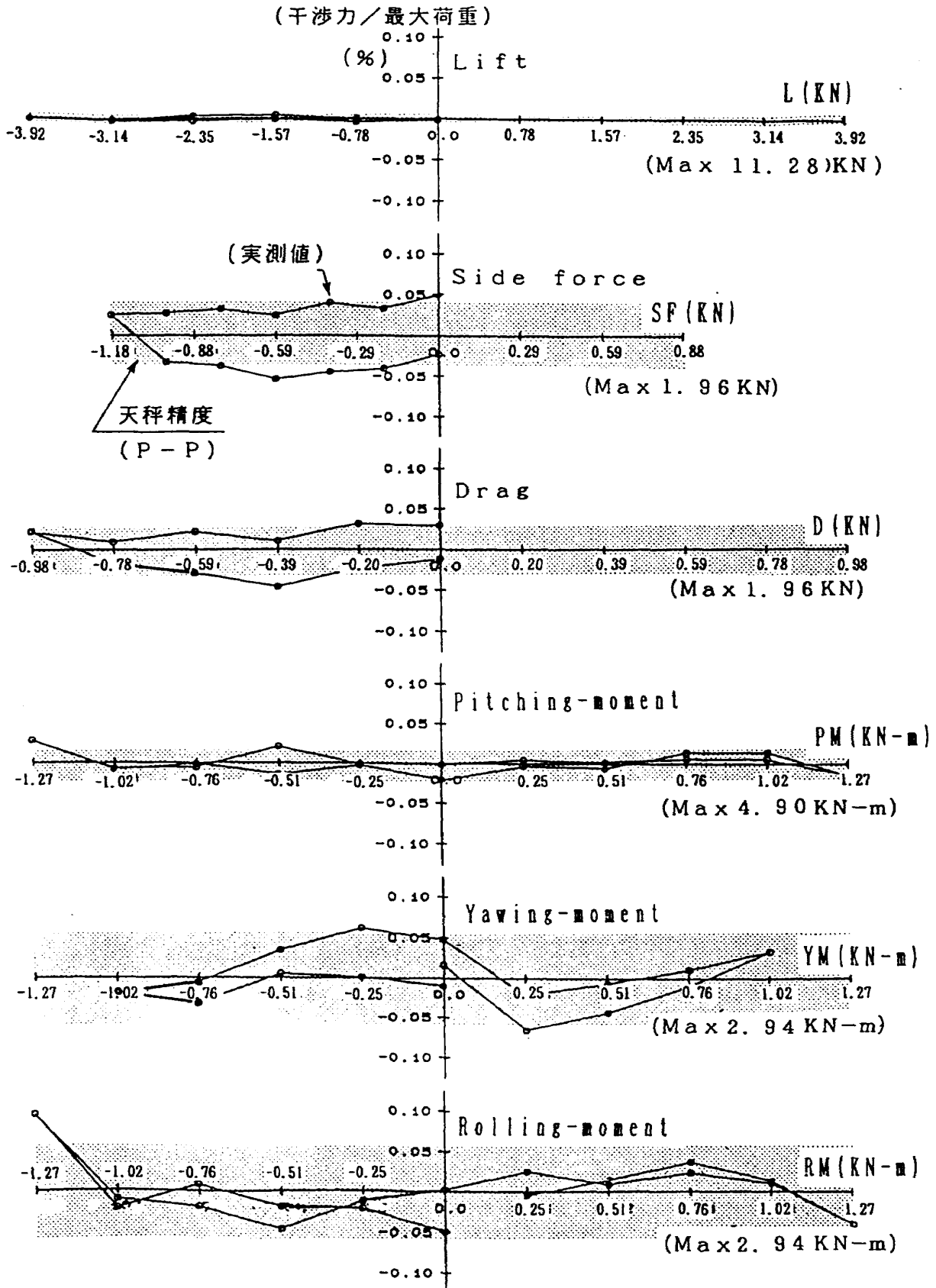


図 3 6 分力天秤実荷重に対する空気軸受継手の干渉力 ( $P_j = 1.1MPa$ )

は同じく各 6 分力に対する天秤単体の精度である。若干のバラツキは有るものの、6 分力干渉力はいずれも、ほぼ天秤精度以内に収まっており、揚力を除いて他の 5 分力干渉力は設計通り給気圧に関係ないことがわかる。しかし、給気圧が 1MPa 以下になると、各干渉力に変動が生じ再現性に乏しくなることが判明したので、後の全機風洞試験では給気圧 1.1MPa で実施することにした。揚力成

分については、図 4 に示されるように給気圧の増加に伴い、盲蓋によって出力軸筒から出る空気をせき止めているので、この反力の影響が生ずるため干渉力に変動する。しかし、この影響は給気圧一定の下で風試を行うことにより零点補正で除去できる。

図 5 に全機模型を本装置に取り付け、給気圧を 1.1MPa 一定で加圧した状態で  $\alpha$  及び  $\beta$  スイープ

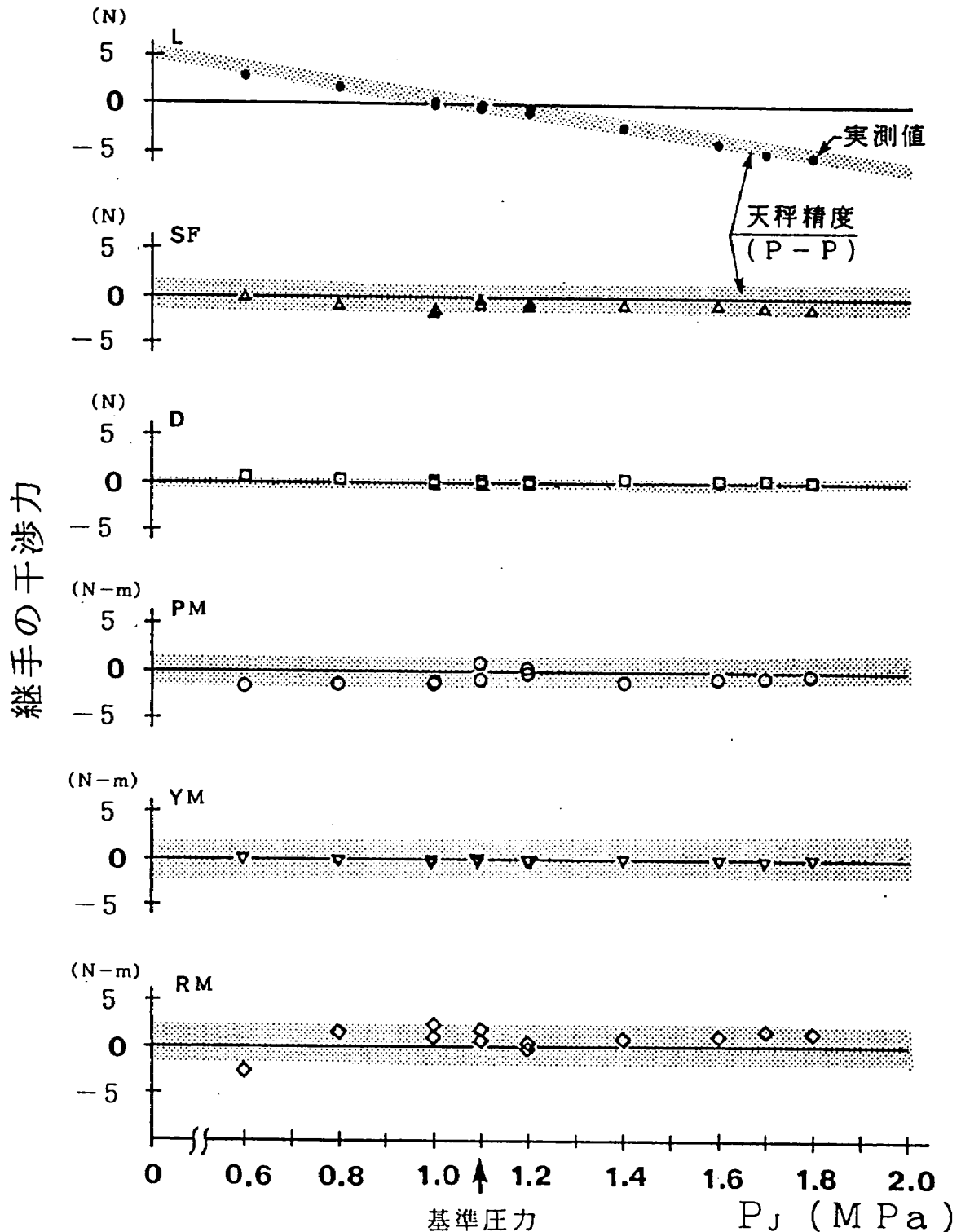


図 4 給気圧に対する空気軸受継手の干渉力



全機模型付,  $P_j = 1.1$  [MPa]

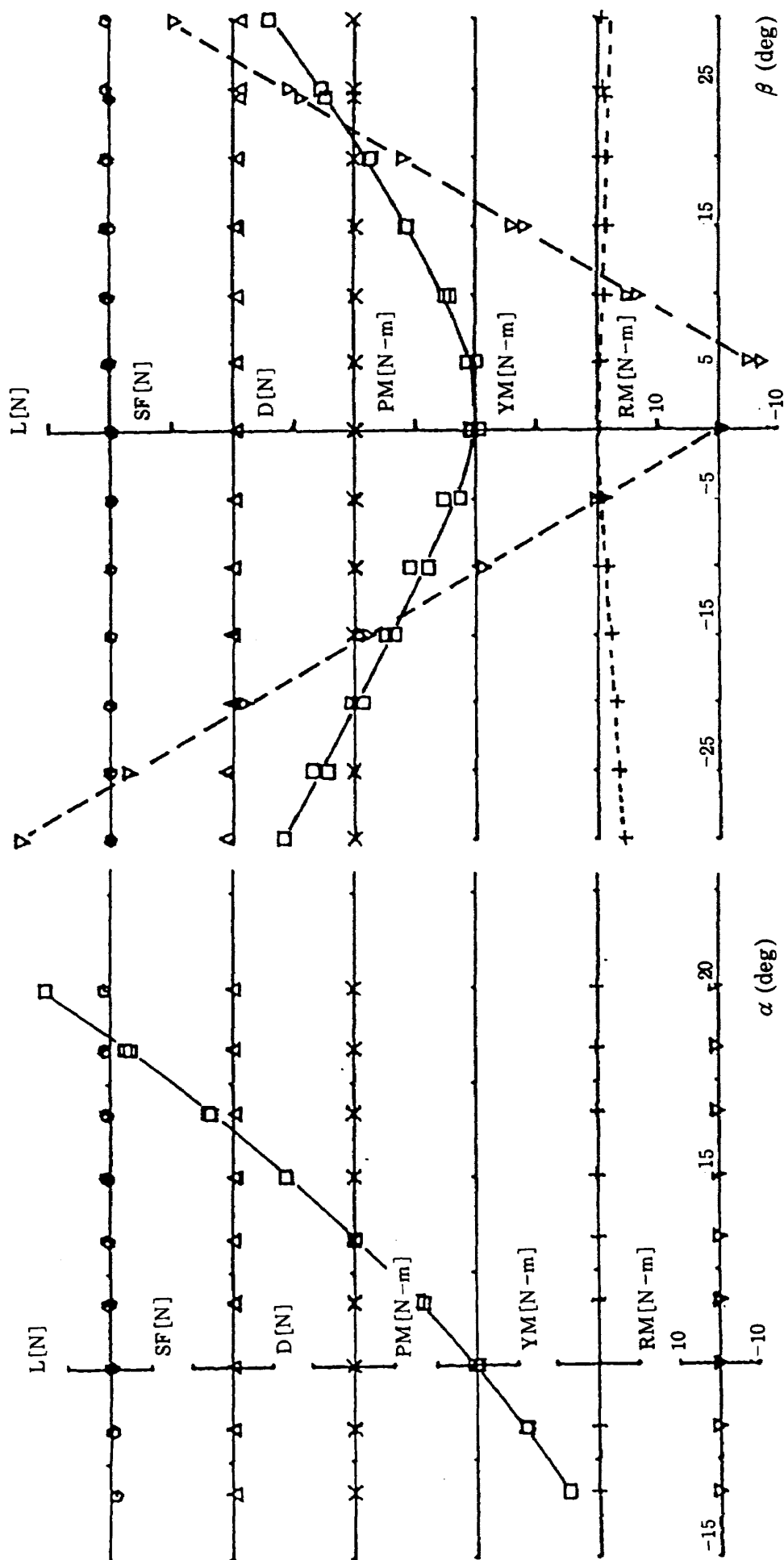
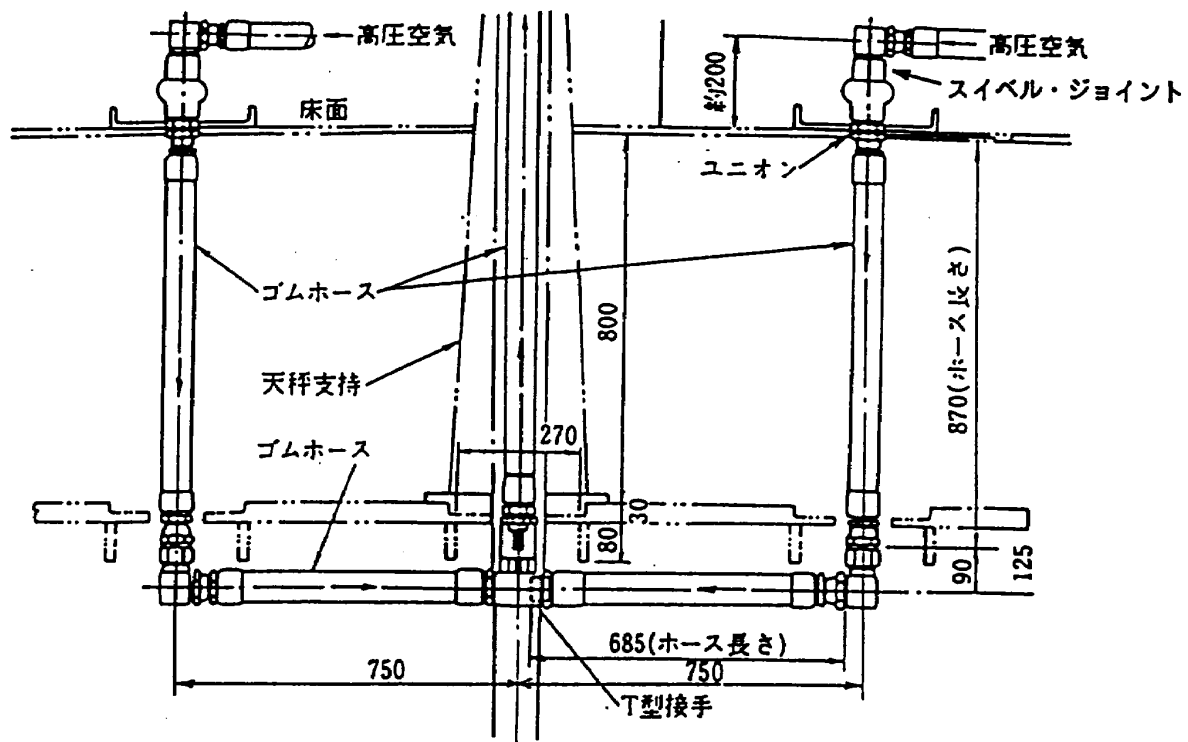
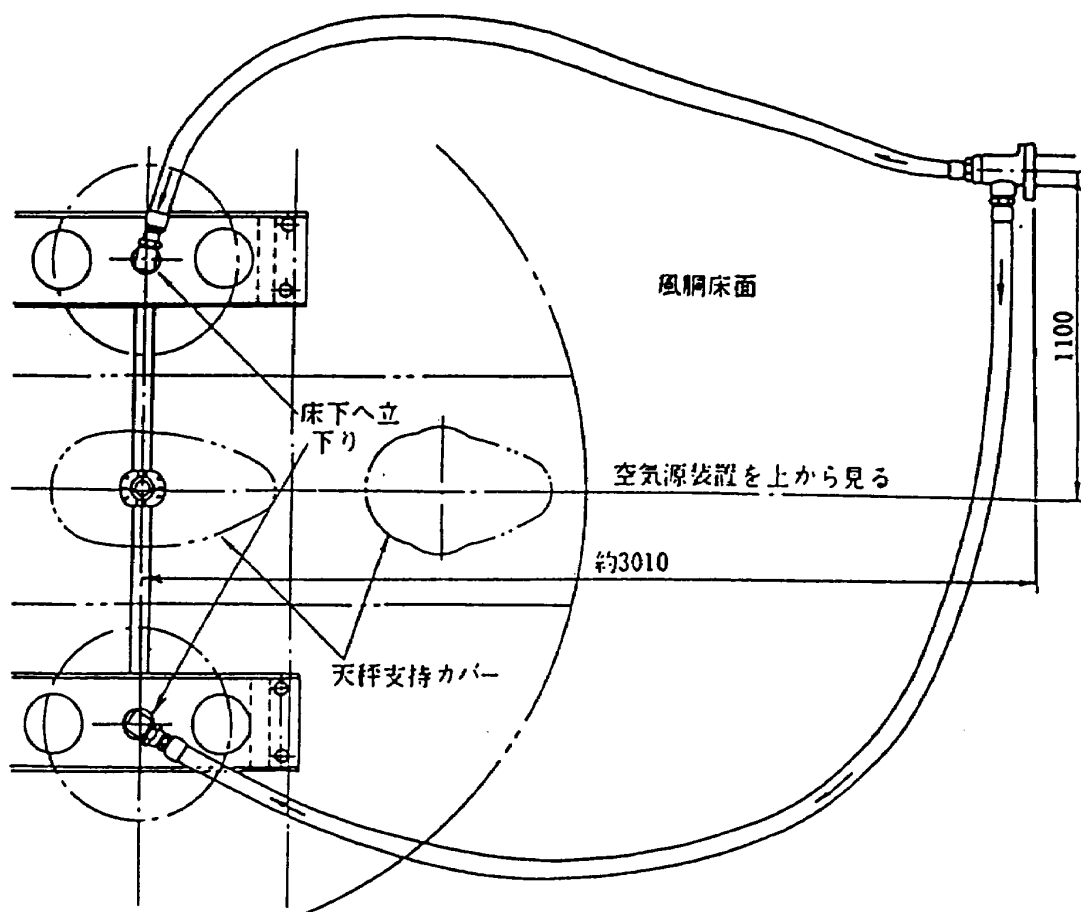


図 5 模型変角に対する干渉力



風胴床下高圧空気配管（全機風試）（単位mm）



風胴床上高圧空気配管（全機風試）（単位mm）

図6 ゴムホース式配管干渉除去装置の概略図

して配管干渉力を測定した結果を示す。この図から、天秤を変角させると、模型重心からのズレによって天秤にズレ分が出力される力 ( $\alpha$  スイープにおける PM,  $\beta$  スイープにおける PM 及び RM) の発生を除いて他の干渉力は  $\alpha$  並びに  $\beta$  スイープに対してほぼ零となっている。但し, YM は天秤精度 ( $\pm 2\text{N}\cdot\text{m}$ ) を若干越えること, また RM が  $+\beta$  の時, 本天秤のターンテーブルの構造上値が全体にズレてしまう。しかし, 本試験では給気圧一定の下で試験を行うので, 上記モーメントは零点補正として取り除くことができ, 従来のゴムホ

ース方式と異なり, 本装置を用いることにより配管干渉補正を行う必要はない。

次に, 従来使用してきたゴムホース方式配管の概略を図 6 に示す<sup>6)</sup>。上の図は天秤側面から見た図であり, 下の図は風洞のターンテーブル上面から見た図である。

この図から分かるように横滑り角をとる時, ゴムホースがターンテーブル上を引きずられるので, データの再現性, 零点移動が生じ易くなる。ゴムホース方式配管で, 給気圧を変えたときの干渉力の変化を図 7 に, 迎角及び横滑り角に対する干渉力

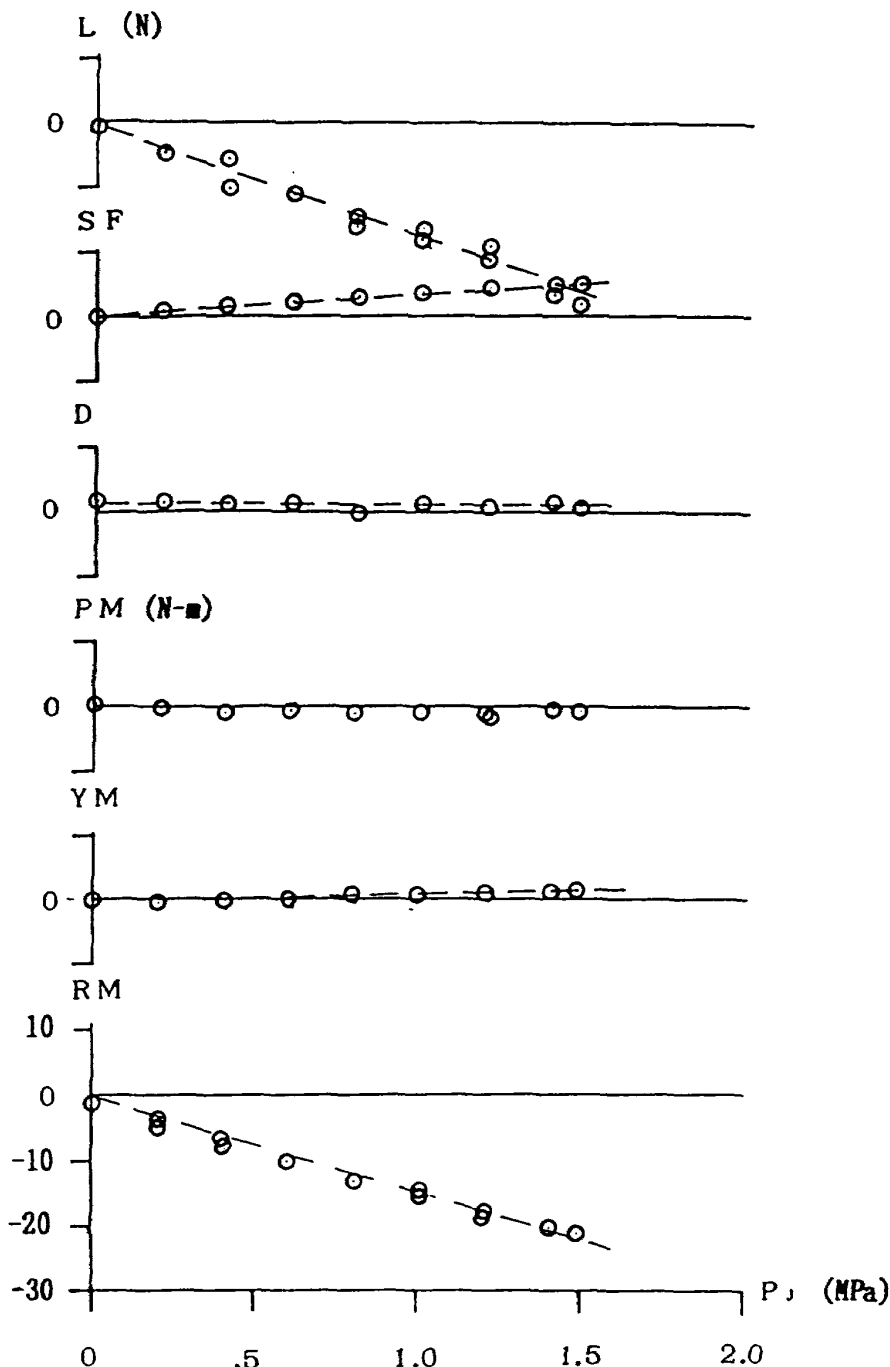


図7 給気圧に対する干渉力

の変化を図8に示す。

給気圧に対する6分力干渉力はすべて圧力とともに変動しているが、圧力に対してほぼ直線的に変化している。

一方、図8に示す干渉力は給気圧1.4MPaと0MPaの差で表わしたもので、給気圧を加えたことによる干渉力の程度を表し、迎角に対しては各6分力共に迎角に無関係にはほぼ一定の値を示しているが、横滑り角を変えたときはPM、PY及びRMは+側と-側とでは干渉力の変化は非対称と

なっている。この干渉力は本試験を始める前に、予め計測しておき、給気圧、迎角及び横滑り角の関数として表わし、本試験での計測値から差し引くことにより干渉力の影響を取り除いている<sup>7)</sup>。

これら干渉力の変動量はゴムホースの取付け方または試験の時期が異なる毎に変わっており、あるいは同一の試験期間でも変動することがある。そのため、従来から配管干渉試験を風試の途中で2～3回実施し、干渉力のチェックを行って計測精度の低下を防いでいた。

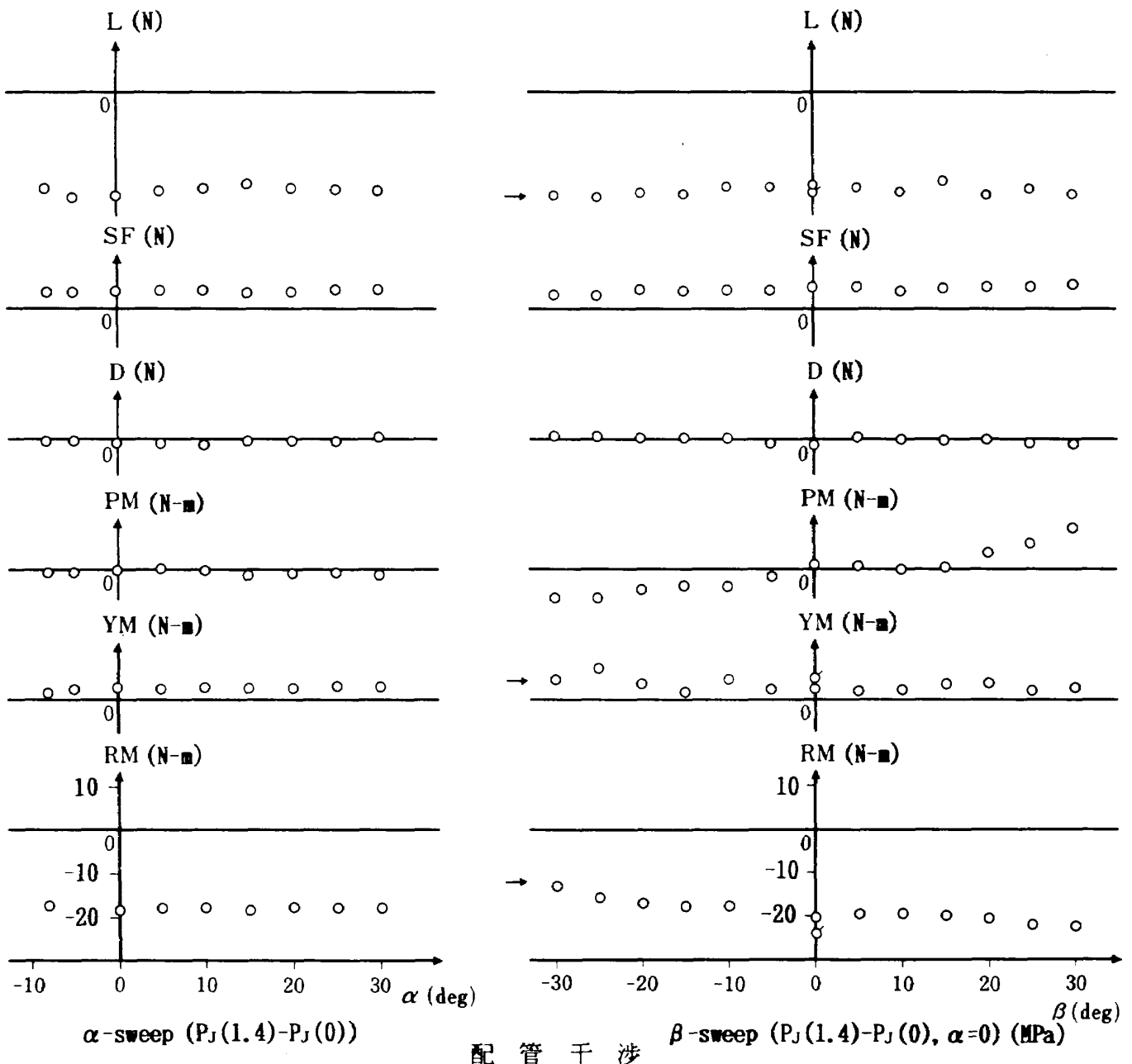


図8 模型変角に対する干渉力

## 5. 配管干渉除去装置効果

前述したようにゴムホース方式配管の場合、配管系の剛性が天秤に作用し干渉力を生ずる。それ故、模型に働く空気力のみを取り出すためには、この配管干渉力を差し引くことが必要である。そのため、前以て配管干渉試験を実施して、干渉力を計測しなければならない。更に、同一の試験期間では $\alpha$ スイープと $\beta$ スイープ試験を交互に実施すると、干渉力が変化することがあり、従来はたびたび試験の途中で配管干渉試験を行ってきた。そこで、著者らは試験精度の向上、試験効率向上を図るため、従来のゴムホース方式に代わるものとして、エアーベアリングの原理を応用した空気継手を開発し、その効果を確認するため風洞試験を実施した。

### 5.1 試験概要

前節に述べたように、本装置単体での配管干渉試験結果より6分力干渉力は揚力成分を除き天秤精度内であり、給気圧1.1MPa以上では設計通り給気圧に関係無いことが分かった。また、揚力成分は給気圧に対して直線的に増加しているが、そのバラツキは天秤精度内であり、本装置は給気圧一定の下で用いるので、零点補正で除去できる。そこで、本試験では、本装置に全機模型を取り付けた状態でその効果を調べることにした。

### 全機模型及び支持方法

本装置による効果試験で使用された模型はSTOL 実験機「飛鳥」の8%全機模型である。エンジン・ナセルが実機よりも長くまたインテーク位置が前方に出ているところを除いてすべて実機並である。更に、図9に示すようにVGは従来の風洞試験の時と違って実機並の配置となっている。

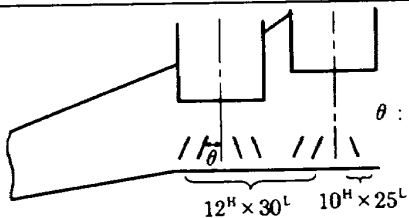
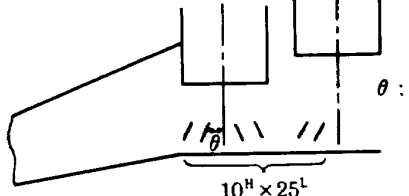
効果試験を行う前に、本模型は以下の2点について改修が行われている。即ち、模擬エンジンのベアリングへの自動給油及びエンジン回転数自動制御装置の組込みである。尚、これらの詳細は文献8に記されているので参照されたい。

模型は前後2本の支柱で支持されており、前部支柱は模型の支持及び高圧空気の導入管として、後部支柱は迎角変角用として用いられている。変角範囲は $-10^{\circ} \sim 38^{\circ}$ である。模型の横滑りはターンテーブルを回転させることにより変角でき、変角範囲は $-30^{\circ} \sim 30^{\circ}$ である。

### 計測及びデータ処理

計測は従来と基本的に同じシステムで行い、データの収集を行った<sup>7,8)</sup>。尚、エンジン・ベアリング温度及びエンジン振動加速度のモニターシステムが新たに追加され、更に $\alpha$ 、 $\beta$ 変角、データ収集等が自動化された<sup>9)</sup>。

得られた風試データは一次処理としてストラット補正が行われ、モーメント基準点回りの6分力係数として算出され、その後、二次処理として、

名 称	概 要	風試名（・注）
D' 型 態		<ul style="list-style-type: none"> <li>・ A3.2次風試</li> <li>・ 失速特性風試</li> <li>・ 61年度低速全機風試</li> </ul>
実機 VG 配置		<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 配管干渉除去装置関連風試</li> </ul>

（左舷図示、右舷対称）

図9 VG 配置図

風洞壁補正, モーメント・ドラッグ補正(実機 FJR エンジン相当), 実機と模型のナセル長さの相違による空気力補正等が行われている。

#### 予備試験

予備試験として, エンジン推力, 前縁 BLC 推力及びエルロン BLC 推力の検定を実施し, これらを従来通り, エンジン回転数または BLC ダクト圧力の関数で与え, 各々の推力係数を算出した。

#### エルロン BLC 量の差の影響

BLC バルブの開度は試験中一定であり, BLC 吹き出し量は給気圧によって変化する。本試験ではバルブの開度は  $C_j = 1.0$  相当の時に所定の吹き出

し量 ( $C_{jAL} = 0.0112$ ) となるように設定されている。本装置の機能を維持するために, 給気圧を一定に保つ必要があり, 本試験では,  $C_j = 0.5, 1.0$  の時, 給気圧は  $1.1\text{MPa}$  で, また,  $C_j = 1.85, 3.0$  の時は  $1.7\text{MPa}$  である。BLC 推力は給気圧に対してほぼ比例するので,  $C_j = 1.0, 1.85$  及び  $3.0$  (このときは風洞風速を  $25\text{m/s}$  から  $19.6\text{m/s}$  に下げる) の時の BLC 吹き出し量はそれぞれ各  $C_j$  に対して設定された値 ( $C_{jAL} = 0.0112, 0.0207, 0.0337$ ) とほぼ同じ値になる。しかし,  $C_j = 0.5$  の時は  $C_j = 1.0$  相当の吹き出し量となっている。そこで, この影響を調べるため,  $C_j = 0.5$  相当の BLC 吹き出し量と

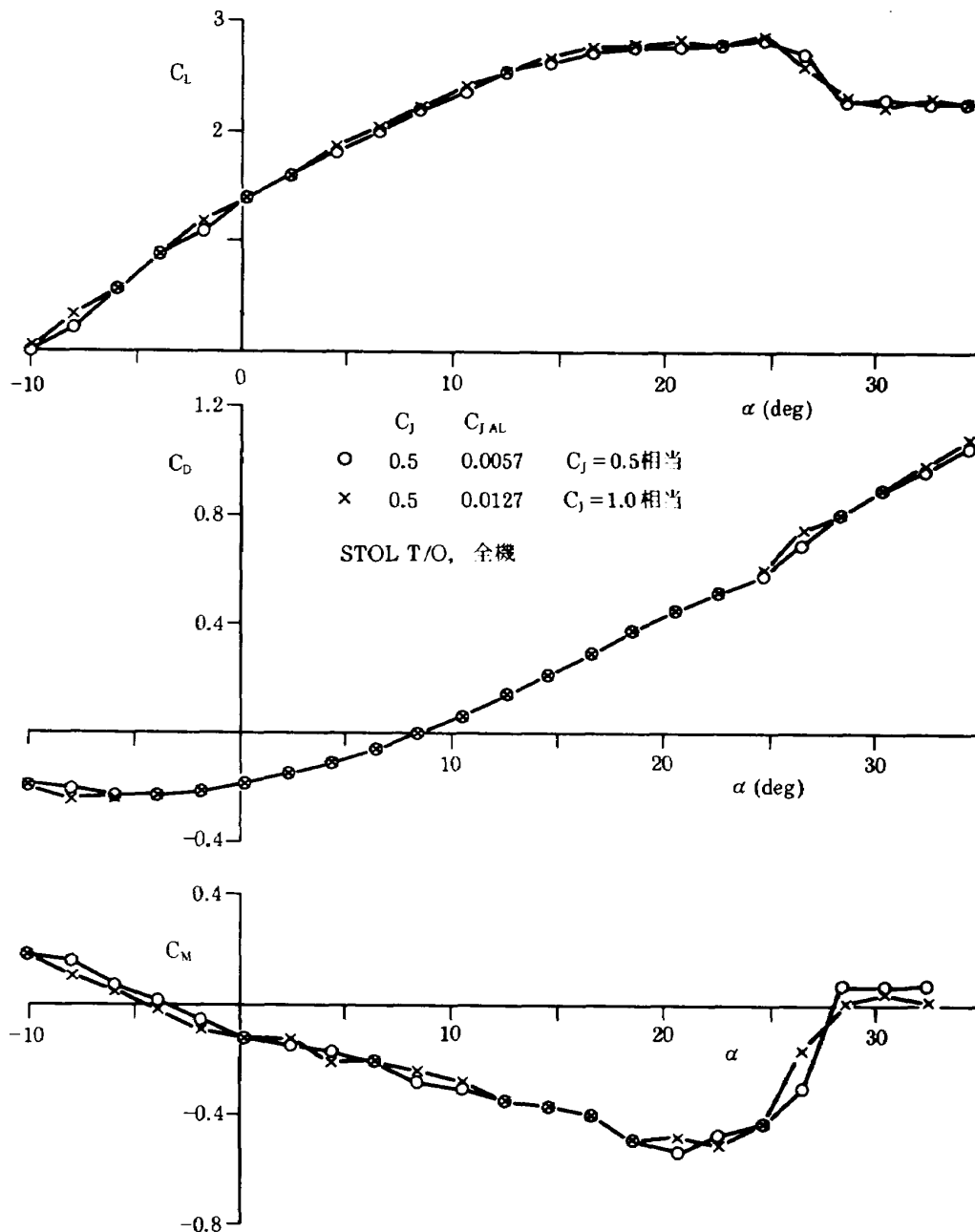


図10 エルロン BLC 量の差の影響 ( $\alpha$ -sweep)

なるよう、バルブ開度を調整して、STOL T/O、全機形態について、 $C_j=0.5$ のケースを実施し、 $C_j=1.0$ 相当吹き出しているケースと比較した。その結果を図10、図11に示す。

これらの図から、 $\alpha$ スイープでは $C_L$ にまた、 $\beta$ スイープでは $C_L$ に差が生ずることが分かった。予想外にBLC量の差の $C_M$ への影響が少ないのは、全機形態であるので尾翼の効きが非常に大きくて、その中に埋もれてしまうからであろう。表1、表2に結果の詳細を示す。

この様に6分力に若干の差が生ずるので、本試験の風試結果を解釈する際には、これらの影響を考慮する必要がある。前縁BLCも作動させるSTOL着陸形態では、BLC量の差の影響は更に大きいと考えられる。この様な現象を避けるためには、他のバルブと同様に、BLCバルブも自動化することが望ましい。

## 5.2 試験結果

前節に述べたように、本装置に風試模型を取り付けて静的干渉力を計測した結果、干渉力そのものが小さく再現性も良好であった。また、 $\alpha$ 、 $\beta$ スイープによる変動分及び給気圧変更による変動分は零点補正によってそれぞれ除去可能であり、

配管干渉補正を施す必要が無いことが分かった。

そこで、全機模型による本装置の効果を調べるために風洞試験を実施した。試験は以下の4項目について行った。

表1 エルロンBLC量の差の影響： $\alpha$ スイープ

形態 係数	STOL 離陸形態全機
$C_L$	$4^\circ < \alpha < 24^\circ$ で、小BLC量の $C_L$ が0.05程度小。
$C_D$	ほとんど差はない。 $\alpha > 24^\circ$ で、小BLC量の $C_D$ が0.03程度小。
$C_M$	$0^\circ < \alpha < 24^\circ$ で多少の出入りがあるが、ほとんど差はない。小BLC量の $C_M$ のピッチアップする $\alpha$ が $2^\circ$ 小さい。
$C_Y$	差なし。
$C_I$	差なし。
$C_N$	差なし。

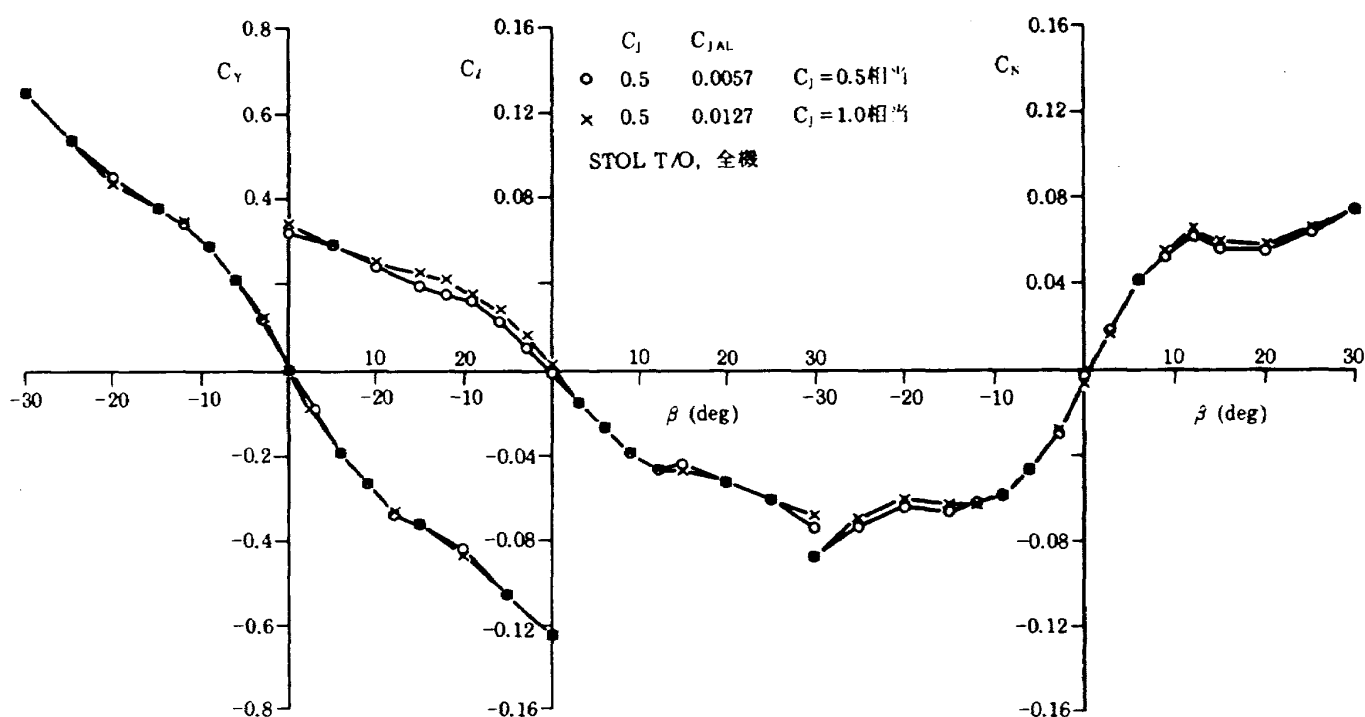


図11 エルロンBLC量の差の影響 ( $\beta$ -sweep)

表2 エルロンBLC量の差の影響： $\beta$ スイープ

形態 係数	STOL 離陸形態全機
$C_L$	差なし。
$C_D$	差なし。
$C_M$	大BLC量時の凸凹の原因特定不能。 $ \beta  < 20^\circ$ で多少の出入りはあるが、 ほとんど差はない。 $ \beta  > 20^\circ$ で、大BLC量の $C_M$ が0.03 程度小。
$C_Y$	差なし。
$C_l$	$\beta < 0^\circ$ で、大BLC量の $C_l$ が0.004～ 0.006程度大。 $ \beta  < 6^\circ$ で、大BLC量の $ C_{l\beta} $ が 0.0042程度大。
$C_N$	$\beta < 0^\circ$ で、大BLC量の $ C_N $ が0.003 程度小。 $\beta > 0^\circ$ で、大BLC量の $ C_N $ が0.003 程度大。 いずれも天秤精度内である。

(a)  $\alpha$ ,  $\beta$ 連続スイープ再現性試験

(b) 給気圧変動再現性試験

(c) 同一形態再現性試験

(d) ゴムホース方式による風試結果との比較

風洞試験は当所大型低速風洞で行われ、風洞風速は25m/sで、この時のReは平均空力翼弦長基準で $0.608 \times 10^6$ である。

 **$\alpha$ ,  $\beta$ 連続スイープ再現性試験**

従来のゴムホース方式では、模型に横滑り（ $\beta$ スイープ）をさせると風洞のターンテーブルに乗っているゴムホースを引きずることになり、迎角変角（ $\alpha$ スイープ）と交互に実施した場合、零点移動が起こりデータの再現性及び精度上問題が生じた。そこで、従来は $\alpha$ スイープと $\beta$ スイープを行うときは、風洞の風をいったん止め、零点計測を行っているため、試験効率が低下していた。そ

こで今回本装置を用いて、 $\alpha$ ,  $\beta$ スイープを交互に繰り返した場合のデータの再現性を調べた。試験はSTOL L/D, 尾なし形態,  $C_J=1.0$ について、 $\alpha \rightarrow \beta \rightarrow \alpha \rightarrow \beta$ スイープの順に実施した。その結果、1回目と2回目の $\alpha$ スイープによる縦3分力を図12に、また、 $\beta$ スイープによる横方向3分力を図13に示す。 $\alpha$ スイープの結果を見ると、大迎角時等に若干の差が認められるが、再現性は十分であると判断した。また、 $\beta$ スイープの結果を見ると、 $C_Y$ が全般的に再現性がやや悪く、 $C_N$ も負の $\beta$ 域で天秤精度ぎりぎりの再現性を示しているが、その他は大体天秤精度内に入っている。

**給気圧変動再現性**

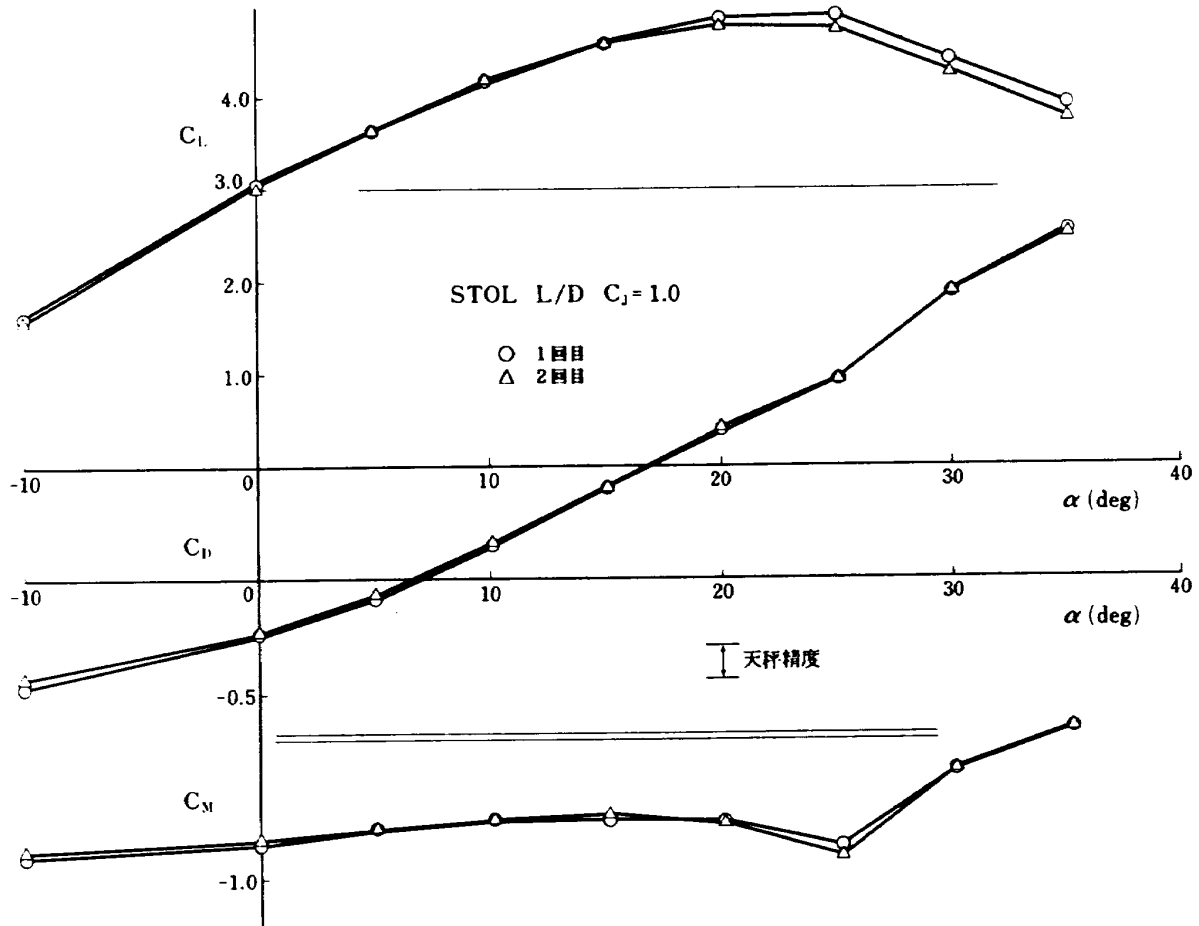
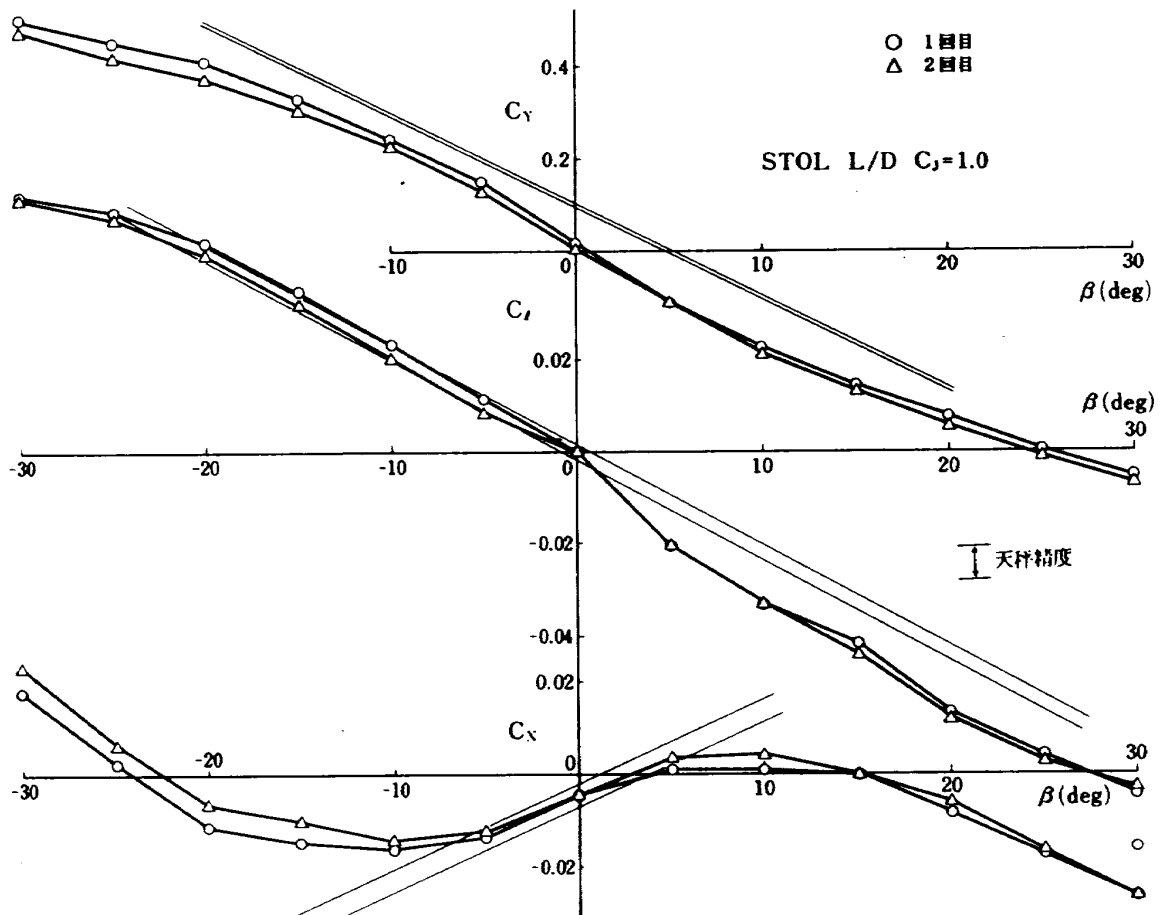
給気圧の高い時と低い時を交互に繰り返した場合のデータの再現性をSTOL L/D, 尾なし形態,  $C_J=1.0$ について調べた。給気圧を1.1MPa→1.7MPa→1.1MPaの順に変えて、1回目と2回目の1.1MPaでのデータを比較したものを、 $\alpha$ スイープ時縦3分力を図14に、 $\beta$ スイープ時横方向3分力を図15に示す。給気圧変動の影響は $\alpha$ ,  $\beta$ 連続スイープ試験と同程度に認められたが、基本特性取得上問題の無い範囲と判断し以後の試験を進めた。しかし、形状変化の効果を調査するため、わずかな差の比較を要する試験については問題があると考えられるので、今後十分検討する必要がある。

これ等の試験では、 $\alpha$ または $\beta$ 変角直後、あるいは失速後は模型が振動しており、それに伴い空気継手本体も振動していた。これは、継手本体がステンレス製でかなり重量があり、慣性力も大きいためと考えられる。どの位の待ち時間でこの振動が治まるか当初は良く分からなかったため、データ取得間隔が短かすぎ、ややデータの不一致が大きかったのではないかとと思われる。

**同一形態再現性**

同一形態の試験を異なった日に行った時のデータの再現性を調べるため、STOL T/O, 全機形態,  $C_J=0.0$ の場合について試験を行った。図16に $\alpha$ スイープ時の縦3分力を、図17に $\beta$ スイープ時の横方向3分力を示す。いずれも再現性は良好である。



図12  $\alpha$ ,  $\beta$  連続スweep再現性図13  $\alpha$ ,  $\beta$  連続スweep再現性

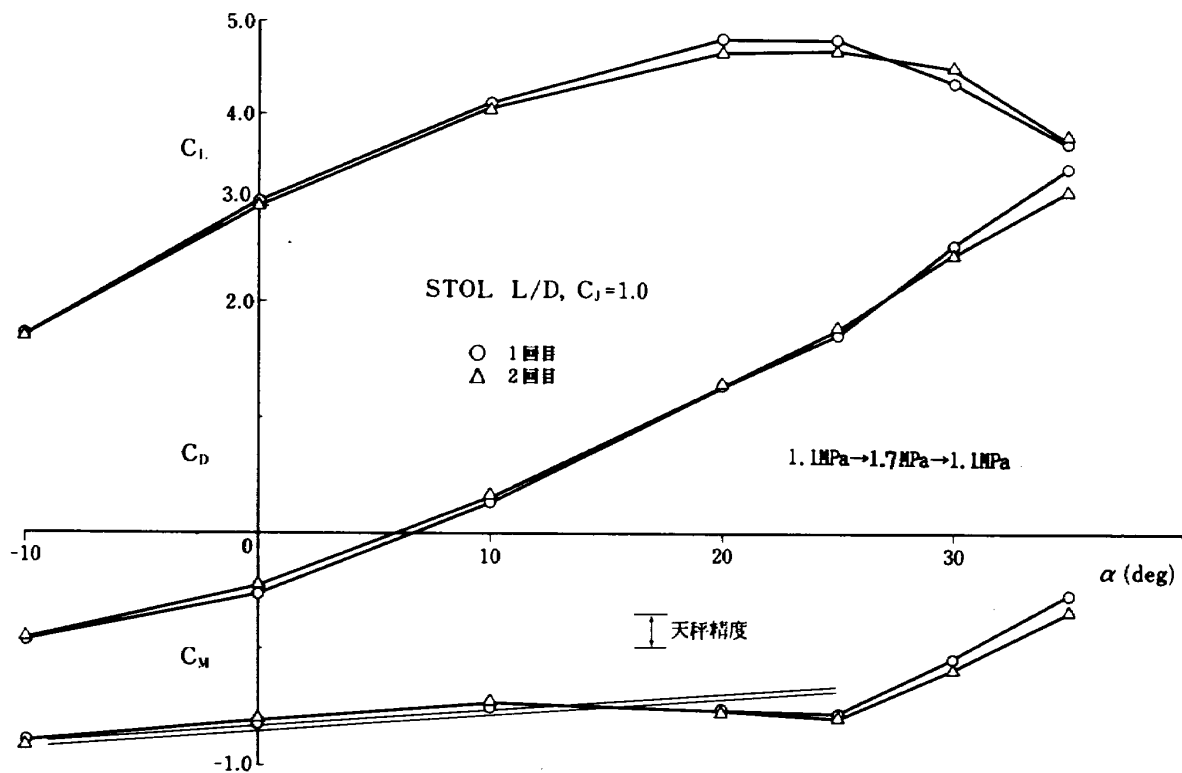


図14 給気圧変動再現性

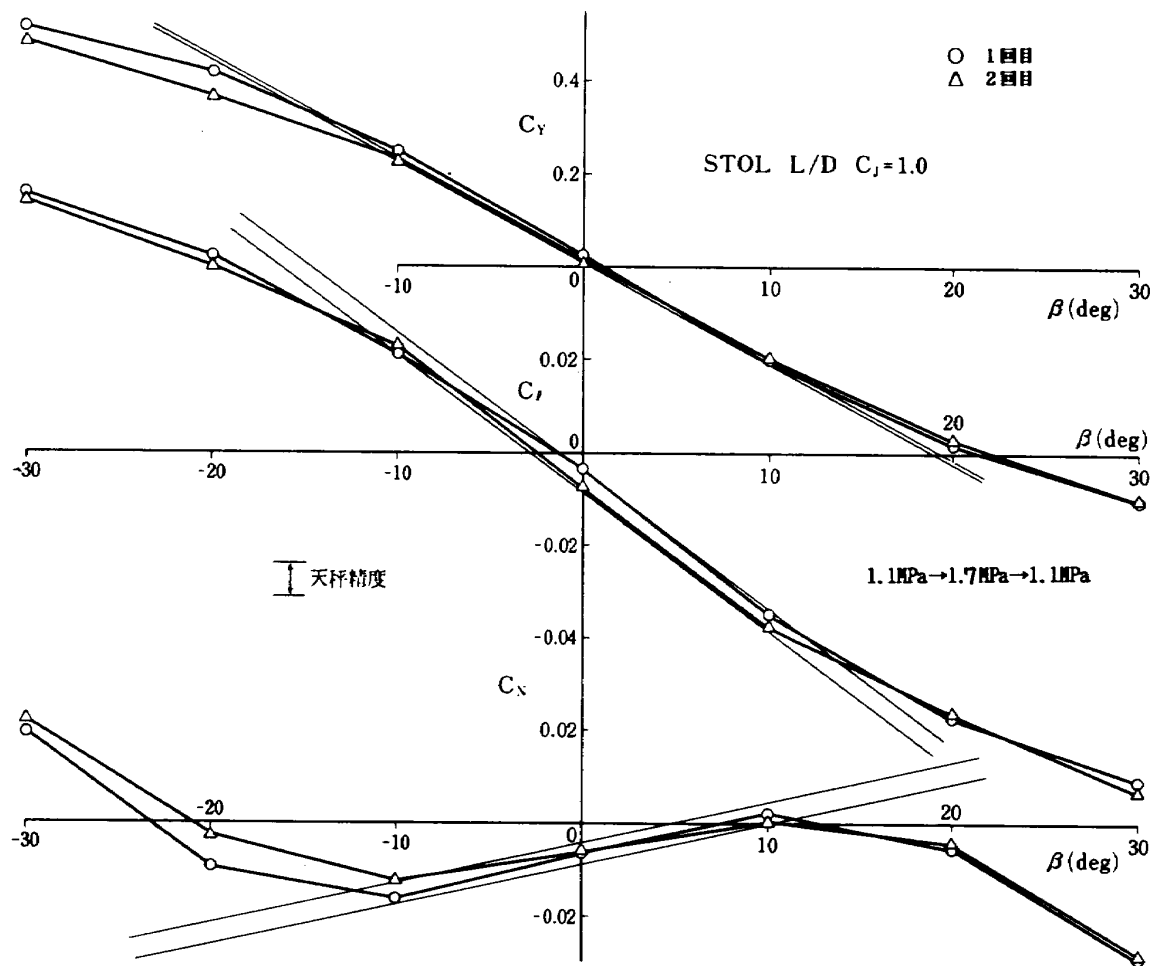
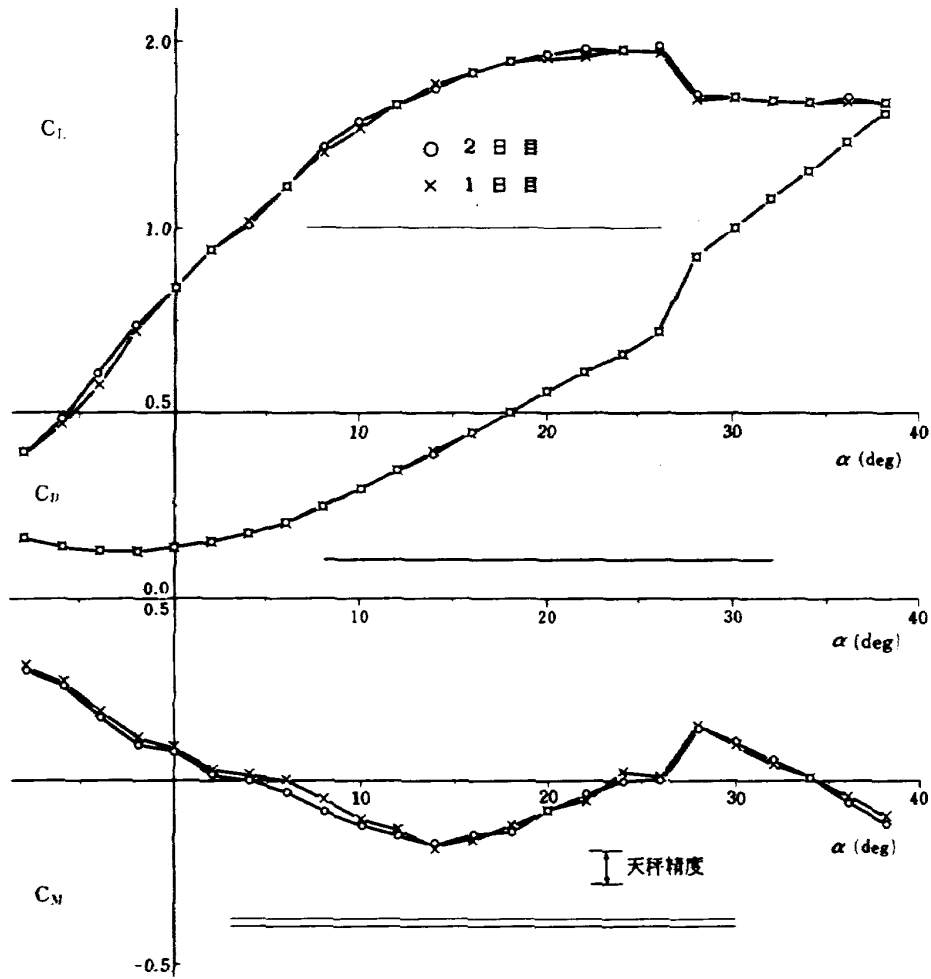
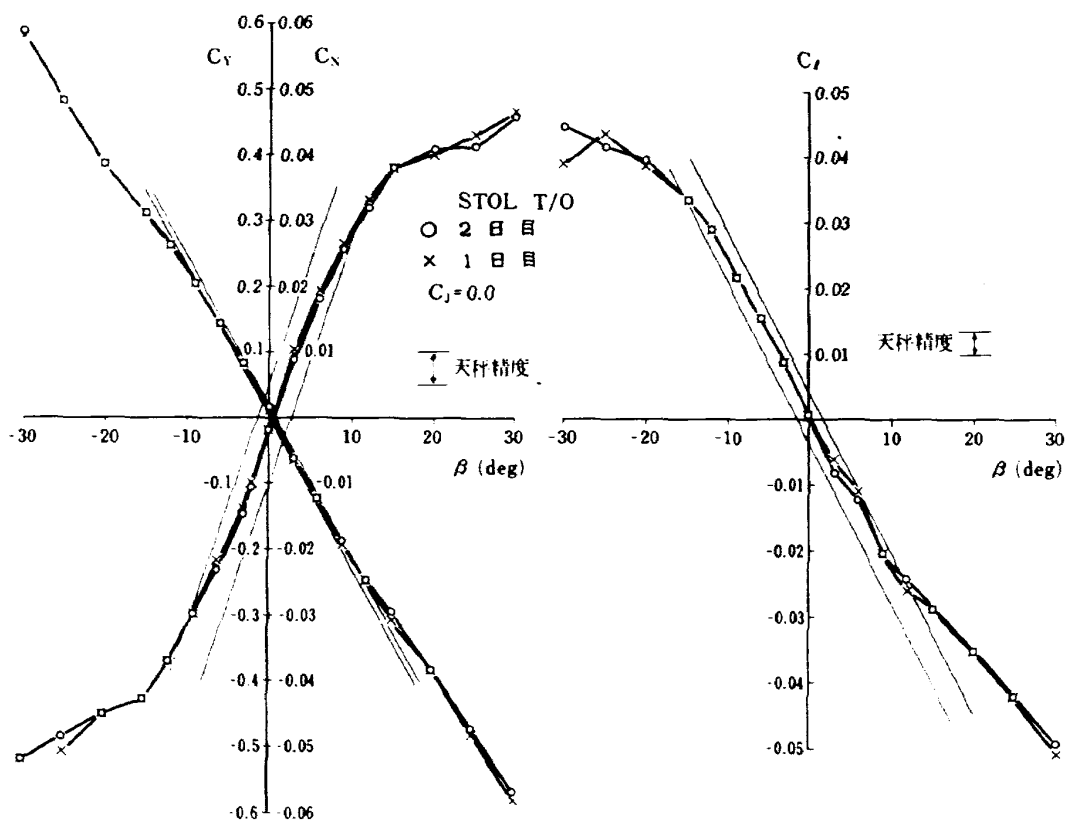


図15 給気圧変動再現性

図16 再現性 (STOL T/O,  $C_j = 0$ )図17 再現性 (STOL T/O,  $C_j = 0$ )

この様に本装置の構造、機能に関係すると思われる点についての再現性は、若干再現性が悪いケースはあるものの、誤差は天秤精度以内であり、十分であることを確認した。

#### ゴムホース方式による風試結果との比較

本装置の構造、機能に関係する点についての再現性試験を実施した結果、十分使用できることを確認したので、著者らは本装置の効果を調べるため、従来のゴムホース方式配管干渉除去装置を用いたときと同一の形態で比較試験を行った。

以前のデータと比較可能な形態は

- (1) STOL T/O, AEO, 尾なし及び全機
  - (2) STOL L/D, AEO, 尾なし及び全機
- である。尚、各形態共にVGに若干違いがある。

図18, 図19にSTOL T/O, AEO, 尾なし形態での縦及び横方向3分力を比較した結果を示す。図中62年度は本装置を用いたケースで、A3.2次は従来のゴムホース方式を用いたときの結果である。縦3分力の比較を見ると、 $C_j=0.0$ の場合、 $C_L$ ,

$C_D$ は $\alpha$ が $15^\circ$ を越えるとやや差が出てくるが、大体良く一致している。しかし、 $C_M$ は本装置付きの方が勾配が小さく、また頭下げモーメントが大きい。

この傾向は後で出てくるSTOL L/D, AEO, 尾なし形態と同じである。 $C_j=0.5$ の場合はエルロンBLC量が本装置の方が倍近く多いので、この影響で $C_L$ は大きく、 $C_M$ は頭下げモーメントが大きくなり、モーメントの勾配が $C_j=0.0$ に比べ更に小さくなる。一方、 $C_D$ はそれほど差は生じていない。

$C_j=1.0$ の場合は $C_{jAL}$ はほぼ同じ値であるが、 $C_L$ の違いが目立っている。一方、 $C_D$ はほぼ一致している。また、 $C_M$ は $C_j=0.0$ の場合と同程度に、本装置付きの方が頭下げモーメントが大きく、かつモーメントの勾配が小さくなっている。 $C_j$ が1.85及び3.0の場合は $C_{jAL}$ が本装置付きの方が従来のゴムホース方式の試験の時の $C_{jAL}$ に比べてやや小さい。 $C_L$ は失速付近を除いて、ほぼ一致し

62年度	$C_j$	$C_{j01}$	$C_{jAL}$
○	0.000	0.0000	0.0000
△	0.511	0.0000	0.0120
+	1.023	0.0000	0.0119
×	1.891	0.0000	0.0221
◇	3.153	0.0000	0.0365
A3.2次	$C_j$	$C_{j01}$	$C_{jAL}$
○	0.000	0.0000	0.0000
△	0.499	0.0000	0.0052
+	0.983	0.0000	0.0109
×	1.901	0.0000	0.0242
◇	3.016	0.0000	0.0386

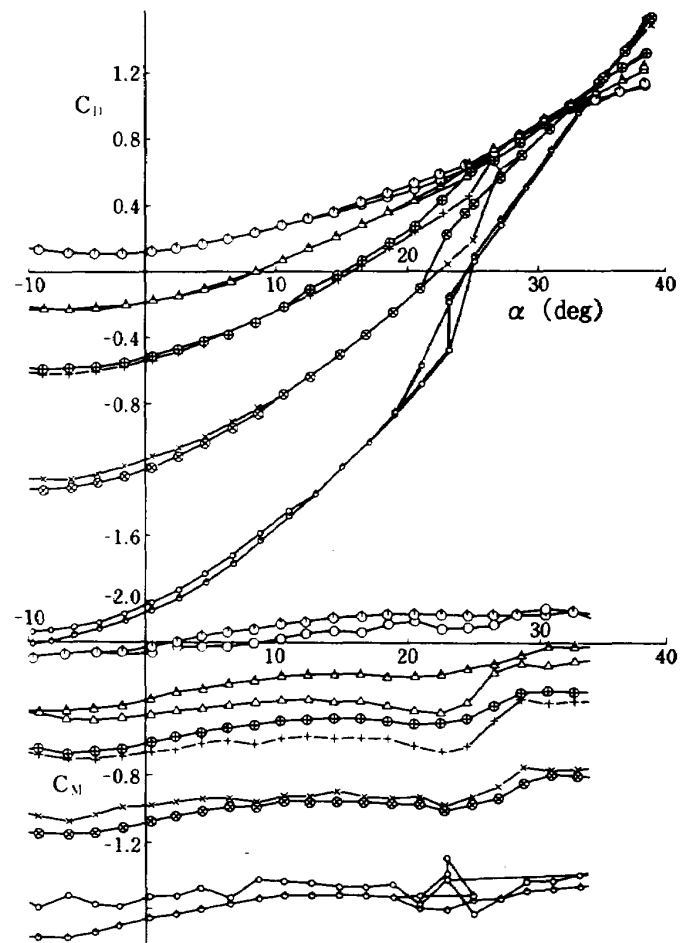
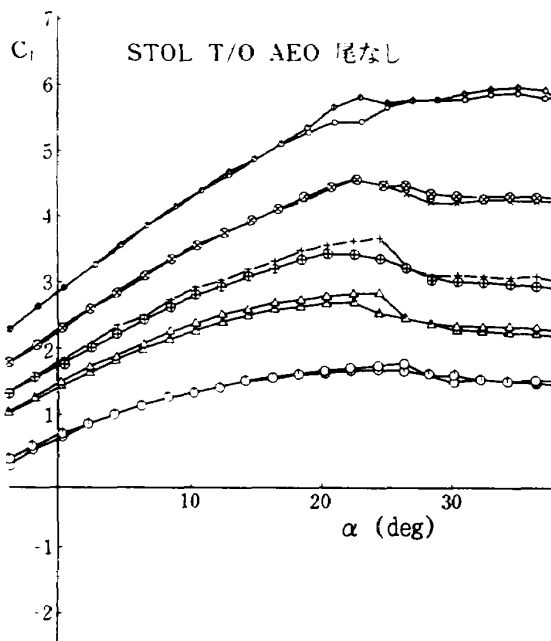


図18 ゴムホース方式と空気継手方式の比較

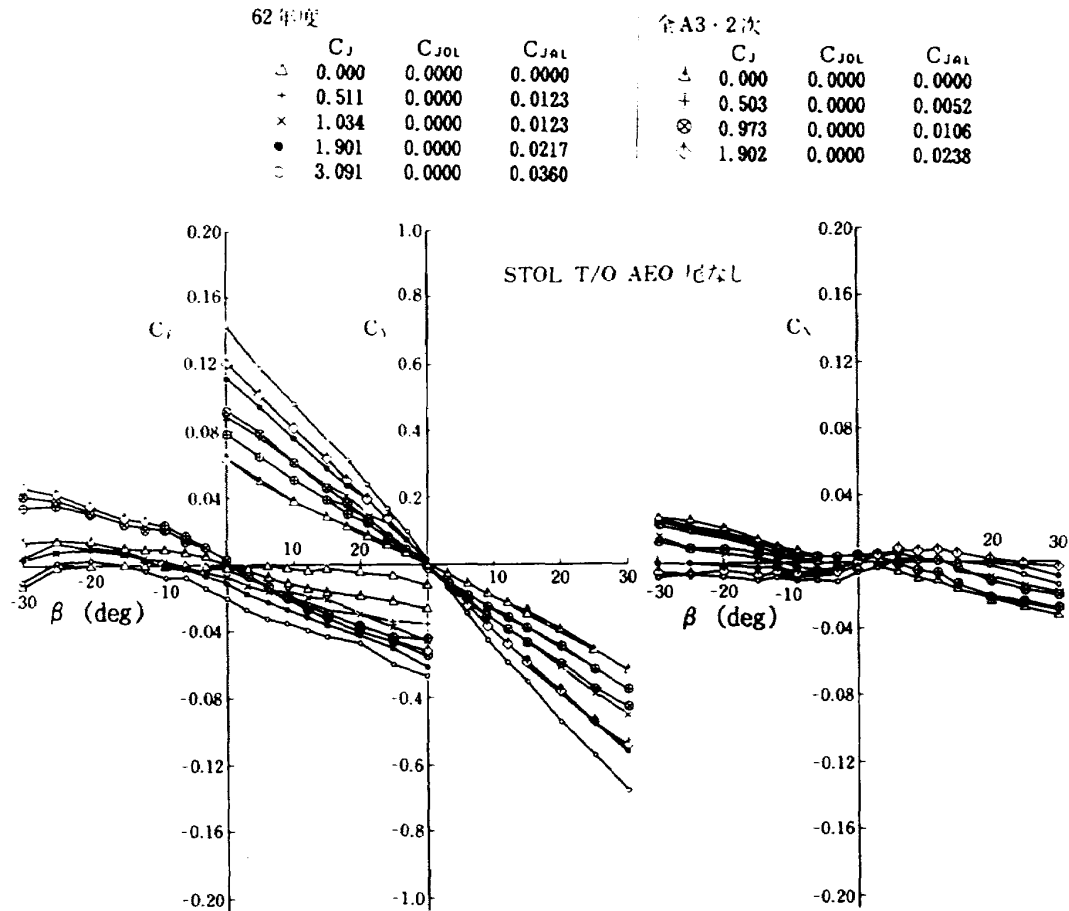


図19 ゴムホース方式と空気継手方式の比較

ているが、 $C_D$ は迎角の小さいところでの違いが出ており、どちらかと言えば、本装置付きの方がむしろある迎角で $C_D$ が増える方向にシフトしている。また、 $C_M$ は $C_J$ が1.0以下の場合と異なり、本装置付きの方が頭上げモーメントが大きくなっている。 $C_J$ が大きくなると本装置付きの方に $C_M$ の凸凹が目立ってくる。これは後に出てくるSTOL T/O, AEO, 全機形態の場合にもより激しく表われている。

横方向3分力測定結果を見ると、一致の程度はかなり良好である。しかし、 $C_L$ や $C_N$ で本装置付きの場合、 $\beta=0^\circ$ での零点移動が目立つ。これはおそらく、本装置に組み込まれているベローズ継手を使い始めたばかりで、まだ軸回りの回転運動がスムーズに行かないからと思われる。従って、だんだん使い込んで行った後のケースではこのような零点移動はほとんど見られない。

次にSTOL T/O, AEO, 全機形態の比較した結果を図20, 図21に示す。この図を見ると、 $C_L$ ,

$C_D$ はほぼ尾なし形態と同程度の一致を示しているが、 $C_M$ は特に大 $C_J$ で一致が悪く、本装置を用いた結果では凸凹が顕著である。なぜ $C_L$ ,  $C_D$ に大差がなく、 $C_M$ のみこの現象が生ずるのかよく分からないが、原因として、

- ① 配管干渉（空気継手の問題）
- ② 計測系のノイズ、機器の不具合（ $C_M$ 系のみ）
- ③ 天秤系（ $C_M$ 系のみ）
- ④ 模型の各操舵要素（フラップ、エルロン、スラット等）のセット誤差

等が考えられる。

今後の試験では

- ① 準備段階で、計測系のノイズ等を十分チェックする。
- ② 計測待ち時間を長めにとる。
- ③ 可能な限り出力用モニタ画面の目盛りを大きくとる。
- ④ 処理出力をプロットし、異常の有無を点検する。

62年度

	$C_J$	$C_{J01}$	$C_{J0L}$
$\triangle$	0.000	0.0000	0.0000
+	0.515	0.0000	0.0127
$\times$	1.040	0.0000	0.0123
$\circ$	1.927	0.0000	0.0225
$\circ$	3.144	0.0000	0.0378

A3・2次

	$C_J$	$C_{J01}$	$C_{J0L}$
$\triangle$	0.000	0.0000	0.0000
+	0.498	0.0000	0.0054
$\times$	0.989	0.0000	0.0112
$\otimes$	1.881	0.0000	0.0239
$\circ$	3.093	0.0000	0.0389

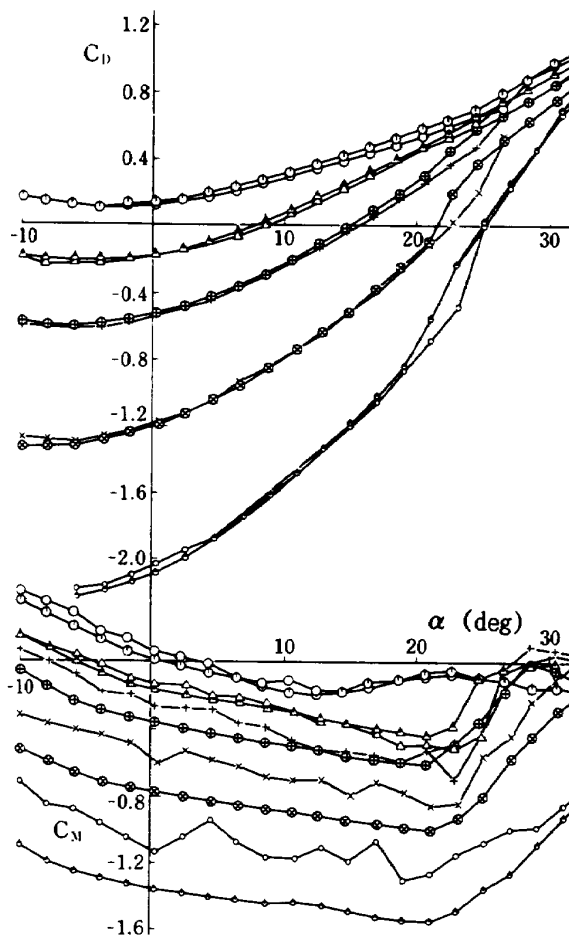
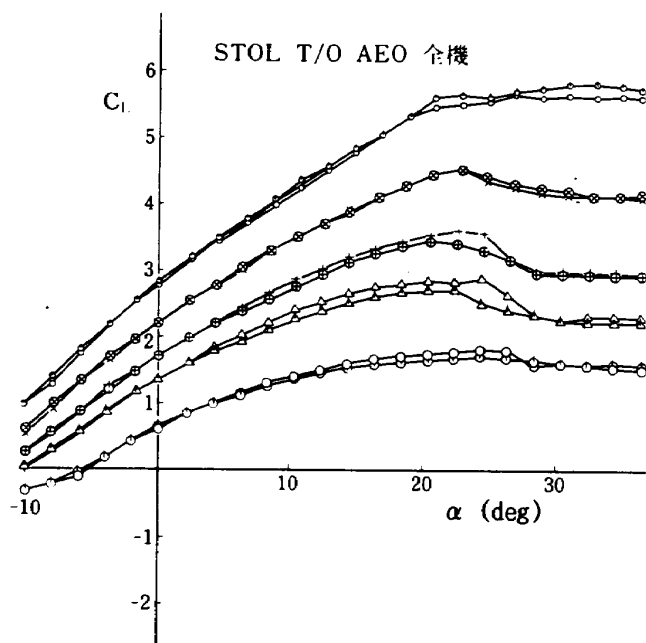


図20 ゴムホース方式と空気継手方式の比較

62年度

	$C_J$	$C_{J01}$	$C_{J0L}$
$\circ$	0.000	0.0000	0.0000
$\triangle$	0.518	0.0000	0.0126
+	1.050	0.0000	0.0120
$\times$	1.931	0.0000	0.0234
$\bullet$	3.138	0.0000	0.0373

全A3・2次

	$C_J$	$C_{J01}$	$C_{J0L}$
$\circ$	0.000	0.0000	0.0000
$\triangle$	0.500	0.0000	0.0051
$\pm$	0.981	0.0000	0.0108
$\otimes$	1.888	0.0000	0.0236

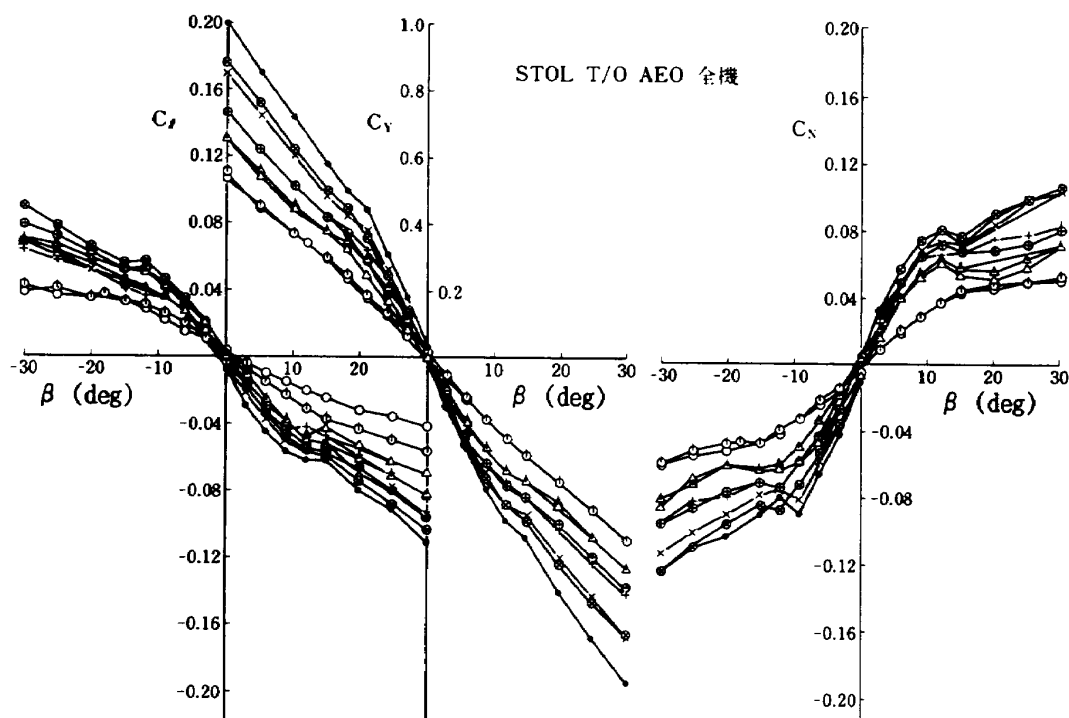


図21 ゴムホース方式と空気継手方式の比較

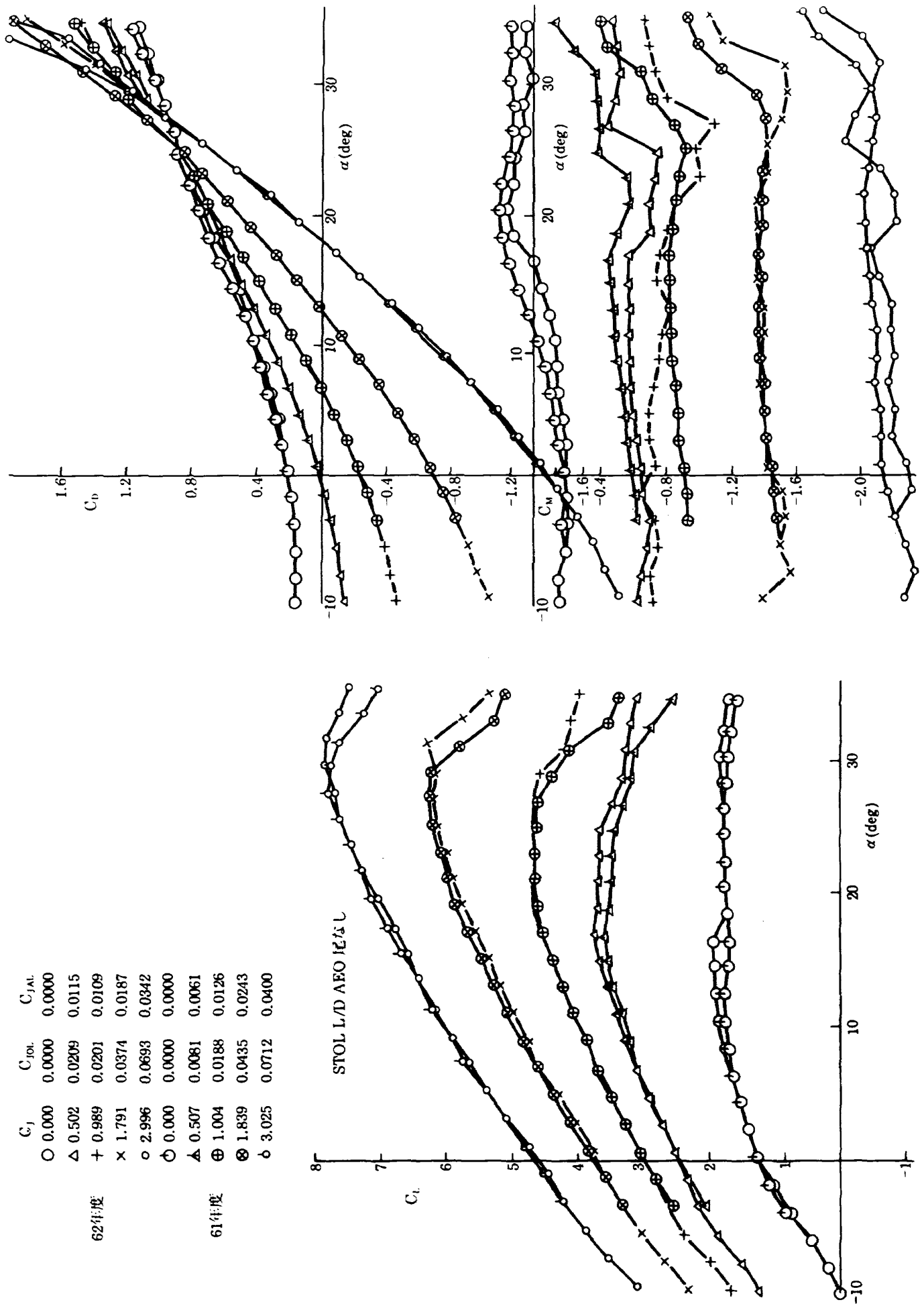


図22 ゴムホース方式と空気継手方式の比較

等の対策をとり、異常なデータと思われるケースは直ちに再試験できるようにすることが望ましい。

横方向 3 分力の比較を見ると一部を除いてほぼ再現性は良好で、また零点移動も少なくなっている。

図22、図23に STOL L/D 形態、AEO、尾なし形態を、図24、図25に全機形態の試験結果を示す。図中61年度は A3.2 次と同じゴムホース方式配管干渉除去装置を使用している。

L/D 形態での尾なしおよび全機いずれの縦 3 分力を見ても、 $C_L$ 、 $C_{JOL}$ 、 $C_{JAL}$  の若干の差による空気力への影響が現われる程度で良く一致しているように思われる。また、ベローズ継手も使用回数が増えてきたためか動きが滑らかになって、 $C_M$  の凸凹や大きさの違いもなくなっている。

横方向 3 分力も一致はほぼ良好である。また、零点移動もほとんど無い。但し、 $C_J=0.0$  での  $C_L$  の違いは T/O 形態と同様依然として存在している。

図26、図27に STOL T/O および L/D 形態での  $C_L$  と  $C_N$  について零点移動補正を行って再プロットした結果を示す。この図から  $\beta$  に対する左右対称性を見ると、明らかに本装置を使用することにより対称性が向上している。特に  $C_J=0.0$  の場合は顕著である。

図28に STOL T/O 及び L/D 形態での揚力曲線を示す。そして、各  $C_J$  に対する失速点と思われる位置を調べると、本装置を使用した場合（図中の実線で結んだ線）、失速点は滑らかに移行していることが分かる。

### 5.3 まとめ及び考察

本装置を用いて実施された風洞試験結果のまとめ及び考察を以下に述べる。

空力係数

- ①  $C_L$ 、 $C_D$  は失速付近に差異がみられるが、大体良く一致している。
- ②  $C_M$  は本装置を使用した場合、凸凹が目立ち、更に値も大幅に異なっている。但し、使用時間が増えるにつれ改善されてきている。
- ③ 横方向 3 分力については一部を除いてほぼ空力係数の傾向に大差はなく、模型改修、VG

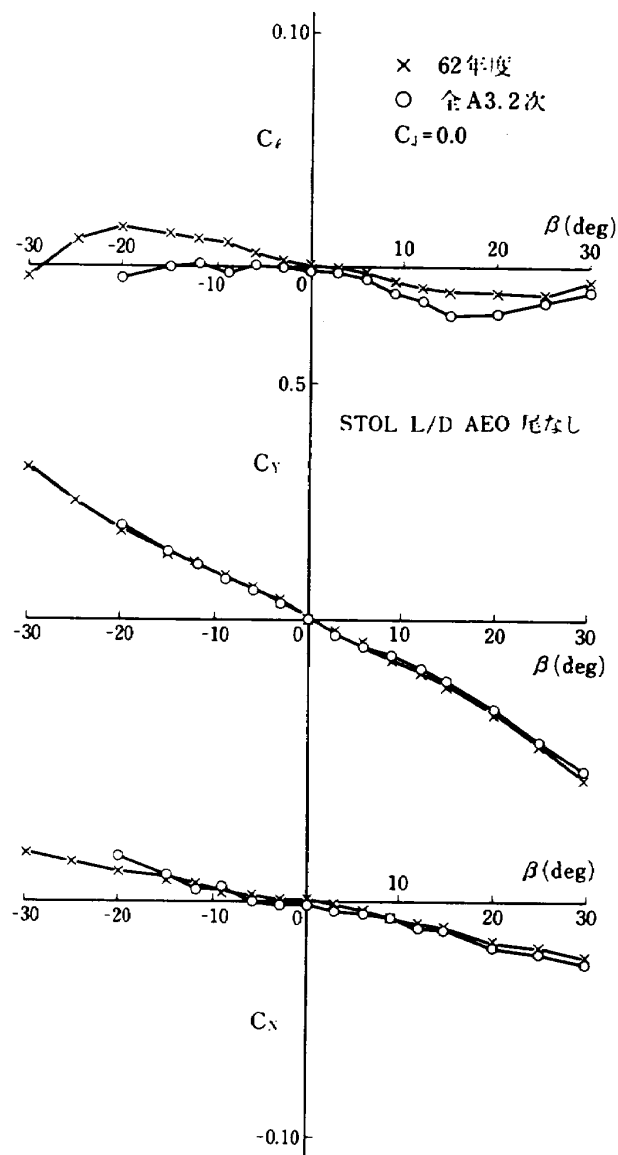


図23 ゴムホース方式と空気継手方式の比較

形態の差を考えれば良く一致していると思われる。

次に、本装置を使用した場合の得失を検討すると、

#### (1) 改善された点

- ① 配管干渉力が小さい。
- ② 配管干渉補正が不要である。
- ③  $\alpha$ 、 $\beta$  スイープの連続繰り返しが可能である。
- ④  $\beta$  スイープ時の左右対称性（特に  $C_J=0$ ）が向上した。
- ⑤  $C_L$  の失速点位置の  $C_J$  に対する変化が滑らかになった。

#### (2) 問題点

- ① 設置に熟練を要する。但し、一度風洞天秤内に設置すれば後はそのまま使用できる。



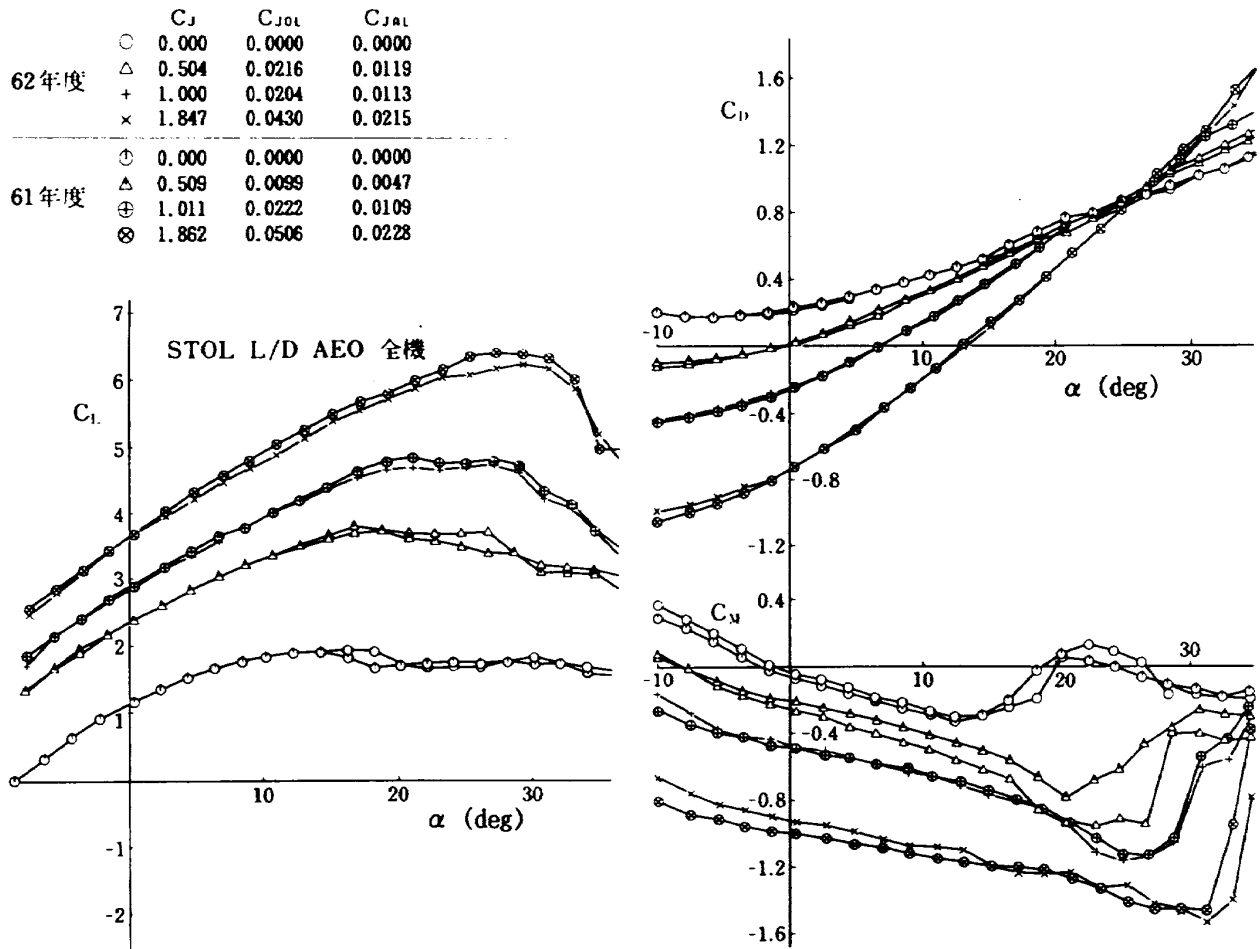


図24 ゴムホース方式と空気継手方式の比較

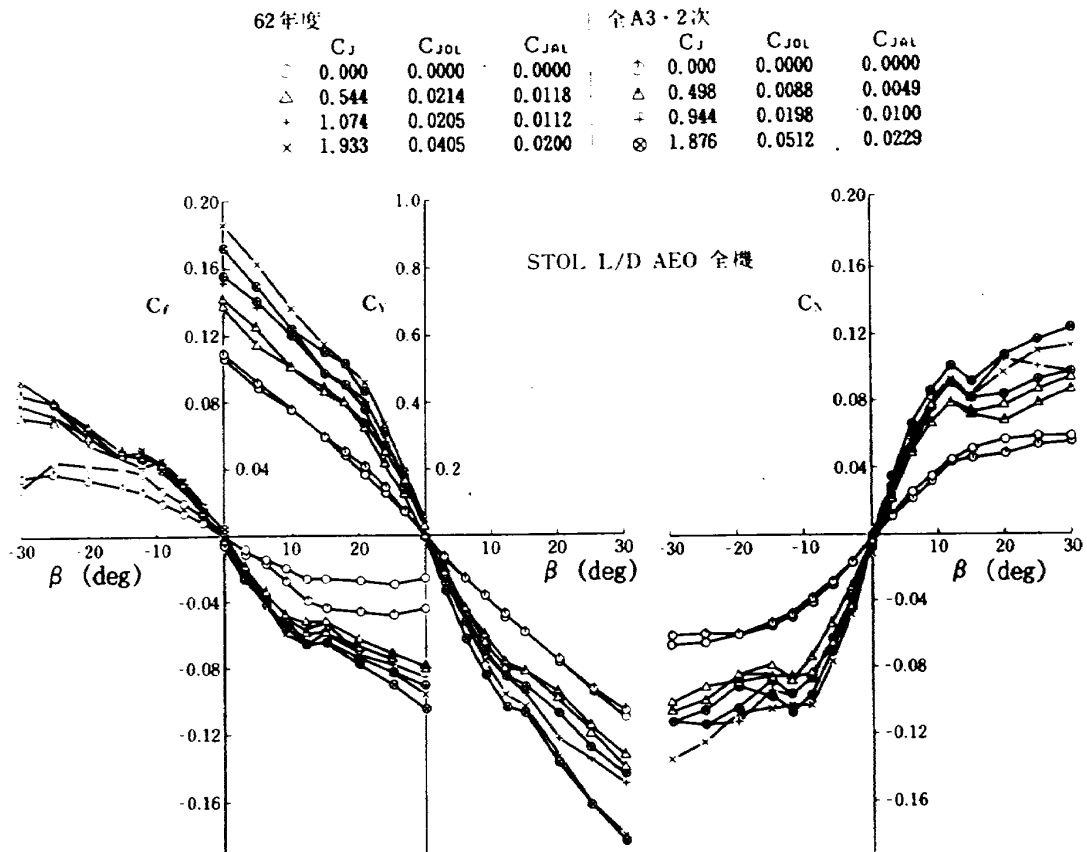
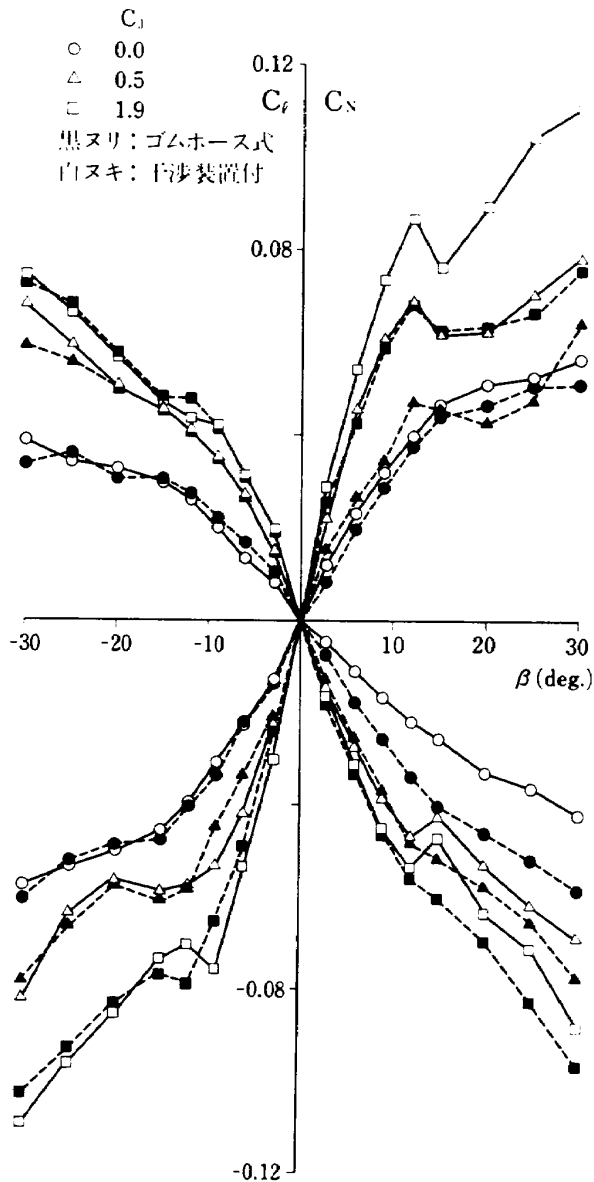
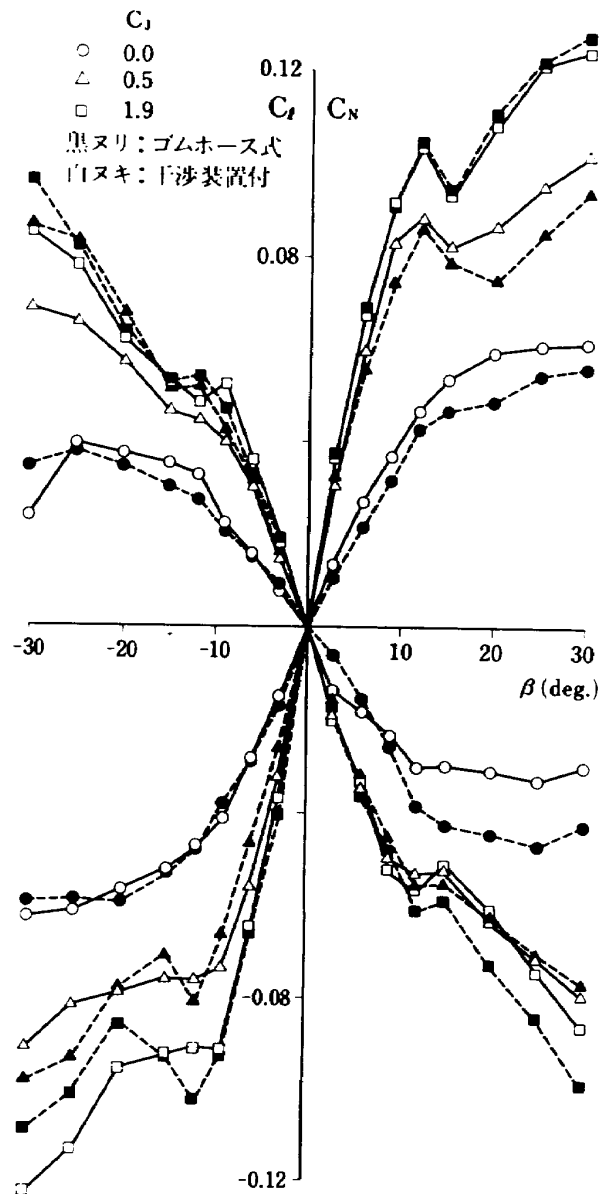


図25 ゴムホース方式と空気継手方式の比較



STOL T/O, AEO, 全機

図26 左右対称性



STOL L/D, AEO, 全機

図27 左右対称性

- ② 環境条件(湿度, 塵埃, 油)の影響を受け易い。
- ③ ベローズ継手が短く, 曲げ剛性大となり, 給気圧が低いと試験が出来ない。
- ④ 継手の浮き軸が総ステンレス製のため慣性力が大きく, 模型姿勢角設定後のデータ収集に待ち時間を要し, 待ち時間設定が不適切の場合, データがばらつき易くなる。

等が分かった。

尚, これらの欠点のうち, ①, ③については, 現在のターンテーブルの上部隙間を利用しているため, 窮屈な設計になっているが, 大型低速風洞ターンテーブルを改修すれば解決できる。②につ

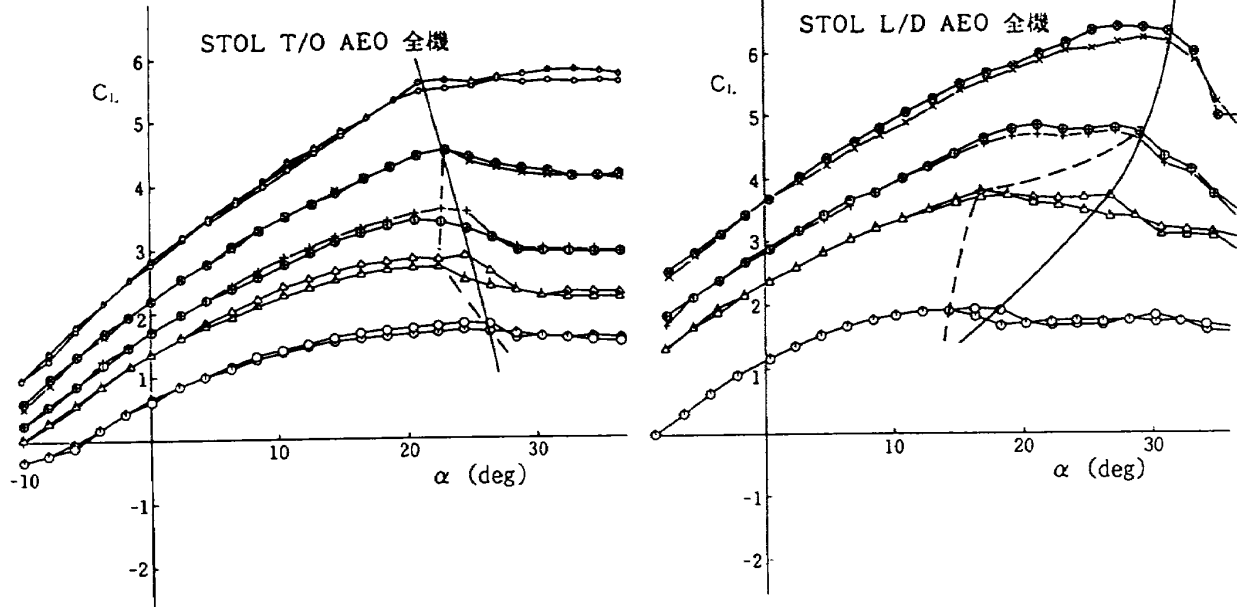
いては, 柔軟カバーで覆い, 温度対策を施す。④については, 空気継手本体をセラミック製にし, 軽量, 小型化を図り, 更に曲げ剛性の小さなベローズ継手を採用することで解決できるものと思われる。

## 6. むすび

高圧空気を使用する動力付模型の風洞試験において, 圧力配管による天秤への干渉力を減少させるため, 著者らは従来のゴムホース方式に代わるものとして非接触型の空気継手(配管干渉除去装置)を開発し, その機能及び効果試験を実施した。その結果, 本装置は設計通り干渉力がほとんど無

62年度	$C_J$	$C_{J_{0L}}$	$C_{J_{0L}}$
○	0.000	0.0000	0.0000
△	0.515	0.0000	0.0127
+	1.040	0.0000	0.0123
×	1.927	0.0000	0.0225
○	3.144	0.0000	0.0378
A3-2次	$C_J$	$C_{J_{0L}}$	$C_{J_{0L}}$
○	0.000	0.0000	0.0000
△	0.498	0.0000	0.0054
⊕	0.989	0.0000	0.0112
⊗	1.881	0.0000	0.0239
○	3.093	0.0000	0.0389

	$C_J$	$C_{J_{0L}}$	$C_{J_{0L}}$
○	0.000	0.0000	0.0000
△	0.504	0.0216	0.0119
+	1.000	0.0204	0.0113
×	1.847	0.0430	0.0215
○	0.000	0.0000	0.0000
△	0.509	0.0099	0.0047
⊕	1.011	0.0222	0.0109
⊗	1.862	0.0506	0.0228

図28  $C_L$ に対する失速点位置

く、配管干渉補正を行う必要が無いことが分かった。一方、従来のゴムホース方式は予め配管干渉試験を行って干渉力を計測し、これを用いて風試結果を補正している。この干渉除去装置の違いの下に、効果試験では従来のゴムホース方式で得られたデータと比較可能な形態について主に再現性のチェックを行った。その結果、空力係数の傾向に大差はなく、再現性は良好であり、本装置の実用性が十分あることが分かった。

### 参考文献

- 1) 高橋 侔, 廣末健一, 宮本義人, 他 5 名; STOL 実験機半截模型風洞試験, 航空宇宙技術研究所報告 TR-734, 1982.
- 2) 細江信幸, 唐沢敏夫, 浅井圭介, 他 5 名; 「飛鳥」7% 半截模型の高速風洞試験に用いた配管干渉除去装置の特性について, 航空宇宙技術研究所資料 TM-588, 1988.
- 3) 中谷輝臣, 林 良生; 特許権取得 (偏心流体継手, 特許第1416296号), 1987.
- 4) 伊庭剛二, 高橋 侔, 中谷輝臣, 他 3 名; 高圧空気で作動する模擬エンジン用空気軸受け継ぎ手の開発, 昭和63年度精密工学会講演会前刷り, 1988.
- 5) 中谷輝臣, 高橋 侔, 内川五十六, 他 8 名; STOL 全機模型風試用空気継ぎ手の機能試験, 第26回飛行機シンポジウム前刷り, 1988.
- 6) 犬丸矩夫, 高橋 侔, 廣末健一, 他 2 名; ファンジェット STOL 機の空力特性, 航空宇宙技術研究所報告 TR-790, 1983.
- 7) STOL プロジェクト推進本部; 低騒音 STOL 実験機の基本設計, 航空宇宙技術研究所資料 TM-452, 1981.
- 8) 高橋 侔, 中谷輝臣, 林 良生, 他 7 名; STOL 全機模型バフエット対策風洞試験, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1129, 1991.
- 9) 星野秀雄, 室田勝一, 近藤洋史; 大型低速風洞における分散処理システムについて, 航空宇宙技術研究所資料 TM-629, 1990.

---

## 航空宇宙技術研究所資料 647号

平成4年4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

---

