

UDC 629.76:  
621.4531.457.032

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-566

ロケットエンジン高空性能試験用蒸気エゼクタの実験

宮島 博・山田 晃・木皿 且人  
鎌田 真・佐藤 政裕・植野 孝  
熊谷 達夫・日下 和夫

1979年4月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# ロケットエンジン高空性能試験用蒸気エゼクタの実験\*

宮島 博\*\* 山田 晃\*\*\* 木皿 且人\*\*  
鎌田 真\*\* 佐藤 政裕\*\* 植野 孝\*\*  
熊谷 達夫\*\* 日下 和夫\*\*

## Experiments on Steam Ejectors for Rocket Engine Altitude Simulation

Hiroshi MIYAJIMA, Akira YAMADA, Katsuto KISARA  
Makoto KAMATA, Masahiro SATO, Takashi UENO  
Tatsuo KUMAGAI and Kazuo KUSAKA

### ABSTRACT

Ejector model tests were performed to determine possible configuration modifications of the two stage steam ejector of NAL's rocket engine altitude simulation test facility to obtain lower zero-secondary-flow capsule pressures. The loss of the suction performance, at high secondary flow, which is the result of modifications, should be minimal. The Configuration parameters which were tested, were ejector second throat area, relative distance of nozzle exit and diffuser inlet plane, nozzle area ratio, nozzle throat area, and ejector shroud geometry. Three configurations were selected for the final tests and satisfactory results were obtained on 1/8.6 linear scale models. The method of predicting the starting pressure ratio at zero secondary flow, which was developed by German et al., and the piecewise uniformity approach for predicting performance at high secondary flow, which was developed by Fabri et al., were shown to be useful as a guide.

### 1. ま え が き

高膨脹ノズルをもつ上段用のロケットエンジンの地上燃焼試験設備には、エンジンの燃焼ガスを作動流体とする超音速デフューザの下流に蒸気エゼクタ等の排気装置がしばしば用いられる。この用途の蒸気エゼクタは、エンジン着火前、すなわちエゼクタの吸込流量なし（零二次流）のときの低圧室圧力の要求を満足し、かつ、燃焼時の高二次流時において超音速デフューザがスタートするに十分な吸込性能をもっていなければならない。極端に離れた2つの作動点の両方で良好な性能を示すエゼクタの設計は一般的には困難である。

航空宇宙技術研究所の高空性能試験設備（以下ではNAL-HATSと略称する）の2段式蒸気エゼクタにおい

ては、使用蒸気量および蒸気圧力の制約と実験データの不足から、高二次流時の吸込性能に重点をおき、零二次流時には背圧依存モードで約50 torrの吸込圧を得る設計をおこなった。実際に試験をした結果、零二次流時に第1段エゼクタがスタートとブレイクダウンをくり返すことによって低圧室圧力が20～40 torrのあいだで変動することが観察された。この変動をなくするために、第1段エゼクタの2次側に大気より約3 kg/sの空気を流し込み、それによって安定な着火前圧力約30 torrを得ている。Nロケット第2段用LE-3型エンジンの試験においては現NAL-HATSのエゼクタ系の性能は十分であるが、より高膨脹の技術試験用アブレイティブエンジンの試験などに対処するためには、零二次流時の低圧室圧力を10 torr程度にすることが望ましい。零二次流時の低圧室圧力の要求は、主としてエンジン着火時およびエンジンの停止時に軽量ノズルに過渡的にかかる外圧を許容範囲内におさえることからでてくるものである。こ

\* 昭和54年1月29日受付

\*\* 角田支所

\*\*\* 元角田支所、現宇宙開発事業団

の実験の主な目的は、高2次流時の吸込性能の犠牲を最小限にして、着火前の低圧室圧力を10 torr以下にするようにNAL-HATSのエセクタ系を改修する方法の可能性をモデル試験によって調べることである。NAL-HATSの蒸気エセクタのもうひとつの特徴は、従来のエセクタ形状に比較して約65%程度の長さを持っていることである。供試エンジンの推力が数トン以上になるとすべての装置配管類の寸法が大きくなり、わずかのエセクタの長さの節約も整地費等を含めて施設費の大きな節約となる事を考慮したからである。この故に、改修に当っては従来の蒸気エセクタの実験データを直接利用することが困難であり、種々のモデルを製作しそれを試験するという手法をとることとした。

3) エセクタの設計計算法としてはFabriらの1次元解析、あるいは1次元および混合領域の2次元性を考慮した<sup>4)</sup> Chow & Addyの方法が広く用いられている。1次元解析は、一定断面積のシュラウドをもつエセクタにのみ適用可能であり、またChow & Addyによって指摘されているように低2次流域では実験と良い一致を示さない。しかしChow & Addyの方法も、シュラウド角部の取り扱いや、蒸気の凝縮性から、筆者らには簡単に使用できるようにはみえない。ロケットエンジンの高空性能試験用のエセクタは前述のように零2次流時と高2次流時の2つの作動点において満足に作動することが先ず第1に必要である。従って、零2次流時には、蒸気を作動流体とする超音速デフューザとみなし、このデフューザがスタートする条件と、高2次流における吸込性能の要求を満足する条件とを、実験パラメタの少い、計算時間が短い方法で計算することによってエセクタの主要寸法を決定した後、スケールモデルを用いた実験によってその性能を確かめるといふ設計方法が成立する。高2次流域でFabriらの方法を、零2次流のスタート条件として<sup>5)</sup> Germanらの方法を用いた場合の設計方法としての有効性を確かめることが本実験の第2の目的である。

#### 使用記号

A	断面積
D	直径
L	長さ
$\dot{m}_p$	1次流の流量(水蒸気)
$\dot{m}_s$	2次流の流量(空気)
P	圧力
$P_b$	エセクタ背圧
$P_c$	零2次流時の吸込圧
$P_{op}$	蒸気ノズル圧

$P_{o,s}$	エセクタ吸込圧
$(P_{op}/P_b)_B$	ブレークダウン圧力比
T	温度
$X_{NE}$	ノズル出口面とデフューザ入口面との相対位置 (図16参照)
$\theta$	角度
$\theta_{ST}$	セカンドスロート入口なめり部半頂角
$\theta_{SB}$	超音速デフューザ部半頂角
$\mu$	流量比 $\dot{m}_s/\dot{m}_p$
$r_p$	蒸気の比熱比(超音速領域)
$r_{p,sub}$	同上(超音速領域)

#### 添次および上つき記号

*	ノズルスロート
1	第1段エセクタ
2	第2段エセクタ
D	デフューザ入口円筒部
NE	ノズル出口
ST	セカンドスロート一定断面積部

#### 主なエセクタ形状記号

HATS 1E	航技研ロケットエンジン高空性能試験設備の第1段エセクタ
HATS 2E	同上, 第2段エセクタ
N2-ST1	ノズルN2(図15)とセカンドスロートST1(図2)の組合せ, HATS 1Eの1/8.6スケールにほぼ等しい形状
N22-2E	HATS 2Eの1/8.6スケールにほぼ等しい形状(図28)
N21-2EM	N22-2Eよりもノズルスロート径10%, セカンドスロート径5%増の形状(図15)

その他の形状記号と主要寸法は図2, 3, 15, 24, 28を参照

#### 略語

NAL-HATS	航技研ロケットエンジン高空性能試験設備
N	ノズル
ST	セカンドスロート
CB	センタボディ

## 2. 実験装置と実験方法

実験装置は図1に示すように、ボイラ、蒸気アキュムレータ、調圧システムを含む蒸気配管系と2段式蒸気エセクタからなる。ボイラおよびアキュムレータは既設の

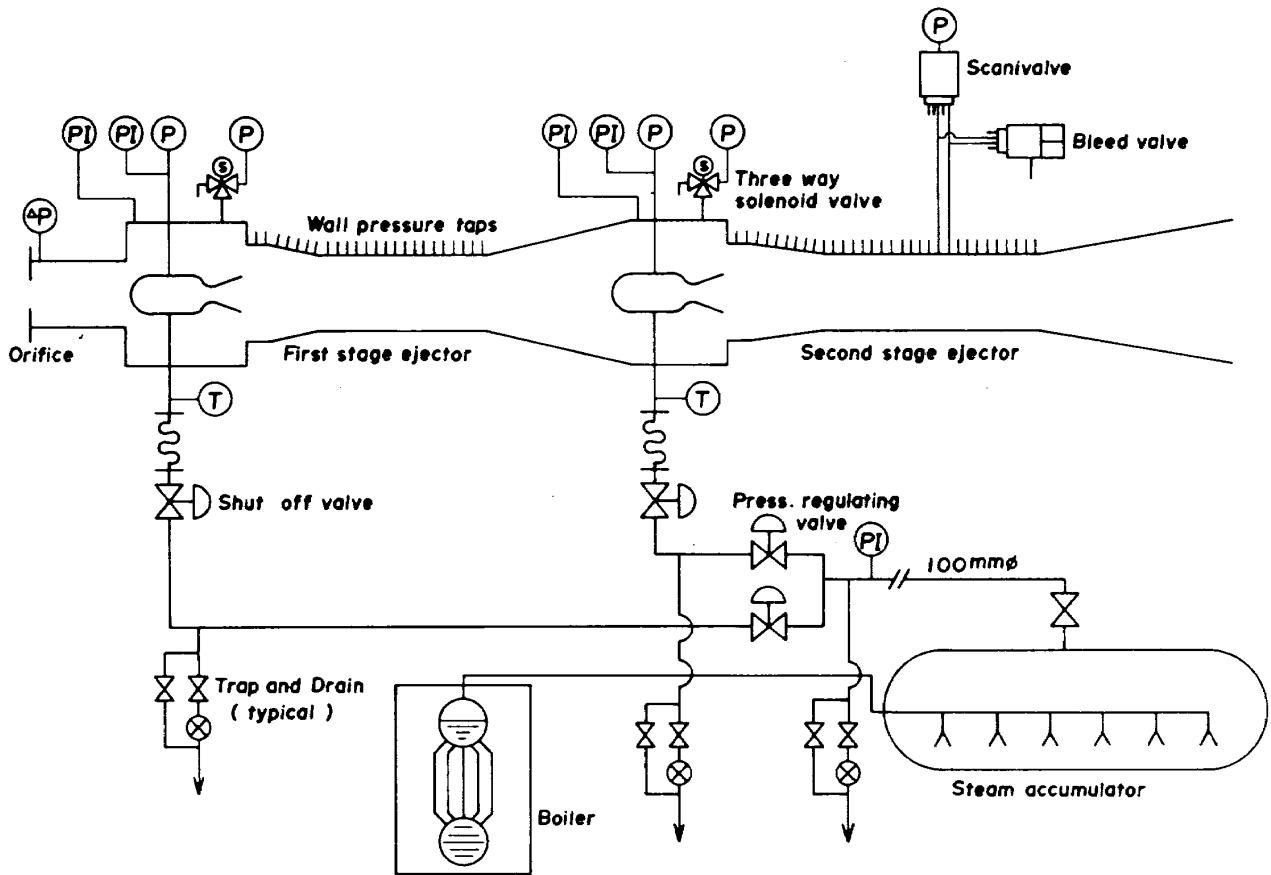


図1 実験装置系統図

NAL-HATSの装置を用いた。アキュムレータは既設の4基のうち1基を用いた。100 mmの蒸気配管を通った蒸気はそれぞれ口径80 mmおよび65 mmの圧力制御弁によって調圧され、それぞれ第2段および第1段蒸気ノズルに導かれる。図1には計測点も示す。Pは圧力Tは温度であり、PIは制御盤の監視計器に表示される圧力をあらわす。計測にはNAL-HATSの計測システム<sup>1)</sup>を用いた。

実験に先立ち、ボイラによってアキュムレータを30 kg/cm<sup>2</sup>G以上に昇圧し、蒸気配管のウォミングアップを約1時間かけておこなう。その後、配管内のドレンをさらに少くするため、2次空気量測定のためのオリフィスを外して16 kg/cm<sup>2</sup>G以上の圧力でエゼクタを約1分間作動させる。エゼクタを通してのドレン抜きの直後に実験をおこなう。第1段の性能を求める標準的な手順は、第2段蒸気圧を12 kg/cm<sup>2</sup>Gに設定し、第1段の蒸気圧を約8 kg/cm<sup>2</sup>Gから約16 kg/cm<sup>2</sup>Gまでゆっくりと増加させ、再びゆっくりと蒸気圧を減少させ、そのあいだの第1段および第2段の吸込圧の変化を測定することである。エゼクタの始動および停止時に低圧用の導圧配管内に水が凝縮し、正確な圧力測定ができないので、低圧

用の導圧配管に三方電磁弁を用い、測定範囲でのみ圧力計に接続し、始動および停止時には大気よりわずかな量の空気をエゼクタ内に流し込んだ。吸込空気量が零のときには、特に凝縮し易く、連続測定は低圧室圧力が蒸気圧変化につれて減少する場合に限られた。

供試モデルは、NAL-HATSの第1段エゼクタの1/8.6リニアスケールのもを基準とし、それから幾何学的形状を変化させて実験をおこなった。零2次流時に第1段のブレイク・ダウン圧力比を求めるためには、先ずスタートしなければならないので、第2段の吸込性能を現状のNAL-HATSの第2段エゼクタの縮小モデルよりも改善した方が便利であるので、第2段は1/8.6スケールの寸法を基準にしてノズルスロート径を10%増、セカンドスロート径を5%増とした。以下に述べる大部分の実験は第2段エゼクタを上記の寸法(N21-2EMと呼ぶ)を用いた。第2段にNAL-HATSの実機との寸法比より大きな寸法のものを用いたことは、1段+2段連動の直接のモデル試験としては不相当ではあるが、2段式エゼクタの第1段の改修の候補案を求めるためのモデル試験としての意味は十分にあるものと思われる。このようにして選定した候補案を後に製作された第2段の

1/8.6 スケールモデル (N22-2E, 図 28 参照) と組み合わせることによってスケールモデル段階での最終的な性能確認をおこなった (3.4 節を参照)。モデルの主要寸法は実験結果の項で述べる。

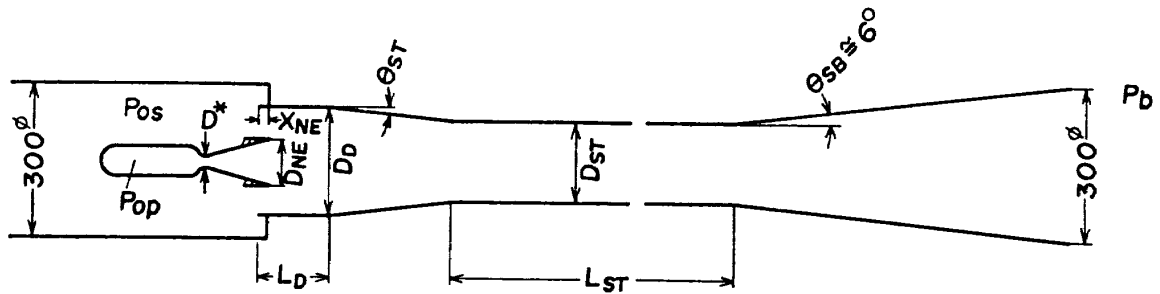
### 3. 実験結果

#### 3.1 セカンドスロート部断面積の減少の効果

図 2 に供試モデルの一部と主な記号を示す。零二次流

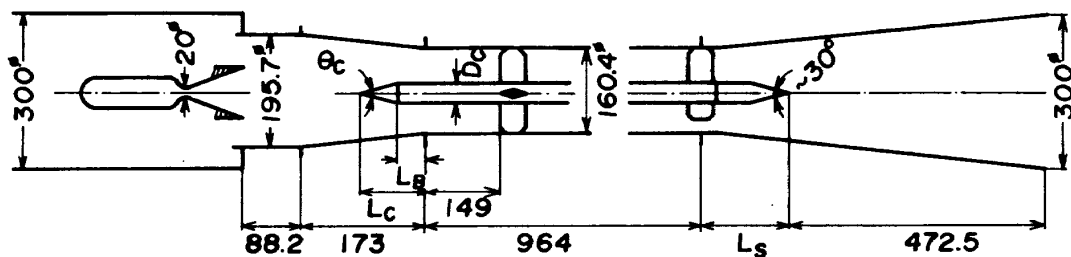
すなわち、吸込流量なしのエゼクタのスタート圧力比を下げる最も有効な方法はセカンドスロート断面積比 ( $A_{ST}/A^*$ ) を小さくすることであるから<sup>5,6)</sup>、図 2 に示す各種断面積の第 1 段セカンドスロート部を用意し、同一の蒸気ノズル N2 と組合せた。図 2 の ST1 が NAL-HATS の第 1 段エゼクタの 1/8.6 スケールに相当する。ST1 のセカンドスロートに比べてその断面積が小さいセカンドスロート ST2~ST4 を交換して実験をおこなった。

セカンドスロート部断面積を小さくするためには、内



	Second stage	First stage			
	N21-2EM	N2-ST1	ST2	ST3	ST4
D* (mm)	38.1	20.			
$A_{NE}/A^*$	5.56	10.7			
$X_{NE}$ (mm)	13.8	39.6			
$\theta_{ST}$ (deg)	5.17	5.8			
$D_D$ (mm)	217.3	195.7			
$L_D$ (mm)	130.3	127.8			
$L_{ST}$ (mm)	997.5	955	906	855	803
$D_{ST}$ (mm)	165.9	160.4	155.3	150.1	144.6
$A_{ST}/A^*$	19.0	64.3	60.3	56.3	52.3
$A_{ST}/A_D$	0.58	0.672	0.603	0.588	0.547

図 2 セカンドスロートの効果を調べるために用いたモデル



Code	$\theta_c$ (deg)	$D_c$ (mm)	$L_B$ (mm)	$L_C$ (mm)	$L_S$ (mm)	$A_{ST}/A^*$
CB1C3	31.1	40.5	58	133.8	175	60.22
CB2C12	31.2	57.0	101.2	207.6	206	56.20
CB2C13	29.9	57.0	61	167.3	206	56.20

図 3 センタボディ主要寸法

部にセンタボディを挿入する方法も考えられる。図3に試験をおこなったセンタボディの主要寸法を示す。セカンドスロート ST1 の内部に挿入したときに、セカンドスロート部の断面積が、図2のST2およびST3と等しくなるようなセンタボディ CB1 および CB2 を製作した。

3.1.1 第2段エゼクタ N21-2EM の特性

図4に第2段エゼクタの単独の特性を吸込圧  $P_{0s}$  対蒸気ノズル圧  $P_{0p}$  の関係として示す。2次空気流量  $\dot{m}_s$  が小さいとき、エゼクタの特性は零2次流の場合と同様な変化をする。 $P_{0p}$  の増加に伴って  $P_{0s}$  は減少するが、ある  $P_{0p}$  以上では  $P_{0s}$  は  $P_{0p}$  にほぼ比例して増加する。この  $P_{0p}$  の値をエゼクタの背圧  $P_b$  で割った値を最小スタート圧力比又は単にスタート圧力比と呼ぶ。最小スタート蒸気圧以上の値から  $P_{0p}$  を減少させると  $P_{0s}$  は  $P_{0p}$  に比例して減少するが、ある  $P_{0p}$  の値以下では逆に  $P_{0s}$  は増加する。この  $P_{0p}$  の値をエゼクタの背圧で割った値をブレークダウン圧力比と呼ぶ。図4で零2次流 ( $\dot{m}_s = 0$ ) の場合、 $P_{0p}$  が 12 ~ 15 kg/cm<sup>2</sup>, a のあいだでスタートとブレークダウンをくり返すことによる  $P_{0s}$  の変動がみられる(斜線部分)。 $\dot{m}_s$  を増加させると大幅な吸

込圧の変動はなくなりスタートまたはブレークダウンの圧力比も低くなる。さらに  $\dot{m}_s$  を増加させるとスタート圧力比は  $\dot{m}_s = 0.7$  kg/s 付近から再び増加し、スタート圧力とブレークダウン圧力の差(ヒステリシス)がみられる。 $\dot{m}_s = 1.2$  kg/s 以上では、吸込圧の高いレベルのスタートに似た変化が  $P_{0p} = 13$  kg/cm<sup>2</sup>, a 付近であらわれる。なお、この場合の背圧は大気圧であり、吸込空気温度は約 9°C であった。

図5に設計蒸気圧 13 kg/cm<sup>2</sup> における第2段エゼクタの特性を  $P_{0s}$  と2次空気流量  $\dot{m}_s$  の関係で示し、Fabri<sup>3)</sup>らの理論と比較した。理論計算ではエゼクタ入口のなめ部はないものとし、セカンドスロートと同一の一定断面積をもつものとしている。蒸気の比熱比としては飽和蒸気を用いた。図には NAL-HATS エゼクタ第2段の2次流量を (8.6)<sup>2</sup> で割ってスケールリングをおこなった値 ( $\Delta$ ) とその 1/8.6 スケールモデルの実験値 ( $\nabla$ , N22-2E 図28 参照) も示した。予想通り N21-2EM の性能は低2次流域では改善されている。しかしながら  $\dot{m}_s$  0.8 kg/s 以上では N22-2E と N21-2EM の性能の差はきわめて少なく、NAL-HATS のエゼクタの性能に近い値を示している。第2段高2次流域で N21-2EM と

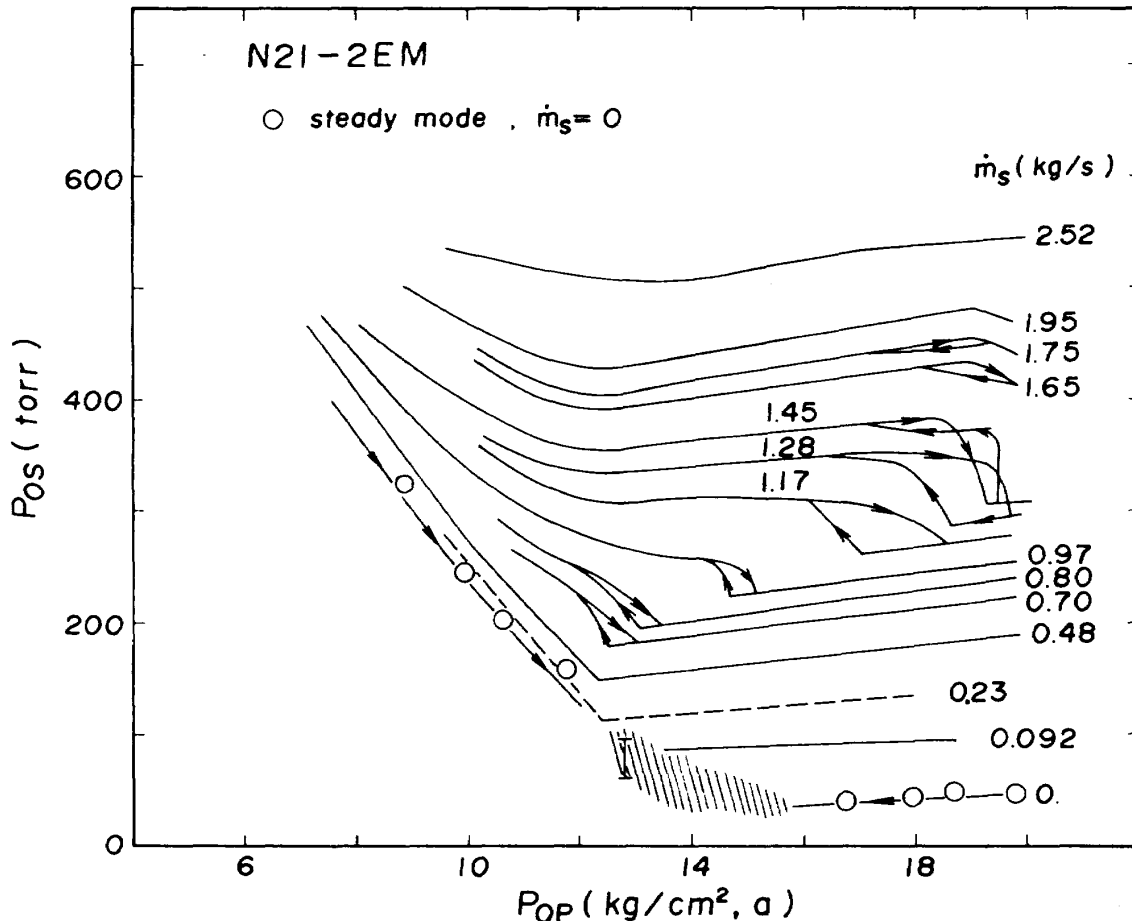


図4 第2段2EMの特性

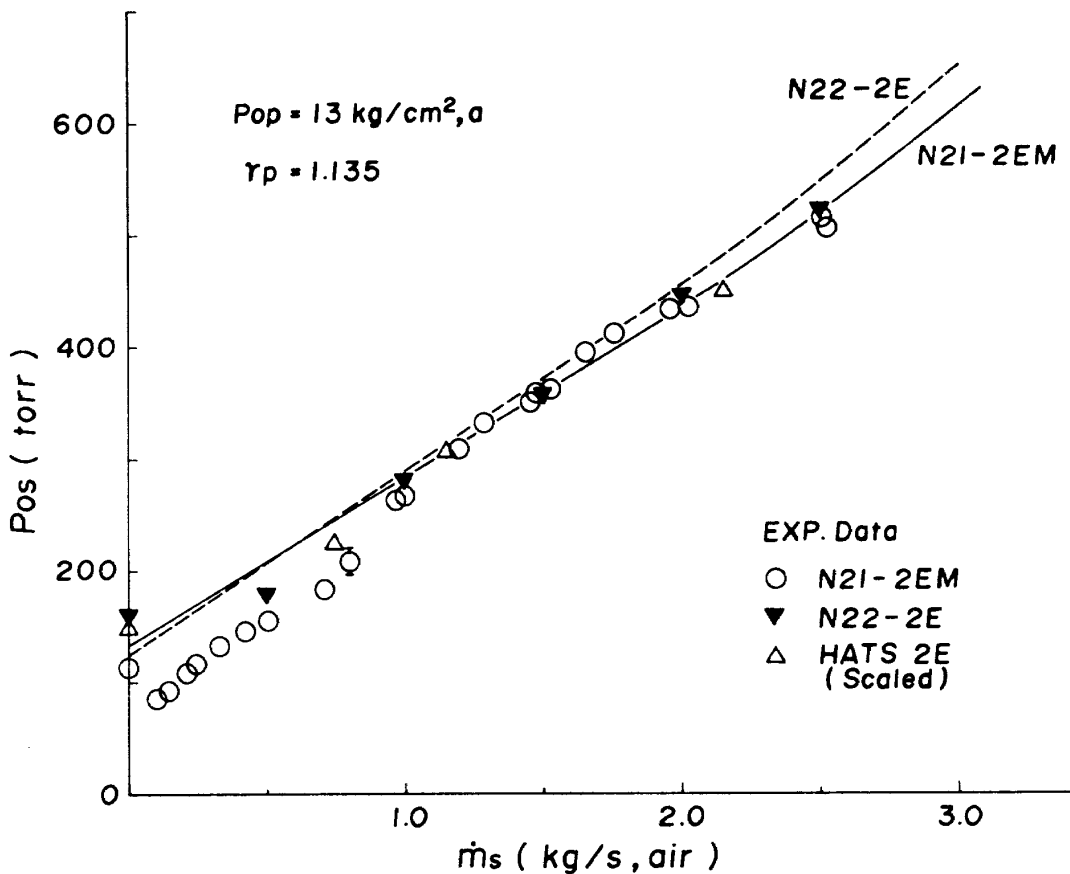


図5 第2段吸込性能の比較

N22-2Eの性能にあまり差のないことから、N21-2EMを用いた1段2段の連動の試験データはNAL-HATSエセクタの改修のための候補案をしぼるためには有効であろうと判断された。

### 3.1.2 セカンドスロートの効果

図6にセカンドスロートST1を用いたときの2段式エセクタの特性の1例を示す。 $P_{0s1}$ は第1段吸込圧であり、 $P_{0s2}$ は第2段吸込圧である。2次空気量が零のときは導圧配管内での水蒸気の凝縮のために増加する吸込圧の連続的な測定は困難であったので、 $P_{0p1}$ の減少する方向にのみ吸込圧の連続測定をおこなった。図中△および○印のデータ点は定常状態において、図1に示した3方電磁弁を用いて取得したものであるが、 $P_{0p1}$ の減少する方向で取った連続測定データと良好一致を示している。予想通り $P_{0p1} = 13 \text{ kg/cm}^2, a$ では第1段の零2次流スタートは得られていない。 $P_{0p1} \cong 18 \text{ kg/cm}^2$ において始めてスタートする。図中の矢印はブレイク・ダウン時の $P_{0p1}$ を示す。同様な実験をST2～ST4についておこなった結果を零2次流の場合について示したのが図7である。各セカンドスロートについてのブレイクダウン圧

力比を矢印で示した。ST2では $11 \sim 14 \text{ kg/cm}^2, a$ の範囲の蒸気圧ではスタートしないことがわかる。ST3ならびにST4では設計蒸気圧 $13 \text{ kg/cm}^2, a$ で十分スタートする。

上の結果をブレイクダウン圧力比対セカンドスロート断面積比 $A_{ST}/A^*$ としてまとめたのが図8である。○印の実験点は零2次流の場合であり、△印は $0.09 \sim 0.2 \text{ kg/s}$ の空気を2次流とした場合である。2次流によってスタートまたはブレイクダウン圧力比を大幅に下げることができるが、その時の吸込圧力は当然高くなる。図中にはセカンドスロートデフューザのスタートまたはブレイクダウン圧力比を求めるGerman<sup>5)</sup>らの方法による計算結果も合せて示した。飽和蒸気の比熱比1.135を用いると、実験値よりはやや高目になるが計算値は設計計算としては安全側になり、実用性はあるものと考えられる。

さて、上記のようにセカンドスロート断面積を小さくすることによって第1段の零2次流時の吸込性能は改善されることはわかったが、高2次流時における性能はどのようであろうか。図9にST1とST4の高2次流範囲までの吸込性能の比較をおこなった。高2次流域においてもST4の吸込性能はST1を用いた場合よりも悪くはなら

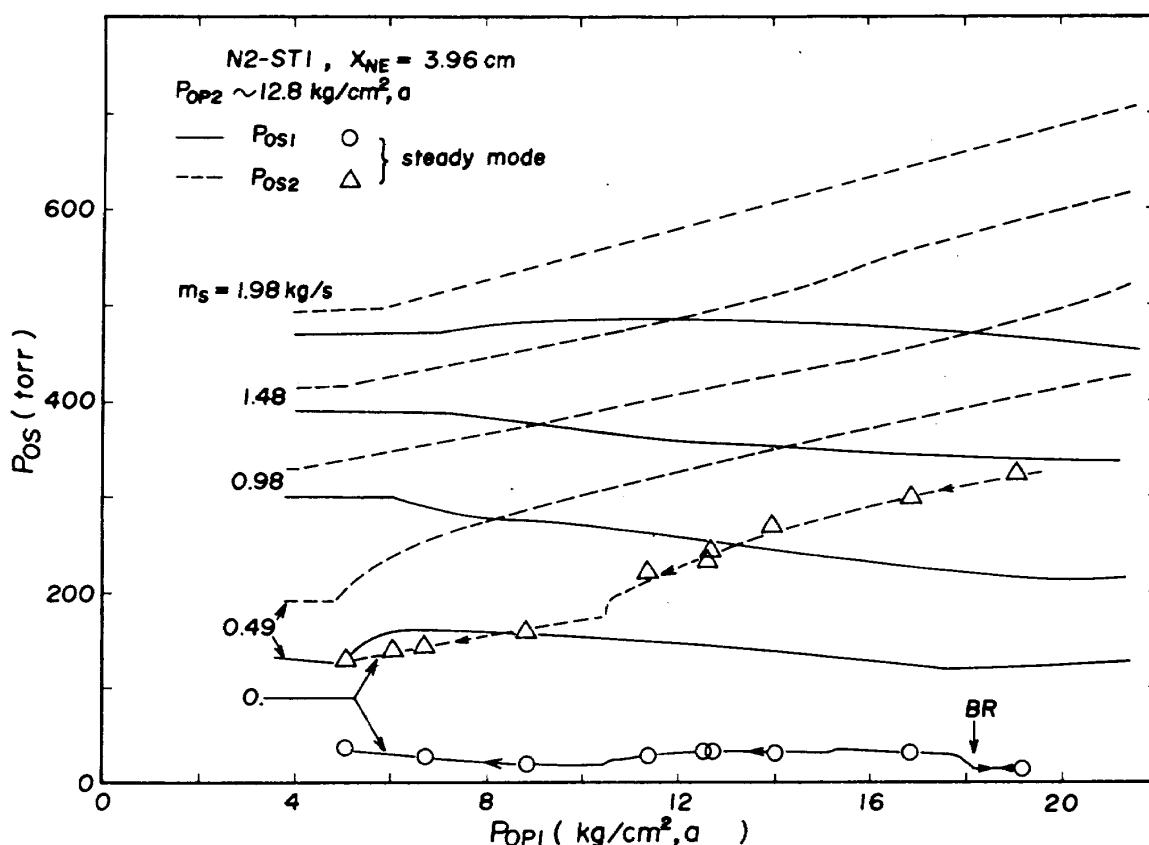


図6 2段式エゼクタの特性 (N2-ST1)

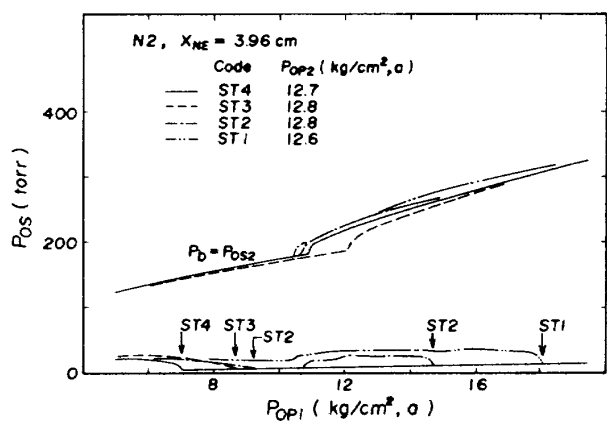


図7 零2次流時の2段式エゼクタの特性

ないことがわかる。同図にHATS 1Eで示されている実験点はNAL-HATSの2段式蒸気エゼクタの第1段に対する2次流量を $(8.6)^2$ で割ってスケールをおこなってプロットしたものであるが、このうち、高2次流域の1点がN2-ST1のデータとかけはなれている。この原因は、不明であるが、第2段をNAL-HATSエゼクタの $1/8.6$ スケールとした実験(3.4節参照)においても同様な傾向を示すことから、フルスケールの実験時の測定値のあやまりである可能性が高い。

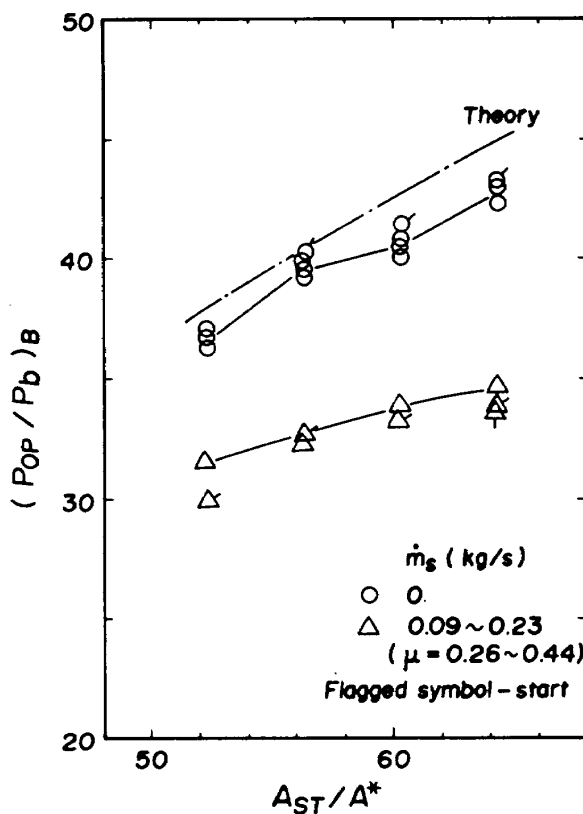


図8 各セカンドスロートに対するブレイクダウン圧力比



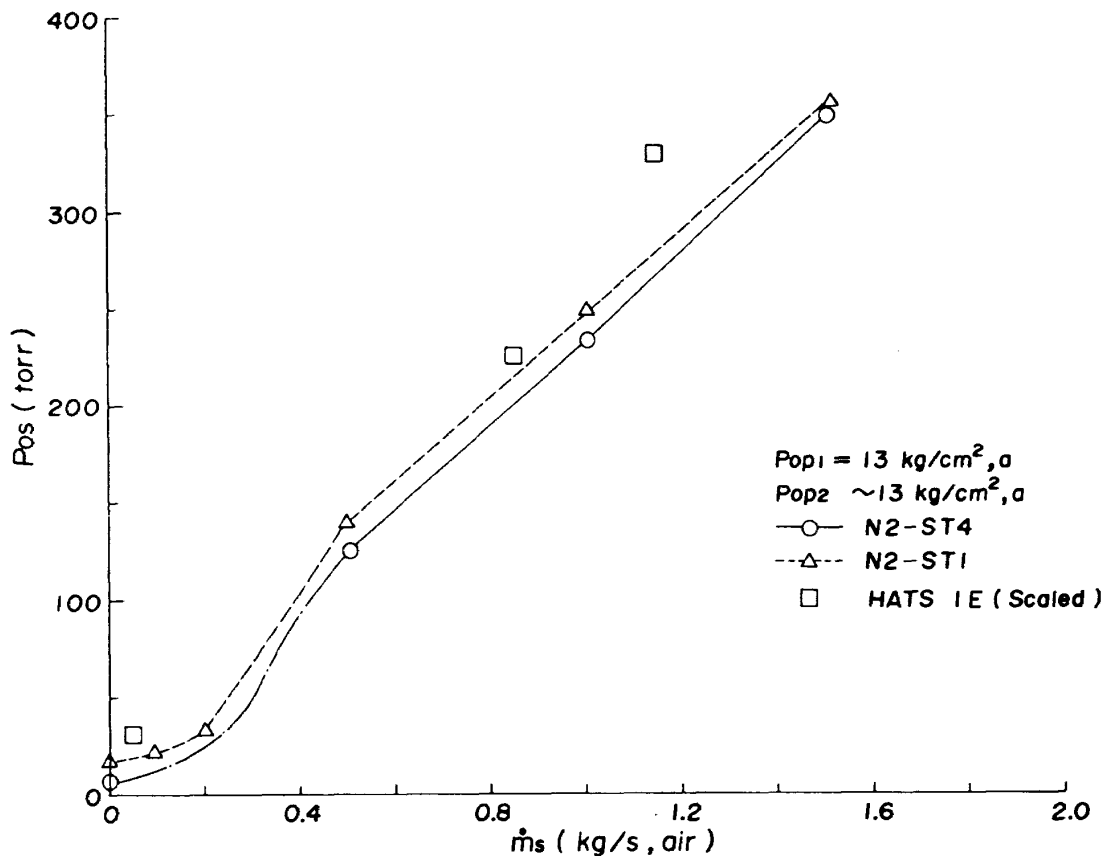


図9 2次流ありの場合のST1とST4の性能の比較

図10および図11にN2-ST1およびN2-ST4の形状の実験値と一定断面をもつシュラウドを仮定した計算<sup>1,3)</sup>とを比較した。図10の各線はN2-ST1の形状に対して計算したエセクタの特性線図であり、背圧 $P_b$ が十分低く、1次流と2次流の混合後の流れが超音速、すなわち超音速作動領域にあれば、図の対角方向の線によって吸込特性があらわされ、また、混合後の流れが亜音速の場合には、2次流量と背圧によって吸込圧力が決定されることを示すものである。○印はN2-ST1の形状に対する実験値であり、□印はHATS 1Eのデータをスケールリングしたものである。△および△は、第1段エセクタの背圧の測定値からそれぞれ○印および□印に対応する2次流量において、特性線図から求めた吸込圧を示したものである。特性線図の算出にあたって、超音速作動領域では飽和蒸気の比熱比を用い、亜音速作動領域では加熱蒸気の比熱比( $\gamma_{p, sub}$ )を用いた方が、実験値とより良い一致をする。比熱比の値の選択には何ら理論的根拠はなく、単なる簡便法として用いたものである。図10よりN2-ST1の形状では、蒸気圧力 $13 \text{ kg/cm}^2, a$ においては亜音速作動領域にあり、図11よりN2-ST4では超音速作動領域にあることがわかる。従って、N2-ST1

においては背圧があたえられて始めて特性線図から計算値が求められるのに対して、N2-ST4では計算値は対角方向にのびる線であらわされることになる。計算をおこなった2種の形状について、2次空気量 $\dot{m}_s > 0.5 \text{ kg/s}$ 以上ではある程度計算値と実験値は一致しているとみなすことができる。

### 3.1.3 センタボディの効果

セカンドスロート部断面を小さくするもうひとつの方法としてセカンドスロートの一定断面積部をより小さな断面をもつ別のものに取りかえる代わりに、既存のセカンドスロート一定断面積部にセンタボディを挿入する方法が考えられる。図3はセカンドスロートST1の内部にセンタボディCB1およびCB2を挿入したときの形状を示すものである。センタボディの先端部は半頂角約 $15^\circ$ の円錐からなっている。

図12にST3と同一のセカンドスロート部断面をもつCB2の零2次流時の吸込性能を示す。各形状についてのブレークダウン時の第1段蒸気圧力を矢印で示す。先端部の円錐の位置によってスタート時の蒸気圧力は大きく影響されること、および、同一の断面積のセカンド

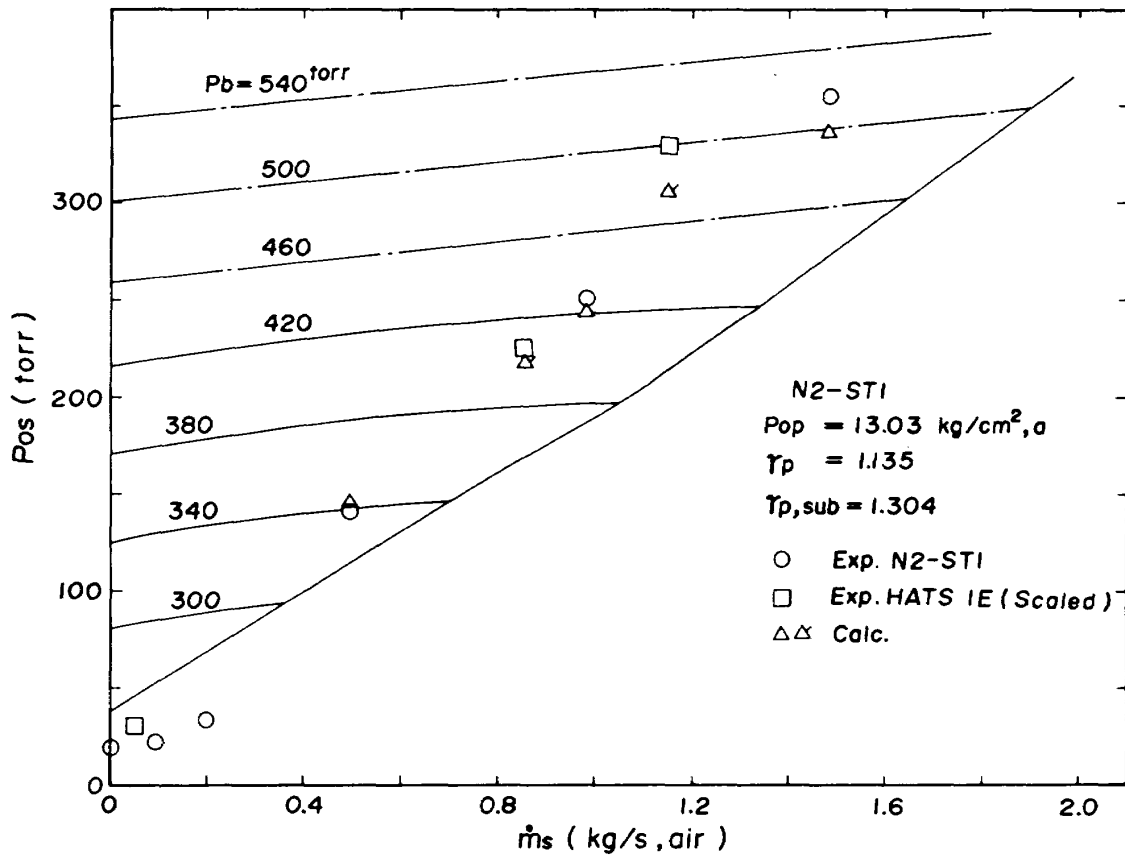


図 10 高 2 次流域における計算値と実験値の比較

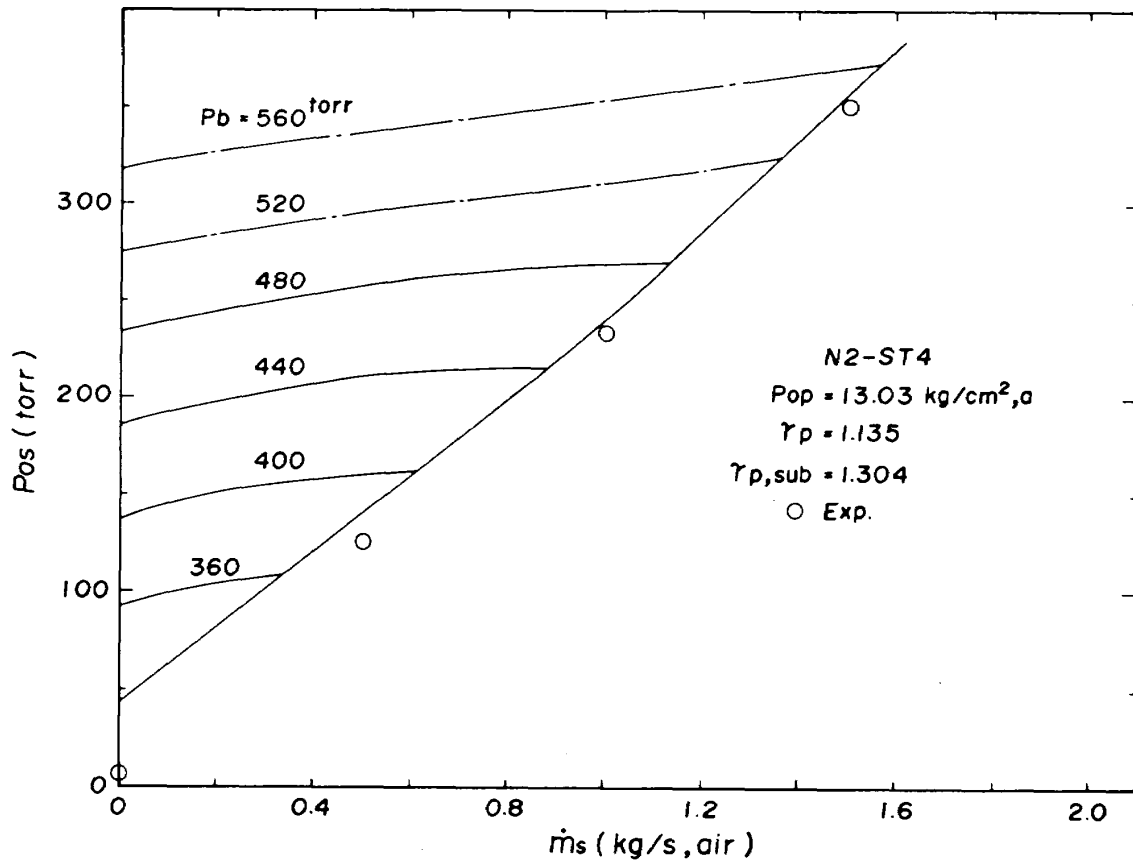


図 11 高 2 次流域における計算値と実験値の比較

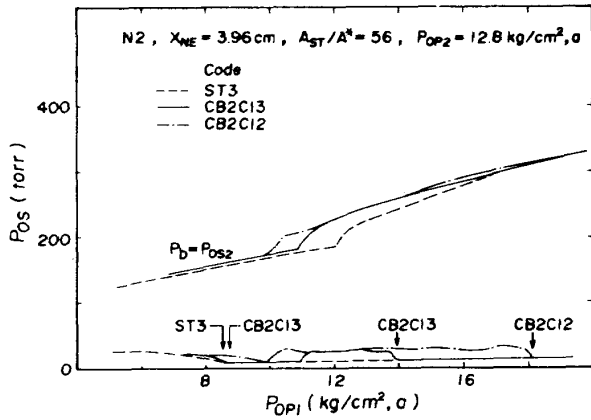


図 12 センタボディとセカンドスロートの零 2 次流時の吸込性能の比較

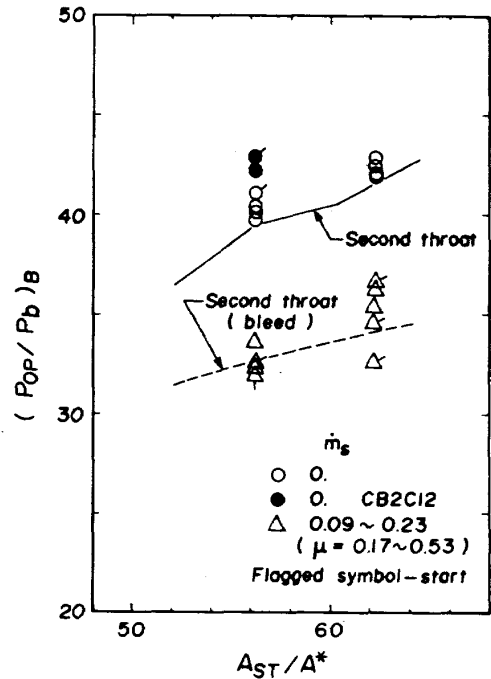


図 13 センタボディを用いた場合のブレイクダウン圧力比

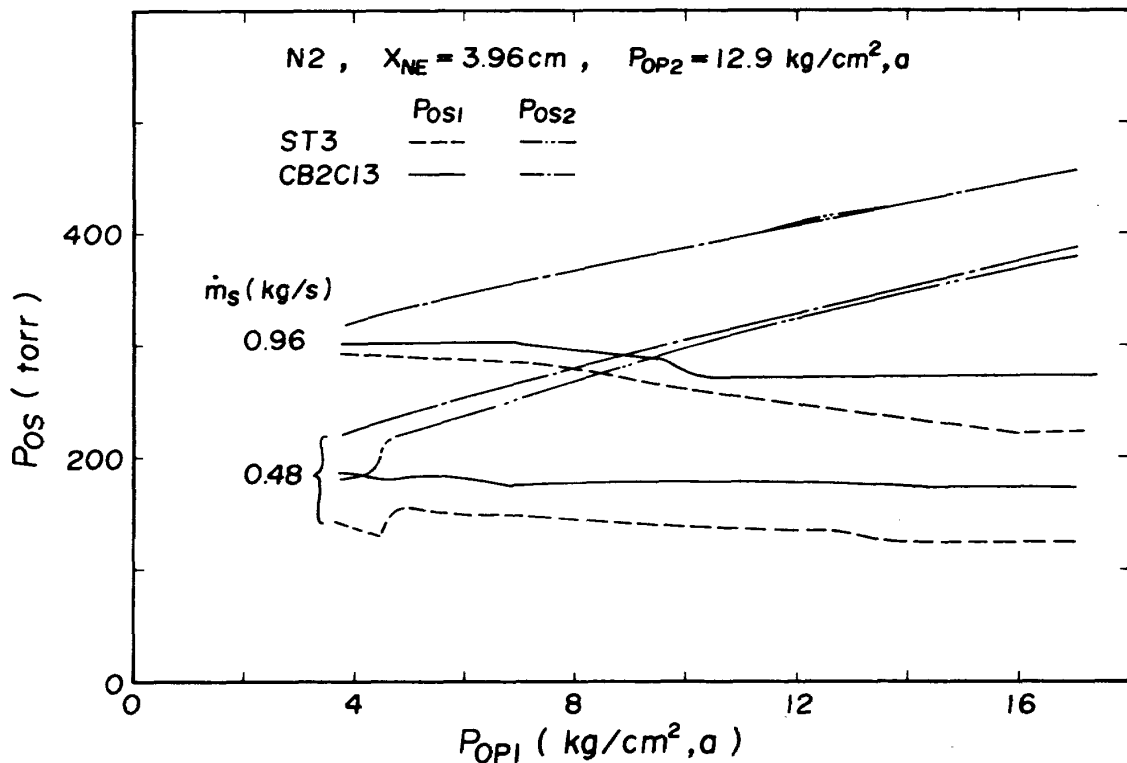


図 14 2 次流ありの場合のセンタボディとセカンドスロートの形状についての吸込性能の比較

スロート ST3 に比べて実験をおこなった形状のセンタボディのスタート性能は良くなることがわかる。実験をおこなった最も良い形状 CB2C13 においても、第 2 段の吸込性能が悪化する  $P_{op1}$  11 ~ 14  $\text{kg/cm}^2, a$  の範

囲でスタートしていない。図 13 にセンタボディを用いた場合のブレイクダウン圧力比を、セカンドスロートの場合と比較して示す。

以上のように零 2 次流時のスタート性能はセカンドス

ロートの場合と比較してセンタボディを用いた場合には劣ることが示されたが、図14に示すように、2次流量のある場合にも用いたセンタボディでは吸込性能は劣るということがわかる。

### 3.2 その他の2次的パラメタの効果

前節ではエゼクタのセカンドスロートの断面積を小さくすることによって零2次流時のスタート条件を得る事を試みた結果について述べたが、ここではノズル出口面位置、ノズル開口面積比ならびにノズルスロート径を変えた場合の吸込性能の変化の傾向について述べる。図15に実験をおこなった形状の主要寸法を示す。第2段は前節の形状(N21-2EM)を用いた。

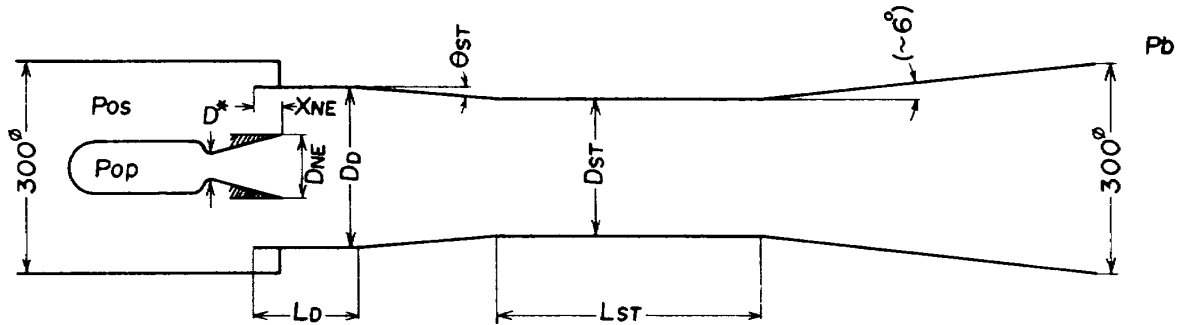
#### 3.2.1 ノズルとデフューザの相対位置の効果

図16にN2-ST4の形状においてノズル出口面とデフューザ入口面との相対位置が零2次流時の吸込圧 $P_c$  ( $P_c$ は $\dot{m}_s = 0$ のときの $P_{0s}$ をあらわすものとする)とブレイクダウン圧力比に及ぼす効果を示す。ノズルとデフューザの相対位置が適当な範囲にあれば、 $P_c$ は一定の低いレベルを示すことがわかる。ある程度以上ノズル出口面を下流へ移動させると $P_c$ は上昇する。このことは古くから知られており、 $P_c$ の上昇はジェットとセカンドスロート入口なめり部との干渉によるものとされている。

また、ノズル出口面を上流側へ後退させると同様に $P_c$ は上昇する。ジェットがデフューザにのみこまれなければならないので自動的に $P_c$ は上昇するものと考えられる<sup>8)</sup>。最小低圧室圧力を、蒸気ノズルからデフューザ入口平行部まで比熱比1.135の蒸気が等エントロピ的に膨張した静圧として計算したときの最適ノズル位置の範囲を図16に一点鎖線で示す。実際の最適ノズル位置の範囲は上記の簡単な計算のそれよりもせまい。窒素ガスによる実験ではノズル位置によってブレイクダウン圧力比がわずかに変化したが、蒸気による今回の実験ではノズル位置によるブレイクダウン圧力比の変化はほとんどなかった。N2-ST4の形状では最小吸込圧約8 torrという値が得られた。NAL-HATS第1段エゼクタの $X_{NE}$ は40.7mmに相当するので、ノズルを上流側へ移動させることによって零2次流時の性能向上が期待できる。

#### 3.2.2 ノズル開口面積比の効果

ノズル開口面積比の効果をしらべるために、図15のN1, N2, N7, N6で示すスロート径が約20mmのノズルとセカンドスロートST4を組み合わせた形状で実験をおこなった。図17にノズル開口面積比がブレイクダウン圧力比におよぼす効果を示す。なお、N6-ST4の形状は第2段N21-2EMと組み合わせる場合スタートしなかった。ノズル開口面積比を大きくすると零2次流時のブレ



	Sec. stage 2EM	First ST1	stage ST4
$X_{NE}$ (mm)	13.8	39.6	Optimum
$\theta_{ST}$ (deg)	5.17	5.8	5.8
$D_D$ (mm)	217.3	195.7	195.7
$L_D$ (mm)	130.3	127.8	127.8
$L_{ST}$ (mm)	997.5	955.	803
$D_{ST}$ (mm)	165.9	160.4	144.6
$(L/D)_{ST}$	6.01	5.95	5.55
$A_{ST}/A_D$	0.58	0.672	0.547

Nozzle	$D^*$ (mm)	$A_{NE}/A^*$	$\theta_{NE}$ (deg)
First stage			
N1	20.	25.	15.0
N2	20.	10.7	14.8
N7	20.1	5.01	14.8
N6	20.2	1.66	14.9
N8	26.1	9.84	15.4
N5	30.5	10.7	15.3
N9	35.5	10.5	15.0
Second stage			
N21	38.1	5.56	15.3

図15 2次的パラメタの効果調べるために用いたモデル

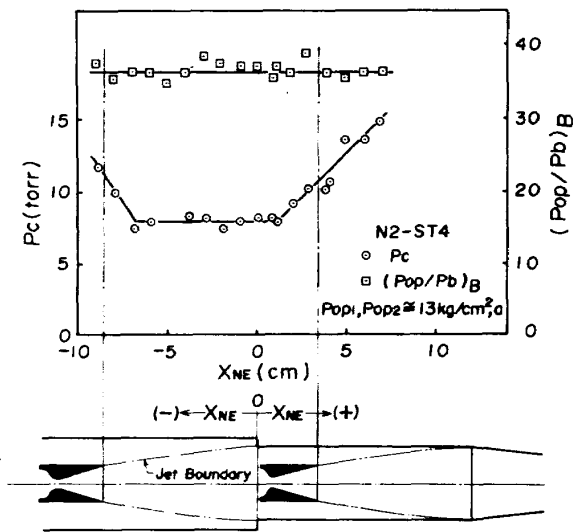


図 16 ノズルとデフューザの相対位置の効果

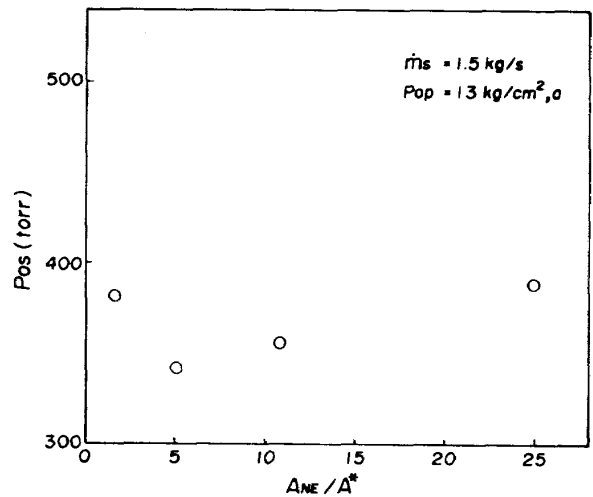


図 19 高 2 次流時の吸込圧におよぼすノズル開口面積比の効果

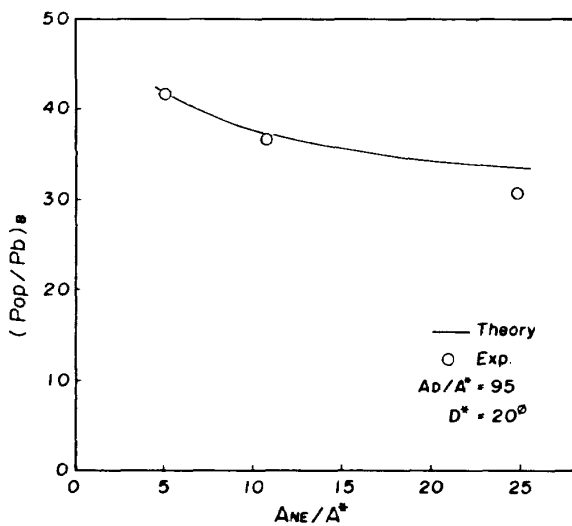


図 17 零 2 次流時のブレイクダウン圧力比 (ST 4)

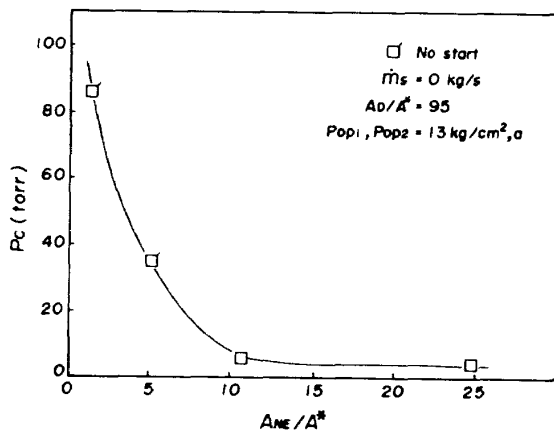


図 18 零 2 次流時の吸込圧におよぼすノズル開口面積比の効果

ークダウン圧力比はわずかに小さくなる。この傾向は German らの方法による計算値と一致する。零 2 次流時の吸込圧  $P_c$  は図 18 に示すように  $A_{NE}/A^*$  の増加によってわずかに減少する。蒸気圧  $13 \text{ kg/cm}^2, a$  では N7, N6 はスタートしていない。以上のようにノズル開口面積比を上げると、零 2 次流時の性能はわずかに改良されるが図 19 に示すように、高 2 次流時の性能はかえって悪くなる。高 2 次流時に 2 次流側の流路の断面積が小さくなることによるものである。

以上の結果から、ノズルスロート径を変えないで、ノズル開口面積比を大きくする改修案は有効ではないことがわかった。

### 3.2.3 ノズルスロート径の効果

零 2 次流時のスタートまたはブレイクダウン圧力比を下げるためにはノズル開口面積比その他の形状パラメータが不変ならば  $A_{ST}/A^*$  の比を小さくすることが最も有効である。3.1 節では  $A^*$  を変えないで  $A_{ST}$  を小さくしてスタート条件を得た。ここでは  $A_{ST}$  を固定して  $A^*$  を大きくした場合について実験をおこなった結果について述べる。 $A^*$  を大きくすれば当然第 1 段の蒸気流量が大きくなり、第 2 段に対する負荷も大きくなるので、問題はより複雑になる。

図 15 に示した N2, N8, N5 および N9 のノズルとセカンドスロート ST4 を組み合わせた第 1 段と N21-2EM を第 2 段として実験をおこなった。図 20 に零 2 次流時のブレイクダウン圧力比におよぼすノズルスロート径の効果を示す。ノズルスロート径を大きくすればスタート条件は容易に得られることがわかる。また実験値と計算値

の一致はきわめて良好である。しかしながら、図21に示すように、ノズルスロート径を大きくすれば、 $A_D/A^*$ の比が小さくなり、当然零2次流時の吸込圧は高くなる。また、ノズル開口面積比をほぼ一定にしているので、高2次流時に2次流側の流路の断面積は、スロート径の大きなノズルについては小さくなり、図22に示すようにスロート径の大きなノズルを用いた場合高2次流時の吸込

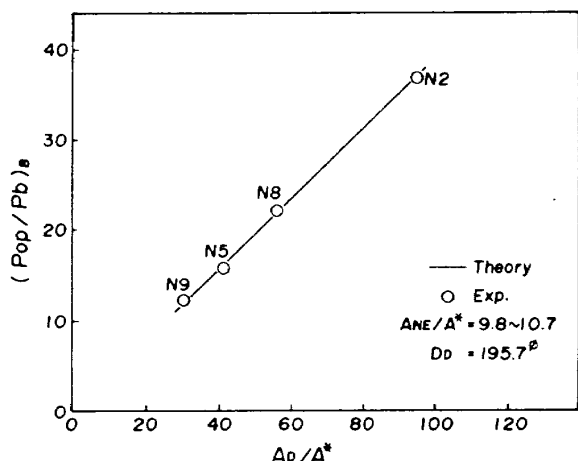


図20 零2次流時のブレイクダウン圧力比におよぼすノズルスロート面積の効果

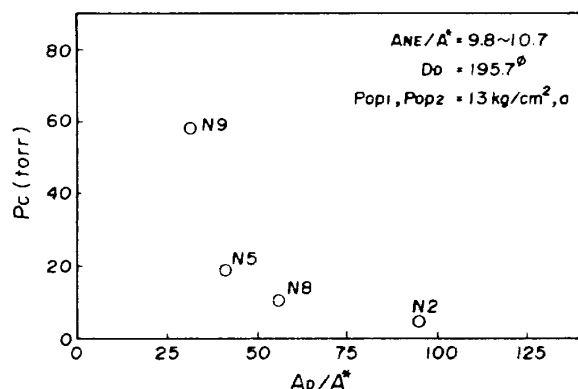


図21 零2次流時の吸込圧におよぼすノズルスロート面積の効果

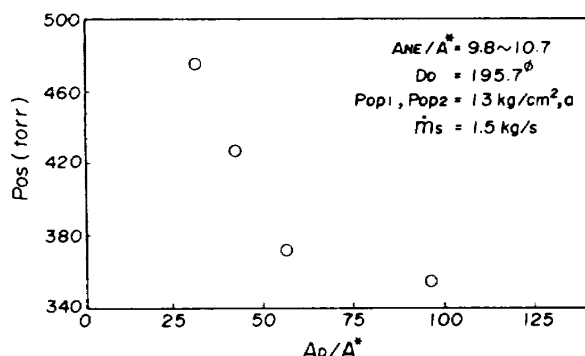


図22 高2次流時の吸込圧におよぼすノズルスロート面積の効果

性能は悪化する。

セカンドスロート径を現状のまま(ST1)にしてノズルスロート径を大きくする方法が改修候補となり得るためには、

- (1) 零2次流時にスタートしており、そのときの吸込圧が10 torr程度であること、
- (2) 高2次流時の吸込性能が大幅に悪化しないこと、および、
- (3) 全体の蒸気流量が大幅に増えないこと

の3条件が満足されねばならない。そこで、 $A^*$ がN2よりも大きなN8をST1と組み合わせ、第1段、第2段ともに蒸気ノズル圧を第1段のブレイクダウン時のそれよりもわずかに高い圧力まで下げて上記の3条件を満足することを試みた。図23には、今までの実験で最も良い性能を示したN2-ST4の形状と、蒸気ノズルを $11 \text{ kg/cm}^2, a$ まで下げた場合のN8-ST1の性能との比較をおこなった。N8-ST1の形状で蒸気ノズル圧を1段、2段共に $11 \text{ kg/cm}^2, a$ にした場合の零2次流時の吸込圧は12~13 torrであり、Nロケット第2段エンジンの試験時の流量の $1/(8.6)^2$ に相当する2次空気流量約 $1 \text{ kg/s}$ ではN2-ST4よりも吸込圧が低いことがわかる。このときの蒸気流量は第1段と第2段を合せて $1.92 \text{ kg/s}$ であり、N2-ST4の $13 \text{ kg/cm}^2, a$ 作動時の蒸気流量 $1.88 \text{ kg/s}$ よりわずかな増加にとどまる。従って、零2次流時の吸込圧約13 torrを許容すれば、セカンドスロート部を交換しないで、蒸気ノズルだけを交換する改修方法が成立するように見える。しかしながら、3.4節で述べるように、第2段エゼクタをNAL-HATSエゼクタの $1/8.6$ スケールにした場合、 $11 \text{ kg/cm}^2, a$ の蒸気ノズル圧でスタート条件は得られていない。

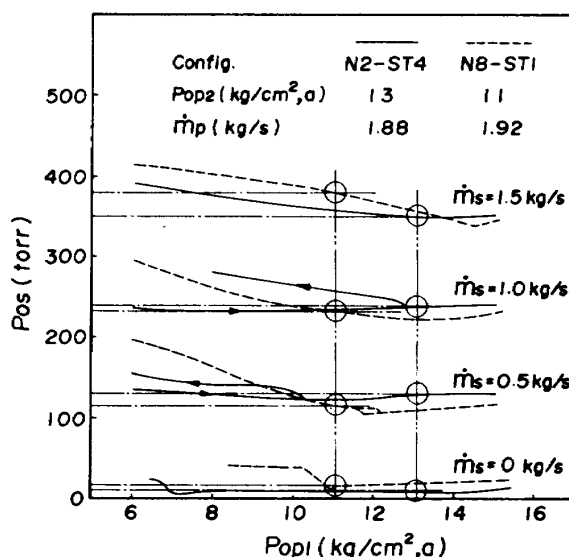


図23 N2-ST4 ( $13 \text{ kg/cm}^2, a$ )とN2-ST1 ( $11 \text{ kg/cm}^2, a$ )の比較

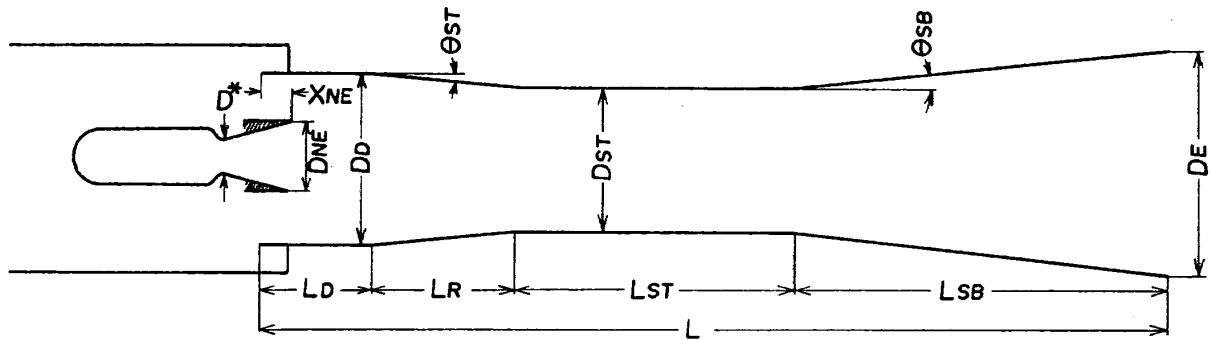
### 3.3 エゼクタシュラウド形状の効果

エゼクタシュラウド形状またはデフューザ形状が吸込性能に及ぼす効果は、簡単のため第2段単独の実験によってしらべた。図24に示す各形状についての吸込性能を比較した。使用したノズルはN21であり、2EMは今まで用いてきた第2段形状であり、CDはセカンドスロート径が2EMのそれと同一の一定断面積の円筒であり、2E×1.1はNAL-HATSエゼクタの1/8.6スケールの1.1倍のリニアスケールをもつものである。2°-3°は、セカンドスロート径が2EMのそれと同一で、セカンドスロート入口なめ部の半頂角が約2°であり、垂直速デフューザ部の半頂角が約3°のものであり、2°-6°はセカンドスロート入口なめ部半頂角約2°、垂直速デフューザ部の半頂角が約6°のものである。2°-3°は従来のエゼクタの形状に近いものである。

図25に上記各形状における吸込性能の比較をおこなった。 $\dot{m}_s$ は約10°Cの空気の流量である。セカンドスロート入口なめ部の半頂角が小さな形状のものは、きわめ

て良い性能を示すことがわかる。また一定断面積のデフューザをもつ形状の場合の吸込性能はかなり悪いことがわかる。図26に一定断面積の形状を仮定した計算値と実験値の比較をおこなった。計算値は一定断面積デフューザのものとは一致せず、2次流量の高い範囲において、2EMおよび2E×1.1の形状のものとは一致している。図27には、零2次流時にすべての形状でスタートする蒸気ノズル圧16kg/cm<sup>2</sup>, aにおける吸込性能の比較をおこなった。零2次流時の吸込圧は、デフューザの入口平行部面積A<sub>D</sub>にのみ依存するので、一定断面積デフューザの場合を除いてはほとんど相異はない。

デフューザ形状を変えて実験をおこなったもうひとつの目的は、図4に示したような高2次流時( $\dot{m}_s > 1\text{kg/s}$ )のヒステリシスを含む複雑な挙動をなくする事が可能かどうかをためすことであった。一定断面積のデフューザを用いた場合には高2次流時の複雑な挙動をなくすることは出来たが、その他の形状では高2次流時のヒステリシスを消すことはできなかった。



Code	2EM	CD	2E×1.1	2° - 3°	2° - 6°
D* (mm)	38.1				
A <sub>NE</sub> /A*	5.56				
X <sub>NE</sub> (mm)	13.8				
D <sub>D</sub> (mm)	217.3				
L <sub>D</sub> (mm)	130.3	0.	130.3		
L <sub>R</sub> (mm)	245.4	0.	215.4	742.	
θ <sub>ST</sub> (deg)	5.17	—	5.17	2.15	
D <sub>ST</sub> (mm)	165.9	165.9	173.6	165.9	
L <sub>ST</sub> (mm)	997.5	1398.5	1053.	743.	
θ <sub>SB</sub> (deg)	5.38	5.35	5.35	3.	5.35
D <sub>E</sub> (mm)	300.	300.	300.	235.	300.
L <sub>SB</sub> (mm)	648.3			697.	648.3
L	2022.	2047.	2047.	2312.	2264.
(L/D) <sub>ST</sub>	6.01	8.43	6.07	4.48	
A <sub>ST</sub> /A*	19.0	19.0	20.8	19.0	
A <sub>ST</sub> /A <sub>D</sub>	0.58		0.64	0.58	

図24 エゼクタシュラウド形状の効果調べるために用いたモデル

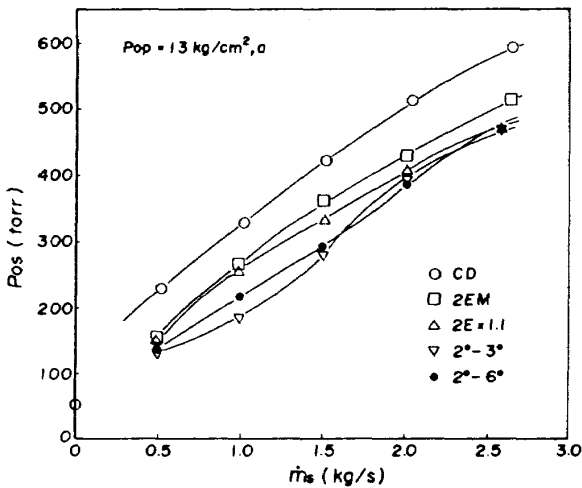


図 25 エゼクタシュラウド形状の効果 (ノズル圧 13 kg/cm<sup>2</sup>, a)

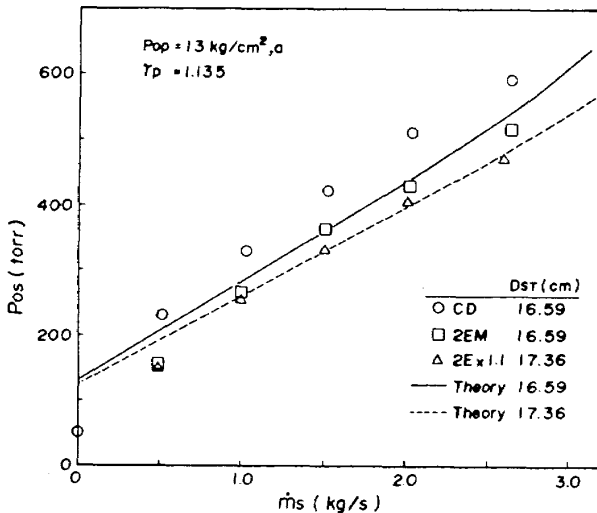


図 26 計算値と実験値の比較

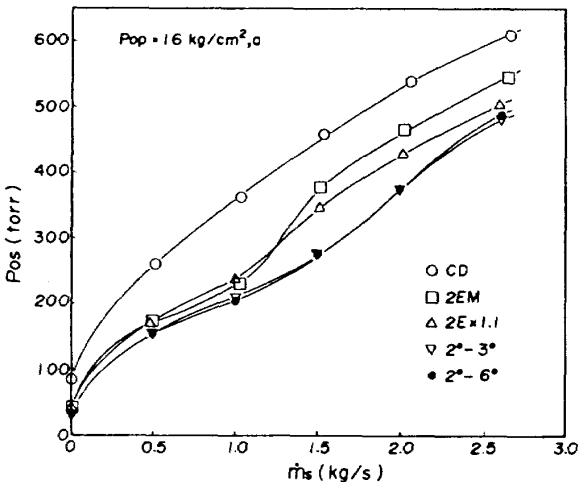


図 27 エゼクタシュラウド形状の効果 (ノズル圧 16 kg/cm<sup>2</sup>, a)

### 3.4 NAL-HATSエゼクタ改修候補形状の試験

前節までの結果から、NAL-HATSの2段式エゼクタの第1段の改修案として

- a. ノズルスロート径を大きくする案
- b. セカンドスロート径を小さくする案
- c. セカンドスロート径を小さくし、かつ、セカンドスロート入口なめ部の角度を小さくする案

が考えられた。これらの改修候補案は、第2段に第1段の寸法比よりもやゝ大きな形状N21-2EMを用いて実験した結果にもとづくものであった。すでに図5に示したように、NAL-HATS第2段エゼクタの1/8.6スケール(N22-2E)の吸込性能はN21-2EMのそれとわずかの相異しかなかった。しかしながら、図5のデータをよくみると、低2次流域は別にしてもわずかにN21-2EMの性能がN22-2Eのそれよりもすぐれているので、第2段にN22-2Eを用いた場合の試験をおこなった。

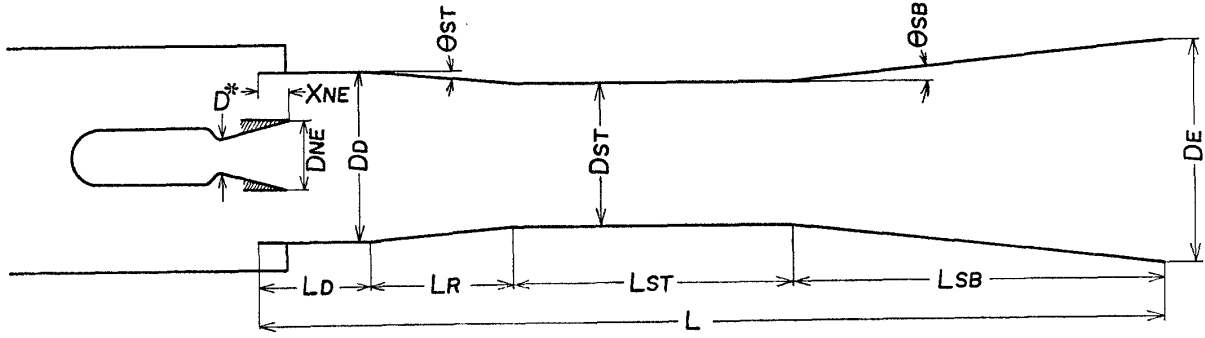
図28に試験をおこなったモデルの主要寸法を示す。N8-ST1およびN2-ST4はそれぞれ上記の改修案aおよびbに相当する。N2-OPTは与えられた長さの範囲で最も性能が良いと考えられる形状で上記改修案cに相当する形状のものである。N2-ST1はNAL-HATSエゼクタ第1段の1/8.6スケールに相当するもので、フルスケールエゼクタとスケールモデルの一致の程度を確認するために試験をおこなった。

フルスケールの性能とスケールモデルの性能の比較をおこなうには、フルスケールの2次流量を(8.6)<sup>2</sup>で割ることによってスケールリングをおこなった。すでに図5に示したように、HATS 2Eの吸込性能とN22-2Eの性能は、ほぼ一致しているといえる。図29に1段と2段を連動した場合のフルスケールのデータとスケールモデルのデータを比較した。フルスケールのデータのうち、 $m_s = 1.15 \text{ kg/s}$ の値が他のデータから大きく外れている。この原因は不明である。

N21-2EMが第2段のとき蒸気ノズル圧11 kg/cm<sup>2</sup>, aで零2次流時にスタートしたN8-ST1の形状は、第2段がN22-2Eのときは蒸気ノズル圧12 kg/cm<sup>2</sup>, aにならないとスタートせず、N2-ST4は約13.5 kg/cm<sup>2</sup>, aでスタートすることがわかった。同様にN2-OPTは14 kg/cm<sup>2</sup>, aでスタートし、ブレークダウンの蒸気ノズル圧は12 kg/cm<sup>2</sup>, aであった。第2段のわずかな吸込性能の相異がこれらのスタートまたはブレークダウン蒸気ノズル圧の増加の原因と思われる。

NAL-HATSの蒸気調圧系は第1段と第2段に共通であり、第1段と第2段を独立に調圧することが出来ない。





	Sec. stage	First stage			
	N22-2E	N8-ST1	N2-ST1	N2-ST4	N2-OPT
D*(mm)	34.6	26.1	20.		
A <sub>NE</sub> /A*	5.45	9.84	10.7		
θ <sub>NE</sub> (deg)	15.0	15.4	14.8		
X <sub>NE</sub>	13.8	Optimum			
D <sub>D</sub> (mm)	127.3	195.7			195.7
L <sub>D</sub> (mm)	130.3	127.8			0
θ <sub>ST</sub> (deg)	5.17	5.8			3.19
D <sub>ST</sub> (mm)	157.8	160.4		144.6	144.5
L <sub>ST</sub> (mm)	953.6	955		803	769
(L/D) <sub>ST</sub>	6.04	5.95		5.55	5.32
A <sub>ST</sub> /A*	20.8	64.3		52.3	52.2
θ <sub>SB</sub>	6.38	6.29			
D <sub>E</sub> (mm)	300	300			

図 28 NAL-HATS エゼクタ改修候補形状の試験に用いたモデル

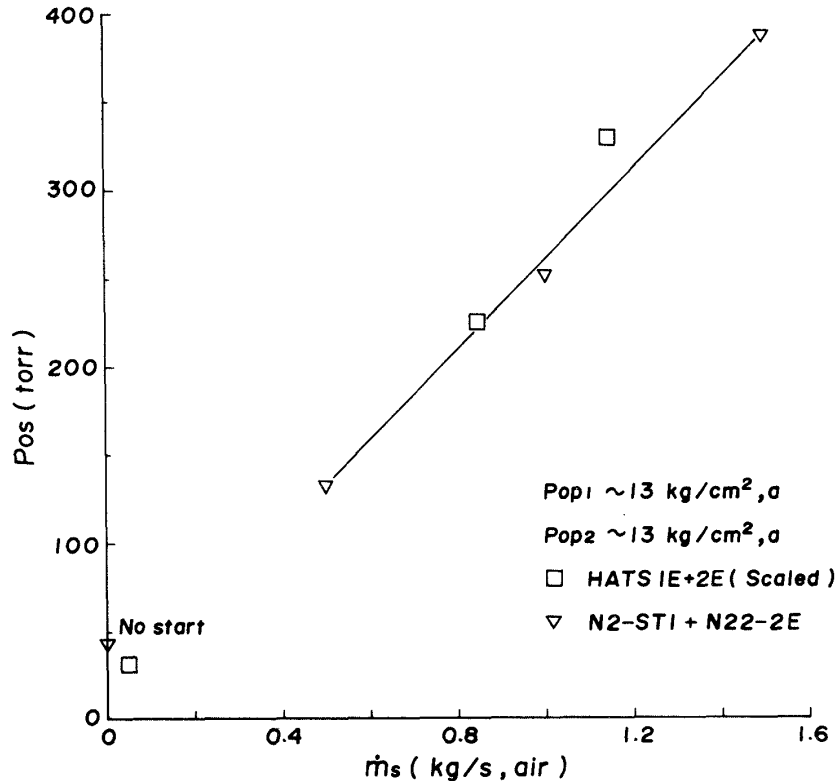


図 29 2 段式エゼクタのフルスケールデータとモデルデータの比較

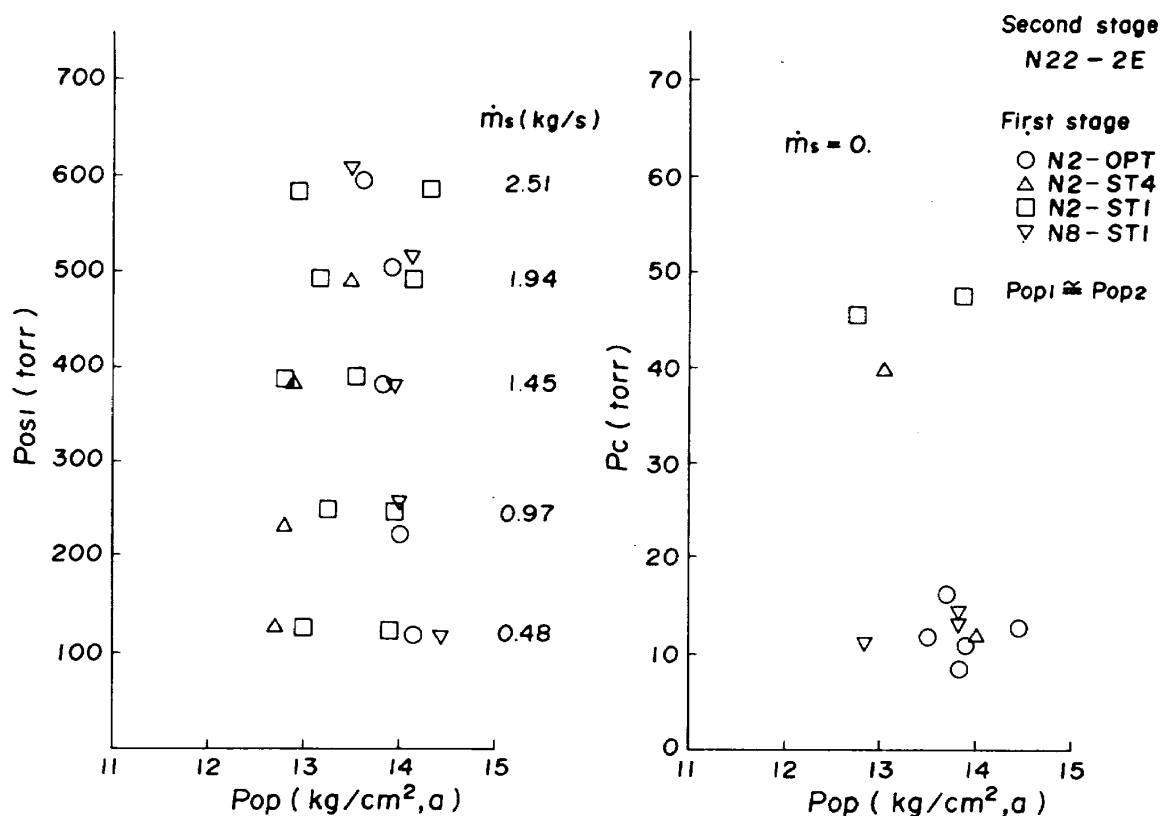


図 30 改修候補形状の性能

この事を考慮して、第2段の蒸気圧と第1段の蒸気圧がほぼ同一の点の吸込性能を図30にまとめた。スタートしたときの低圧室圧力は10~15 torrである。3.2節の実験は気温約9℃の時に起こったのに対して本節の実験は平均気温29℃の時に起こったものであり、圧力測定配管内の水蒸気の凝縮によって前回の圧力が低く測定された可能性がある。2次流があるとき、N2-OPTの形状は他の形状に比べてわずかに良い性能を示す。同様にN2-ST4の形状も2次流があるときにはN2-ST1の場合よりも吸込性能は悪くはない。

以上の結果から、

- a. N8-ST1,  $P_{op} = 12 \text{ kg}/\text{cm}^2, a$
  - b. N2-ST4,  $P_{op} = 14 \text{ kg}/\text{cm}^2, a$
  - c. N2-OPT,  $P_{op} = 14 \text{ kg}/\text{cm}^2, a$  または  $P_{op} = 13 \text{ kg}/\text{cm}^2, a$ , 始動時  $14 \text{ kg}/\text{cm}^2, a$  (オーバーシュート)
- の3つの改修方法が確認された。これらの形状では、零2次流時の吸込圧は15 torr以下であり、2次流がある場合の吸込性能は現NAL-HATSエゼクタ系のそれよりも悪くはない。

#### 4. む す び

航空宇宙技術研究所のロケットエンジン 高空性能試験

設備 (NAL-HATS) の2段式蒸気エゼクタの高2次流時の性能を損なわないで零2次流時の吸込圧を下げるための改修案を求めることを目的としてモデル試験によって各種形状パラメタの効果を実験的にしらべ、次のことがわかった。

- (1) 零2次流時のスタート条件を得るためには、エゼクタセカンドスロート部の断面積を小さくすることが有効である。
- (2) セカンドスロート部の断面積を小さくする方法のうち、既存のセカンドスロート部にセンタボディを挿入する方法はセカンドスロート径そのものを小さくする方法に比べて良くない。
- (3) 零2次流時の吸込圧を最小にするノズル位置の範囲があり、それは非粘性ジェット境界がデフューザ入口およびセカンドスロートなごめ部に衝突するふたつのノズル位置の内部にある。
- (4) ノズル開口面積比を大きくすれば零2次流時の性能は改善されるが高2次流時の性能が悪化することがある。
- (5) スタート条件を得るもうひとつの方法はノズルスロート径を大きくすることである。このとき蒸気ノズル圧を低いレベルにすることが可能ならセカンドスロート径を小さくすると同等の性能が期待できる。

(6) ロケットエンジン高空性能試験用エゼクタの設計計算には、零二次流時のスタート条件を求める German らの方法と、高二次流域の吸込性能を求める Fabri らの方法の両方を利用することは有効である。

以上の結果から3種類の改修候補形状を選定し、第1段、第2段共にNAL-HATSの蒸気エゼクタの1/8.6リアスケールに合せた吸込性能の試験をおこない、3形状ともほぼ所期の性能を示すことが確認された。

#### 引用文献

- 1) 大塚他；航空宇宙技術研究所のロケットエンジン高空性能試験設備，NAL TR-454 (1976)
- 2) 大塚他；Nロケット第2段LE-3型エンジンの高空性能試験，NAL TM-364 (配布先限定) (1978)
- 3) J. Fabri and J. Paulon; Theory and Experiments on Supersonic Air to Air Ejectors, NACA TM 1410 (1958).
- 4) W. L. Chow and A. L. Addy; Interaction between Primary and Secondary Steams of Supersonic Ejector Systems and Their Performance Characteristics, AIAA Journal, Vol. 2 (1964), pp. 686 ~ 695.
- 5) R. C. German, R. C. Bauer and J. H. Panesci; Methods for Determining the Performance of Ejector-Diffuser Systems, J. Spacecraft, Vol. 3 (1966), pp. 193 ~ 200.
- 6) 宮島他；ロケットエンジン高空性能試験用エゼクタの実験的研究，NAL TR-449 (1976)
- 7) R. C. Bauer and R. C. German; The Effect of Second Throat Geometry on the Performance of Ejectors without Induced Flow, AEDC-TN-61-133 (1961).
- 8) H. Miyajima and K. Kusaka; An Experimental Study of Zero-Secondary-Flow Ejectors for Rocket Engine Altitude Simulation, Proc. 12th Intl. Symposium on Space Tech. and Sci. (1977) pp. 167 ~ 174.

---

## 航空宇宙技術研究所報告 566号

昭和54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町1880  
電話武蔵野三鷹(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**