

独立行政法人
航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1464

**再使用型ロケットエンジン用伸展ノズルおよび
デュアルベルノズルの基礎研究**

只野真 ・ 佐藤政裕 ・ 日下和夫 ・ 佐藤正喜
熊川彰長 ・ 長谷川恵一 ・ 高橋秀明
今野彰 ・ 青木宏 ・ 名村栄次郎 ・ 渥美正博

2003年6月

独立行政法人 **航空宇宙技術研究所**

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY OF JAPAN

再使用型ロケットエンジン用伸展ノズルおよび デュアルベルノズルの基礎研究*

只野真*¹、佐藤政裕*¹、日下和夫*¹、佐藤正喜*¹
熊川彰長*¹、長谷川恵一*¹、高橋秀明*²
今野彰*³、青木宏*³、名村栄次郎*³、渥美正博*⁴

Fundamental Study of an Extendible Nozzle and Dual-bell Nozzle for Reusable Rocket Engine*

Makoto TADANO*¹, Masahiro SATO*¹, Kazuo KUSAKA*¹, Masaki SATO*¹
Akinaga KUMAKAWA*¹, Keiichi HASEGAWA*¹, Hideaki TAKAHASHI*²
Akira KONNO*³, Hiroshi AOKI*³, Eijiro NAMURA*³ and Masahiro ATSUMI*⁴

ABSTRACT

The extendible nozzle and dual-bell nozzle are considered feasible devices to improve the performance of booster engines on the reusable launch vehicles of the near future. Hot firing tests were conducted on a high altitude test stand, using four kinds of nozzles: a standard bell nozzle, a fixed step nozzle simulating the transient nozzle position during nozzle extension, a dual-bell nozzle, and a movable extendible nozzle. Measured nozzle performance, pressure distribution and heat transfer characteristics were compared with those of CFD analysis. The dual-bell nozzle performance was shown to be lower than that of the standard bell nozzle or the step nozzle. Reverse flow of combustion gas through the gap between the fixed nozzle and movable extendible nozzle was not observed during nozzle extension.

Keywords: extendible nozzle, dual-bell nozzle, reusable rocket engine

概 要

近い将来の再使用型ロケットエンジンの性能向上の一案として、伸展ノズルやデュアルベルノズルが有望であると考えられている。そこで、これらのノズルの基本特性を把握するために、4種のノズル（標準ベルノズル、伸展途中の過渡状態を模擬したステップノズル、デュアルベルノズルおよび可動伸展ノズル）を用いて、高空燃焼試験を実施した。試験で計測したノズル性能、圧力分布および熱伝達率等のデータをCFD解析の結果と比較検討した。

その結果、デュアルベルノズルの性能は標準ノズルやステップノズルよりも低く、現状のノズルコンターはさらに改善の余地があることが判明した。また、可動伸展ノズルの伸展時には、固定ノズルと伸展ノズル隙間からの燃焼ガスバックフローは認められず、ノズル壁面の熱伝達率は過渡的に約20%増加することが判明した。これらの現象はCFD解析結果とも一致し、CFD解析によってノズルのステップ流れやバックフローが予測できる目処を得た。

* 平成15年3月26日 受付 (Received 26 March 2003)

*¹ ロケット推進研究センター (Rocket Propulsion Center)

*² 株式会社コスモテック (COSMOTEC Co., Ltd.)

*³ 宇宙開発事業団 (National Space Development Agency of Japan)

*⁴ 三菱重工株式会社 (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.)

第1章 緒言

近い将来の再使用型ロケットエンジンには長寿命、軽量化とともに、高性能が求められている。高性能化のためにはノズル膨張比を大きくすることが簡便な方法であるが、一方でエンジン全長が長くなり、重量がかさむデメリットもある。上段エンジンではDELTA-ロケットのRL10B-2において、ノズルを収納した状態でエンジンに艤装して、1,2段分離後にノズルを伸展させて着火する方式が実用化されている。しかしながら、ブースターエンジンではノズル流れが剥離するために、高膨張ノズルを使用することは困難である。そこで、ブースターエンジンの高度補償型ノズルの一つとして、図1に示すような、燃焼途中で低膨張比から高膨張比にノズルを伸展させる方式が考えられている¹⁾。

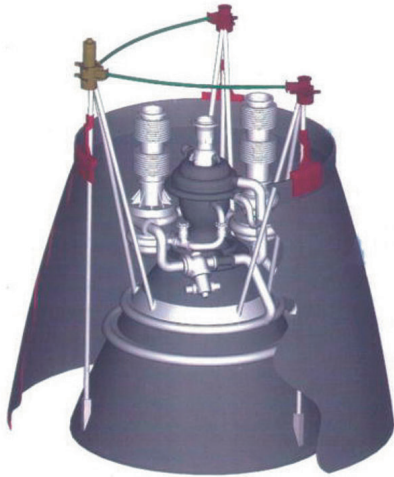


図1 伸展ノズル付きブースターエンジン概念図¹⁾

例えば、H-Aロケットの1段エンジンLE-7A（膨張比52）にこの伸展ノズルを適用して、高度約20kmで膨張比170までノズルを伸展させると、比推力を約10sec向上させることが可能である。但し、このようなノズルはまだ実用化されておらず、ノズルを伸展させる過渡段階におけるノズル隙間からの燃焼ガスのバックフロー、伸展ノズル壁の局所的な過熱、伸展ノズル機構の振動問題等、確認すべき項目がある。

一方、低膨張比と高膨張比の二つのノズルコンターを持つデュアルベルノズルも性能向上のための一案と考えられている。このノズルでは全長が短くなるものの、高膨張ノズルは理想的なノズルコンターとはなり得ないので、性能向上の度合、低膨張流から高膨張流へ移行する際の局所的な過熱、ノズル流れの安定性等を確認する必要がある。

以上の背景から、本研究では、標準ノズル、伸展途中を模擬したステップノズル、デュアルベルノズルおよび

可動伸展ノズルの4種のノズルを用いて高空燃焼試験を行い、ノズル性能、圧力分布、熱伝達率特性、燃焼ガスバックフローの有無等の基礎データを取得した。

第2章 供試体および試験設備

図2に燃焼器構造図、表1に燃焼器の標準作動諸元を示した。大気圧中推力1200N、ガス押し式のサブスケール燃焼器であり、推進剤は四酸化二窒素（NTO：Nitrogen Tetroxide）およびモノメチルヒドラジン（MMH：Mono-Methyl Hydrazine）を使用し、噴射器は異種4点衝突型、燃焼室は電鍍式再生冷却溝構造とした²⁾。また、耐熱性を高めるために、燃焼室内筒にはZrO₂コーティングを施した。燃焼室スロート径は28mmであり、出口部の膨張比は12.5である。

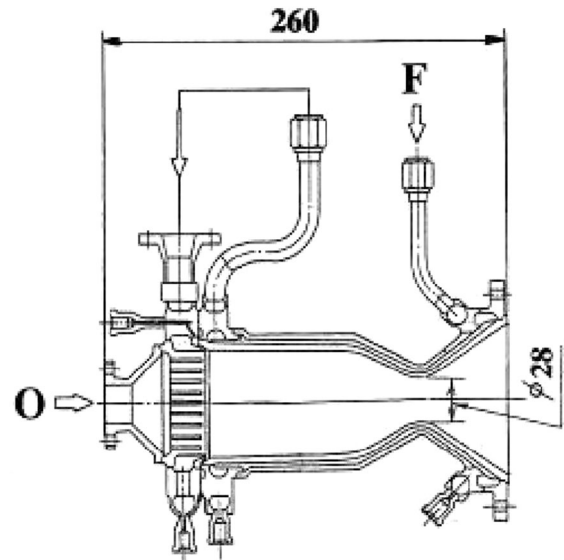


図2 燃焼器構造図

表1 燃焼器標準作動諸元

項目	諸元
推進剤	NTO/MMH
推力（大気圧中）	1200N
燃焼圧	1.0MPa
混合比（O/F）	1.65
スロート径	28mm
膨張比	12.5

図3に4種のノズル形状を示した。標準ノズルは膨張比294.4のベルノズルであり、ステップノズルには伸展途中を模擬して、膨張比60.5の部分に半径方向に17.4mmの段差を付けてある。デュアルベルノズルは膨張比60.5までの低膨張部と、膨張比60.5から294.4までの高膨張部の二つのノズルコンターから成る。

伸展ノズルはデュアルベルノズルの低膨張部と可動式の膨張比60.5から125.0の高膨張部から成り、高膨張部は

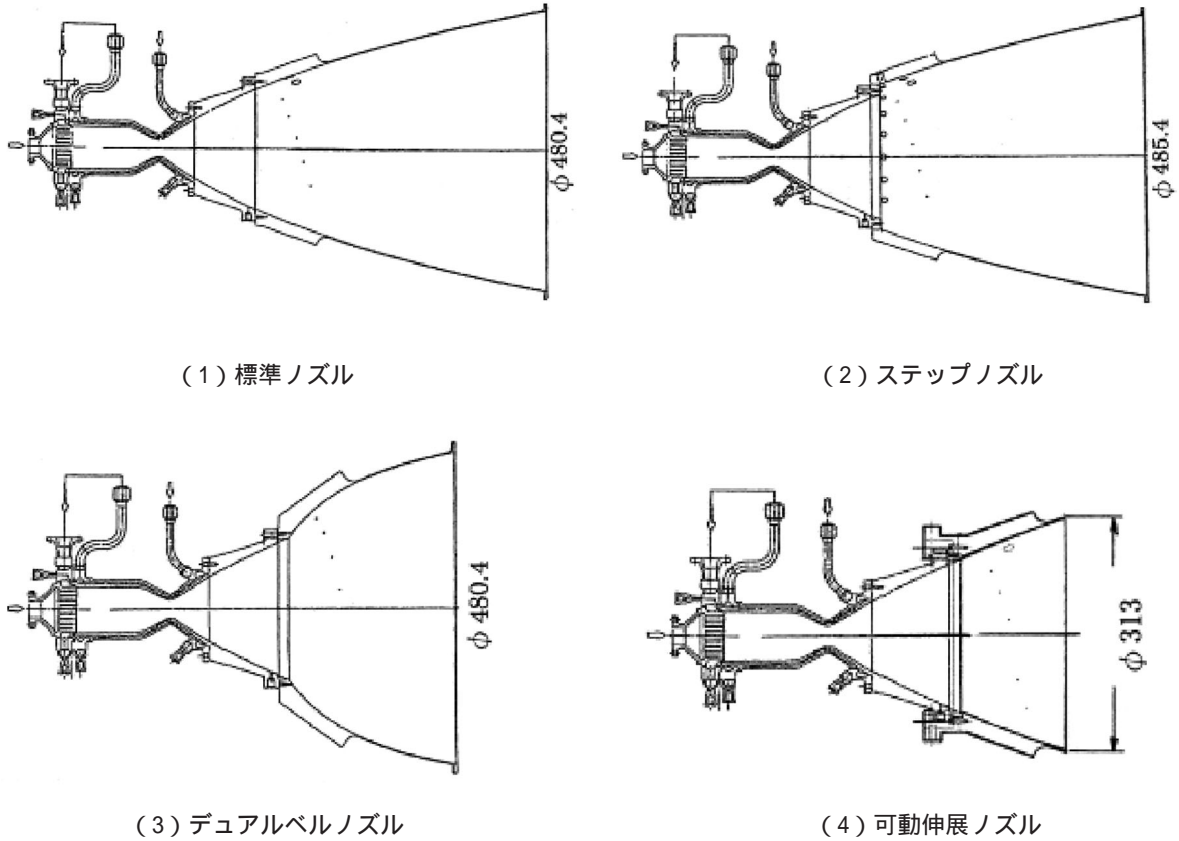


図3 4種のノズル形状

軸方向に93mm移動する。テストスタンドのスペースの制約のため、伸展ノズルの膨張比は標準ノズルよりも少し小さくした。図4に伸展ノズルの駆動機構を示した。

燃焼器および伸展ノズルのセットアップ状況を図5に示した。

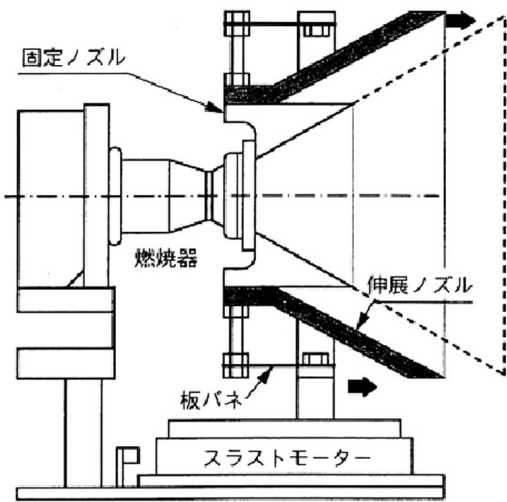


図4 伸展ノズル駆動機構

伸展ノズルは架台のレール上にセットしたスラストモーターで駆動し、軸芯がずれないように上下左右の板バネで支持した。可動ノズルのスムーズな作動のために、固定ノズルと可動ノズル間の半径方向隙間は0.9mmとした。

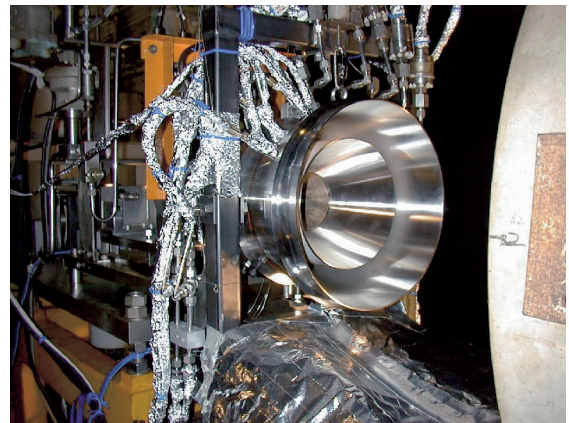


図5 燃焼器および伸展ノズルセットアップ状況

図6に高空燃焼試験設備系統図を示した。推進剤は最大圧力7MPaのランタンクから燃焼器に供給した。燃焼器および伸展ノズル駆動機構は低压室内に設置し、低压室はディフューザーおよび2段の蒸気エジェクターによって低真空状態に保持した。低压室リーク弁の開度を調整することによって、低压室圧力は1torrから30torrの間でコントロールすることが可能である。

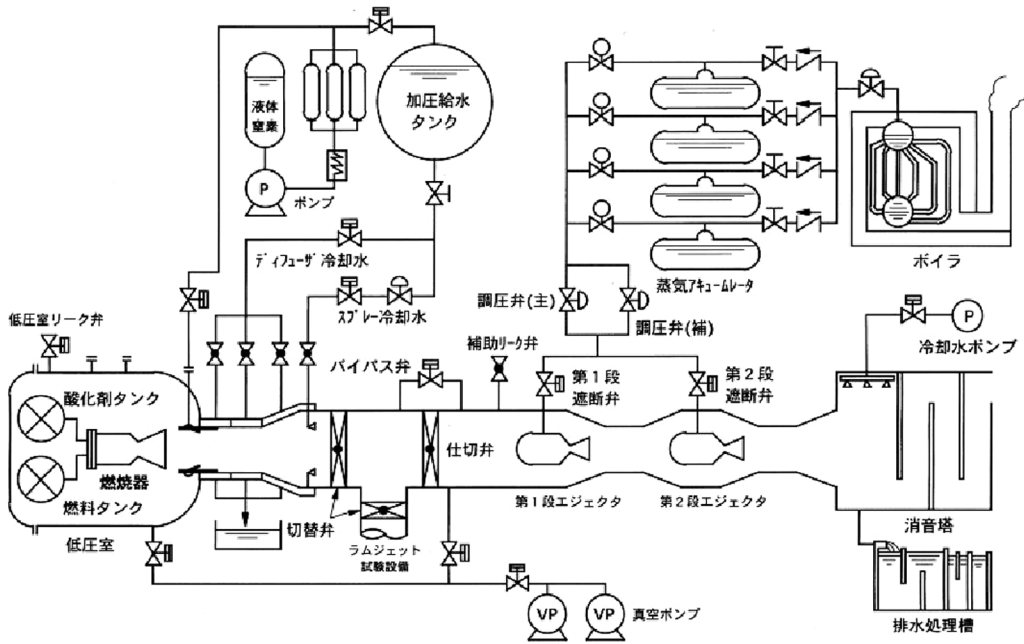


図6 高空燃焼試験設備系統図

第3章 燃焼試験結果

3.1 固定ノズル燃焼試験結果

標準ノズル、ステップノズルおよびデュアルベルノズルの3種の固定ノズルの燃焼試験結果一覧表を表2に示した³⁾。いずれも、燃焼時間は15sec~20sec、燃焼圧は1.0MPa~1.3MPa、混合比は1.6~1.8とした。特性排気速度効率約0.97であった。燃焼器およびノズルまわりの計測項目および計測位置を図7に示した。ノズル部では軸方向に内圧5点、温度5点および熱流束3点を計測したが、各計測点はお互いに干渉しないように周方向にずらした。

標準ノズルでは低圧室リーク弁は閉のままとして、基準性能データを取得した。ステップノズルではステップ部下流のノズル壁面に垂直に空けた内径2mmのステップ穴を封止あるいは開口して、燃焼ガスのバックフローの有無を確認した。また、定常燃焼中に低圧室リーク弁を開として、周囲圧の変化の影響を把握した。デュアルベルノズルでは本来、ロケットが低高度から高高度に上

昇するのに伴い低膨張燃焼から高膨張燃焼に移行するが、本燃焼試験では試験設備の制約上、初め高膨張燃焼させた後に、低圧室リーク弁を閉から開にして低膨張燃焼に移行させた。

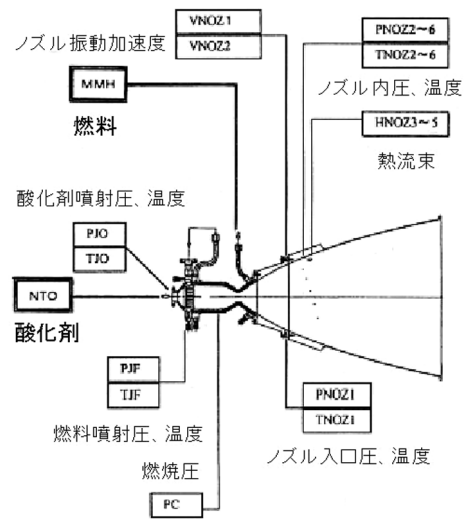


図7 計測項目および計測位置

表2 固定ノズル燃焼試験結果一覧表

試験番号	1004	1005	1006	1007	1008	1009	1010	1011	1012	1013	1014
ノズル種類	標準	標準	ステップ	ステップ	ステップ	ステップ	ステップ	ステップ	ステップ	デュアル	デュアル
燃焼時間 (sec)	20	15	15	20	20	20	20	20	20	20	20
燃焼圧 (MPa)	1.00	1.25	1.31	1.32	1.30	1.00	1.30	1.30	1.30	1.32	1.32
混合比 (O/F)	1.76	1.64	1.62	1.71	1.69	1.77	1.65	1.73	1.72	1.73	1.69
低圧室圧力 (torr)	4.1	4.7	4.8	25.0	25.2	24.7	5.3	4.2	4.5	3.6	5.1
始動時 定常時	0.4	0.7	0.8	1.0	1.3	0.6	0.7	24.9	12.1	1.3	19.7
ステップ穴開閉	----	----	閉	閉	開	開	開	開	開	----	----
リーク弁開閉	閉	閉	閉	閉	閉	閉	閉	閉	閉	閉	閉

3.1.1 ノズル性能

図8に3種のノズルの真空中比推力の比較を示した。標準ノズルとステップノズルの比推力は312sec~315secとほぼ同等の値を示し、ステップノズルの段差形状およびステップ穴の開口にかかわらず、ノズル流れへの大きな影響は見られない。一方、デュアルベルノズルでは比推力が約10sec程度低いが、これは同一燃焼器を用いたことで高膨張ノズルの初期膨張角が大きくなり、急拡大に伴う局所マッハ数の増加により圧力低下が大きくなって、ノズル流れの拡大損失も大きくなったためと考えられる。

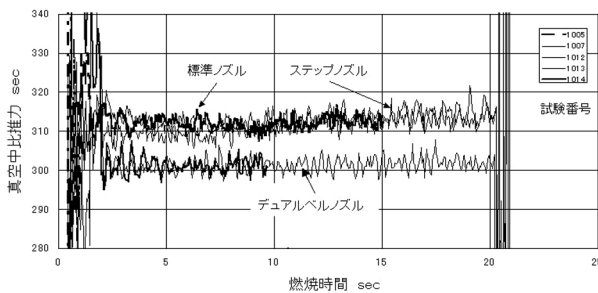


図8 3種のノズルの真空中比推力比較

3種のノズルとも壁面の圧力を計測しているためその値を比較したところ、流れの上流から下流方向に定常状態のPNOZ2、PNOZ4、PNOZ6の圧力は、標準ノズルでは17.5、15.0、12.3torr、ステップノズルでは6.2、11.1、9.7 torr、デュアルベルノズルでは6.5、5.9、6.5torrであった。ステップノズルではステップ下流で流れが急拡大するために標準ノズルよりも圧力が低下しているが、デュアルベルノズルではそれ以上に急膨張が起きていることが判る。但し、ステップノズルの圧力PNOZ2がステップ部の面積に直接作用すると仮定しても発生する推力は10Nであり、ノズル全体の推力1400Nの0.7%でしかない。従って、ステップ下流では局所的に内圧が低下するものの、下流に行くほど標準ノズルとの差は小さくなり、ステップの存在が推力および比推力に与える影響は微小であったと考えられる。

ステップノズルとデュアルベルノズルの性能差はCFD解析結果からも示唆される。図9にステップノズル、図10にデュアルベルノズルのマッハ数分布を示した。解析では二次元軸対称のk-乱流モデルを用い、周囲圧力は2.5torrとした。ステップノズルではノズル出口中央部のマッハ数は6.5~7になっているが、デュアルベルノズルではノズル出口外周部のマッハ数は6.5~7であるにもかかわらず、ノズル出口中央部では6~6.5の領域しかない。これは高膨張部のノズルコンターがまだ最適ではなく、さらに改善の余地があることを示している。

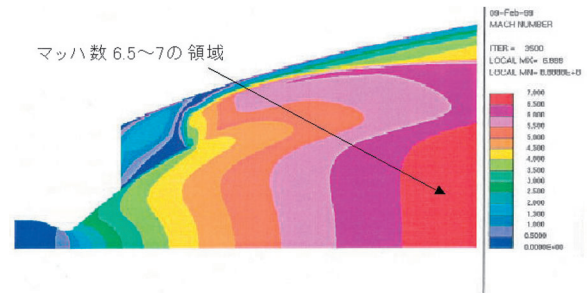


図9 ステップノズルのマッハ数分布

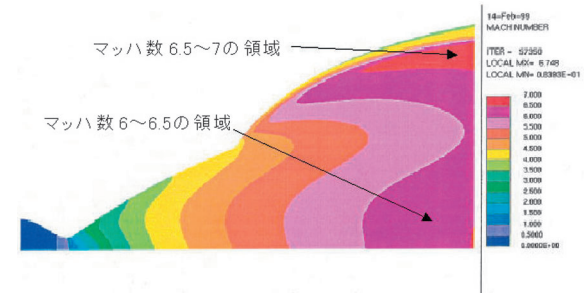


図10 デュアルベルノズルのマッハ数分布

3.1.2 ステップノズル燃焼試験結果

ステップ部下流でノズル内圧、温度および熱流束を測定したが、各計測位置はCFD解析で予測したノズル伸展途中のステップ流れ再付着位置の近傍に配置した。また、ステップ穴上流（ノズル外部）には熱電対および感温素子を用いた火災検知センサーを設置して、燃焼ガスバックフローの有無を観察した。

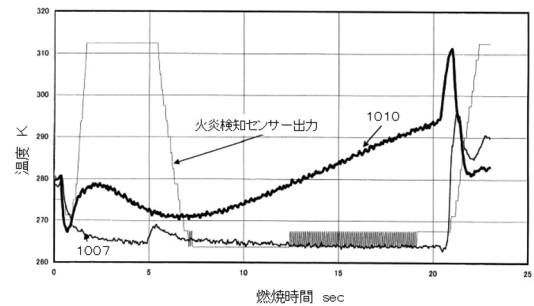


図11 ステップ穴封止と開口の場合の温度データ比較

図11にステップ穴を封止した場合（試験番号1007）と開口した場合（試験番号1010）のステップ穴上流温度データの比較を示した。これらの試験では低压室圧力は0.7torr~1.0torrであり、ノズル内ステップ下流圧（図7のPNOZ2）は14torr~16torrであった。ステップ穴上流温度はステップ穴を封止した場合は265K程度で安定しているのに対して、ステップ穴を開き場合は295Kまで徐々に増加している。この傾向は試験番号1008および1009でも同様であり、燃焼ガスがわずかにステップ穴から逆流しているものと考えられるが、供試体にダメージを与える温度ではない。

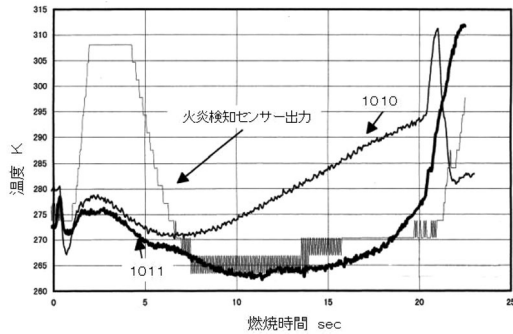


図12 低圧室リーク弁閉と開の場合の温度データ比較

図12に低圧室リーク弁閉の場合（試験番号1010）と燃焼開始11.4秒後に開とした場合（試験番号1011）の比較を示した。リーク弁閉の場合は低圧室圧力は1.2torrから24.9torrまで増加し、ステップ穴上流温度にはリーク弁閉の場合ほど顕著ではないが、わずかな増加傾向が認められたことから、ステップ穴からの少量のバックフローがあったものと考えられる。

図11および図12において火災検知センサーが着火時に大きな出力を示しているが、定常時には低温で安定していることから、着火時のノズル出口の火災温度を検知しているものと考えられる。20sec以降にどの温度も増加するのは燃焼停止に伴う設備ディフューザーからの燃焼ガスの逆流によるものである。

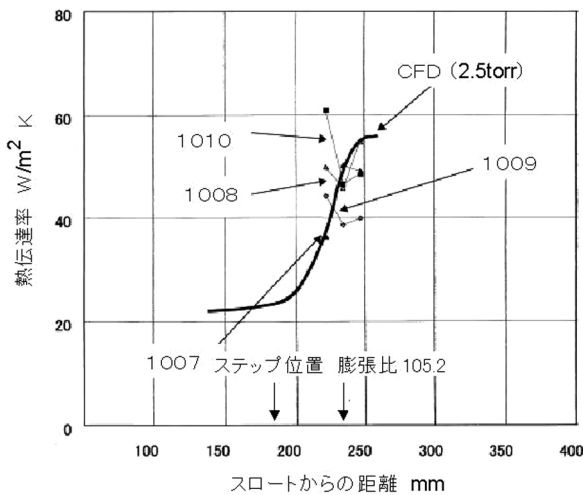


図13 ステップ下流の熱伝達率分布

図13にステップ下流（膨張比105.2近傍）の熱伝達率とスロートからの軸方向距離の関係を示した。熱伝達率は熱流束の計測値をノズル流れ境界層温度とノズル壁温の差（計算値）で除して求めた。熱伝達率はステップ下流のノズル流れが再付着する位置で最大となるが、この傾向はステップ形状を模擬したCFD解析結果とよく一致している。

3.1.3 デュアルベルノズル燃焼試験結果

図14にデュアルベルノズルの燃焼試験中（試験番号1014）の写真を示した。低圧室圧力が低いほど、低膨張燃焼から高膨張燃焼への移行が進み、マッハコーンがノズル出口から遠い位置に移動するのが判る。



図14 デュアルベルノズル燃焼試験中の写真

図15および図16に試験番号1013と1014の圧力および推力データを示した。試験番号1014では高膨張燃焼後に低圧室リーク弁を開にしたところ、低圧室圧力は2.3torrから21.1torrに増加して低膨張燃焼に移行した。燃焼開始6sec以降、低圧室リーク弁開による低圧室圧力の増加に伴い、推力は徐々に減少して10.8secの低膨張燃焼に移行した時点でステップ的に急増している。これは低圧室圧力が増加しても、ノズル内圧は低圧室圧力よりも低い過膨張状態を保っているために、ノズルに逆推力が働き、燃焼器全体の推力としては減少するためである。さらに低圧室圧力が増加すると、高膨張ノズル流れは剥離して低膨張ノズル流れとなり、それに伴って推力は低膨張燃焼の値を示したものである。

さらに図16で燃焼開始直後のノズル内圧（PNOZ2）と低圧室圧力（PV）に着目すると、低圧室圧力は燃焼器の着火と同時に5torrから24torrまで急増するが、ノズル内圧は直ちに2torrまで減少して高膨張燃焼が開始される。しかしながら、0.5secの時点では過膨張燃焼状態

を維持できなくなり、高膨張ノズル流れは剥離を起こし、ノズル内圧は低压室圧力まで増加して、低膨張燃焼に移行する。この後、ノズル出口の超音速流れのセルフエジェクター効果により低压室圧力が減少し始めると、それに伴ってノズル内圧も減少して、2.4secの時点で再度ステップ的に高膨張燃焼に移行する。この燃焼開始時の圧

力挙動は試験番号1013（低压室リーク弁を閉のままとした試験）でも全く同様であり、極めて良い再現性がある。

すなわち、ノズル内圧は高膨張状態が出来るだけ長く保持されるように変化しているかに見える。また、低膨張から高膨張への移行と高膨張から低膨張への移行の圧力比にはヒステリシスが認められる。ちなみに、圧力比をノズル内圧を低压室圧力で除したものとして定義すると、2.4secの低膨張から高膨張への移行の圧力比は0.31であるが、10.8secの高膨張から低膨張への移行の圧力比は0.14である。

NASA SP-8120⁴⁾によれば、本デュアルベルノズルのノズル流れ剥離限界の圧力比は0.25程度であるので、ノズル流れ移行の圧力比のヒステリシス0.14~0.31はこの剥離限界を中心にして起こっているものと考えられる。

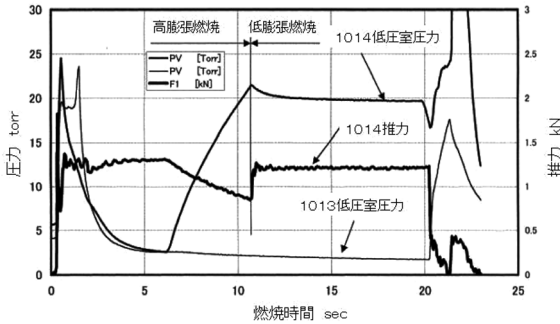


図15 デュアルベルノズルの圧力および推力データ

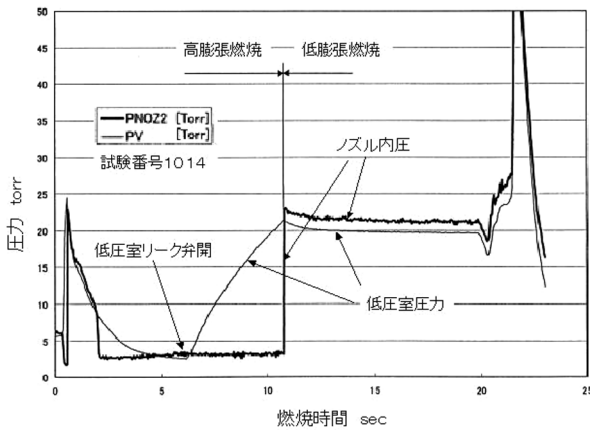


図16 デュアルベルノズルの圧力データ

3.2 伸展ノズル燃焼試験結果

表3に伸展ノズル燃焼試験結果一覧表を示した^{5,6,7,8)}。試験番号2003はノズルを伸展完了位置で固定した状態での試験であり、試験番号2004および2005では燃焼中にノズルを伸展させた。伸展パターンは図17および図18に示すように、連続伸展と途中位置で一時保持するステップ伸展の二つの設定とした。図19に伸展ノズル部の計測項目および計測位置を示した。軸方向に5ヵ所の位置で圧力および温度、3ヵ所の位置で熱流束を計測した。

図20に燃焼試験中のノズル出口流れの写真を示した。ノズル収納位置では伸展部のノズル流れは不足膨張であるが、伸展完了位置ではノズル出口まで完全に膨張しているのが判る。

表3 伸展ノズル燃焼試験結果一覧表

試験番号	2003	2004	2005
燃焼時間 (sec)	20	20	20
燃焼圧 (MPa)	1.29	1.35	1.33
混合比 (O/F)	1.76	1.78	1.69
伸展ノズル位置	伸展固定	収納 93mm まで連続伸展	収納 50mm伸展 93mm伸展
伸展速度 (mm/sec)	----	10	100
低压室圧力 (torr) 始動時 定常時	25.2 1.2	25.7 1.3	24.3 1.1

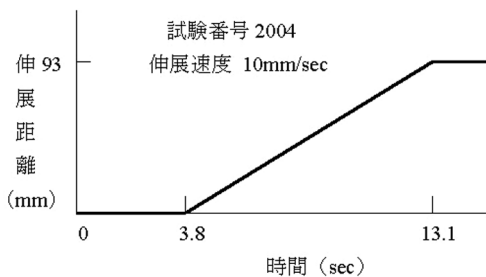


図17 連続伸展パターン

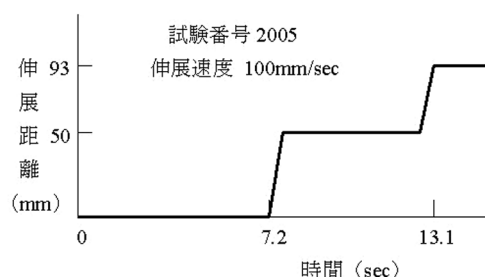


図18 ステップ伸展パターン

計測ポート	計測項目
	PNOZ2、TNOZ2
	PNOZ3、TNOZ3、HNOZ3
	PNOZ4、TNOZ4、HNOZ4
	PNOZ5、TNOZ5、HNOZ5
	PNOZ6、TNOZ6

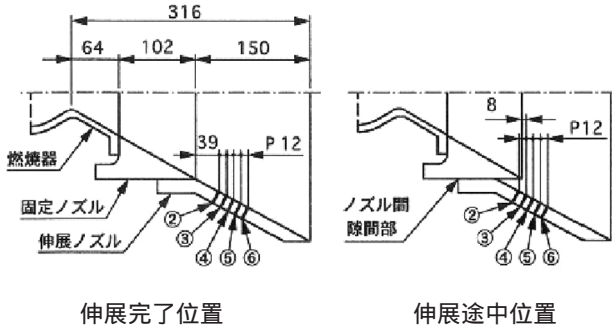


図19 伸展ノズル部の計測項目および計測位置

ノズル内圧分布について、連続伸展の場合を図21に、ステップ伸展の場合を図22に示した。図21ではノズル伸展に伴って固定ノズルからの流れが付着し始めるために、下流側の圧力（計測ポートのPNOZ6）から順に増加していき、伸展完了に伴ってそれぞれ定常圧力値を示している。図22では伸展途中位置で下流の計測ポートと の流れが付着して定常圧力値を示しているが、上流の計測ポート、およびはまだ流れが付着していない状況が判る。

計測ポート、および の熱流束分布について、連

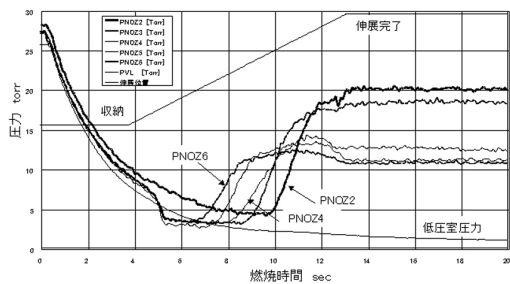


図21 連続伸展の場合のノズル内圧分布

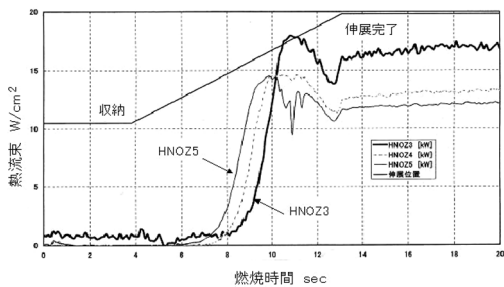
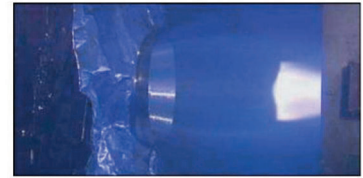
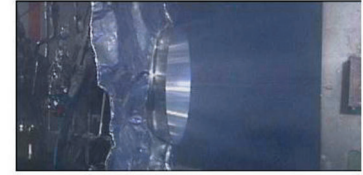


図23 連続伸展の場合の熱流束分布

(1) 収納位置



(2) 伸展途中位置



(3) 伸展完了位置

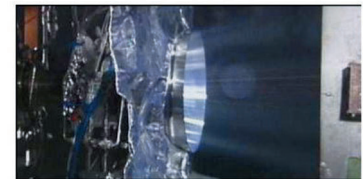


図20 伸展ノズル燃焼試験中の写真

続伸展の場合を図23に、ステップ伸展の場合を図24に示した。図23で熱流束が3カ所とも一度オーバースhootした後に定常値を示しているのは、伸展途中で下流側のポートからノズル流れの付着が始まり、過渡的に熱流束が増加したことを示すものと考えられる。図24では伸展途中位置でポートの熱流束（HNOZ4）にアンダースhootが見られるが、これはポート付近では、低圧室圧力の変化によるノズル隙間部から流入する気流の変化等により、ノズル内燃焼ガスの付着位置が変化したためと考えられる。

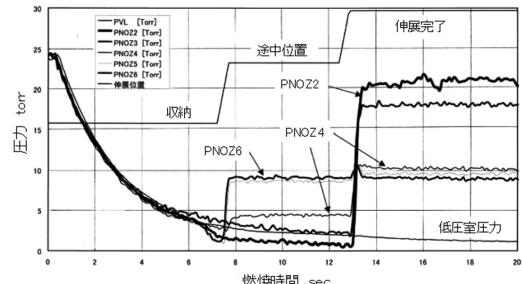


図22 ステップ伸展の場合のノズル内圧分布

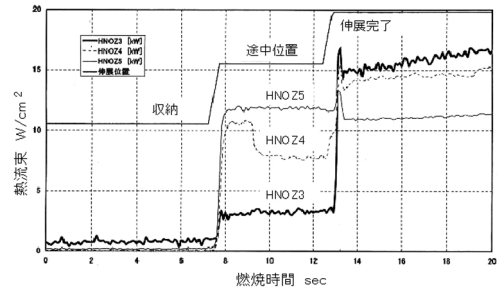


図24 ステップ伸展の場合の熱流束分布

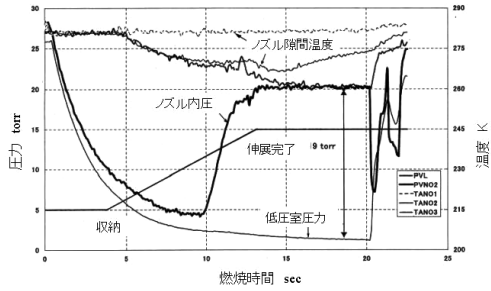


図25 連続伸展の場合のノズル隙間温度

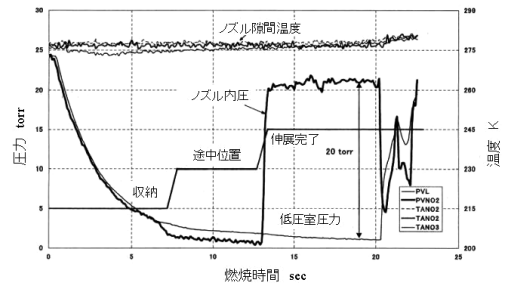


図26 ステップ伸展の場合のノズル隙間温度

固定ノズルと伸展ノズル間の隙間温度について、連続伸展の場合を図25に、ステップ伸展の場合を図26に示した。伸展ノズル部の最上流計測点ポートの内圧は20torr~21torrであり低圧室圧力よりもかなり高いにもかかわらず、どちらの場合も隙間温度には増加傾向は認められない。図25では隙間温度がむしろ減少しているが、これは超音速ノズル流れのセルフエジェクター効果によって、ノズル隙間を通して低圧室内の空気を吸い込んでいるためと推定される。図21、図22および図26では過渡的にノズル内圧が低圧室圧力を下回る現象が認められるが、これもセルフエジェクターの効果であると考えられる。以上のことから、伸展途中および伸展完了時点での燃焼ガスのバックフローは発生しなかったものと判断される。

ステップノズルではステップ穴の開閉口から燃焼ガスの微小のバックフローが観察されたにもかかわらず、伸展ノズルではバックフローは全く認められなかった。これは固定ノズルと可動伸展ノズル間の0.9mmの半径方向隙間がノズル出口超音速流れのセルフエジェクター効果を大きくしたためと考えられる。

燃焼ガスのバックフローがないことはCFD解析結果からも示される。固定ノズルと伸展ノズルの隙間部の速度ベクトルについて、伸展途中位置(77.5mm伸展)の解析結果を図27に、伸展完了直前(88.5mm伸展)の解析結果を図28に示した。但し、解析モデルは実機適用の場合を模擬して、固定ノズル、伸展ノズルとも薄肉にしてあるので、ノズル隙間は図19より大きくしてある。

伸展途中位置では燃焼ガスが伸展部に衝突する部分で小さな渦が発生して、全体的には隙間部から大気を吸い込む流れになっている。また、伸展完了直前でも伸展ノズル上部に渦が発生して隙間部に大気が吸い込まれる流れになっている。図28では伸展ノズル外周の速度ベクトルに逆流が見られるが、これは解析上機体の飛行速度は模擬せずに静圧を一定としているので、伸展ノズル出口の燃焼ガスがノズル外周全体に回り込んでいるためである。実際のフライトではノズル外周の流れの逆流は起こらない。以上のことから、どちらの場合にも燃焼ガスのバックフローは発生せず、むしろ隙間部を通して大気が

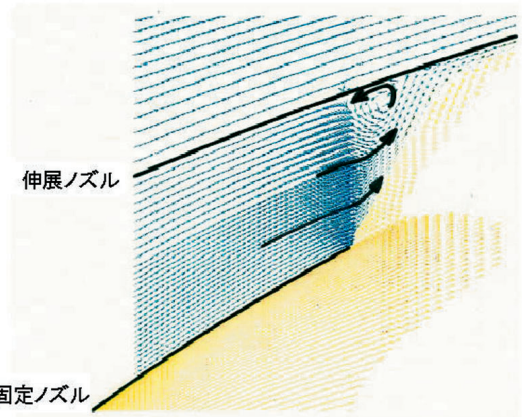


図27 伸展途中位置(77.5mm伸展)の速度ベクトル

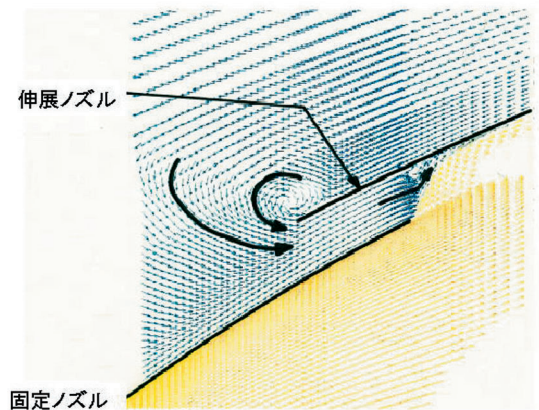


図28 伸展完了直前(88.5mm伸展)速度ベクトル

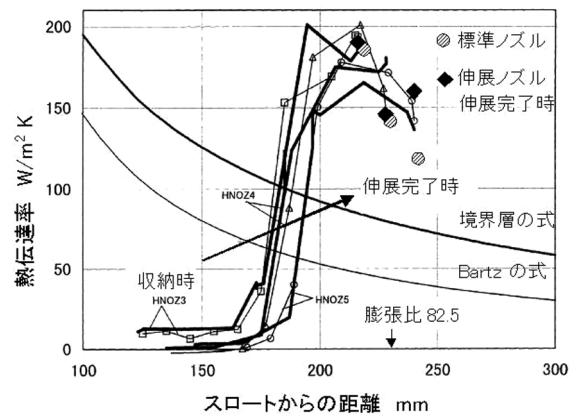


図29 伸展途中の熱伝達率分布

流入する流れとなっていることが判る。

図29に伸展途中の熱流束データから算出した熱伝達率とスロートからの軸方向距離の関係を示した。伸展完了直前の熱伝達率が最大値を示しており、その値は伸展完了時の約20%増となっている。また、伸展完了時の熱伝達率は境界層の式⁹⁾よりもさらに高めの値を示している。この熱伝達率の差については、境界層の式には乱流温度境界層の厚さの推定誤差がある一方、計測値から算出した熱伝達率には燃焼ガスとノズル壁温の差(計算値)の誤差があることが原因であると考えられる。

図29には参考までにBartzの式¹⁰⁾による熱伝達率の推定値も示す。但し、一般に、Bartzの式は燃焼室スロート近傍では実測値と比較的良く一致するが、膨張比の大きいノズルでは精度は高くないと言われている。また、図29の熱伝達率は図13のステップノズルの熱伝達率よりもかなり大きい。これは標準ノズルおよび伸展ノズルの熱流束計測位置の膨張比が82.5近傍であり、ステップノズルの計測位置の膨張比105.2よりも小さく熱負荷が大きいためである。

なお、試験番号2004および2005において、ノズル伸展途中の振動加速度を計測したが、ノズル流れの剥離や付着と関連するような異常な振動は認められず、スラストモータの動きも極めてスムーズであった。

第4章 結論

以上の4種のノズルを用いた試験結果および考察から得られた結論をまとめて以下に示す。

4.1 ノズル性能

標準ノズルとステップノズルの比推力は312sec ~ 315secとほぼ同等の性能を示したが、デュアルベルノズルは約10sec程度低い値を示した。CFD解析結果ではデュアルベルノズル出口部のマッハ数はステップノズルよりも低く試験結果を裏付けていることから、現状のデュアルベルノズルコンターはさらに改善の余地があることが明らかとなった。

4.2 ステップノズル燃焼試験結果

ステップ穴を開口した試験ではステップ穴上流温度の増加が認められたことから、わずかな燃焼ガスのバックフローがあったものと考えられる。ステップ下流の熱伝達率はCFD解析結果と良く一致し、CFD解析によりステップ流れを予測できる目処が得られた。

4.3 デュアルベルノズル試験結果

低圧室圧力の変化に伴い、低膨張燃焼から高膨張燃焼へ、またその逆方向へステップ的に移行する現象が観察

されたが、この移行の際の圧力比(ノズル内圧を低圧室圧力で除した値)にはヒステリシスがあることが明らかとなった。

4.4 伸展ノズル試験結果

連続伸展およびステップ伸展において、燃焼ガスのバックフローは観察されず、むしろ固定ノズルと伸展ノズルの隙間から大気を吸い込む現象が認められた。これはCFD解析結果からも予測できた。また、伸展途中でノズル流れが付着する際に熱伝達率が約20%増加する現象が観察された。これは実機の伸展ノズル設計に反映すべき重要な知見である。

本基礎研究により、伸展ノズルおよびデュアルベルノズルの基本的な特性が明らかとなったが、今後の研究として、ノズル伸展時の推力および横荷重等の動特性を把握する予定である。

謝 辞

本研究の試験計画にご支援をいただいた、ロケット推進研究センターの新野正之氏、熊谷達夫氏、木皿且人氏に感謝の意を表する。

参考文献

- 1) Hirofumi Taniguchi, Youji Shibatou ; NASDA RLV Concept Study, IAF-97-V.3.05, 1997
- 2) 黒田行郎、佐藤政裕、只野真、森谷信一、日下和夫、熊谷達夫、毛呂明夫、田口秀之、川又義博、三木陽一郎、下田信之; ZrO₂/Ni系完全傾斜機能型燃焼器の高空性能試験、NAL TR-1327、1997
- 3) 日下和夫、只野真、佐藤政裕、木皿且人、熊谷達夫、熊川彰長、新野正之、今野彰、青木宏、名村栄次郎、渥美正博; 再使用ロケット用伸展ノズルの基礎燃焼試験、第43回宇宙科学技術連合講演会、1999
- 4) NASA Space Vehicle Design Criteria (Chemical Propulsion) SP-8120 ; Liquid Rocket Engine Nozzles, 1976
- 5) 日下和夫、只野真、佐藤政裕、木皿且人、熊谷達夫、新野正之、熊川彰長、今野彰、青木宏、名村栄次郎、渥美正博、矢花純; 再使用ロケット用伸展ノズルの基礎燃焼試験(2)、第44回宇宙科学技術連合講演会、2000
- 6) Kazuo Kusaka, Akinaga Kumakawa, Masayuki Niino, Akira Konno, Masahiro Atsumi ; Experimental Study on Extendible and Dual-Bell Nozzles under High Altitude Conditions, AIAA-2000-3303, 2000
- 7) Kazuo Kusaka, Akinaga Kumakawa, Masayuki

Niino, Akira Konno, Hiroshi Aoki, Eijirou Namura, Masahiro Atsumi ; Experimental Study on Extendible Nozzles for Reusable Rocket Engines, ISTS 2000-a-39p, 2000

- 8) 日下和夫、熊川彰長、青木宏；高空環境下における伸展ノズル性能に関する研究、航空宇宙技術研究所 第39回公開研究発表会、2001
- 9) 中橋和博、宮島博、木皿且人、毛呂明夫；ロケットノズルの性能予測計算法、NAL TR-771、1983
- 10) Dieter K. Huzel, David H. Huang ; Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines, AIAA, 1992

付 録

1. 性能値の計測精度

燃焼器およびノズル性能値の計測精度をまとめて以下に示した。性能値(特性排気速度 C^* 、真空中比推力 I_{spv})に影響を及ぼす主要パラメータは真空中推力 F_v 、燃焼圧 P_c 、推進剤流量 m_t 、燃焼室スロート径 D_{th} およびノズル出口径 D_{ne} である。これらのパラメータはそれぞれEND TO ENDの計測システム校正あるいは計測機器そのものの精度が検証されており、これから性能値の計測精度を推定した。

1.1 真空中推力

真空中推力 F_v は燃焼試験で計測された推力 F 、ノズル出口面積 A_{ne} および低圧室圧力 P_v から次式で与えた。

$$F_v = F + A_{ne}P_v \quad (1)$$

F_v の分散 (σ_{F_v})を各パラメータの分散で表すと、

$$\sigma_{F_v}^2 = \sigma_F^2 + [A_{ne} \sigma_{P_v}]^2 + [P_v \sigma_{A_{ne}}]^2 \quad (2)$$

ここで計測値の誤差を計測精度と定義して、例えば、

$$\sigma_{F_v} = \sigma_{F_v} / F_v, \quad \sigma_{P_v} = \sigma_{P_v} / P_v$$

等とすると、(2)式は次式となる。

$$\sigma_{F_v}^2 = [(\sigma_F / F)^2 + \{(A_{ne} P_v / F_v) \sigma_{P_v}\}^2 + \{(A_{ne} P_v / F_v) \sigma_{A_{ne}}\}^2] \quad (3)$$

代表データとして標準ノズルのものを用いると、

$F = 1323\text{N}$ 、 $A_{ne} = 1812\text{cm}^2$ 、 $P_v = 0.8\text{torr}$ (106Pa)から、

$$\sigma_{F_v}^2 = 0.9719 \sigma_F^2 + 0.0002 [\sigma_{P_v}^2 + \sigma_{A_{ne}}^2] \quad (4)$$

ここで、推力計測精度 (σ_F)はロードセルの単体精度(再現性) $\pm 0.05\%$ とテストスタンドのヒステリシス $\pm 0.004\%$ を考慮して、

$$\sigma_F = (0.05^2 + 0.004^2)^{1/2} = 0.0502\%$$

また、定圧室圧力の計測誤差は圧力校正データから $\pm 0.1\text{torr}$ であるから、計測精度は

$$\sigma_{P_v} = 0.1/0.8 \times 100 = 12.5\%$$

ノズル出口面積計測精度 ($\sigma_{A_{ne}}$)は出口径計測誤差を \pm

0.2mmとして、

$$\sigma_{A_{ne}} = 2 \times 0.2 / D_{ne} \times 100 = 0.083\%$$

従って、(4)式から、 $\sigma_{F_v} = 0.18\%$

即ち、真空中推力の計測精度は0.18%であった。

1.2 推進剤流量

推進剤流量はタービン式流量計で体積流量を計測し、流量計部の圧力と温度から密度を求めて質量流量を算出した。質量流量 m は密度 ρ および体積流量 Q から次式で与えた。

$$\dot{m} = \dot{Q} \rho = (P, T) \dot{Q} \quad (5)$$

また、計測精度は次式で与えた。

$$\sigma_{\dot{m}}^2 = \sigma_{\dot{Q}}^2 + \left[\left(\frac{\rho}{P} \right) \left(\frac{\sigma_P}{P} \right) \right]^2 \sigma_{\dot{Q}}^2 + \left[\left(\frac{\rho}{T} \right) \left(\frac{\sigma_T}{T} \right) \right]^2 \sigma_{\dot{Q}}^2 + \left[\left(\frac{\rho}{P} \right) \left(\frac{\sigma_P}{P} \right) \right]^2 \sigma_{\dot{Q}}^2 \quad (6)$$

実液による流量計の校正精度は酸化剤、燃料とも $\pm 0.25\%$ であったが、この校正データは本試験直前のものではなかったため、これに経時変化の誤差 $\pm 0.2\%$ を加算して、体積流量計測精度 ($\sigma_{\dot{Q}}$)は

$$\sigma_{\dot{Q}} = (0.25^2 + 0.2^2)^{1/2} = 0.32\%$$

密度の推定誤差については、推進剤の代表温度、密度および密度の温度依存性を $T_0 = T_f = 293\text{K}$ 、 $\rho_0 = 1.445\text{g/cm}^3$ 、 $\rho_f = 0.872\text{g/cm}^3$ 、293K近傍での $\left(\frac{\rho}{T} \right)_0 = -0.0022\text{g/cm}^3\text{K}$ 、 $\left(\frac{\rho}{T} \right)_f = -0.0007\text{g/cm}^3\text{K}$ として、次の(7)式および(8)式を得た。

酸化剤 (NTO) については、

$$\sigma_{\dot{m}_o} = \sigma_{\dot{Q}_o} + 0.1990 \sigma_{T_o} \quad (7)$$

また、燃料 (MMH) については、

$$\sigma_{\dot{m}_f} = \sigma_{\dot{Q}_f} + 0.0553 \sigma_{T_f} \quad (8)$$

ここで、圧力の依存性 (σ_P / P)は温度の依存性 (σ_T / T)に比べて極めて小さいので、(6)式の第3項は無視した。

温度の計測誤差は温度計校正データから、酸化剤、燃料とも $\pm 2.0\text{K}$ であるから、計測精度は

$$\sigma_{T_o} = 2/293 \times 100 = 0.68\%$$

従って、質量流量計測精度は、

酸化剤 (NTO) では、 $\sigma_{\dot{m}_o} = 0.44\%$

燃料 (MMH) では、 $\sigma_{\dot{m}_f} = 0.36\%$

推進剤の総質量流量およびその計測精度は次の(9)式および(10)式で与えた。

$$\dot{m}_t = \dot{m}_o + \dot{m}_f \quad (9)$$

$$\sigma_{\dot{m}_t}^2 = \left[\left(\frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_t} \right) \sigma_{\dot{m}_o} \right]^2 + \left[\left(\frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_t} \right) \sigma_{\dot{m}_f} \right]^2 \quad (10)$$

ここで、代表混合比を $\dot{m}_o / \dot{m}_f = 1.65$ として、

$$\sigma_{\dot{m}_t}^2 = 0.388 \sigma_{\dot{m}_o}^2 + 0.142 \sigma_{\dot{m}_f}^2 \quad (11)$$

従って、 $\sigma_{\dot{m}_t} = 0.31\%$

即ち、総質量流量の計測精度は0.31%であった。

1.3 特性排気速度

特性排気速度およびその計測精度は次の(12)式および

(13)式で与えた。

$$C^* = gPcAth / mt \tag{12}$$

$${}^2(C^*) = {}^2(Pc) + {}^2(Ath) + {}^2(mt) \tag{13}$$

ここで、燃焼圧Pcの計測精度は圧力計校正データから (Pc) = 0.21%、ノズルスロット面積の計測精度はスロット径の計測誤差を ±0.02mmとして、

$$(Ath) = 2 \times 0.02 / Dth \times 100 = 0.14\%$$

従って、(13)式から、(C*) = 0.40%

即ち、特性排気速度の計測精度は0.40%であった。

1.4 真空中比推力

真空中比推力およびその計測精度は次の(14)式および(15)式で与えた。

$$Ispv = Fv / mt \tag{14}$$

$${}^2(Ispv) = {}^2(Fv) + {}^2(mt) \tag{15}$$

従って、(Ispv) = 0.36%

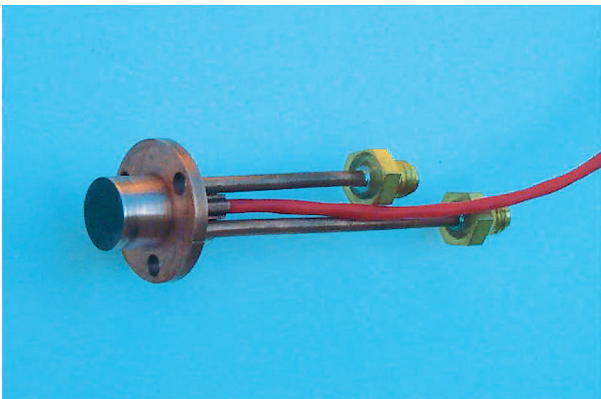
即ち、真空中比推力の計測精度は0.36%であった。

2. 熱流束計測

本研究に使用した熱流束計の仕様を付表1に示した。応答性および耐熱性が高いこと、小型・軽量であること等の要求を考慮して、ガードン型熱流束計 (Gardon Heat Flux Gage) を選定した。市販品の計測レンジは 5W/cm²から8500W/cm²まで数タイプあるが、本研究で

付表1 熱流束計仕様

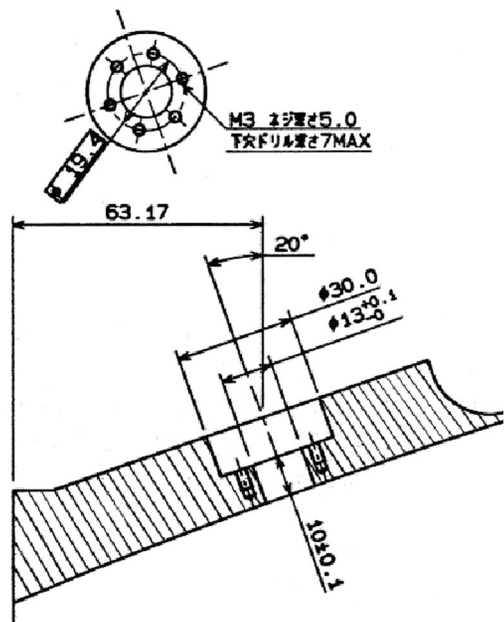
項目	仕様
計測レンジ	5 ~ 8500W/cm ²
受熱部外径	12.7mm
フォイル直径	0.25 ~ 6.4mm
フォイル厚さ	0.012 ~ 0.254mm
応答速度	1.5msec 最大
精度	±2%
再現性	0.5%
出力電圧	10mVフルスケール



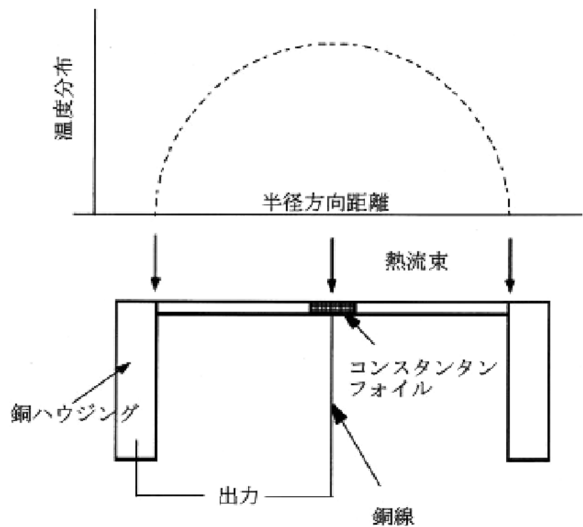
付図1 熱流束計外観図

は解析予測値に少し余裕をとって100W/cm²のものを使用した。付図1に外観図、付図2に取り付けポート形状を示した。ノズル内壁に垂直に空けたポートに3本の専用ネジで取り付け、軸方向および周方向にずらして3カ所で計測した(本文の図19参照)。

付図3に原理図を示した。受熱部に熱が流入するとコンスタンタンフォイルと周囲の銅ハウジング間に温度差が生じて、熱流束に比例した電圧が出力されるものである。校正値はメーカー提示のものをそのまま用いた。受熱部はすべて耐熱性金属で構成されており、接着剤等は使用していないので、最高温度1400 までの計測が可能



付図2 熱流束計取り付けポート形状

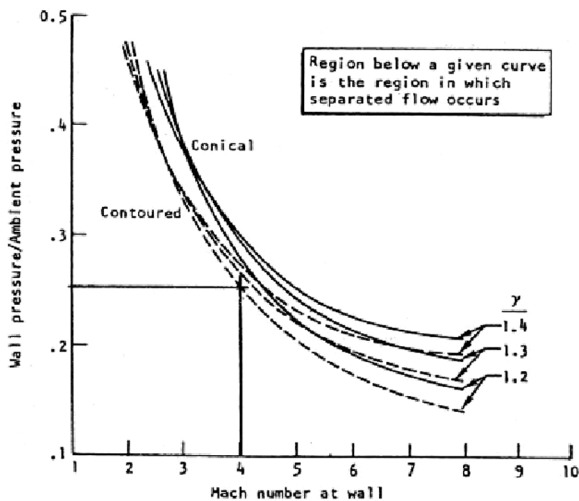


付図3 熱流束計原理図

である。また、コロライドグラファイト材をコーティングしているので（厚さ0.024mm、輻射率0.82）温度に対して優れた安定性がある。但し、受熱部全体が高温になりフォイル部とハウジング間の温度差が損なわれないように、内部を水冷却した。必要冷却流量は0.13 L/secであり、水道水による冷却で十分であった。

計測結果を本文の図23および図24に示したが、伸展ノズル部の熱流束は $10\text{W}/\text{cm}^2 \sim 20\text{W}/\text{cm}^2$ であった。ノズル伸展に伴う圧力データ（本文の図21および図22）との対応をチェックしたところ、熱流束計測データには時間遅れもなく、ノズル流れの変化に対して十分な応答性があることが実証された。

3. ノズル流れの剥離限界



付図4 ノズル流れの剥離限界（NASA SP-8120⁴⁾

本文3.1.3項にデュアルベルノズル流れの剥離限界圧力比（ノズル出口圧/周囲圧）は0.25であることを示したが、付図4のノズル流れの剥離限界線図を用いて補足説明する。本図では剥離限界圧力比はノズルコンター形状、燃焼ガスの比熱比およびノズル壁面出口マッハ数をパラメータとして与えられる。NTO/MMH燃焼ガスの比熱比は1.24であり、ノズル壁面出口マッハ数は本文の図10から約4であるので、コンター付きノズルの剥離限界圧力比は0.25となる。

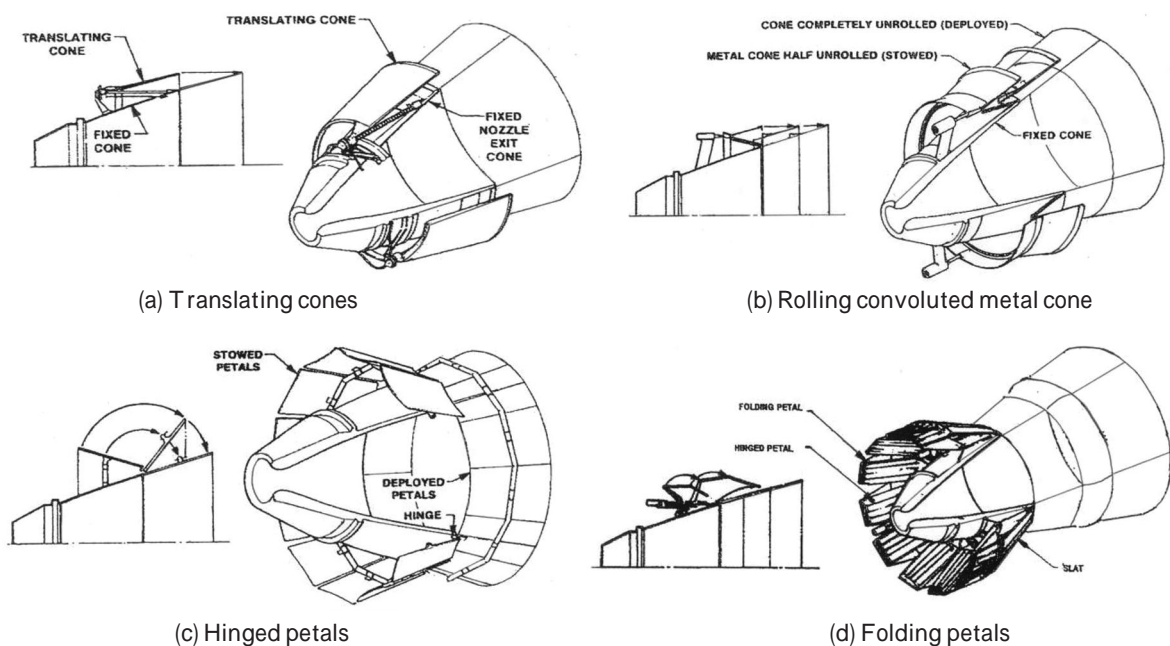
4. 諸外国の開発動向および今後の課題

4.1 諸外国の開発動向

諸外国の伸展ノズル開発動向についての調査結果を以下に示す。

(1) 米国

1970年代前半に空軍を中心とした高度補償ノズルの研究が始まり、様々な型式の伸展ノズルが検討された。その代表的なものを付図5に示す^{付1)}。付図5(a)は移動式の伸展ノズルであり、単段あるいは多段のノズルを伸展機構によって展開する。液体ロケットエンジンXLR-129では2段式を採用し、その高度補償能力が確認された。付図5(b)は回転式の伸展ノズルであり、螺旋状に巻かれた金属薄板を円錐部の移動によって展開する。円錐部はノズル下部の補強構造を兼ねており伸展機構と連動している。この伸展ノズルは1973年にICBMのMinuteman 3段用として試行された。付図5(c)および(d)は花卉型の伸展ノズルであり、複数に分割された花卉状のパネル



付図5 伸展ノズルの概念図^{付1)}

がノズル伸展部を構成する。収納性に優れている反面、構造の複雑さのために重量増加が余儀なくされる。

以上の4種はいずれも、エンジン着火前、着火後に開わずノズルの展開が可能な設計ではあるが、伸展機構とその動力源および制御装置を必要とする。これに対し、伸展ノズルを固定ノズル内部に収納し、エンジン着火に伴う燃焼ガスの圧力を利用して展開させる方式も提案されているが、構造がシンプルになる反面、伸展機構を備えていないために展開後のノズルを再度収納する機能はない。

伸展ノズルを装備した液体ロケットエンジンとして初めて実用化されたのは、1992年に初飛行したAtlas Aロケットの2段エンジンRL10A-4である。収納状態にあるコロンビウム製の移動式伸展ノズルはエンジン着火直前に展開を完了し、ノズル展開時の膨張比83で、伸展ノズル無しの場合に比べて6.5secの比推力向上を達成した^{付2)}。さらに、RL10B-2では新たにC/C複合材ノズルを開発し、高膨張比285の軽量伸展ノズルを実現した。RL10B-2はDelta ロケットの2段エンジンとして実績を積み、後継機のDelta ロケット2段にも搭載されている。なお、RL10A-4及びRL10B-2の伸展ノズルは、ロケットエンジンを機体内にコンパクトに収納する目的で採用されたものであり、高度補償のための伸展ノズルではない。

(2) ロシア (CIS)

ロシアでの伸展ノズルの開発は、ミサイル (ICBM, SLBM) の性能向上に関するものが主である。ミサイルにおいてはノズルスカート^{付3)}の展開に用いる伸展機構は展開後には不要となるので、移動速度が速く投棄可能な伸展機構を有する伸展ノズルの開発がなされてきた^{付3)}。ICBMのSCALPELには、C/C複合材ノズルを0.5sec以内に約60cm展開させる火工系の伸展機構が装備されている。

(3) ヨーロッパ

1970年代から開発が開始され、投棄しないタイプの火工系伸展機構が試作されている。また、SEPCARBと呼ばれる特殊なC/C複合材を開発するとともに、大型複合材ノズルの製造技術を確立している⁴⁾。なお、米国のRL10B-2のC/C複合材ノズル伸展部の開発はフランスSneema/SEP社によるものである。

(4) 日本

宇宙科学研究所ではガス駆動の伸展機構を有する固体ロケットエンジンを開発し、1989年に衛星打ち上げに使用した。また、ヘリカルばねによる伸展機構を備えた固

体ロケットエンジンをM-ロケット3段M-34およびキックステージKM- に採用している。

4.2 今後の課題

4.2.1 RL10B-2の主要構造

付図6に伸展ノズルを装備したRL10B-2の外観図を示す^{付4)}。本項ではRL10B-2の主要構造として、ノズル、伸展機構、接合部、補強構造を取り上げてその特徴をまとめる。

(1) ノズル

高膨張ノズルは金属製再生冷却ノズルにボルトで接合された固定ノズルAと、伸展ノズルBおよびCから構成されている。あらかじめ収納された伸展ノズルは1段エンジン燃焼終了後、2段エンジン着火前に伸展機構により展開され、ラッチ機構によって固定ノズルに連結される。伸展ノズル展開前は全長約2.2 m、膨張比77であるが、展開後は全長約4.1 mとなり高膨張比285を実現する。A、BおよびCの各ノズルには新規に開発された高強度軽量C/C複合材 (SEPCARB) が採用され、各部の板厚を最小化することにより大幅な重量軽減が図られている。

(2) 伸展機構

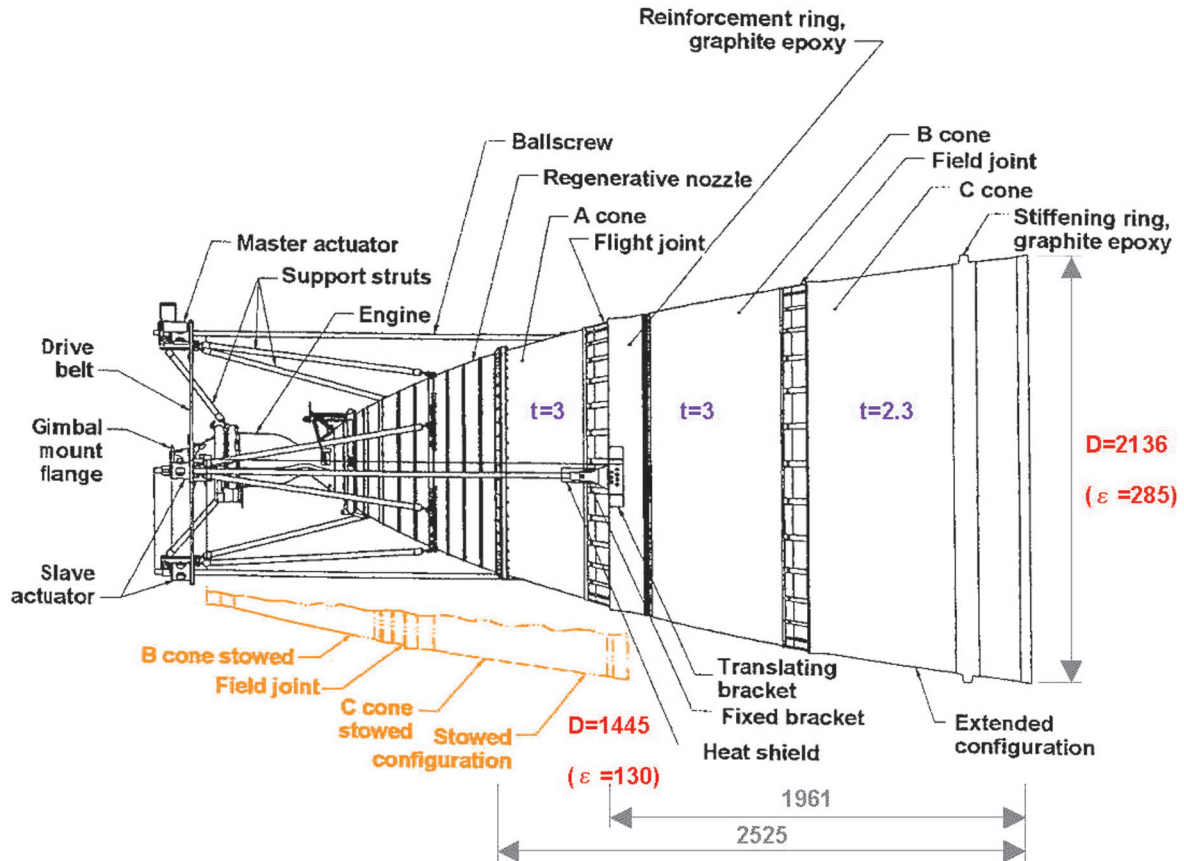
伸展機構としては等間隔に配置された3本のボールスクリューが採用されている。ボールスクリューの先端はノズルAの固定ブラケットを介して、ノズルBの移動ブラケットと連結され、ボールスクリューの回転により伸展ノズルが展開される。また、各ボールスクリューの駆動装置は複合材の支柱によってエンジン側に隠装されている。電動式アクチュエータを有するボールスクリューは1本であり、他の2本はベルトドライブによって同調して駆動される。この伸展機構は13sec以内に全長約2mの伸展ノズルを展開することが可能である。

(3) 接合部

金属製の再生冷却ノズルとC/C複合材ノズルAの接合には48本の高強度金属製ボルトが用いられている。また、水分が接合部隙間に入り込み氷結した場合は過大な摩擦トルクが発生する恐れがあるため、エポキシ系の極低温用シール材が用いられている。一方、C/C複合材ノズルAとBの連結およびノズルBとCの接合には等間隔に配置された30組のC/C複合材ラッチ機構が用いられている。

(4) 補強構造

伸展ノズル展開後、エンジン始動時に発生する大きな振動により、薄肉C/C複合材ノズルが損傷を受ける恐れがあるため、ノズルBおよびCにはCFRP製の補強リン

付図6 RL10B-2 エンジン外觀図^{付4)}

グが取り付けられている。この補強構造は重量上の不利益にならないようにエンジン燃焼中に焼け落ちるように設計されている。

4.2.2 今後の課題

RL10B-2の主要構造の特徴を参考にして、高度補償ノズルとして伸展ノズルを再使用型エンジンへ適用する場合の今後の課題についてまとめる。

(1) 軽量・耐熱・耐酸化複合材

高膨張比ノズルの軽量化には複合材の適用が不可欠であるが、繰り返し使用される再使用型エンジン用ノズルでは、使い捨て型よりもさらに優れた耐熱性と耐酸化性が要求される。また、帰還時には厳しい空力加熱にさらされることも考慮する必要がある。C/C複合材は一般的に耐酸化性に乏しいので、傾斜機能材による耐酸化コーティングを施したり、強化繊維と組み合わせて耐酸化性を高める必要がある。また、製造方法によっても耐酸化性や耐熱性、気密性に差異を生じるため、製造工程の最適化も重要である。現在の日本では、高膨張ノズルのような大型の耐熱複合材を製造できる設備が少なくその製造実績にも乏しいため、高品質の大型耐熱複合材の製造

技術そのものから開発しなければならない。

(2) 高耐久性伸展機構

アクチュエータ駆動ボールスクリューは、RL10B-2での実績からも非常に有効な伸展機構であるが、再使用型エンジン用伸展ノズルとしては、さらなる耐久性向上が求められる。すなわち、伸展完了時の最大推力やエンジン燃焼中および帰還時の高温・高振動環境に繰り返し耐え得る構造が要求される。さらに、推力に対抗して速やかに展開を完了するための駆動機構や展開・収納完了時の衝撃力を緩和するためのダンパー機構も備える必要がある。なお、再使用型ロケット用伸展ノズルでは、打ち上げ時に展開した伸展ノズルを帰還時には収納する必要があるため、伸展ノズルのラッチ機構を解除可能な設計とする必要がある。

(3) 耐振動ノズル構造

再使用型エンジン用伸展ノズルの適用にあたっては、エンジン始動時や停止時の不安定な燃焼ガス流れによる過渡的な振動だけではなく、エンジン作動中のノズルの展開および収納時に発生する振動や横推力に耐え得る構造で、なおかつ、最小重量とするノズルの設計法を確立

する必要がある。さらに、ノズル構造体の健全性と安全性を評価するための非破壊検査法や余寿命予測法の確立が望まれる。

(4) 異種材料接合技術

伸展ノズルに複合材を適用する場合、高温の複合材固定ノズルと極低温の金属製再生冷却ノズルのような異種材料の接合が不可欠であり、金属/複合材ろう付け接合技術および金属/複合材接合界面における高温ガスシール技術の確立が必須となる。また、接合部に発生する熱応力の緩和を図った新たな接合技術も必要となる。

付録4の参考文献

- 付1) Broquere B., Lacoste M., Uhrig G. ; Carbon-Carbon Nozzle Exit Cones for High Performances Expandable & Reusable Launch Vehicles, 3rd European Conference on Space Transportation Systems, 1999
- 付2) Castro J. H., Bustamante R. B. ; Development and Qualification of a Translating Nozzle Extension System for the RL10A-4 Rocket Engine, AIAA 93-2135, 1993
- 付3) Kukushkin V. H. ; State and Prospects of Solid Propellant Rocket Development, AIAA 92-3872, 1992
- 付4) Ellis R. A., Lee J. C., Payne F. M., Lacoste M., Lacombe A., Joyez P. ; Development of a Carbon-Carbon Translating Nozzle Extension for the RL10B-2 Liquid Rocket Engine, AIAA 97-2672, 1997

独立行政法人 航空宇宙技術研究所報告 TR-1464 号

平成15年6月発行

発行所 独立行政法人 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-4-4-1
電話 (0422)40-3935 〒182-8522
印刷所 弘久写真工業株式会社
東京都立川市上砂町5-1-1

© 2003 独立行政法人 航空宇宙技術研究所

本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複製、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。本書(誌)からの複製、転載等を希望される場合は、情報技術課資料係にご連絡下さい。
本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。



Printed in Japan