

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-123

姿勢制御用空気ジェットノズルの研究

滝沢直人・西村博史・藤枝郭俊

田辺義一・渋谷昭義

1966年12月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- TR-100 回転翼の線型理論 (III)  
—揚力線の方程式の解法—  
Linearized Aerodynamic Theory of Rotor  
Blades (III)  
—Method for Solving Lifting-Line  
Equations— 1966年2月 市川輝雄
- TR-101 航空機の着氷気象条件について (I)  
Meteorological Conditions on Aircraft Icing  
(I) 1966年2月 古関昌次, 田寺木一  
泉 日出夫, 太田幹雄  
峰岸正勝
- TR-102 ロケット胴体をまわる超音速流の一近似解法  
(II) —迎角のあるとき—  
An Approximate Calculation for Super-  
sonic Flow Past Bodies of Rocket Vehi-  
cles (II)  
—Linearized Flow with Attack Angle— 1966年3月 谷 喬
- TR-103T Basic Considerations for Treating Non-  
Equilibrium Fluids  
—A Functional Approach to Non-Equili-  
brium Statistical Mechanics— March 1966 Iwao HOSOKAWA
- TR-104 翼幅方向に一樣な揚力分布をもつ三次元後退  
翼のそり  
The Camber Distribution of a Spanwise  
Uniformly Loaded Subsonic Wing 1966年4月 河崎俊夫, 海老原正夫
- TR-105 パイロットの心理的負担に関する研究 (I)  
—操縦時の脈拍と呼吸の変化—  
A Psychological Study on the Mental  
Stress of Pilots (I)  
—Pulse and Respiratory Rate During  
Flight— 1966年4月 三好範子, 百名盛之  
岡部正典
- TR-106 遷音速における操縦面の逆効き  
On Reversal of Effectiveness of Control  
Surfaces in Transonic Flow 1966年5月 神谷信彦, 瀬川晋策
- TR-107 円錐型電磁衝撃波管内の流れ  
Ionized Flow in a Conical Shock Tube 1966年5月 松崎利一
- TR-90T The Shape of Mechanical Hysteresis Loop,  
its Deformation due to Stress Repetition  
and Resulting Increase in Flow Stress  
Part 1. Experiment Part 2. Theory for  
Torsion June 1966 Fujio NAKANISHI, Yasuo  
SATO & Fumio NAGAI
- TR-108 二次元遷音速衝動タービン翼列の一実験  
Some High-Speed Tests on Impulse  
Turbine Cascades 1966年6月 近藤 博, 蓑田光弘  
山崎紀雄, 古川 昇
- TR-109 大型空気エゼクタの研究  
A Study on the Large-scale Air Ejector 1966年7月 藤井昭一, 五味光男  
菅原 昇
- TR-110 電磁流体の非粘性境界層  
Some Investigations on Inviscid Boundary  
Layer of Magnetohydrodynamics 1966年8月 井上建二
- TR-111T An Asymptotic Solution of the Nonlinear  
Equations of Motion of an Airplane Aug. 1966 Hiroshi ENDO
- TR-112 圧縮性と壁形状を考慮した軸流ターボ機械の  
作動円盤理論 (II)  
—円周速度のある流れ—  
A Theoretical Investigation of the  
Compressible Flow Through the Axial  
Turbo Machines (II)  
—Swirling Fluids— 1966年8月 藤井昭一
- TR-113 地面近くでホバリングするヘリコプタ・ロー  
タに関する実験  
Experimental Study on the Ground Effect  
of a Model Helicopter Rotor in Hovering 1966年8月 幸尾治朗, 岡 遠一

# 姿勢制御用空気ジェットノズルの研究\*

滝沢直人\*\*・西村博史\*\*・藤枝郭俊\*\*

田辺義一\*\*・渋谷昭義\*\*

## Design and Experimental Study of Air Jet Nozzles for the Attitude Control of VTOL Aircraft

By Naoto TAKIZAWA, Hiroshi NISHIMURA, Hirotoishi FUJIEDA,  
Yoshikazu TANABE and Akiyoshi SHIBUYA.

Air jet nozzle is indispensable for the hover control of some type of VTOL Aircraft. Three air jet nozzles were developed and tested.

They showed good thrust characteristics and we believe that the most important point in the design of the air jet nozzle is to simplify its mechanism to reduce the weight and driving forces.

Last one of the three developed nozzles will be of practical use with minor modifications.

### 1. ま え が き

VTOL機ではホバリングおよび低速時には空気力による通常の操縦翼面が効かなくなるので、これに代わる他の方法が必要となる。本研究ではその方法の一つである姿勢制御用の空気ジェットノズルについて試作実験を行なった結果を報告する。

空気ジェットノズルはジェットエンジンその他の圧縮機によって加圧された空気を機体端部から噴出して反力を得るための装置であって、ホバリングおよび低速時のピッチ、ロール、ヨーの操縦ならびに安定保持のために使用される。

空気ジェットノズルは制御力を自由かつ正確に調節できて所要の操縦および安定保持に使用できることが肝要である。また制御される機体についてコントロールパワーは十分か、応答特性は良好か、操舵力は適当か、軽量か、抽気の圧力や熱ならびにジェット反力に対する強度剛性は十分か、信頼性は高いか、等々の問題が重要な課題となる。このため、われわれは3種の空気ジェットノズルを試作して上記の問題について検討を行なった。

### 2. 空気ジェットノズル

#### 2.1 試作方針

空気ジェットノズルの型式選定はそれを装着すべき機体からの要求に従って個々に検討されなければならないが、その際の最も基本的な問題として、音速噴流型式の推力流量特性、制御操作機構における回転ならびに摺動の可否、特に2軸兼用（ピッチ兼ヨー）ノズルにおける機能適正化と軽量小型化、の三つを取り上げ、これらに対応する3種の空気ジェットノズルA、B、C、を表1のように選定した。

#### 2.2 ノズルA

ノズルAは1軸回り（ピッチまたはロール）の姿勢制御に使用し、音速噴流型式の推力流量特性が実用上効果的かどうかを第一次的に判断するために製作した。このため管路の形成、構造、材質等については最善よりはむしろ単純かつ安全であることを選んだ。このノズルは航技研アイアンバードIIに2個一対で使用した。

ノズルAの構造は次のとおりである。まず空気配管と接続するためのフランジを有しノズル開口部を下方に設定した外筒、その中を回転して開口部の重ね合せ

\* 昭和41年11月7日受付

\*\* 機体第一部

表 1 試作ノズルの形式

ノズル	項目	使用目的	制御方法	操作方法	中立時状態	噴出速度	形	主材質
A		ロールまたはピッチ	噴出面積	内筒回転	1/2ほぼ下吹き	音速	円筒	軟鋼
		ヨー	噴出方向	内外筒回転	下吹き			
B		ロールまたはピッチ	噴出面積	外筒摺動	1/2ほぼ下吹き	音速	円筒	軟鋼
		ヨー	噴出方向	内外筒回転	下吹き			
C		ロールまたはピッチ	噴出面積	内筒回転	1/2ほぼ下吹き	音速	エルボー型直交円筒	アルミ合金
		ヨー	噴出方向	内外筒回転	下吹き			

量を変えるための内筒，外筒を空気配管と接続し同時に外筒内に内筒を封じ込めてニードルベアリングをおさえるためのアダプターが主要構成部品である。内筒の操作用軸は外筒を突き抜けて外に出て操作レバーに接続されるが，この軸と外筒との間にはピストンリングとラジアルベアリングが介在して空気漏れを防ぎ，また軸の回転を円滑にしている。このノズル組立の断面図を図1に，要目を表2に示す。

ノズルAの機能は次のとおりである。加圧された空気は空気管から内筒の軸方向にはいり，直角に向きを変えて下面の開口部から噴出する。この噴出量を制御するために空気の入口と反対側に突き出した内筒軸を操作レバーによって軸心回りに回転させて開口部の重ね合せ量を変える。

2.3 ノズルB

ノズルBは2軸回り（ピッチおよびヨー）の姿勢制御に使用し，ピッチ制御に噴出量制御摺動機構を，ヨー制御に噴出方向制御回転機構を取り入れて両者の組合せおよび摺動機構の可否検討を実用的見地から判断するために製作した。このため外部操作機構および構造上の洗練ないし合理性は特に重要視せず，また空気ジェットの基本特性ならびに材料等はノズルAに範をとった。

ノズルBの構造は次のとおりである。まず空気配管に接続するためのフランジを有する円筒状のハウジング，この中で根元をくわえられて回転しノズル開口部を下側

に設定した底面を有する内筒，内筒の先端にかぶせて軸方向に摺動して開口部の重ね合せ量を変えるための外筒，ハウジングと内筒間のニードルベアリング，ピストンリングおよび鋼球をおさえて空気管と接続するためのアダプターが主要構成部品である。摺動にはスライドボスで案内し，外筒底面には大きな空気圧平衡穴を設けて作動の円滑化を図った。このノズル組立の側面図を図2に，要目を表3に示す。

ノズルBの機能は次のとおりである。加圧された空気は空気管から内筒の軸方向にはいり，直角に向きを変えて下側面の開口部から噴出する。この噴出量を制御するために外筒根元の外レースに取り付けた2本のアームがハウジングに取り付けたクランプに支点を有するベルクランクに連結し，ベルクランクの先端を操

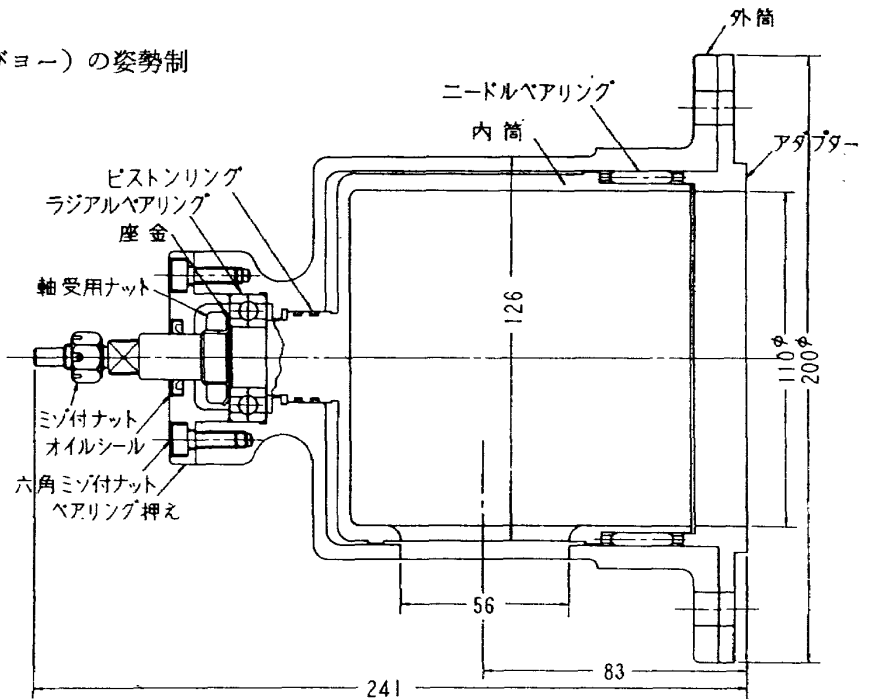


図1 ノズルA断面図

表2 ノズルA要目表

外形寸法	200mmφ×240mm
設計常用最大空気圧力	3kg/cm <sup>2</sup> 絶対
設計常用最大空気流量	2kg/s
設計最大空気温度	165°C (438°K)
設計空気噴出速度	音速
設計最大利用反力	約80kg
設計最大噴出面積	約28cm <sup>2</sup> (正味27.86cm <sup>2</sup> )
開口部寸法	軸方向56mm×円周方向弦長50mm
開口部隅R	4mmR
開口部開閉角度	±25°
内容積寸法	110mmφ×134mm
接続部と開口部中心距離	軸上約83mm
開口面積/接続断面積	0.295
外筒主要寸法	内径123mmφ×深さ130mm×4.5mm肉厚
内筒主要寸法(除軸)	122.4mmφ×116mm×6mm肉厚
内外筒間隙	最狭部0.3mm 一般0.5mm
使用主材質	軟鋼
ベアリング	ニードル1, ラジアル1
シール	ピストンリング
正味重量	7.5kg

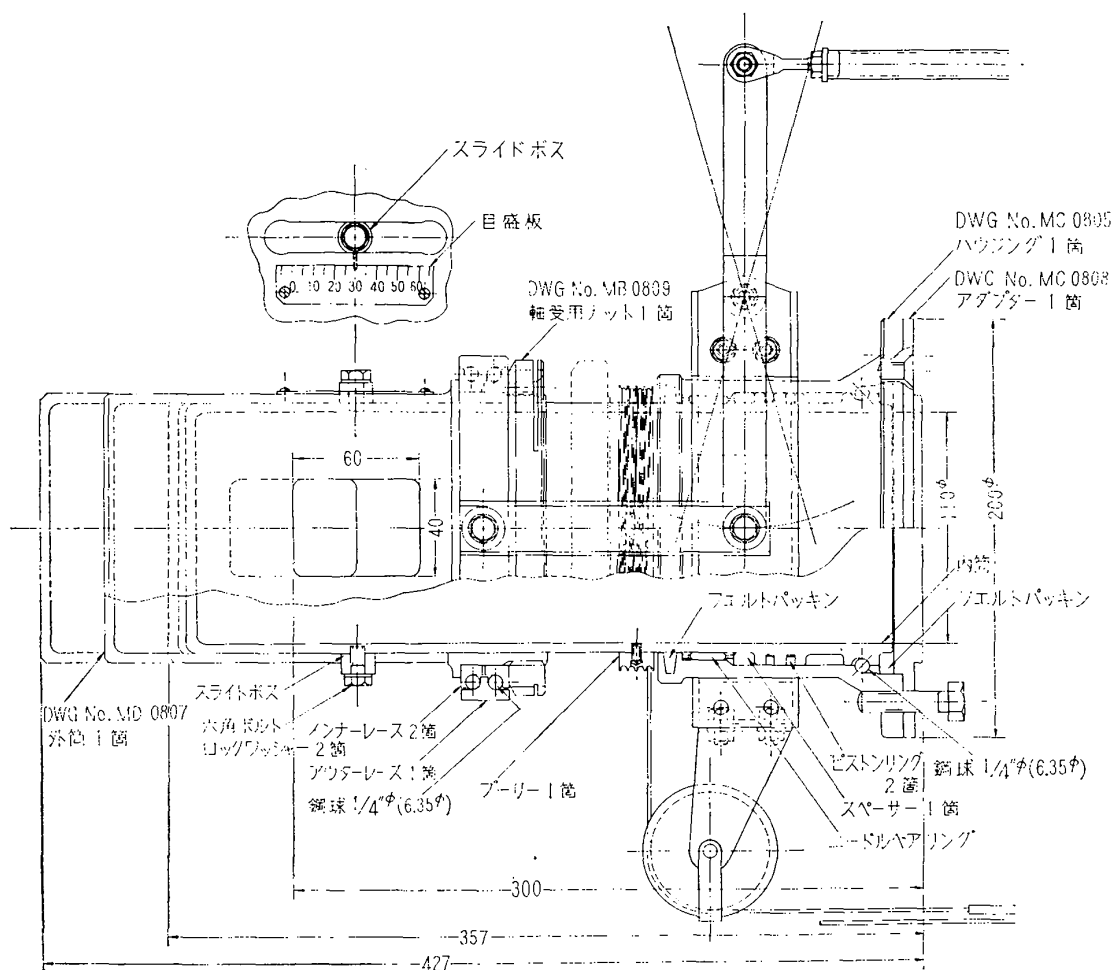


図2 ノズルB側面図

表3 ノズルB要目表

外形寸法	200mm $\phi$ ×357~427mm
設計常用最大空気圧力	3kg/cm <sup>2</sup> 絶対
設計常用最大空気流量	2kg/s
設計最大空気温度	180°C (453°K)
設計最大噴出速度	音速
設計最大噴出面積	約27.6cm <sup>2</sup> (正味27.46cm <sup>2</sup> )
設計最大利用反力	約80kg
開口部寸法	軸方向60mm×円周方向弦長46mm
開口部隅R	4mmR
開口部開閉行程	±35mm (正味±30mm)
開口部変向角度	±180°
内容積寸法	110mm $\phi$ ×345mm
接続部と開口部中心距離	300mm (軸方向)
開口面積/接続断面積	0.29
ハウジング主要寸法	200mm $\phi$ ×116mm×約7mm肉厚
内筒主要寸法	外径130mm $\phi$ ×336mm×4.4mm肉厚
外筒主要寸法	内径119mm $\phi$ ×208.5mm×4.5mm肉厚
内外筒間隙	0.1mm
内外筒摺動部寸法	内筒外径118.8mm $\phi$ ×136~206mm
使用主材質	軟鋼
ベアリング	ニードル 鋼球
シール	O-リング
正味重量	16.6kg

縦ロッドで押引して外筒を摺動させて開口部の重ね合せ量を変える。また噴出方向を制御するために内筒中央のプーリーに巻き付けたケーブルを引き、内筒スライドボス-外筒を一体で回転させる。この場合外筒根元の外レースは鋼球を介しているため回転しない。

#### 2.4 ノズルC

ノズルCは2軸回り(ピッチおよびヨー)の姿勢制御に使用し、操作機構ならびに機体運動におけるピッチとヨーの独立および軽合金による単純構造を主眼として、ノズルの機能適正化および軽量小型化を図り、実用上合理的なノズルを製作した。このため2軸とも回転機構を採用し、ノズルと操作機構の適合および空気管路の形成等にも注意をはらった。

ノズルCの構造は次のとおりである。まず空気配管に接続するためのフランジを有する円筒状固定管、この中で根元がニードルベアリングおよびボールベアリングを介してくわえられて回転するエルボー型の回転ノズル本体(エルボーの先端部は矩形断面に変形し円弧状底面の中央部にノズル開口部を有する)、この先端部内側に合わせて開口部のある円弧状底面と二つの扇形側面を有するチャンネル型回転バルブが主要構成

品である。回転バルブ扇形側面に軸を貫通固定し、回転ノズル本体外部に突き出させベアリングでささえてピッチ制御操作レバーに連結する。回転ノズル本体には固定管中心線延長上に軸を出し、ベアリングを介して機体固定部にささえてヨー制御操作レバーに連結する。固定管と回転ノズル本体、回転ノズル本体と回転バルブ回転軸の間にはそれぞれO-リングを使用して空気漏れを防止した。回転ノズル本体エルボー曲り角には案内翼(図6)を着脱できる。このノズル組立の組立図を図3に、要目表を表4に示す。

ノズルCの機能は次のとおりである。加圧された空気は空気管から回転ノズル本体にはいり、エルボー状の管路に従って直角に向きを変えて円弧状底面の開口部から噴出する。この噴出量を制御するために回転バルブを回転させて開口部の重ね合せ量を変えるが、その操作は回転バルブ回転軸から固定管中心線を含む水平面に下からほぼ直角にはいるピッチ制御操作レバーがユニボールを介してロッドに連結し、ロッドはこの水平面内をわん曲して固定管中心線延長上に達し、ここでふたたびユニボールを介してノズル上方の機体固定部に支点を有するアームに連結する機構による。こ

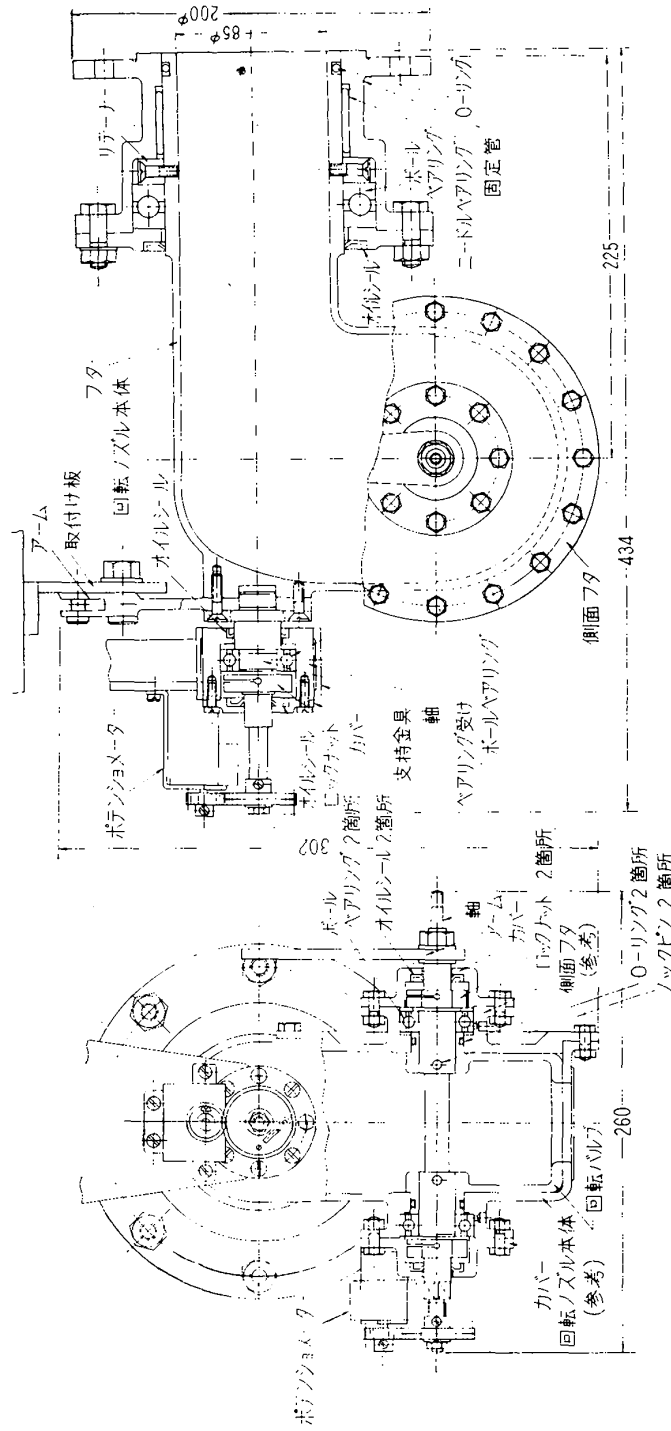


図3 ノズルC組立図

表4 ノズルC要目表

外形寸法	長さ434mm×幅260mm×高さ302mm
設計常用最大空気圧力	3kg/cm <sup>2</sup> 絶対
設計常用最大空気流量	1.5kg/s
設計常用最大空気温度	127°C (400°K)
設計最大噴出速度	音速
設計最大噴出面積	約25cm <sup>2</sup> (正味24.86cm <sup>2</sup> )
設計最大利用反力	約70kg
開口部寸法	円周方向弦長57mm×軸方向44mm
開口部隅R	4mmR
開口部開閉角度	±23.5°
開口部変向角度	±45°
接続部内容積寸法 (近似)	85mmφ×長さ120mm, 85mm×80mm×長さ180mm
噴出部内容積寸法 (近似)	65.5mmφ×65mm
入出空気管路中心長さ	約374mm
入出空気管路中心わん曲R	42.5~75mmR
開口面積/接続断面積	0.44
固定管主要寸法	200mmφ×92mm×6~8mm肉厚
回転ノズル本体内容最大寸法	300mm×212.5mm×85~80mm
回転ノズル本体噴出部寸法	内側R70mm×内ノリ80mm×肉厚5~4mm
回転バルブ主要寸法	外側R69.5mm×160°×外幅77mm×内厚4mm
開口面間隙	0.5mm
ベアリング	ボール 4箇所
シール	O-リング 3箇所
設計ピッチ起動トルク	0.3kgm
設計ヨー起動トルク	0.5kgm
使用主材質	アルミ合金
正味重量	8kg (含操作機構)

のロッドの両端はそれぞれの軸端中心線回りに回転できるようにして噴出方向制御との相互操作干渉を避けた。また噴出方向を制御するために回転ノズル本体と回転バルブを一体で固定管中心線回りに回転させるが、その操作は回転ノズル本体から固定管中心線延長上に出した回転軸に取り付けたヨー制御操作レバーによる。この操作を行なうと回転バルブ、ピッチ制御操作レバー、ロッド、も同時に動くがロッドの他の端につくアームは動かない。

### 3. 実験装置および実験方法

#### 3.1 ノズル単独試験装置

航技研アイアンバード用に製作したノズル予備試験装置のノズルつり下げ枠を改造して、ノズルの着脱を容易にした。ノズルCを取り付けた状態におけるノズル単独試験装置の側面図を図4に示す。

#### 3.2 実験の内容

#### 空気ジェットノズル

- (1) ノズルA 標準 (図1)
- (2) ノズルB 標準 (図2)
- (3) ノズルC 標準 (図3)
- (4) ノズルC O-リング取りはずし
- (5) ノズルC 出口形状未整形 (図5)
- (6) ノズルC 案内翼取付け (図6)

#### 実験範囲

空気圧力 1~2.7kg/cm<sup>2</sup>絶対

#### 実験種別

- (1) 推力および流量 (定常)
- (2) 過渡応答
- (3) 操舵力
- (4) 応力および歪
- (5) 噴流写真

適用ノズルを適宜選択して実験

#### 3.3 計測装置および計測方法



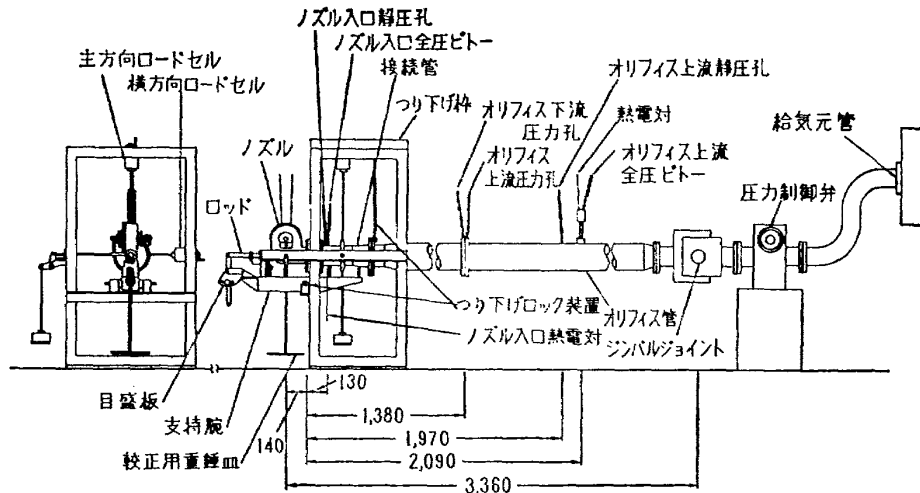


図4 ノズル実験装置 (ノズルCを取り付けた状態)

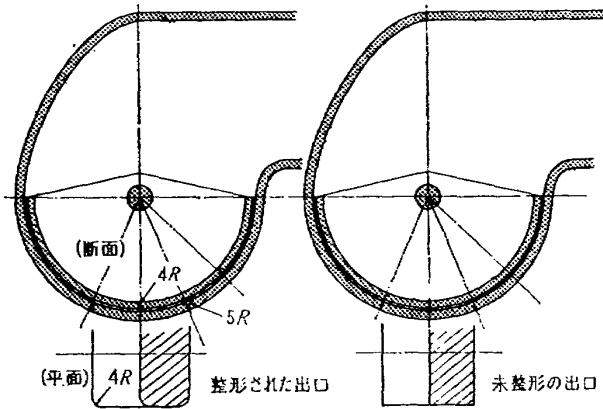


図5 ノズルC出口整形状態

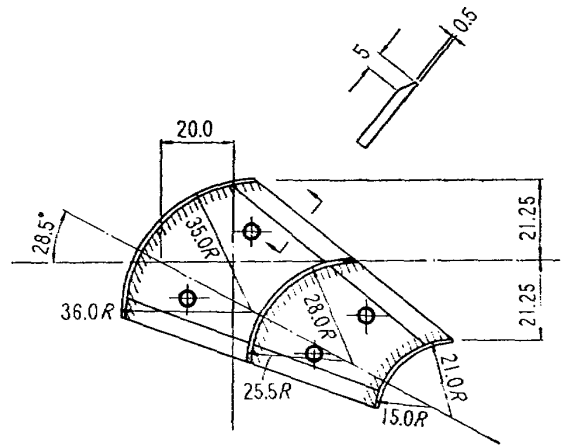


図6 ノズルC案内翼

(1) 圧力 推力および流量実験では図4に示す6点で計測し、水銀マンノメータで0.5mmHgまで読取りを行なった。過渡応答実験ではノズル入口における全圧および静圧を歪ゲージ型トランスデューサーを経由してペンレコーダーで記録した。

(2) 温度 アルメル・クロメル熱電対を使用し、指示計器には測定範囲-5~25mV、精度0.01mV(約0.2°C)のものを使用した。計測位置は図4に示す。推力および流量実験ならびに応力および歪実験で計測した。

(3) 流量 オリフィス流量計前後の圧力および上流の空気温度より所定の計算によって求めた。

(4) 推力 主方向には200kg、横方向には100kg用のロードセルを使用し、動歪計で推力0.2kg相当まで読取りを行なった。過渡応答実験では、これをペンレコーダーで記録した。

(5) 操舵力 10kg用バネ秤をノズルの操作レバ

ーに取り付けて、保舵力および起動力を測定した。測定はノズルAおよびノズルCについて行なった。

(6) 歪 図26に示すノズルCの表面10点に歪ゲージをてん布した。あらかじめ恒温炉を用いて温度上昇によるドリフトを各点について測定した。測定は静歪計を使用して誤差±1%以内である。計測は4回1組とし、ノズル全開で空気圧セット直後に1回目、温度平衡に達してから2回目、ここでノズル全閉として3回目、この状態で送気バルブを急速に遮断して4回目をそれぞれゲージNo.順に計測した。

#### 4. 実験結果

##### 4.1 推力および流量

[データ整理法]

空気ジェットノズルを通過する空気の流量の計算式<sup>2)</sup>を次のように整理すれば、亜音速\*では圧力比の関数、音速\*および超音速\*では一定値として表わすこ

とができる。

$$G \frac{\sqrt{T_0}}{P_0 A} = \sqrt{\frac{2g}{R} \left( \frac{K}{K-1} \right) \left( \frac{P_0}{P_a} \right)^{\frac{2}{K}} \left[ 1 - \left( \frac{P_0}{P_a} \right)^{\frac{K-1}{K}} \right]} \quad (1)$$

……(亜音速)

$$G \frac{\sqrt{T_0}}{P_0 A} = \sqrt{\frac{Kg}{R} \left( \frac{2}{K+1} \right)^{\frac{K+1}{K-1}}} \quad (2)$$

……(音速および超音速)

ここに  $G$  : 重量流量, kg/s

$P_0$  : ノズル入口全圧, kg/cm<sup>2</sup>

$T_0$  : ノズル入口全温, °K

$A$  : ノズル出口最狭断面積, cm<sup>2</sup>

$R$  : 気体常数, kgm/kg°K

$g$  : 重力の加速度, m/s<sup>2</sup>

$K$  : 空気の比熱比

$P_a$  : 大気圧, kg/cm<sup>2</sup>

推力  $F$  の計算式<sup>2)</sup> についてはノズル入口全圧の代わりに大気圧を使用して次のように整理する。

$$\frac{F}{P_a A} = \frac{2K}{K-1} \left\{ \left( \frac{P_0}{P_a} \right)^{\frac{-1+K}{K}} - 1 \right\} \quad (\text{亜音速}) \quad (3)$$

$$\frac{F}{P_a A} = \frac{P_0}{P_a} \left\{ \left( \frac{2}{K+1} \right)^{\frac{K}{K-1}} (K+1) \right\} - 1 \quad (\text{音速}) \quad (4)$$

$$\frac{F}{P_a A} = \frac{P_0}{P_a} \times K \sqrt{\frac{2}{K-1} \left\{ \left( \frac{2}{K+1} \right)^{\frac{K+1}{K-1}} \right\} \left\{ 1 - \left( \frac{P_0}{P_a} \right)^{\frac{1-K}{K}} \right\}} \quad (\text{超音速}) \quad (5)$$

ここで  $K=1.4$  とすればそれぞれ

$$F/P_a A = 7 \{ (P_0/P_a)^{+0.286} - 1 \} \quad (\text{亜音速}) \quad (6)$$

$$F/P_a A = 1.268 (P_0/P_a) - 1 \quad (\text{音速}) \quad (7)$$

$$F/P_a A = 1.8116 (P_0/P_a) \sqrt{1 - (P_0/P_a)^{-0.286}} \quad (\text{超音速}) \quad (8)$$

(7), (8) 式によれば, 超音速形式はたとえば  $P_0/P_a \leq 5$  では音速形式に対する増分が約3%以下であるので, 構造機構上の対価が大きすぎて実用に適しない。

ノズル効率を次のように定義する。

注) \* 排出圧力を  $P_e$  とするとき,  $P_e = P_a$ ,  $P_a \leq 0.528 P_0$  なるとき亜音速,  $P_a \leq P_e$ ,  $P_e = 0.528 P_0$  なるとき音速,  $P_e = P_a$ ,  $P_a \leq 0.528 P_0$  なるとき超音速。

$$\eta = \frac{\text{推力 } F \text{ の実測値}}{\text{推力 } F \text{ の計算値}}$$

ここに推力  $F$  の計算値は(6), (7), (8) 式のいずれかによる。

〔基本性能〕

ノズル A, B, C における亜音速および音速噴流の推力および流量に関する基本的実験結果を述べる。

推力  $F$  は(6), (7) 式からわかるようにノズル入口全圧  $P_0$  および大気圧  $P_a$  が一定の場合には, ノズル面積  $A$  に比例するはずである。この関係を圧力比  $P_0/P_a$  をパラメータとして図10(a)~(c)に示すが, いずれも良好な直線性を得ている。ノズル面積制御は有力な操縦手段となりえることがわかる。

修正推力  $F/P_a A$  は圧力比  $P_0/P_a$  のみの関数として表示される。この関係を図11(a)~(c)に示す。図中に(6), (7) 式による計算値を示す。ノズル面積の相違による修正推力のパラッキは小さいが, その範囲内では圧力比の高いほど大きく, ノズル面積に対する規則性はない。またノズル B のパラッキが一番大きい。

ノズル効率  $\eta$  の圧力比  $P_0/P_a$  に対する変化をノズル面積  $A/2$  (中立位置) について図12に示す。圧力比の高いほど効率がよく, 臨界圧力比以上ではほぼ圧力比に比例し, いずれも圧力比増分 0.5 に対して効率増分 0.035 程度である。臨界圧力比における効率はノズル A, C が約 0.87 で, ノズル B では約 0.78 であり約 10% 低い。

効率  $\eta$  のノズル面積  $A$  に対する変化を, 圧力比  $P_0/P_a$  をパラメータとして図13(a)~(c)に示す。ノズル面積による効率の変化は小さいが, ノズル面積が 0 に近づくと大きく変化する場合もある。

流量は(1), (2) 式からわかるようにノズル入口全圧  $P_0$ , 全温  $T_0$ , および大気圧  $P_a$  が一定の場合にはノズル面積  $A$  に比例するはずである。この関係を圧力比  $P_0/P_a$  をパラメータとして図14(a)~(c)に示すが, 推力の場合(図10)と同様いずれも良好な直線性を得ている。

修正流量  $G\sqrt{T_0}/P_0 A$  は圧力比  $P_0/P_a$  のみの関数として表示される。この関係をノズル面積  $A/2$  (中立位置) について図15に示す。図中に(1), (2) 式による計算値をも示した。ノズル C の実験値が最も高く, ノズル A は約 3% 低く, ノズル B は約 10% 低い。

修正流量  $G\sqrt{T_0}/P_0 A$  のノズル面積  $A$  に対する変化を, 圧力比  $P_0/P_a$  をパラメータとして図16(a)~(c)に示す。ノズル面積に対する修正流量の変化は小さいが, ノズル A, C ではノズル面積の小さいほど修

正流量の大きいことが認められた。

ノズルA, Cの差は流量特性(図15)では顕著であるが、推力特性(図12)ではほとんど認められない。

ノズルBはノズルA, Cに比較して著しく劣るが、これは図7のように流れが傾斜するのでノズルの有効面積が減少するためと考えられる。

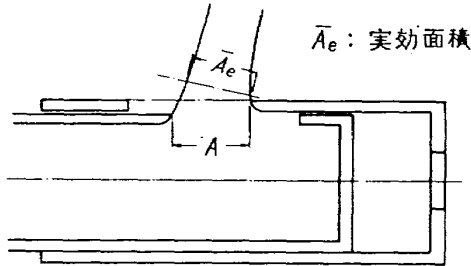


図7 ノズルB出口くい違いによる偏向

〔案内翼および噴出口整形の効果〕

空気ジェットノズルの性能を向上させる二つの手段を取り上げて検討した。ノズルCについて図6に示す案内翼および図5に示す噴出口整形の効果を述べる。

案内翼は管内の流れを整流してうずの生成を抑制すると同時に噴出口の有効流管断面積を増し、またノズルの空気振動に対して減衰作用をするので効果があるが、流れの抵抗増加、構造複雑化、重量増加の欠点がある。ノズル噴出口の整形は末細ノズルを理想とするが、構造上オリフィス型式を余儀なくされるので、噴出口における肉厚部分の整形が問題となる。

効率 $\eta$ および修正流量 $G\sqrt{T_0}/P_0A$ の圧力比 $P_0/P_a$ に対する関係をノズル面積 $\%$ についてそれぞれ図17および図18に示す。

案内翼は亜音速噴流の効率を向上させ、圧力比の小さいほど効果は著しいが、音速噴流では差異は認められない(図17)。また流量特性についても差異は認められない(図18)。

ノズル噴出口は整形しても効率に差異は認められない(図17)。整形によって修正流量は約5%増加する(図18)。

〔過渡応答特性〕

ノズルAおよびCについてバルブの開閉に対する推力の過渡応答特性を確かめた。バルブ回転レバー駆動によるランプ状(傾斜したステップ)入力に対する推力の応答結果の一例を図19~22に示す。

ノズルAはアイアンバードに装着した状態で行ない、亜音速および音速噴流の場合をそれぞれ図19および図20に示す。この場合ノズルは2個一対でありバル

ブは差動してノズル面積の合計が一定であるので、流量、したがってノズル入口全圧、静圧はほとんど変化しない。このため応答は入力に相似したランプ状のものが得られた。なお応答に重畳する振動成分はアイアンバード機体を含む計測装置系の励振によるものであって推力の不安定ではない。

ノズルCはノズル単独試験装置を用いて行なった。亜音速および音速噴流の場合をそれぞれ図21および図22に示す。この場合は単一のノズルであるためバルブ開度に応じて流量、したがってノズル入口全圧、静圧が変化する。この圧力の変化の応答が定常に達する時間は供給空気圧力および流量とノズル上流にある絞り面積の関数であって図では0.8秒に達しているがノズルの性能とは分離して考察しなければならない。図の推力応答は圧力の変化にそのまま追従しており、バルブ駆動時には入力に対応したすみやかなステップ応答を示している。

これらの図から文献1)の40~43頁に示した方法に基づいて次のような結果を得た。

- (i) 亜音速の  $P_0/P_a$  の非常に小さい領域を除いてノズルの開度に対する推力の応答は一次遅れのオーダーとして0.01秒以下である。
- (ii) 亜音速領域においても試作された形式のノズルにおいては応答速度の低下は見られない。
- その他ノズル系としての駆動応答特性の良否には次の事項が関係する。
- (iii) 所定開度へのすみやかな設定
- (iv) 所定のノズル開度に比例した空気流量のすみやかな追従、このためにノズル入口以前およびノズル内部での流路の適合が重要となる。

4.2 操舵力

空気ジェットノズルの可動部分の駆動に要する力が操舵力である。操舵力は慣性力と抵抗力からなるが、操舵上重要な起動トルクおよび保舵トルクは抵抗力だけが問題となる。抵抗力は摩擦力および空気力からなる。摩擦力はベアリング、パッキング、シール等の接触部分が原因となる。空気力は可動部噴出口周縁の一方が大気中に、相対する他方が管内高圧部にあって両者の肉厚に対して圧力差を生じるためと考えられ、可動部はこのために自閉しようとする。これらの関係は次のように表わすことができる。

$$\begin{aligned} \text{起動トルク(開)} &= \text{自閉トルク} + \text{静止摩擦トルク} \quad (9) \\ \text{起動トルク(閉)} &= -\text{自閉トルク} + \text{静止摩擦トルク} \quad (10) \\ \text{保舵トルク} &= \text{自閉トルク} - \text{静止摩擦トルク} \quad (11) \\ &= -\text{起動トルク(閉)} \end{aligned}$$

ここに起動トルク(開), (閉)はノズル開度を増減するために必要なトルクであり, 保舵トルクはあるノズル開度を保持するために必要なトルクである。

ノズルAの起動トルクおよび保舵トルクの圧力比  $P_0/P_a$  およびノズル開度に対する関係を図23に示す。図中の点は数回の実験値の平均をとった。起動トルク, 保舵トルクともに圧力比とともに増大する。臨界圧力比以上ではノズル開度が大きいほどトルクも大きい。中立位置より開度を増してもトルクの増分はあまり大きくない。

ノズルCでは空気漏れ防止のためにOリングを3箇所を使用しているが, これを着脱して比較実験を行なった。ピッチの場合を図24, ヨーの場合を図25にそれぞれ示す。図中の点は上記と同様数回の実験値の平均をとった。Oリングを装着すると摩擦力が増すので(9)式により起動トルクは増大し, (11)式により保舵トルクは減少する。特にヨーの場合はOリングの接触面積が大きいので圧力比2.6で起動トルク約0.8kg-mに達する(図25)。起動トルクは約0.3kg-m以下が望ましいと考えられる\*ので対策が必要である。

#### 4.3 応力および歪

空気ジェットノズルを軽量小型化するときに応力および歪の検討が重要となる。原因としては, 内圧, 推力, 熱をあげることができる。形状としては, 円筒, 円板およびその他の平板等の簡単な形におきかえると処理しやすい。

内圧を受ける円筒の必要板厚および円板の必要板厚ならびに中心の撓みはそれぞれ次式で表わされる<sup>4), 5)</sup>。

$$t > R \{ \sqrt{\sigma_e / (\sigma_e - 2P)} - 1 \} \dots \dots (\text{円筒必要板厚}) \quad (12)$$

$$t > \sqrt{3PR^2 / 4\sigma_e} \dots \dots \dots (\text{円板必要板厚}) \quad (13)$$

$$\delta = 3(m^2 - 1)PR^4 / 16Em^2t^3 \dots (\text{円板中心たわみ}) \quad (14)$$

ここに  $t$  : 板厚 mm

$\delta$  : たわみ mm (0.1以下)

$R$  : 半径 mm (55および70)

$\sigma_e$  : 許容引張り応力 kg/mm<sup>2</sup> (20)

$P$  : 内圧 kg/mm<sup>2</sup> (0.03)

$m$  : ポアソン比の逆数 (0.32)

$E$  : ヤング率 kg/mm<sup>2</sup> (7,000)

( ) 内はノズルCの場合の値を示す

片持ち円筒側面の推力による付根せん断力に耐える

板厚は次式で表わされる<sup>5)</sup>。

$$t > (F/\pi R) / \tau_e \quad (15)$$

ここに  $F$  : 推力 kg (50)

$\pi$  : 円周率

$\tau_e$  : 許容せん断応力 kg/mm<sup>2</sup> ( $= \frac{2}{3}\sigma_e$ )

内外温度差による円筒および周辺固定円板の最大熱応力はそれぞれ次式で表わされる<sup>6)</sup>。

$$\sigma_{t\max} = \{ \alpha E m / 2(m-1) \} (T_2 - T_1) \beta_1 \quad (\text{円筒}) \quad (16)$$

$$\sigma_{t\max} = \alpha E (T_2 - T_1) / 2(1-m) \quad \dots \dots (\text{周辺固定円板}) \quad (17)$$

ここに  $\sigma_{t\max}$  : 最大応力 kg/mm<sup>2</sup>

$\alpha$  : 線膨脹係数 ( $23.5 \times 10^{-6}/^\circ\text{C}$ )

$T_2$  : 外側温度  $^\circ\text{K}$  (50)

$T_1$  : 内側温度  $^\circ\text{K}$  (150)

$\beta_1 = 2k^2(k^2 - 1) - 1 / \log_e k$ ,  $k = \text{外}R/\text{内}R$

ノズルCでは(12)~(15)式による板厚は(14)式に $\delta < 0.1\text{mm}$ を条件としたときの $t > 3.7\text{mm}$ が最大でその他は高々0.2mmである。実際の板厚は4~6mmである。また(16), (17)式による最大熱応力はいずれも $\sigma_{t\max} \approx 12\text{kg/mm}^2$ であって許容応力 $\sigma_e$ の $\frac{1}{2}$ 以上となる。実際の温度差は $100^\circ\text{C}$ を遙かに下回るので $\sigma_{t\max}$ は上記より小さい。

ノズルCでは3.3(6)に示す手順で実験を行なった。内圧, 推力, 熱による歪 $\epsilon$ を温度上昇 $\Delta T$ に対して図27に示す。温度上昇によるドリフトが大きいので, 内圧, 推力, 熱による歪を分離することはむずかしい。内圧および推力による歪(2回目~4回目)は図中ではNo.6およびNo.9ゲージが最大値, 約 $\epsilon = \text{約}120 \times 10^{-6}$ である。これは応力 $\sigma = 0.84\text{kg/mm}^2$ (ヤング率 $7,000\text{kg/mm}^2$ )に相当する。また内圧推力, 熱による歪の最大値はNo.6ゲージで, ドリフトを含み $525 \times 10^{-6}$ を記録した。

#### 4.4 噴流

静止大気中へ音速以上で吹出す噴流の静圧 $P_1$ が大気圧 $P_a$ と一致しないときは, 噴流の圧力は振動的に変化<sup>7)</sup>して大気圧に近づく。

ノズルA, B, Cの音速噴流およびノズルCの亜音速噴流の写真をそれぞれ図28~31に示す。

ノズルBの噴出方向は傾斜している(図7, 29)。ノズルC, 音速噴流では圧力の振動的変化の状況を示す縞を認めることができた(図30)。

### 5. ノズル効率に関する考察

噴流の理想的な状態は等エントロピー流れであっ

注) \* V/STOL 飛行性基準勧告<sup>8)</sup> および操縦桿アームを0.5mとの仮定に基づき起動トルクは0.6kg-mとなるがノズルがこの半分まで許容されるとすれば0.3kg-m以下でなければならないことになる。

て、この場合には流量および推力は(1)~(5)式で表わすことができる。実際の噴流は摩擦や熱伝導等があるので等エントロピー変化ではなく、両者の関係を図8のように表わすことができる。

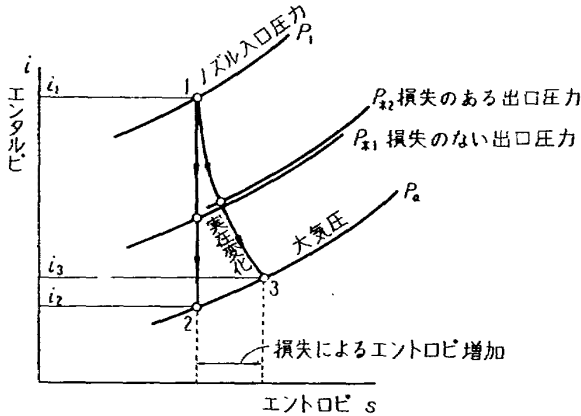


図8 ノズルの i-s 線図

実際の噴流をノズル入口から噴出断面を経て大気拡散までの過程における状態変化と考えるとき、空気の噴出は非可逆断熱変化としてまとめて取り扱うことができる。また噴流は速度分布一様でなく、これを一様分布におきかえると図9のような縮流を考えることができる。すなわち噴流を非可逆断熱変化による一様速度分布流れにおきかえた縮流として取り扱うことができる。

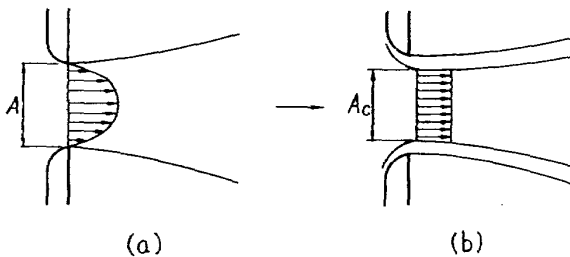


図9 噴流の速度分布

この場合の状態変化はつぎのように表わされる<sup>9)</sup>。

$$\left. \begin{aligned} P_0^n &= \text{一定} \\ n &= K(1+\zeta)/(1+K\zeta) \end{aligned} \right\} \quad (18)$$

ここに P : 気体の圧力

v : 気体の比容積

n : 状態変化の指数

ζ : (i<sub>3</sub>-i<sub>2</sub>)/(i<sub>1</sub>-i<sub>2</sub>) : エンタルピー損失係数

(図8)

この状態変化におけるエネルギー効率 η' はつぎのように表わされる。

$$\eta' = 1 - \zeta = (i_1 - i_3)/(i_1 - i_2) \dots \dots \dots (\text{図8}) \quad (19)$$

実際の流れ、非可逆断熱変化による一様流れ、等エ

ントロピー変化による流れの3者の関係は、それぞれ添字 m, n, K をつけてつぎのように表わすことができる。

$$F_m = \alpha \left\{ \frac{G_n V_n}{g} + A(P_e - P_a) \right\}$$

$$= \alpha \left\{ \frac{\phi \phi G K V K}{g} + A(P_e - P_a) \right\} \quad (20)$$

$$G_m = \alpha G_n = \alpha \phi G K \quad (21)$$

ここに α = A<sub>c</sub>/A : 縮流係数, A<sub>c</sub> : 縮流断面積

$$\phi = G_n/GK$$

$$\phi = V_n/VK$$

音速噴流では P<sub>e</sub> = P<sub>c</sub> (臨界圧力) となる。亜音速および超音速では P<sub>e</sub> = P<sub>a</sub> となるので (20) 式はつぎのように書き換えられる。

$$F_m = \alpha G_n V_n / g = \alpha \phi \phi G K V K / g \quad (22)$$

したがってノズル効率はつぎのように表わされる。

$$\eta = \alpha \phi \quad (23)$$

F<sub>m</sub> および G<sub>m</sub> を実測して (20), (21) 式および V<sub>n</sub>, G<sub>n</sub>, の関係式<sup>9)</sup> より n, α, を求めることができる。

$$V_n = \sqrt{2g \frac{K}{K-1} RT_0 \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_0} \right)^{(n-1)/n} \right]} \quad (24)$$

$$G_n = A_g \times \sqrt{\frac{2K}{K-1} RT_0 \left( \frac{P_e}{P_0} \right)^{2/n} \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_0} \right)^{(n-1)/n} \right]} \quad (25)$$

ノズル A, B, C, について F<sub>m</sub>, G<sub>m</sub>, の実測値および(20)~(25)式に基づいて計数型計算器を用いて数値的に求めた n, α および(18), (19)式によって計算した η' の圧力比 P<sub>0</sub>/P<sub>a</sub> に対する変化を図32に示す。臨界圧力比を界に亜音速から音速に移行すると、大略次のような変化を生ずる。η' は0.9から0.8に低下し、α は0.9から1に増加し、n は1.37から1.33に低下する。

## 6. むすび

以上 V/STOL 機姿勢制御用空気ジェットノズルの試作実験について述べた。得られた成果をまとめるつつぎのとおりである。

(1) 推力は圧力比の高いほど大きくまた効率もよい。臨界圧力比以上で超音速噴流の音速噴流に対する推力の計算利得は圧力比5程度以下の場合に約3%以下にすぎないので実用上は音速噴流が最適である。音速噴流では、効率は圧力比に対して直線的に増加し、87%以上である。推力は面積制御に対して直線性を有し、ステップ入力に対する時間遅れもわずかで、ほと

んどステップ応答を得られる。以上総合して音速ノズルはホバリングおよび低速時の操縦および安定保持に対して有効な手段となりうる。

(2) 保舵力および起動力は空気力に起因する自閉力と接触部分の摩擦力からなり、特に空気漏れ防止のためのシールの大小による摩擦力の影響は大きい。片持ち摺動機構の起動力は過大であるのでこの形式を避けるほうが得策である。

(3) 応力および歪はノズル取付け部付近および平面部中央で大きい。加工上の要求による板厚は一般に強度剛性上の要求による板厚を上回る。

(4) 噴流を非可逆断熱変化による一様速度分布流れにおきかえた縮流として取り扱おうと、実験値に基づくエネルギー効率、縮流係数、状態変化の指数は臨界圧を境に亜音速と音速で相違し、噴流の状態を知ることができる。

(5) ノズルCはおおむね実用に供しうると考えられる構造および機能を有するピッチ・ヨー兼用のノズルである。

本研究の実施にあたって空気ジェットノズルの製作を担当された伊藤忠航空整備㈱ならびに富士重工業㈱の御協力に対して深甚なる謝意を表す。また当所、上山忠夫機体第一部長、松木正勝原動機部長、武田峻VTOL研究班長の方々には御指導ならびに御援助をいただいた。実験に際しては原動機部空気源関係者および機体設計研究室の須永達君、金井充君に御協力をいただいた。

## 文 献

- 1) 機体第一部, 計測部, 原動機部; 可動アイアンバーの構造および機能, 航技研資料, TM-71(昭和40)
- 2) M. J. Zucrow; Aircraft and Missile Propulsion, Vol. 2, John Wiley, (1958).
- 3) NATO; Recommendations for V/STOL Handling Qualities, AGARD Rept. 408, (1962/10).
- 4) D. J. Peery; Aircraft Structures, McGraw-Hi 11, (1950).
- 5) 深井誠吉, 竹内藤治, 田中英司; 耐熱アルミ合金の高温強さについて, 日本機械学会誌 68巻, 562号(昭和40/11), p. 1615.
- 6) S. Timoshenko; Theory of Plates and Shells, McGraw-Hill, (1959), p. 50.
- 7) 谷一郎, 流れ学, 岩波書店(昭和36)
- 8) F. A. Pauli, D. M. Hegarty, T. M. Walsh; A System for Varying the Stability and Control of a Deflected-Jet Fixed-Wing VTOL Aircraft, NASA TN D-2700, (1965/3).
- 9) 日本機械学会編; 機械工学便覧(昭和26年版), (昭和33/3) pp. 11-101~102

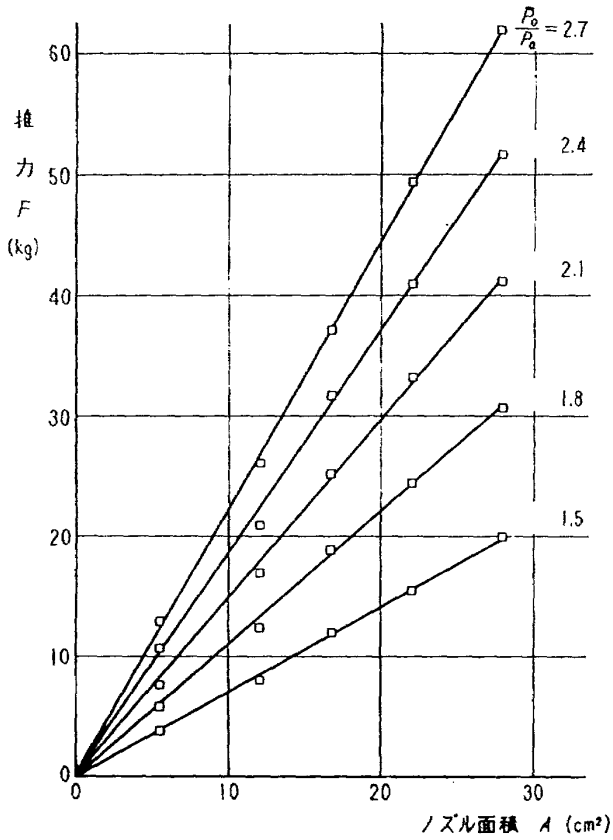


図10(a) 推力-開度特性 (ノズルA)

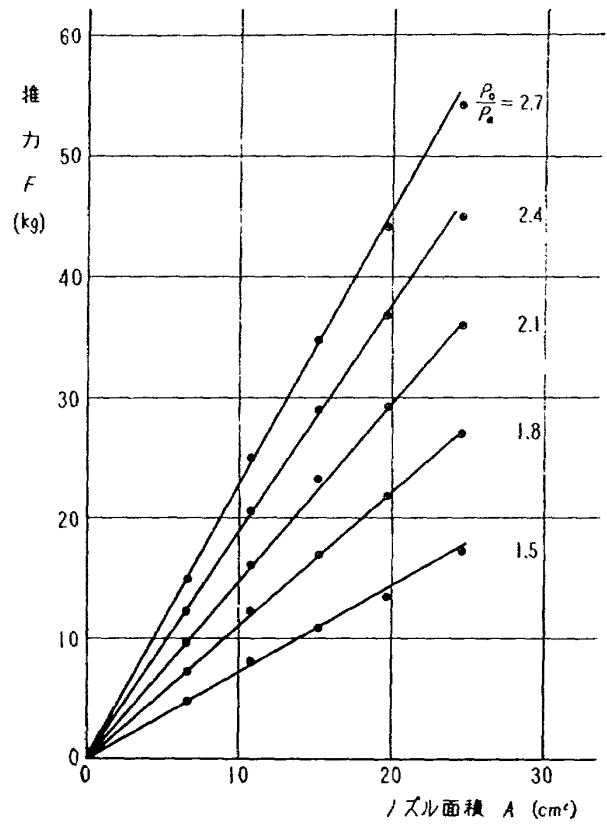


図10(c) 推力-開度特性 (ノズルC)

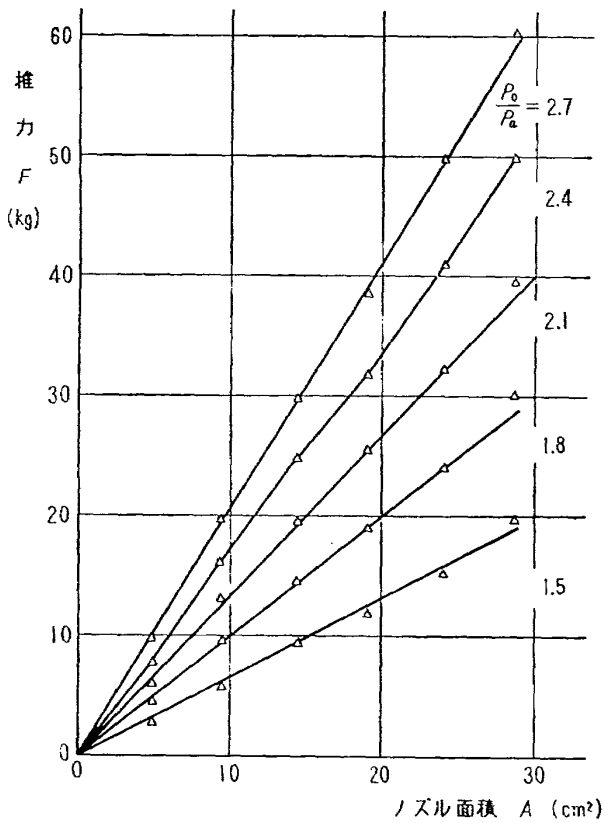


図10(b) 推力-開度特性 (ノズルB)

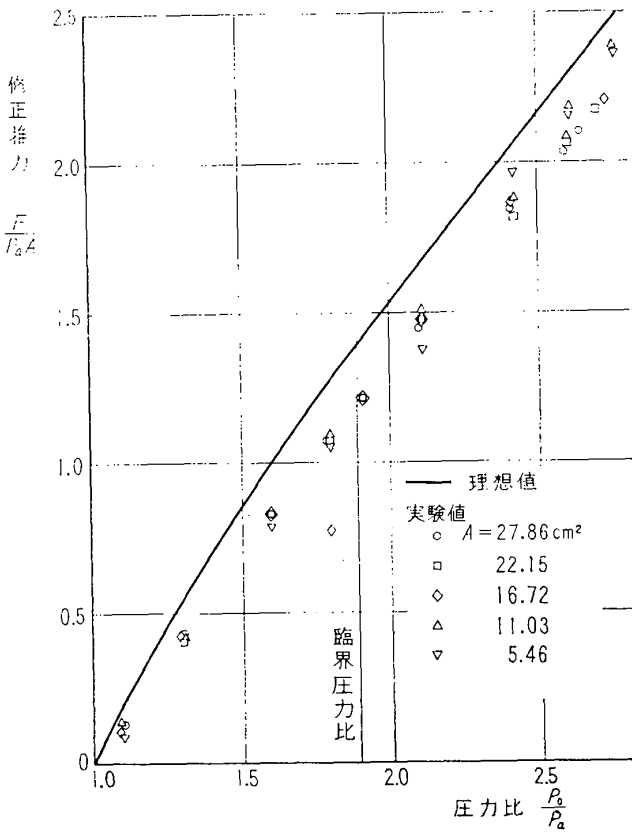


図11(a) 修正推力特性 (ノズルA)

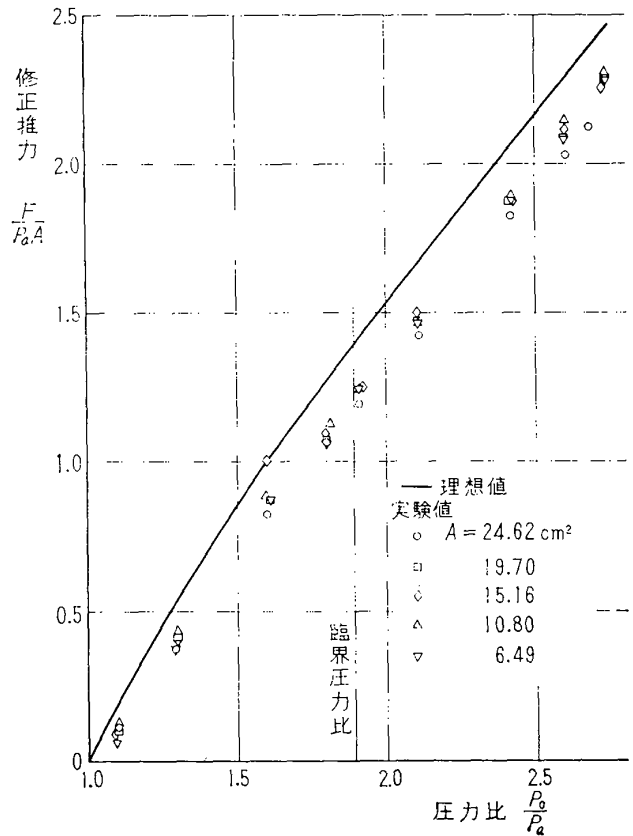


図11(c) 修正推力特性 (ノズルC)

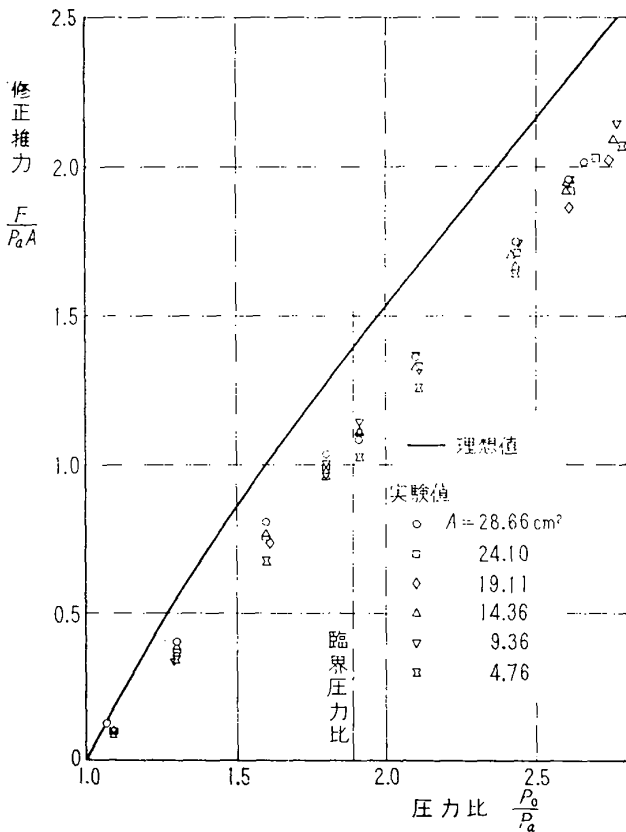


図11(b) 修正推力特性 (ノズルB)

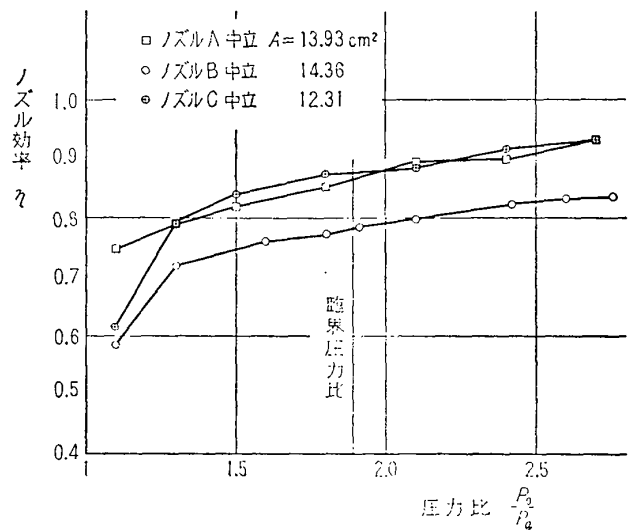


図12 ノズル効率—圧力比特性



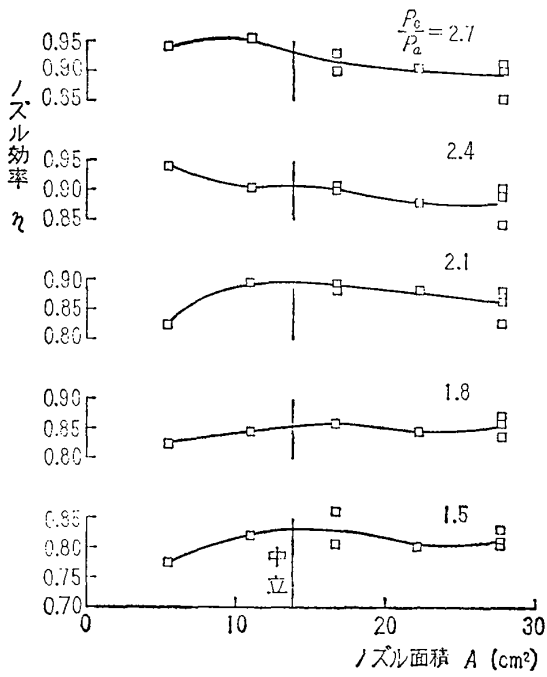


図13(a) ノズル効率—開度特性 (ノズル A)

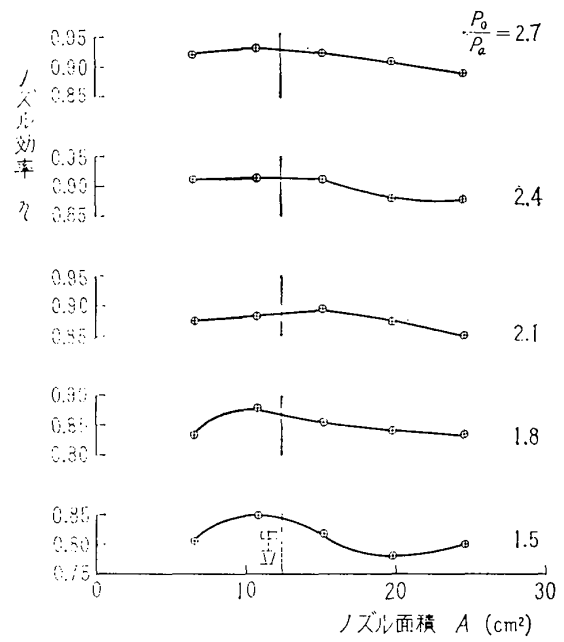


図13(c) ノズル効率—開度特性 (ノズル C)

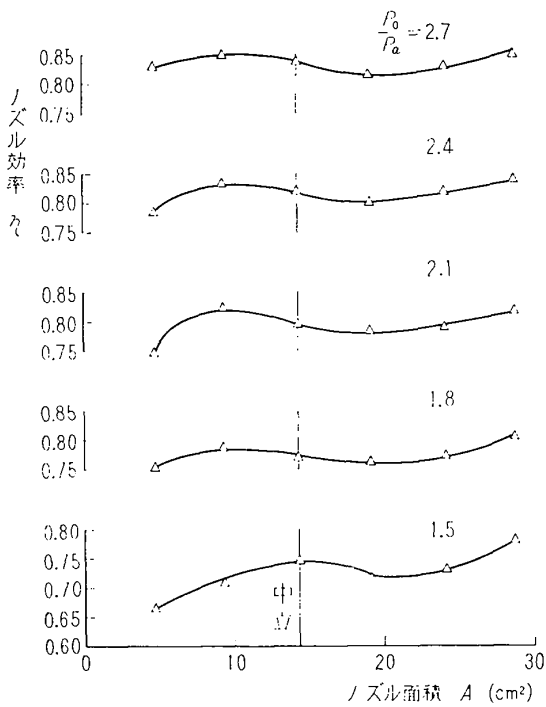


図13(b) ノズル効率—開度特性 (ノズル B)

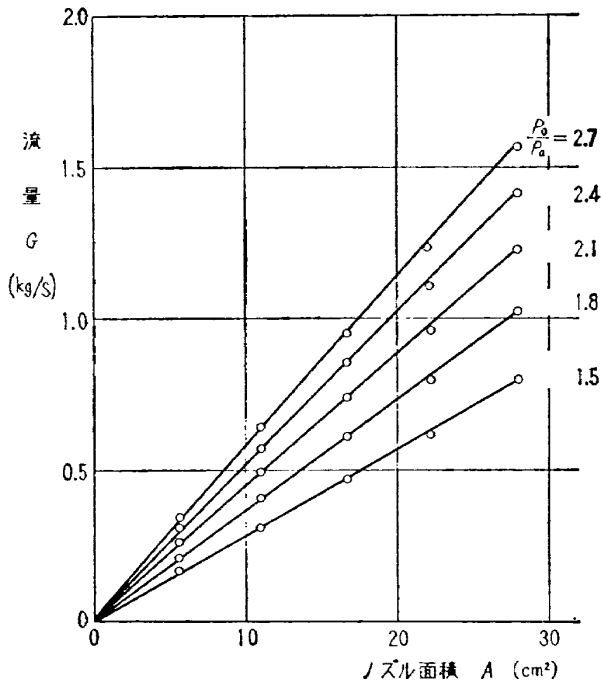


図14(a) 流量—開度特性 (ノズルA)

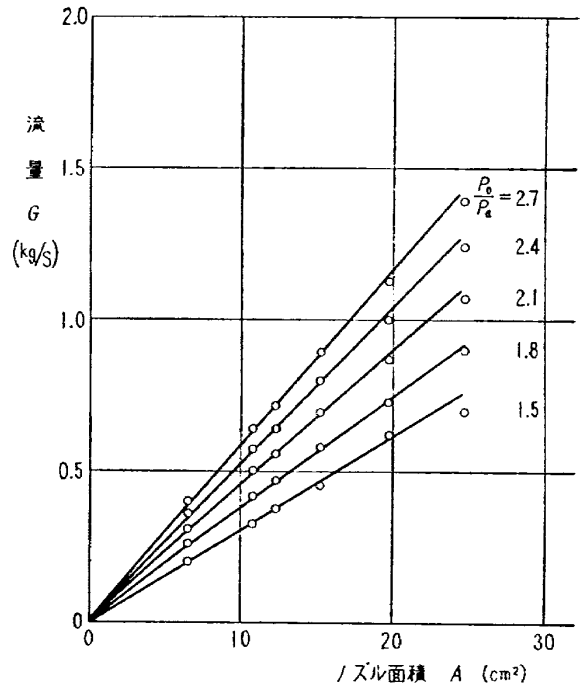


図14(c) 流量—開度特性 (ノズルC)

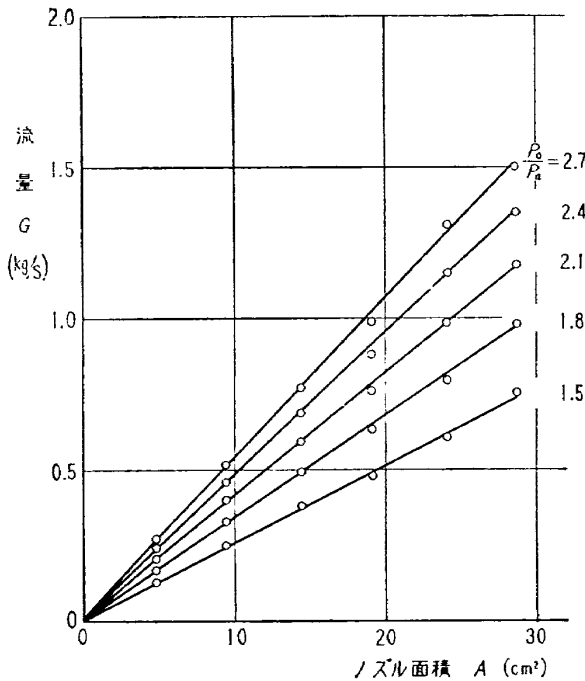


図14(b) 流量—開度特性 (ノズルB)

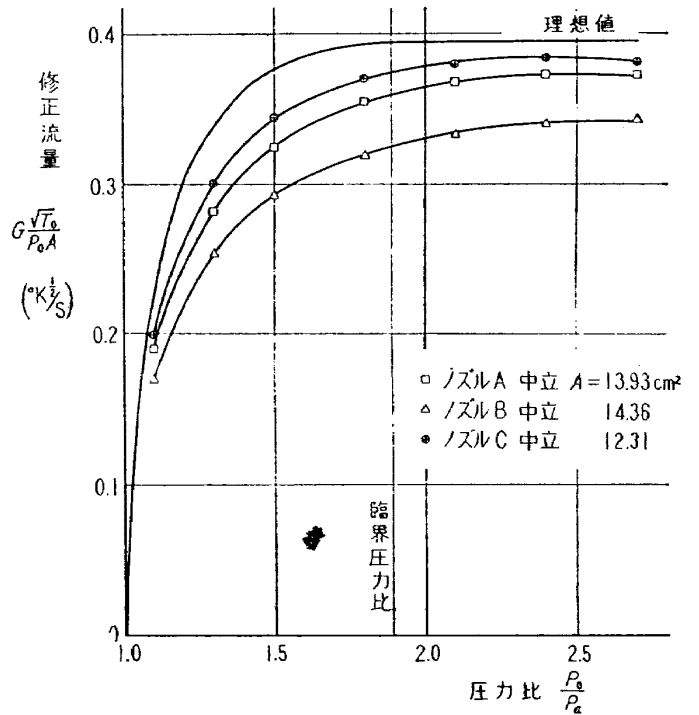


図15 修正流量—圧力比特性

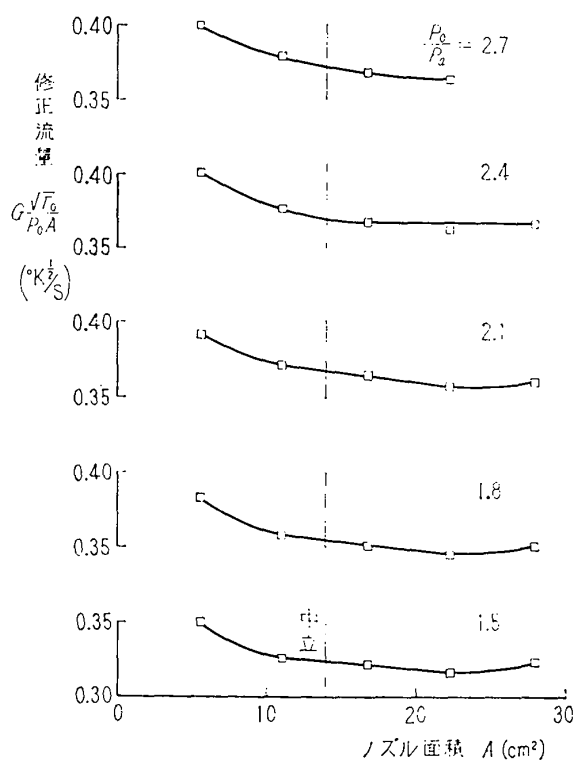


図16(a) 修正流量—開度特性 (ノズル A)

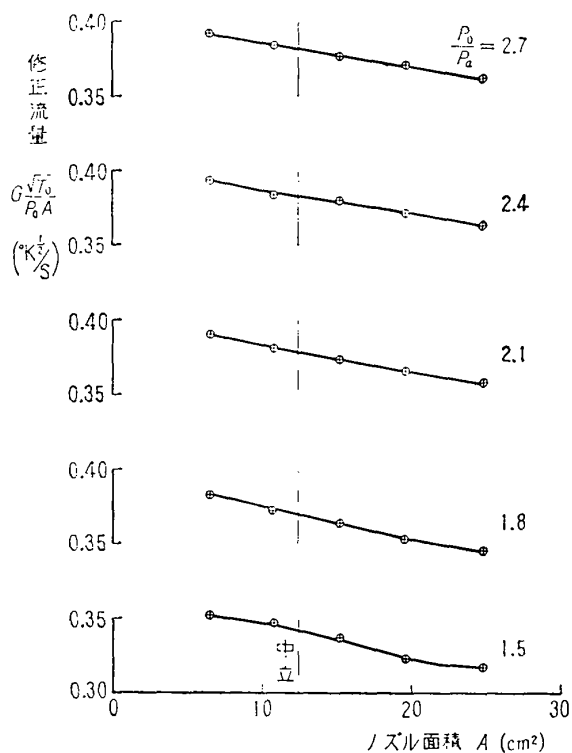


図16(c) 修正流量—開度特性 (ノズル C)

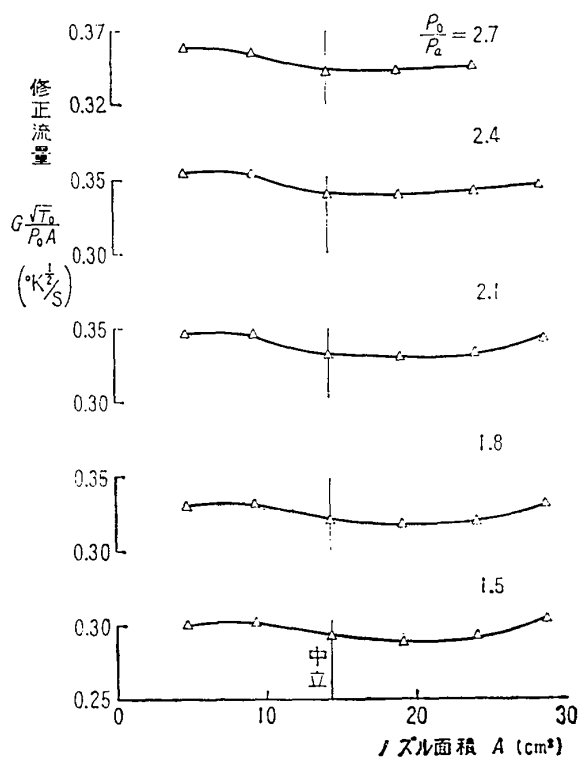


図16(b) 修正流量—開度特性 (ノズル B)

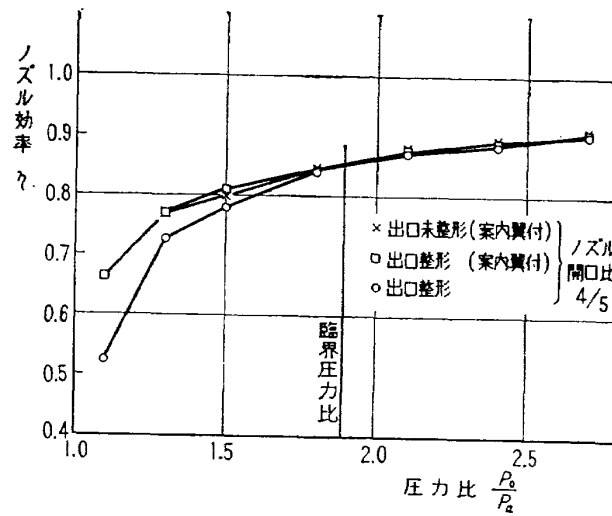


図17 ノズル効率 (出口形状案内翼)

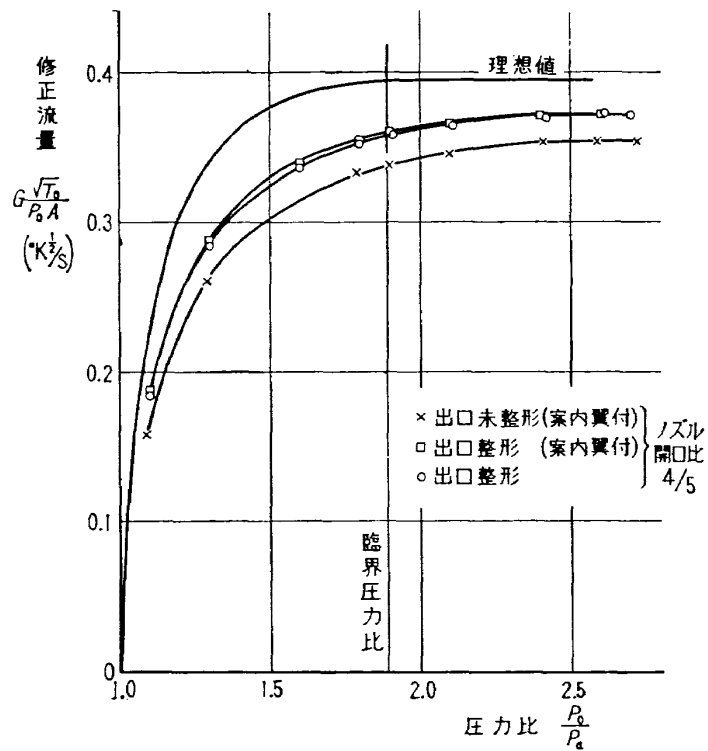


図18 修正流量 (出口形状案内翼)

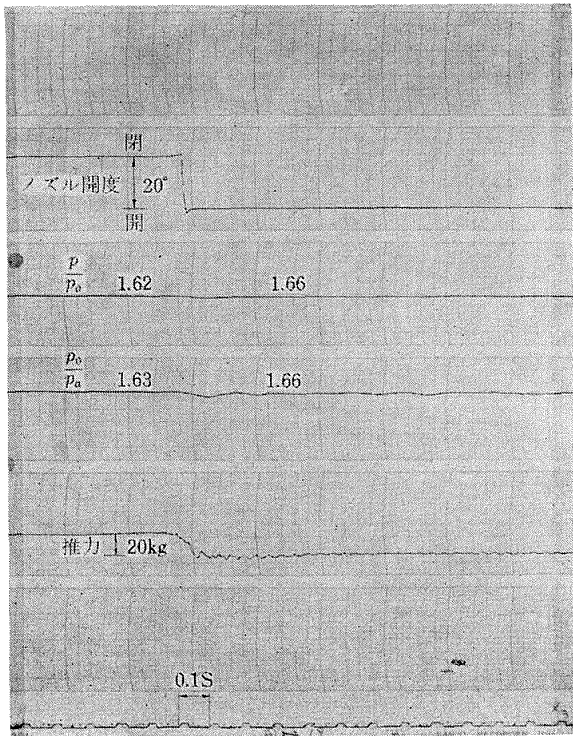


図19 ノズルA垂直音速過渡応答

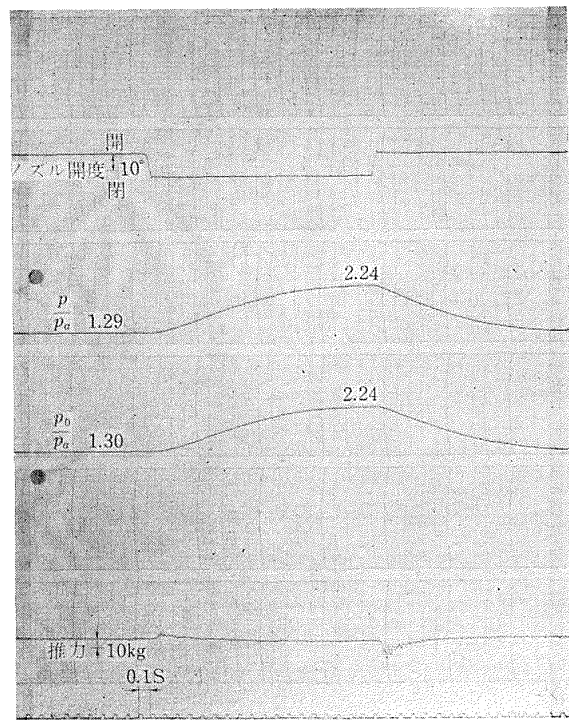


図21 ノズルC垂直音速過渡応答

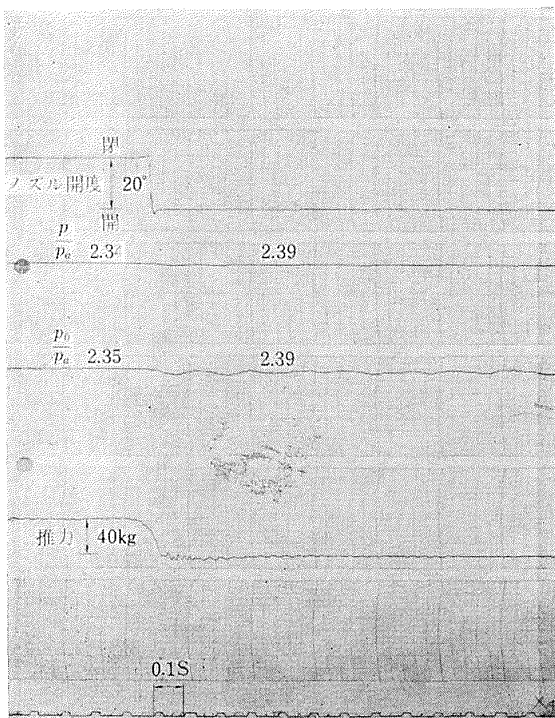


図20 ノズルA音速過渡応答

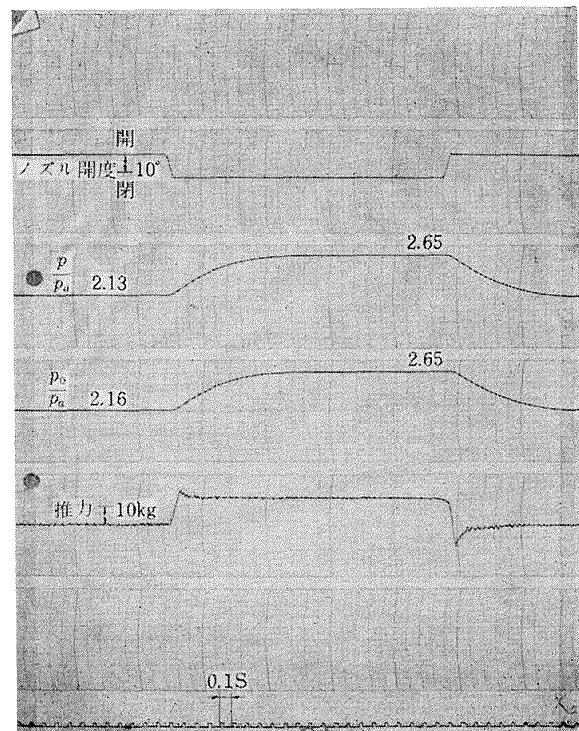


図22 ノズルC音速過渡応答

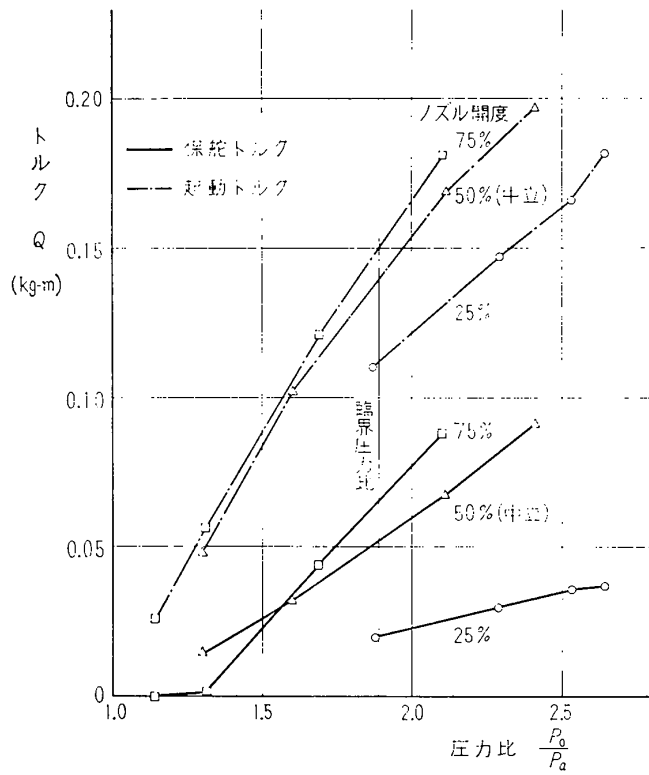


図23 ノズルAピッチ操舵トルク

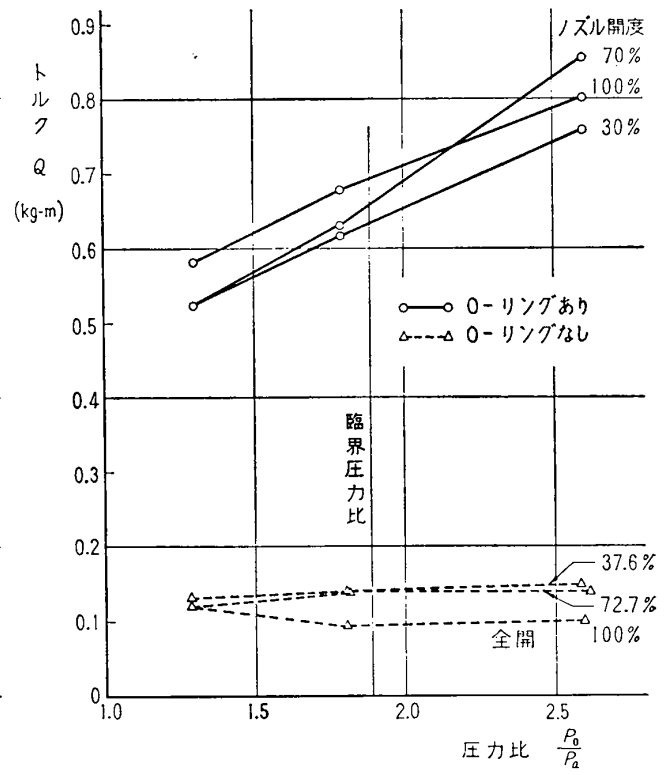


図25 ノズルCヨー起動トルク

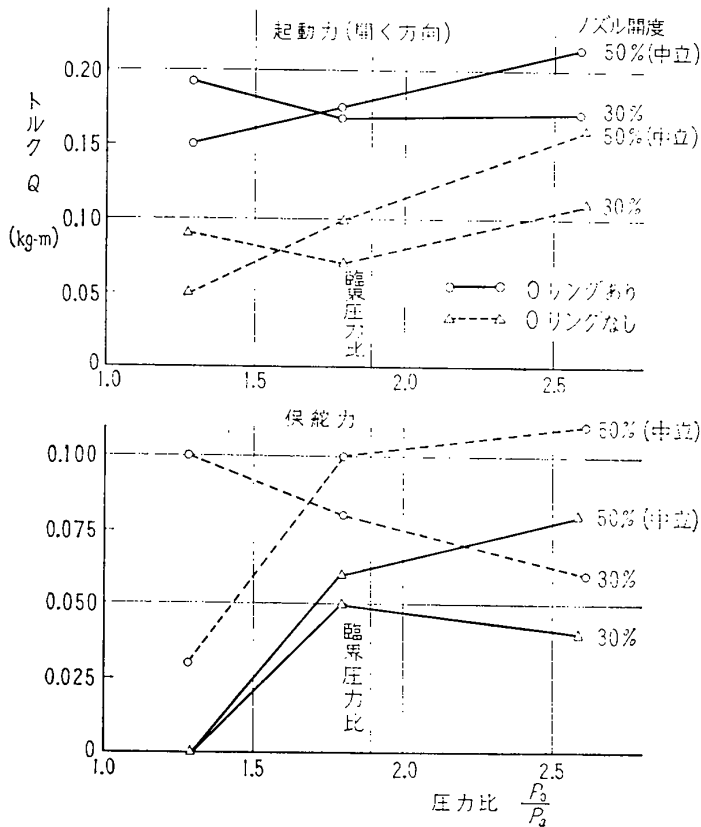


図24 ノズルCピッチ操舵トルク

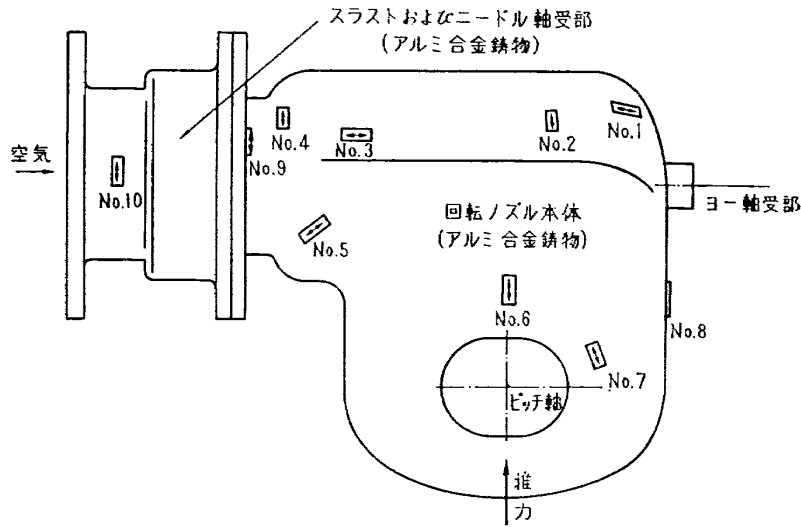


図26 ノズルC歪ゲードてん布位置

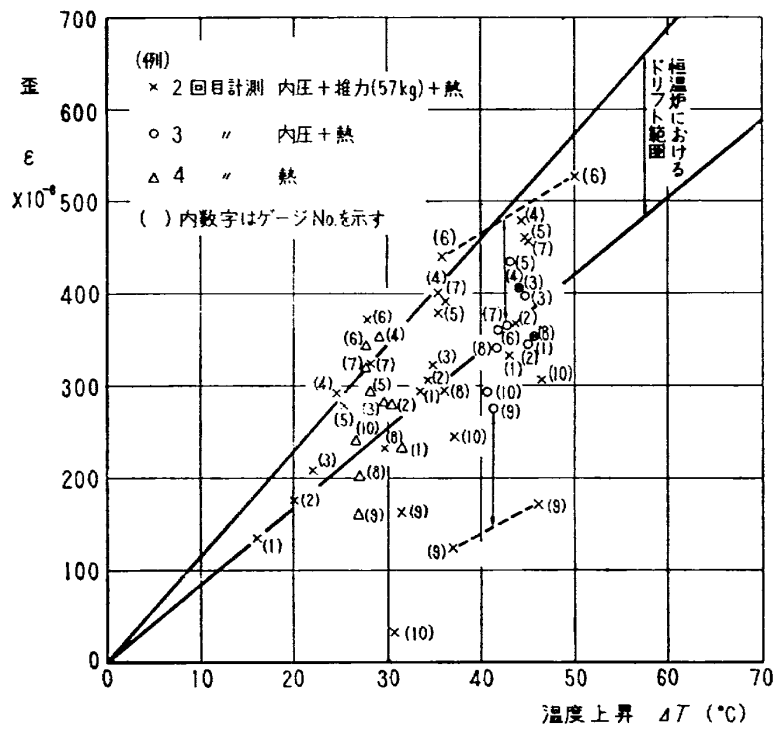


図27 ノズルC歪計測値

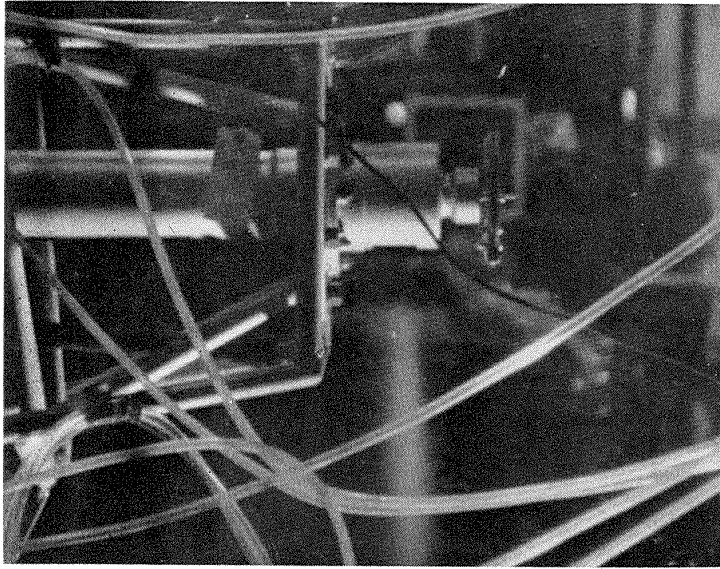


図28 ノズルA音速噴流 ( $P_o/P_a=2.6$ )

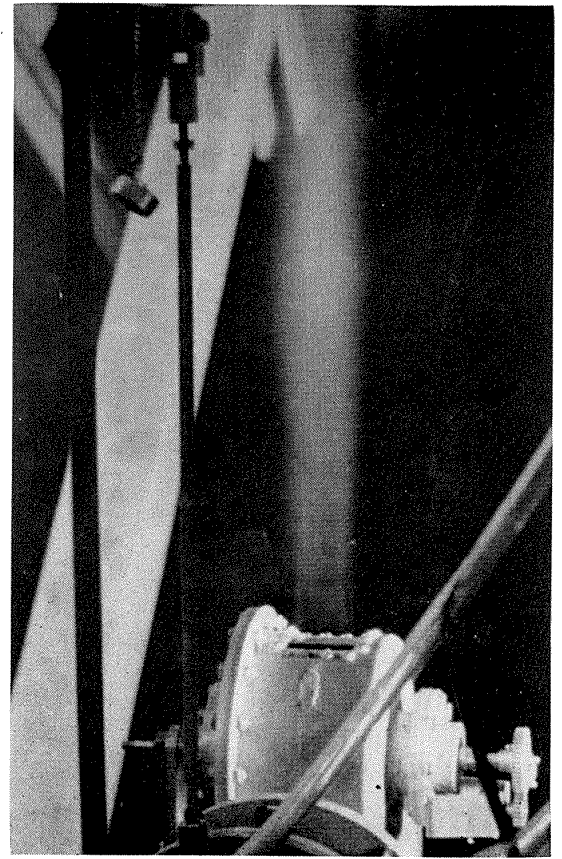


図30 ノズルC音速噴流 ( $P_o/P_a=2.7$ )

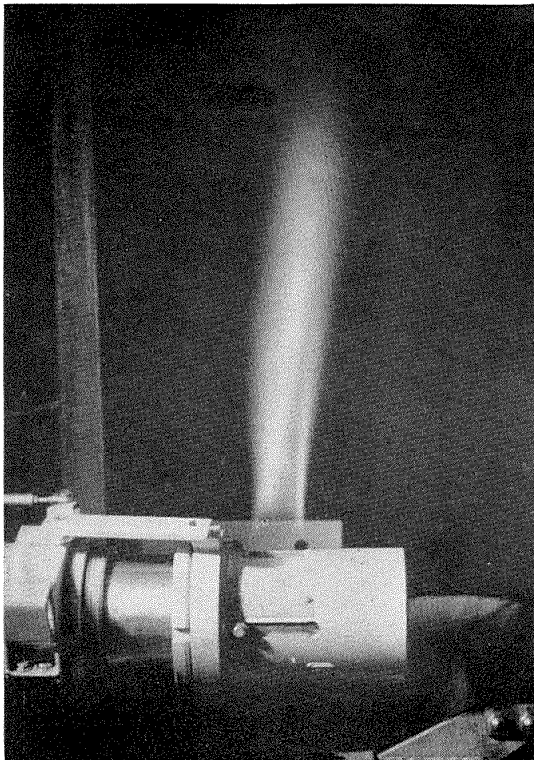


図29 ノズルB音速噴流 ( $P_o/P_a=2.6$ )

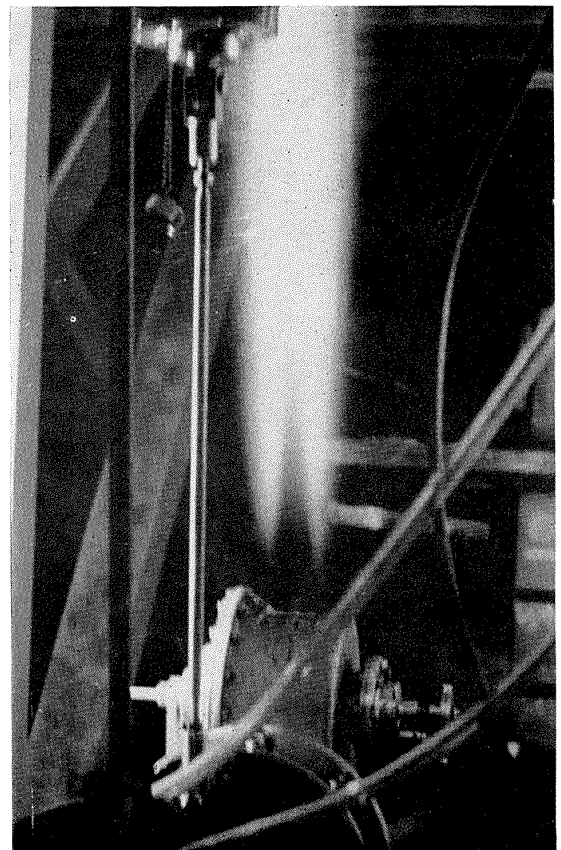


図31 ノズルC亜音速噴流 ( $P_o/P_a=1.6$ )



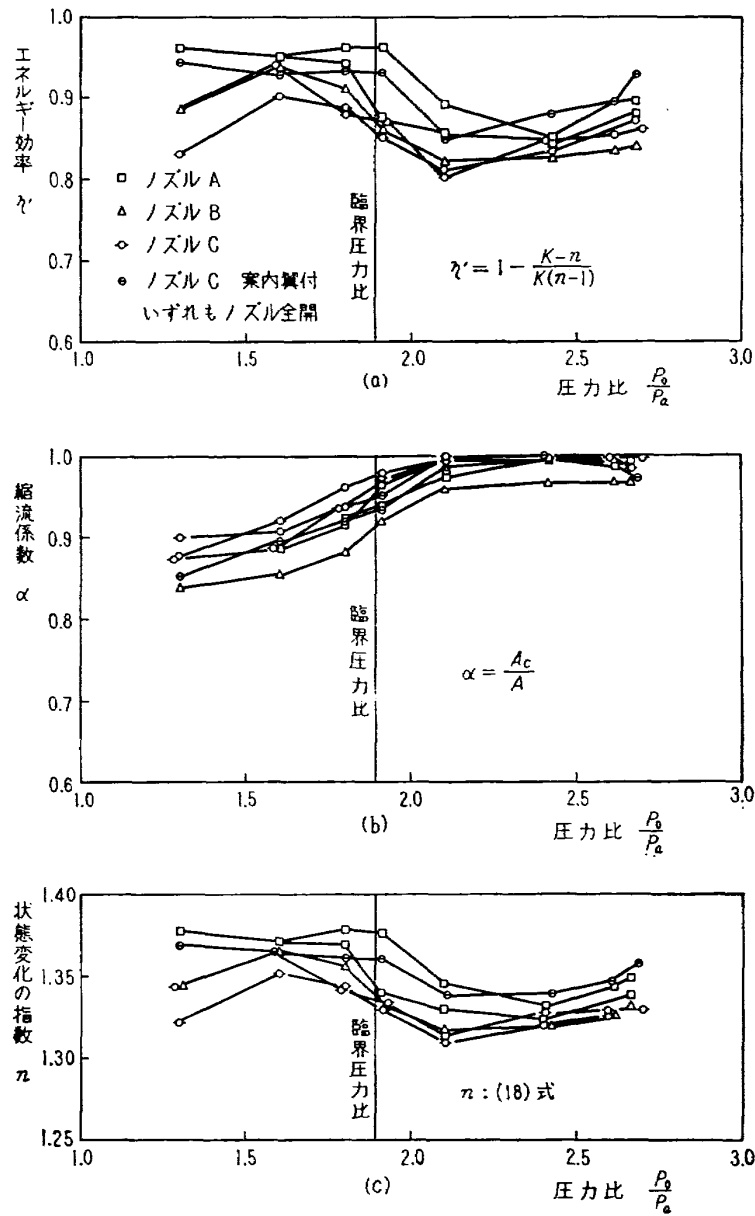


図32 ノズル効率等の圧力比に対する変化

TR-114	フライングテストベッドの高度制御システムの検討 (I) Analytical and Simulation Studies of the Height Control of the Flying Test Bed	1966年8月	武田 峻, 甲斐忠夫
TR-115	NAL-16ロケットの研究試作および飛しょう実験 Single-Stage Solid Propellant Rocket (NAL-16)	1966年8月	ロケット性能研究室
TR-116	50cm極超音速風洞の計画と構造 Design and Construction of the 50cm Hypersonic Wind Tunnel at National Aerospace Laboratory	1966年9月	極超音速風洞建設グループ
TR-117	弾性振動方程式の差分解に関するエネルギー不等式 Energy Inequalities for the Difference Solutions of Equations of Elastic Vibration	1966年10月	三好 甫
TR-118	高負荷燃焼器の箱形模型による実験 Some Experiments on the High Intensity Combustor with Partial Model	1966年10月	大塚 貞吉, 福田 相波哲朗
TR-119	多次元1階準線型双曲方程式の解の存在について On the Existence of Discontinuous Solutions of the Cauchy Problem for Quasi-Linear First-Order Equations	1966年10月	小島 清史
TR-120	航技研フライングテストベッドの姿勢制御の方式 Analytical and Simulation Studies on the Attitude Control System of the Flying Test Bed	1966年11月	武田 峻, 堀川 勇壮 小川 敏雄, 森 幹彦
TR-121	パルスレシオ変調回路およびその修正回路について Some Circuits for Pulse-Ratio-Modulation and their Modified Circuits	1966年11月	村上 力
TR-122	失速が起こるような高い迎角で調和振動する二次元翼に働く空気力に対する半実験的理論 Semi-Empirical Theory to Estimate the Airforces Acting on the Two-Dimensional Harmonically Oscillating Wing at High Angle of Attack Where Separation Can Occur	1966年12月	磯貝 紘二

---

## 航空宇宙技術研究所報告123号

昭和41年12月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話武蔵野三鷹(0422)44-9171 (代表)

印刷所 奥村印刷株式会社  
東京都千代田区西神田1-10

---