

炭化水素エンジン開発の研究(2)...CADB RD-0120 エンジン

JAXA 宇宙輸送ミッション本部 平岩 徹夫
hiraiwa.tetsuo@jaxa.jp

Abstract

宇宙輸送ミッション本部が進めている炭化水素系エンジンの研究開発のため、またその過程で生ずるであろう諸問題解決の手がかりを得るために、ケロシン系エンジンで最も経験豊富なロシア製エンジンの考察を進めている。昨年のクズネツォフのケロシン系ロケットエンジンの検討に引き続き、水素系の二段燃焼サイクルエンジン RD-0120 を概観した。このエンジンは、ロシアでは運用された唯一の大型極低温推進系エンジンである。ケロシン、ヒドラジン系に特化された技術体系のなか、アメリカの SSME に対抗すべくきわめて短期間に開発されたエンジンであった。ケロシン系との相似点も多く、技術開発要素の比較検証は今後有用になる。日本においてまとまった検討がなされていないロシア製エンジンの研究としてもここにまとめる。

0. はじめに

ロシアでのロケットエンジン開発は 75%アルコールを燃料とするドイツ A4 ロケット用エンジンをコピーした RD-100 エンジンから始まり、常温保存可能な燃料であるケロシン、ヒドラジンを使ったエンジンへと指向して現在に至っているのはよく知られている。そのため、ロシアでは極低温推進系を使うロケットエンジンはまともに開発されていないものと長らく考えられていた。事実、現時点でも水素、メタンなどの推進系を使用したエンジンは一つも運用されていない。唯一使われているのは、インドに輸出され GSLV の上段に使用されている KVD エンジンのみであるが、これもロシア/ウクライナでは実用されていない。しかし実情は異なり、1950 年代後半から液体水素燃料エンジンの開発が進められた結果、1960 年代には KVD を、1980 年代には本論文の対象となる RD-0120 を完成させていた¹。ロケットや宇宙機とは異なり、エンジン関連の情報は旧ソ連時代に公開されることはなく、また実用されていたロケットのエンジンはどれもケロシンもしくはヒドラジン系であったため、このような推測が生じたものであろう。実際公開された冷戦時の CIA 関連資料には液体水素燃料を用いたエンジンについての記述はみあたらず、Energia(ロシア版スペースシャトルなどを運搬するロケットシステム、1987/88 年の二回の飛行のみで引退)が公になるまでは液体水素系ロケットエンジンを開発していたこと自体が西側諸国には伝わっていなかったようである²。現在 Sutton らの尽力により、ロシア/ウクライナのエンジンについての情報は広く伝えられるようになったが、ロシア製の極低温推進系を使用したエンジンについては依然として知られているとは言いがたい。

そこで本稿では、大型エンジンとしては唯一実用化された RD-0120 エンジンにスポットを当てる。このエンジンはどのようなものであったか、当時運用が開始されていた SSME と比較してどのような技術レベルであったのかをみていく。また常温保存可能な推進系を使用したロケットエンジンの技術体系の中、いかに極低温推進系を使用したエンジン技術を構築し実用エンジンを作っていたかを検討していきたい。この検討は、水素系エンジン技術を持つ日本が炭化水素系エンジンを開発する際にどのように進めていけばよいかを考える、よい指針となるであろう。炭化水素系エンジン開発の研究と名うっているにもかかわらず極低温推進系エンジンを取り上げる理由はそこにある。

RD-0120 エンジン

RD-0120(ソビエト政府工業形式番号 11D122)は、保存可能な燃料が幅を利かせるロシアにて唯一実用化された極低温燃料/液体水素燃料で駆動するエンジンである(図 1)。同時期に開発された SSME が再使用性を前面に押し出したエンジンであったこと、Energia において使い捨てとなるタンク部分に搭載されたこともあって、一般的に RD-0120 は使い捨て型エンジンと考えられている。しかし、これから明らかにするようにこのエンジンは再使用可能なように開発されていた。それでいて生産、運用コストも考慮されており、タービン温度を下げるなどの工夫により特殊な材料や工程、コーティングなどを避けるような設計になっている。このエンジンは、四桁の番号が示すように CADB (Chemical Automatics Design Bureau)で開発され、Energia の二段階目として採用、二回の実飛行を経験している。しかしそこに至るまでには約 10 年の開発期間があった。RD-170 と平行して開発されたこのエンジンは、RD-170 と同様開発は容易ではなかった。まずはエンジンハードウェアの検討を行い、その後エンジン開発までの液体水素ロケットエンジンの前史と RD-0120 の開発過程をまとめてみたい。

1. RD-0120 ロケットエンジン

毎度のことではあるが、ソビエト/ロシア製のエンジンにおいてはその性能データが文献毎にばらばらで、通常一致しない。しかし RD-0120 は幸いにもほぼ一致したデータとなっている。ここでは AIAA 論文³で提示された CADB 公表のデータをまとめてみる。出力は特記ない場合 100%である。

推力	海上 147.6 トン 真空 190 トン (200 トン@出力 106%)
比推力	海上 353.8±3 秒 真空 455.5±3 秒
スロットリング	25-106%
混合比	6±0.6
燃焼器燃焼圧 プリバーナ圧力	210kg/cm ² (100%出力、混合比 6 時) 398kg/cm ² (100%出力時、混合比 0.8) 408kg/cm ² (106%出力時?)
推進薬流量 液体酸素流量 液体水素流量	418kg/sec 358kg/sec 60kg/sec
エンジン始動時の入り口条件	液体酸素 温度 80-85K 圧力 8.3 ± 0.5kg/cm ² 液体水素 温度 16-20K 圧力 3.1 ± 0.4kg/cm ²
ノズル開口比	85.7
ジンバル	±11 deg(最大)
エンジン質量 ⁴ エンジン寸法	3449kg(dry) 4549mm(height) 2420mm(diameter)

RD-0120 は、SSME より約 10%低めだが、N-1 用 NK-15/33⁵とほぼ同クラスの出力を発生する。RS-68 という液体水素系実用エンジンでは現時点最大のものを除けば、大出力液体水素エンジンといえる能力を持っている。しかしこのエンジンでも重い Energia/Buran には十分ではなく、Energia 打ち上げ時には最大 106%で作動させている。

1992 年に発行された西側のエンジン資料 TechDetail⁶には、推力 148 トン(海上)、200 トン(真空)、Isp は 455 秒、ノズル開口比 85.7、エンジン寸法は高さ 4.55m、直径 2.42m、質量 3470kg とあり、上記データとほぼ一致する。RD-0120 が RD-170 と同様に西側に公開されたのは、1990 年 9 月の Moscow Aerospace 90 においてである⁷。このときは試験用エンジンが展示されていた^{4,8}。この後に CADB が詳細データを公開しているので、RD-170 など他のエンジンと比較して資料毎のデータのばらつきがすくない。

資料 6 は、RD-0120 と 1992 年の時点での SSME を比較している。推力は SSME が 5%ほど高く、Isp は燃焼圧が 1 割ほど高い RD-0120 がわずかによい。しかし一番の違いは質量にあって SSME の乾燥重量 3177 kg であるのに対し、RD-0120 は一割ほど重いことを指摘している。この違いは小さいものではなく、RD-0120 には改善すべき部分が残されていることを示しているとみてよい。

他のロシア/ウクライナ製 SC サイクルエンジンと同様、RD-0120 も高いスロットリング能力が与えられている。推力は 25 から 106%まで連続的に可変である³。しかし実際に QT を受けた実験条件は連続的ではなく、図 2 に示すように 100%および 50%を中心とした領域だけである⁹。試験された O/F と出力範囲は以下のようにまとめられる：

O/F	5.1~6.4	5.3~6.2
出力	45~55%	65~114%

ノミナル状況では、推力 50%では混合比 5.7 を、25%推力では 3.8 で運転できるようになっている¹⁰。その後 O/F と推力制御能力は改良が加えられており、O/F の変動が小さくなるようになっている。ちなみに SSME のスロットリング可能範囲は 67-109%となっている。図中にある・は実際に試験されたポイントである。出力はたしかに 25 程度から

120%程度まで発揮したことがあることを示している、また直線で囲まれた領域は Buran/Energia から要求された運用範囲である、それを一回り、マージンを持たせた領域でエンジンが確実に作動するように作られている。

このように RD-0120 は、推力とスロットリング能力だけをみても SSME に匹敵する優秀なエンジンであることがわかる。表に掲げた推力、スロットリング以外の項目については、次のエンジンサブコンポーネントの特徴をまとめる中で検証する。

2. RD-0120 エンジンのハードウェア

2.1 エンジンシステムと主要コンポーネント

RD-0120 の主要コンポーネントは以下の通りである¹¹⁾：

燃焼系	再生冷却付き主燃焼器	1
	トーチ点火器	
供給系	液体酸素/水素ブーストポンプ	各 1
	高圧ポンプ(酸素/水素)	1
	ガスジェネレータ(GG)	1
補機/制御系	調圧弁/スロットバルブ	
	スタート用スロットバルブ	
	ヘリウムガス駆動弁	
	パージ系	
	水素/ヘリウムタンク加圧系	
	ジンバル	

燃焼器が 4 つ、ガスジェネレータ(プリバーナともいう)が二基ある RD-170 と比較すれば、燃焼器ポンプとも一系統しかないのできわめてシンプルな構成となっている。しかし、これから述べていくが、高圧のターボポンプは液体酸素/水素系一体のものとなっており、西側諸国のエンジンとは大きな違いがある。エンジンのスケマティックを図 3 に示す¹²⁾。後半の開発過程の項で詳細を述べるが、液体水素 SC サイクルエンジンを開発するにあたりそのシステム構成、すなわち GG の数、ターボポンプの駆動方式や数について比較検討を行っている。その結果、効率は低下しても始動や制御の容易性を重視する方式を選び、ソビエト製ケロシン/ヒドラジンエンジンでよく見られる GG 一台にターボポンプ一台(液体酸素水素ポンプ直列)のサイクルを選択することになった。ただしその構成については SSME との強い相関がみられるので、巻末にまとめる。

RD-170 と違い、液体水素を燃料とする RD-0120 では、FRSC (Fuel Rich Staged Combustion) サイクルを採用する。ORSC (Oxidizer Rich Staged Combustion) サイクルを選択するよりも、ターボポンプをまわすためのエンタルピーを稼ぎやすく性能向上の余裕がでるためである。このエンジンでは一軸のターボポンプユニットと二系統のブーストポンプを駆動させるために、LE-7/7A の SC サイクルエンジンとは異なり SSME によく似た複雑な構成となっている。

このシステムの特徴は、一軸で駆動する三段式の液体水素ポンプと酸素ポンプ二台が組合わさったターボポンプユニットにある。ターボポンプには液体酸素、水素それぞれの系統にあるブーストポンプから推進薬が供給される。ターボポンプで昇圧された水素と酸素の一部は GG へと供給され、ポンプを駆動する高温のガスを生成する。酸素側のブーストポンプは、GG へ供給されなかった残りの高圧酸素により駆動する。水素も同様で、GG へ供給されなかった分が主燃焼器を冷却した後、水素のブーストポンプを運転する。この水素ブーストポンプの駆動方式は、再生冷却によりエンタルピーが増加した水素で駆動させており expander サイクルの方式そのものと言ってよい。図には説明されていないが、燃料タンクは加圧されている。液体酸素タンクは加熱したヘリウムで、液体水素タンクはガス水素で加圧されている。水素脆性を防ぐために、配管などには一般に銅、銀などのコーティングが施されている。

システムは複雑になっているが、制御方式は非常にシンプルになっている。基本的に酸素系統にある二カ所の電磁弁で行われている。一つは GG 直前にある推力制御弁(Thrust Control Valve)、もう一つは酸素側ポンプからインジェクタヘッドへ流れる酸素流量を制御する混合比弁(Mixture Ratio Control Valve)である。これらは閉回路制御が行われているため、バルブは開度制御のみであり信頼性が高いものとなっている。

エンジン外形形状図を図 4 に示す。全高は 4520 ± 20mm、ノズル出口最大径は 2420mm ある。各種配管が突出しており、実際のエンジン周方向外形形状はこれより多少大きい。水素供給口は直径 380mm、酸素供給口は直径 300mm ある。燃焼器を除けば最も大きいエンジンコンポーネントであるターボポンプは、図 4 側面図では燃焼器と酸素供給口の間に位置している。ターボポンプは他のロシア/ウクライナ製エンジンと同様に、燃焼室と平行に、燃焼器への供給配管を介して固定されている。GG はターボポンプに直列(機体側)に結合されている。ブーストポンプは水素酸素ともにタンクからの供給配管とほぼ同じ直径をしており、配管

の一部となっている。これらは燃焼器スロート部分に溶接されたブラケット(スティフナ)に結合されている³⁾。これら極低温系の配管は 20mm 厚のポリウレタンフォームが施されている。

ジンバルは燃焼器頭部に直づけされている。RD-170 と違い、ジンバル付近の水素酸素供給ライン入り口部分にフレキシブルチューブが用意されている。したがって、エンジンが首振りを行う場合にはエンジンやターボポンプなどの全ユニット全体が向きを変えるようになっている。初期のモデルでは各種配管はフランジ結合で組み立てられていた。これは実験中の問題説明やメンテナンス方式を検討するためであった。しかし後期にはかなりの部分が溶接へと変更され重量軽減と信頼性を向上させている。1995 年時点でのエンジンの乾燥重量は 3450kg であったが、このような対策により最大 150kg 程度の削減が可能だと見積もられている³⁾。

2.2 RD-0120 供給系

CADB は 1954 年にロケットエンジン用ターボポンプを製作して以来、2006 年までに 86 台～メインポンプ 67 台、ブーストポンプは 17 台(そのうち 12 台はイジェクタタイプ)を開発してきた¹³⁾。1954 年から 1961 年にかけては GG サイクルエンジン用のターボポンプ、たとえば RD-0110 用のものを開発してきた。1977 年以降は SC サイクル用のものを開発している(図 5)。CADB はまた、1964 年に RD-0410 用として液体水素ターボポンプを開発して以来、RD-0146 まで五台の液体水素メインポンプと 6 台のブーストポンプを開発してきた。RD-0120 は、今に至る SC サイクル用メイン、ブーストポンプの先駆けともいえるべきシステムを搭載していることになる。

2.2.1 ターボポンプ

図 6 に RD-0120 のターボポンプ外形と内部構造を示す³⁾。寸法についての情報はないが、全長は約 1.5m、直径は 60cm ほどと推定される。図右側が燃焼器側、左手がノズル側となる。図右側に GG が直結されるようになっており、GG からの高温水素流体はステータを通り二段のタービンを駆動する。GG からの燃焼ガスは二つある出口から燃焼器へと導かれる。タービンユニットの左手には、三段の液体水素ポンプが位置する。シール部分を介して、さらにその左側に液体酸素ポンプユニットが位置する。液体酸素は、水素ポンプ側から流入しその一部はまず遠心式ポンプで燃焼室へと供給される。ここで吸引されなかった分の酸素は、さらに図左へと流れより高圧に昇圧されて GG へと供給される。この GG 向けに液体酸素を供給するポンプは、インデューサー一体式になっている。

このターボポンプは一軸で駆動するが、これまでのソビエト製エンジンと同様、タービン+液体水素ポンプの軸と液体酸素ポンプ軸はシール部分近傍にてスプラインカップリングで結合されていて、物理的には分割されているとみてよい。したがって、このポンプは大きく二者に分解することができるようになっている。軸回転速度は最大で 33000rpm であって⁴⁾、タービンおよび水素ポンプ軸の二次および三次共振点間に位置している¹⁰⁾。

駆動軸は、酸素ポンプ側、タービン/水素ポンプ側それぞれ二カ所のラジアルボールベアリングでサポートされている。これらの DN 値は 1.28 ~ 1.44 × 10⁶ mm · rpm である³⁾。ベアリングはそれぞれ液体酸素、液体水素で冷却されるようになっている。ベアリング輪は、酸素系は銀、水素系は鉛系の材料でコーティングして補強している。

このポンプは、動荷重をできるだけ小さくするように設計されている。ロータ自体のバランスは、ポンプ組み立て前に専用の施設にて調整されている。水素系ポンプロータには、過回転の場合などに対応できるようにダンパーが取り付けられている。

酸素系ポンプ

先に述べたように、酸素系のポンプは燃焼器への供給用ポンプとより高圧のプリバーナ供給用のポンプの二系統が同じ筐体に組み込まれている³⁾。吸入口は共通しているものの、燃焼器供給用ポンプは四点で支持されておりこの間を液体酸素が通り、燃焼器用インペラへのもう一つの供給口およびプリバーナ用インペラへと流れるようになっている(図は側面からのものであり、ここからは読み取れない)。

燃焼器供給系のインペラは相対した二方向の吸入口を持ち、円周方向に吐出する形式を持っている。このインペラは軸部分と一体化した鋳造製品である。一方、GG 供給用ポンプでは五枚羽のインデューサーが溶接された形式で作成されている。このインペラの背後(インデューサーと逆側)には、軸方向力を打ち消すための機能が加えられている。そこにはクリアランスタイプのシールが用意されており、これがインペラ背圧を調整している。この他の箇所には狭い面積のメトリックシールが使われており、そこにはフッ化炭素コーティングが施されている。

酸素系ポンプはタービン出力の 30% で駆動しており、酸素側ポンプは共振点以下の速度での回転となっている。

水素系ポンプ

図からわかるように、水素ポンプは三段式である、この三段ともインペラ形状は相似である(図7)^{10,13}。三段目インペラはa double discharge volute となっている、これらの三段のインペラはHIP(hot isostatic pressure)方式による、チタン合金(ロシア名VT5-1KT)の強化粉末冶金で形成されている⁴、3300rpmで回るため、ポンプフィンチップの周速度は最大600 m/secに達する(この数値から見積もられる水素ポンプ直径は約35 cm)、この値はそれまでCADBが開発したポンプより早く、十分耐える強度を与えるために新材料を用いることになった、この合金によるインペラ破壊速度は886~928 m/secと見積もられている⁴。CADBのDemyanenkoによれば、水素雰囲気中のインペラ破壊速度は930 m/secである¹³。彼はこのようなチタニウムやニッケルの粉末冶金を1976年から実用化されていると述べており、CADBとしては初めての採用である。段間のシールやインレット部分は、フローティングタイプのシュラウドシールが使用されている。インペラディスクにはクリアランスタイプのシールが使用されている。軸方向力は、三段目背後に用意された酸素ポンプと同じ機能により打ち消されている。吐出圧力は475気圧に達している⁴。この圧力はノミナル回転数32500rpmで回転駆動する三段式ポンプのほぼ限界値にあるという。

タービン

タービン部分は、GGからのガス流入口を持つケーシングと、二段のタービンロータおよび左右二箇所出口ノズルで形成されている。タービンブレードはタービンディスクと一体で形成されていて、ガスのリーク量減少と強度補強のためにシュラウドがつけられている。タービンディスク自体は、HIP方式を用いた強化ニッケル系合金の粉末により形成されている。ブレードは電鍍もしくは電気溶解で形成されている。一段目の出口ノズル部分は、それぞれケーシングに溶接されている。二段目は組み立てを考慮して二個に分割されており、それぞれネジ止めとなっている。これらタービン間のシールは、セラミック系のインサートが挿入されたラピッドタイプのシールとなっている。タービンはシャフトとラディアルピンで結合されていて、軸方向や円周方向の位置調整や駆動力を伝達するようになっている。タービン部分のシュラウドは、インレット部分、出口部分とポンプ側タービン基部一体で溶接、形成されている。

タービン部とポンプ部とはフランジ結合されており、両者は分離できるようになっている。またポンプ側も液体酸素ポンプと液体水素ポンプ間はフランジで結合されている。したがって、タービンとGGは結合したまま、酸素ポンプはおろか水素ポンプも取りはずすことが可能である。すなわち、ユニットがエンジンに装着された状態においても、酸素、水素ポンプを分解、取り外すことが可能になっている。水素ポンプも二重管状になっており、ポンプ部分だけを見れば、酸素ポンプと水素ポンプの外側のシュラウドを取り外せば点検が可能となっている。内筒側のフランジを分離することにより、タービン部分をエンジンから取り外しできるようになっている³。このように、エンジンを脱着せず、ポンプの分解点検が可能になっていることも、RD-0120がそもそも再使用エンジンとして計画されたことを意味している。

2.2.2 ブーストポンプ

CADBは1955年ブーストポンプを開発し、1961年から採用するに至った(図5)¹⁴。以降ブーストポンプを使用するエンジンを開発してきており、その系統にRD-0120のブーストポンプがある。RD-0120の水素系ブーストポンプを図8に、酸素系ブーストポンプを図9に示す。これらのブーストポンプによって、ターボポンプ入り口にて酸素は44 kg/cm²、水素は24 kg/cm²まで加圧されて供給される³。これにより、ターボポンプにおけるキャビテーションを防ぐことが可能になっている。ブーストポンプのパラメータを表1に示す¹⁵。

水素系ブーストポンプ

これは二段式ポンプ形状をしており、斜流軸流混合式(axial-diagonal mixed)のインデューサに遠心式のインペラで構成されている。インデューサとインペラ間にはステータが装着されている。これを駆動するタービンは、燃焼器を冷却してエンタルピーが増加している水素で駆動する。タービンは軸流二段式(axial reaction, partial admission)となっていて、半球状ドームの根元二箇所から流入する水素によって回転するようになっている。ポンプロータは二カ所のボールベアリングでサポートされており、臨界以下の回転数で回転する¹⁰。スタート時には同じく半球状ドームの根元にある二カ所のインレットから供給されるヘリウムでタービンが回転するようになっている。

ブーストポンプでも低圧高圧部分および駆動流体部の圧力差が生じるために、各所にシールが必要である。1)ポンプ側とタービン側を仕切るシール、2)リフトオフシール、3)ポンプ高圧側シール、4)ハウジングシールの四カ所である。1)のシールのポンプ側はフローティングリングシールが、タービン側にはクリアランスシールがそれぞれ用いられている。2)のリフトオフシールは、エンジンが停止した時に、水素がポンプ側からタービン側へ流入するのを妨げる役割を果たす。その構造上、タービンが回転を始めるとこのシールは解放され回転中はシールしないようになっている。4)のシールは金属リングシールを用いている。

酸素系ブーストポンプ

こちらも二段の軸流式のポンプではあるが、軸が二重となっており、それぞれ異なる回転数で駆動するタービンが二段設けられている³。水素系ブーストポンプではポンプ吸入側から駆動ガスが流入、タービンを回転させていたが、酸素系の場合には逆方向からタービンへと流入する。酸素側ポンプの要求入り口圧力は20~30kgf/cm²であるが、これを一段のブーストポンプでは実現できない。そこで酸素側は二重二段式となった¹⁵。二重の駆動軸のうち、一段目のタービンは内側の、二段目タービンは外側の軸を駆動するようになっている。一段目のタービンによって、一段目低速側インペラを、二段目のタービンは二段目高速側のインペラを駆動する。これらの軸は共に二カ所のボールベアリングでサポートされるが、共に臨界速度以下での回転である。SuttonはRD-0120のブーストポンプに、回転数が異なる二重の駆動軸を持っていることに注目し、他にこのような形式のターボポンプはないとしている¹⁶。しかしこれは誤りで、1960年代に開発されたNK-15系エンジンのターボポンプで実現されている⁵。

2.3 RD-0120 燃焼系

2.3.1 GG

水素リッチのガスを生成するGGは、図10に示すとおり単純な形状をしている¹⁷。少量の酸素はヘッド側から供給され、大流量の水素は燃焼器側面から供給される。燃焼器は側面から供給される水素に囲まれるように配置されており、この大量の燃料により冷却されるようになっている。燃焼器側面は二重円筒になっており、少量の水素が間を流れさらに燃焼器壁面を冷却するようになっている。ポンプの駆動源となるGGは、出力100%時にはO/F=0.8、燃焼圧398 kg/cm²、燃焼温度は822 Kで運転される¹⁰。

燃焼室へは水素および酸素ともに二種類の同軸型インジェクタエレメント(剪断流型とスワール型)により噴射されるようになっている。燃焼器側面側一重に剪断型のインジェクタエレメントが配置され、残りの部分はすべてスワール側が配置されている。スワール型は側面から水素が垂直に主流の酸素に向かって噴射され、全体に渦を生成する。このような噴射形状により、酸化剤が壁面に接近することがないように工夫され燃焼は主にGG中心部で行われるようにされた。そのため壁面の冷却も容易になっている¹⁰。またこのGGにはパッフルやキャビティの必要もなくなった。

燃焼室出口側には、半球状の格子が設けられている。この格子により、軸方向の燃焼不安定を防ぎ、高温ガスの温度のばらつきを高めている。燃焼器の点火器はトーチ型のイグナイタを使用している。資料によってはプラズマイグナイタとするものがある³が、予燃焼室で水素酸素を燃やすタイプのイグナイタであることが図3の配管系統図からもわかる。このトーチには、ブーストポンプから酸素が、水素はターボポンプから供給されている¹⁰。

2.3.2 燃焼室

図11に燃焼室とその断面形状を示す³。他のロシア/ウクライナ製エンジンと同様に、このエンジンでも通常言うところの燃焼室とノズルが一体となっており、これ全体を称して燃焼室としている。構成パーツは、ガスマニホールド、ミキシングヘッド、燃焼室、ノズル上流部、中流部、下流部および補強材、冷却配管およびイグナイタになる。これらは溶接、コウ付けされており分離できないようになっている。

ガスマニホールド部分は、RD-170やRD-253と異なりジンバルとの接続部もかねている。そのため推進薬は燃焼室側面方向から流入するようには作られている。その下にはミキシングヘッドがある。ここには444本のインジェクタエレメントが設けられている。RD-170では同軸剪断型と同軸スワール型インジェクタが意図的に配置されていたが、RD-0120ではすべて同軸剪断型を使用する。ミキシングヘッド部分の詳細を図12に示す。ミキシングヘッドは三重構造となっている。ノズル頭部の二カ所のマニホールドから供給される高温水素ガスはエレメント外周から燃焼器に向かう。ヘッド中央部にあるマニホールドにはターボポンプから酸素が供給され、インジェクタ中心から噴射される。逆の形式、すなわち燃焼器頭部から酸素を、周方向から高温水素を供給するとした場合よりは、インジェクタエレメントを短くできる、高温水素ガスのエレメントへの配分が容易、全体に形状が小さくなり重量を低減できる利点があった。フェイスプレート側が一番近いマニホールドには、燃焼側ブーストポンプを駆動した水素が供給されフェイスプレートより燃焼器に噴射されるようになっている。フェイスプレートや燃焼器内部には、パッフルやキャビティなど燃焼安定化のための方策はなんらほどこされてない。点火器はプリバーナで使用されているものと相似なものが装着されている。

燃焼器部分は外筒、ライナーおよび水素配管で構成されている。冷却には水素側ポンプから吐出された約22%の水素が使用される¹⁰。水素はまずスロートよりわずかに下流の部分へ流入した後、インジェクタヘッドに向けて燃焼器を冷却していく。インジェクタヘッド付近で一度燃焼器からはなれ、水素配管によりノズル上流部分へと再度導かれノズル端面まで冷却する。フェイスプレート部分はしみ出し冷却も併用しており、

0.2mm 径の穴約 20000 個が穿たれている⁴。

ノズル部分も通常のソビエト/ロシア製エンジンと同様、ミル溝構造内筒(インナー側)と外筒との間はロウ付けで製作されている。それぞれ外筒インナーとベツベツに製作、検査された後ロウ付け行程にまわされている。ノズルは先に記したように、三パートに分かれておりそれぞれのパートでロウ付けを行う。検査の後三者は電子ビーム溶接して結合される。ノズル中流域から下流には外筒外側にスティフナを取り付け、ノズルの変形を防ぐようになっている。内筒ガス側には RD-170 と同様に、ニッケルクロムの金属製サーマルバリアコーティングが施されている。

点火系は、少量の燃料酸化剤を燃やすトーチ式のプリバーナーである。形状も燃焼ガスチューブの長さ以外は GG と主燃焼器のバーナは同一である。着火はスパークプラグを使っている¹⁰。水素とともにターボポンプからだが、酸素に関しては GG 点火系にはブーストポンプから、主燃焼器の点火器にはブーストおよびターボポンプの二系統から供給されている。明確ではないが、Gubanov によれば再使用型にはロシア初のプラズマイグナイタを使用したとある。しかし AIAA 各種ペーパーで示されている、再使用型の RD-0120 のシステム系統図にはそれらしいものは見当たらず、試験的に用いられただけの可能性が高い。

2.4 RD-0120 制御系

制御系バルブ類、たとえばレギュレータ、スロットルバルブ、ニューマチックバルブなどは電動アクチュエータで駆動する。主ニューマチックバルブは高圧ヘリウムで作動する。スロットルは主燃焼器に向かう酸素流量をコントロールし、混合比を制御する。

ジンバルは最大 11 度が保証されている。しかしレイアウトが工夫されており 16 度まで作動できるように設計されている。ジンバルさせる角度が大きいため、球形ジョイントを採用しており、このため他の方式と比較して軽量化も進んでいる。球形ジョイントには摩擦減少のためのコーティングがなされていて、油脂粉などなくとも長期間摩擦係数で 0.018 から 0.02 が達成できている。

爆発や火災を防ぐためのシステムも用意されている。Energia 用として、最低 10mmHg というきわめて低い環境においても、酸化物や未燃炭化水素類を 2 から 4 秒以内に 5%以下の精度で検知できるというセンサが開発されている⁴。通常低圧になると、ガス成分は薄くなる、すなわちセンサに付着する分子数が低下するため、接触型や燃焼型のセンサはほとんど使用できなくなるので、本センサは形式が異なるものとみられるが詳細はわからない。

ヘリウムを供給する五系統のバージラインが用意されている。そのうち三つは低流量のもので 3 から 7 g/sec、残り二つは高流量のものでそれぞれ 0.22、1.1 kg/sec 流せるようになっている。後者の高流量バージは、燃料側ブーストポンプの予回転と予冷のためであり同じ供給ラインを使用する。このほか空素バージ系も用意されており、流量は 0.5 から 6.4 g/sec である。

3. RD-0120 の信頼性、運用性

ロシアのロケットの特徴のひとつに即応性を重視する点がある。できるだけ打ち上げ前作業を簡略化し、手間をかけずに打ち上げられるようにするというものである。RD-0120 のような、極低温燃料を使用するエンジンでも例外ではない。RD-0120 の、再使用までの準備作業と、必要な工程を図 13 に示す⁹。再打ち上げ可能な状態までに、48 時間と 30 分、99 マンアワーで行えるとしている。その大半 28 時間はエンジン内部の乾燥作業である。ポンプの内部観察やバルブ検査には約 10 時間ほど、その他ニューマチック(流体制御系)のラインチェックに 10 時間という時間を費やしている。最後はリークチェックを 30 分行って打ち上げ直前作業が開始できる状況までエンジンを持ち込むことが可能である。この工程はエンジンの地上燃焼実験でも適応できるものであり、経験に基づいたプロセスとみてよい。

後述するが RD-0120 は 10 回の運用が可能ないように再使用性を考えて設計されたエンジンである。決して使い捨てとして計画されたものではなかった。Buran/Energia の最終形態では RD-0120 は外部燃料タンクに搭載され使い捨てられるようになっていたが、エンジン開発がスタートした時点ではアメリカのスペースシャトルと同様な形態—主エンジンを Buran に搭載する—を考えていたためである。しかしながら、開発途上から推力向上が必要となり、106%を定格とせざるを得なくなり使い捨てとすることとなった(運用寿命は 10 回から 4 回まで低下⁹)。Gubanov も 1989 年に使い捨て型のエンジンシステムが決定になったと記している。同時に 6%高い推力性能が要求されることとなり、以下のような二段階のプログラムを進めることになった:

1. 従来通りのエンジン試験を進めて信頼性を引き続き向上、構造も強化していく
2. 推力向上を図る

この対策により、RD-0120 の Isp は最大 460.5 秒へ、推力も 6%up され真空中 230 トン(海上 224 トン)になるようになった。

RD-0120 の派生型エンジンについては本章末尾に再度とりあげるが、CADB は RD-0120 の再使用能力を 90 年代以降も向上するための取り組みを進めていた。

1)ターボポンプ二段目タービン翼後端を厚くし、シュラウドを改良する。

2)タービンおよび水素側ポンプ、四力所のシール部を改良する

3)燃焼室への酸素供給ラインにあったスタートアップバルブを撤去、混合比調整バルブに代替する

4)GG への酸素供給ラインにあった緊急遮断弁(pyrovalve)を撤去、遮断弁駆動ガス供給ラインに代替を設置などが行われている。これらの改良は RD-0120AD-1 となり、後述する Aerojet/NASA との共同実験で実証試験が行われている。

1 の改良については AIAA 文献 18 にまとめられている。この改良は直接エンジン寿命につながるものであり、そこから導きだされた結果は図 14 に示されるとおりである⁹。図中の二重線がノルマル状態の RD-0120 の寿命である。100%の出力で 300 から 600 秒運用する場合、エンジンの寿命は 8 ないし 9 回であると読める。図の横軸は、対数となっていることに注意されたい。106%で運用すればそれだけ寿命は短くなり、先に述べたように約 4 回まで低下する。しかし、タービン部の改良を施すことにより、寿命は急速に増加し出力 100%でも約 100 回の再使用性が望まれると予測している。

この図からも明確に読み取れるが、再使用性や寿命は、運用回数に強い相関

また

総運用時間には弱い相関

であることがわかる。また低周波疲労に強く依存し、高周波疲労には影響がないこともわかってきた。そのため低周波疲労を起こしやすいところを補強する、たとえばタービンブレードの後端を補強してやることでエンジンの寿命は延びるのである。この効果だけで約 4 倍の寿命が、またタービン翼シュラウド(外部容器部分)の補強を施せば 13 倍、総計で 80 回程度まで運用寿命が延びると予測している(図 15 106%の出力を仮定)⁹。この他寿命に影響が強いのが、燃焼器冷却やタービン出口部分の翼などを改良することで、最終的には 200 回ほどまで寿命を向上できると推定されている⁹。

4. RD-0120 の作動シークエンス

エンジンの運転はその推進薬によって大きく異なる。液体水素を燃料とするエンジンの場合、液体水素が極めて低い温度でないと気化してしまうため、エンジンやタンクへの燃料供給自体に予冷という手続きが必要になる。ここでは、RD-0120 でのエンジン始動に至る複雑な手続きについてまとめてみる。

予冷段階

ヘリウムによる初期バージに引き続き、低流量の液体酸素によるバージを行う。バージは GG、燃焼器やイグナイタそれぞれの遮断弁までである。このとき供給される酸素は約 0.5 から 0.9 kg/sec で、40 分ほど行われる。

酸素による低流量バージ開始後約 10 分ほどしてから、今度は水素側の低流量バージが始まる。このバージも水素系遮断弁までである。酸素もだが、水素はすべて回収ラインから設備側へと戻される。このバージは 30 分ほど、流量は 0.16 から 0.35 kg/sec 流される。

酸素側バージがスタートしてから約 40 分後、下記各部の温度が必要温度まで低下したのが確認されてから高流量バージがスタートする。確認される温度は以下の各所である:

ブーストポンプハウジング温度

ターボポンプハウジング温度

回収ライン出口温度

低流量バージと同様まず酸素側が、1.7 から 2.65 kg/sec の流量で 10 分行う。水素側は酸素側開始後 3 分のち、0.44 から 0.56 kg/sec の流量で 7 分間行われる。以上のバージによりほぼエンジン予冷を完了する。

プレスタート

エンジンスタートの 30 秒前、ヘリウムガスによる水素側ブーストポンプ予回転が始まる。このときのヘリウム流量は 0.27 kg/sec であり、この予回転による水素供給量は 2 から 2.5 kg/sec である。この後、イグナイタのスパークが始まり、流量弁、スロットルバルブのチェックが行われる。

スタート

図 16 にスタートシークエンスと、推力変化をプロットする¹⁰。

0 秒目にスタート信号が送られ、+0.5 秒目にそれまで行われてきた低流量ヘリウムガスによる水素側ブーストポンプ予回転が大流量ヘリウム(1.13 kg/sec)に代わり、水素が流れ始める。+2.2 秒目には燃焼器への再生冷却ラインが開となる。図にはないが+2.5 秒目に GG や燃焼器のイグナイタが着火される。その直後、+2.8 秒目に酸素水素両方の遮断弁が開となり、大流量の酸素水素が GG および燃焼器に供給される。通常 +3.2 秒目にはそれぞれ燃焼が始まる。

エンジンでの燃焼がスタートしてエンジンは出力をあげていく。+3.4 から+4.0 秒までにはエンジンの推力は 25%に到達する。この 0 から 25%までの出力向上率(percent/sec)はノミナル値の 110 から 480%に

なる。イグナイタはこの間に停止する。+3.8秒目に酸素供給が止まることになっているが、水素についてはこのあとと流れることになっている。25%出力は+5.3秒目まで継続される。

+5.3秒めには、レギュレータが50%推力になるよう作動開始し同時に水素側ブーストポンプの大流量ヘリウム供給は停止される。この間推力上昇に要する時間は0.6秒±0.1秒である。したがって通常+5.9秒には出力50%となる。

+6.9秒目にはレギュレータおよびスロットルバルブが最大出力となるように調整開始される。その結果、50から100%推力になるまで1.8秒±0.1秒、ノミナルの22%出力向上率で上昇する。混合比も同時に増加されているが、こちらは100%出力相当の混合比に達するまで0.3から0.9秒長めの時間を要する。

以上のプロセスにより、着火開始から実に10.9秒かけてRD-0120は最大推力を發揮するようにゆっくり始動するようになっている。停止のプロセスもほぼ同様で、まず推力を50%にするよう調整されその後0.8秒かけて完全に停止する。したがってエンジン停止には1.8秒+0.8秒=2.7秒程度の時間が必要である。インジェクタマニホールドの圧力は、出力50%からのエンジン停止では0.8秒でノミナル圧力の10%にまで低下する。25%出力からでは0.4秒で同圧力まで低下する。

5. RD-0120の製造

RD-0120の開発がようやく軌道に乗りはじめた1980年半ば、RD-0120製造および試験ラインが準備されることになった。CADBには試験設備はあれど製造ラインはそもそもなく、他のロケットエンジン同様製造は基本的に外部委託で行われた。RD-0120ではVoronezh Mechanical Plantが製造を受け持っている。ただしCADBが製造にはまったく関わらなかった訳ではなく、耐熱材料やチタン材粉末冶金を使い、インペラやタービンディスクを製造する工程を担当している³。

RD-0120向けに以下のような特殊製造プロセスが開発されている:

溶接ジョイント部分なしの、ノズル製造
爆発 forming 法を使った大型部材の製造手法
直径2400mmもの溝構造付の大型ノズル製造手法
液体酸素、水素雰囲気中でのベアリング試験手法

これ以外にも20以上の、全く新規の製造試験手法が開発されている。同時に極低温流体を扱うために、新しいステンレス鋼、断熱材、ロウ材が開発されている。2800mm幅のステンレス鋼板、内部が平滑な平面を持つ耐熱材で作られたパイプ、極低温用断熱材などはその一例である。製造手法についても同様で、直径360mmの複層ペローズやセンサなど特殊用品向けの製造がはかられている。RD-0120では、製造後の検査、テストも含めると総計で10300もの工程を必要とした。CADBはそのうちの100を、残りはVMPが担当してエンジンを完成させている³。

エンジン製造には約24ヶ月必要である。図17に製造工程の概略を示す⁹。ポンプのロータ部分、インペラに10-12ヶ月、タービンや燃焼器製造に約18ヶ月程度必要である。最後の6ヶ月は最終組み立ておよび完成検査である。年間の製造可能数は35台と記録されている¹²。

6. RD-0120 アメリカにおける能力検証

RD-0120は現在までEnergia打ち上げの二回しか使用されておらず、また再生産もされていない。しかし、ソビエト連邦が崩壊した後の1990年代にはアメリカへの紹介もかねて、NASAやAerojetとの共同研究を行ったことがある。これらの経緯は、AIAAの各種論文に適切にまとめられており、エンジンの性能や性質がよくわかるようになっている。またエンジンの内容やその試験方法についてのヒントにもなるので、ここでその概要をまとめてみたい。

1990年代アメリカはスペースシャトルにかわる打ち上げシステムの検討の一環としてRLVの試験機X-33の計画をスタートさせた。結局この機体のエンジンは、J-2系システムを使用したエアロスパイクノズルを採用するのであるが、システム検討中には通常型のロケットエンジンも候補としていた。ライバル会社のRocketdyneがNPO Energomashと提携したこともあり、Aerojetはその他のエンジン企業、NK enginesやCADBと提携することとした。このような提携の基に、両者は1995年12月RD-0120を共同でアメリカ国内への売り込みを進めることで合意することになった。しかしながら、1990年代半ばではまだソビエト連邦/ロシア製のロケットエンジンが広く認知されているとはいえない状況であった。そこで、NASA Marshallと両企業はRD-0120エンジンの再使用能力検証のための実験を行うこととした。この実験の目的は以下の通りである¹⁰:

- 1) RD-0120の基本性能や信頼性を確認すること
- 2) RD-0120の運用能力を確認すること
- 3) RD-0120のRLV向け再使用やアポロ能力を確認すること
- 4) ロシア式のエンジンテスト方式を公開すること
- 5) CADBで行ってきた寿命延長改良の結果を確認すること

1)には、エンジンの再始動性やサブコンポーネントの能力検証も含まれている。2)には検査、修理や人員への要求能力の調査なども含まれている。3)の項目には低出力での作動時間の延長、4)にはアメリカにおいて将来このエンジンを使用する際の慣熟もかねている。

このために用意されたエンジンがRD-0120AD-1である。このエンジンは先に述べた各種改良を加えたエンジンで mean time between overhaul(MTBO)が従来型のエンジンの6回から25回へと向上したモデルである¹⁰。

この試験は1995年12月から1996年1月にかけて、6日間で8回の燃焼試験を行った。各試験の概要は以下の通りである^{10,19}:

- 1995/12/19 #001 通常のATテスト相当試験
- 1995/12/25 #002 20秒試験 推力を25、50、75、100、45%と変化させる
- 1995/12/28 #003-4 メンテナンスなしの再燃焼デモンストレーション 一回目の試験後16分後、再度着火燃焼
—#002のあと十分な点検を行い3日後に試験したもの
- 1996/01/16 #005 水素側供給系圧力低下を模擬した設備側異常による緊急停止試験
- 1996/01/23 #006-7 #3-4のメンテナンスなしの再着火燃焼の再試験 インターバルは88分である
- 1996/01/30 #008 25%出力での長時燃焼試験 RLVのアポロののちのRTBミッションを模擬したもの

以上の試験結果のサマリを表2に示す¹⁰。燃焼圧力は直接計測していないので、開発試験中の直接計測結果と酸素側インジェクタマニホールド圧との相関から間接的に求めたものである。この表には真空状態の推力およびIspも示している。今試験中の平均Ispは455.7秒、平均推力レベルは98.6%、平均の混合比は6.06であった。エンジンへの酸素流入条件データを図18に示す。通常RD-0120では、0.83MPa、温度は80K程度であるが、今シリーズではX-33で要求されている条件0.48MPa、92Kで運転されている。水素も基準条件から外れており、図19に示すように、圧力はともかく温度はおおよそ3Kほど高い条件で試験している。X-33の運転条件は、図には示されていないがRD-0120の作動許容条件内であった。

1) 結果その1 エンジン作動の遷移状態

RD-0120では過剰な圧力温度は熱的にも構造的にもエンジンにストレスを与えることから、これを避けるためにエンジン出力をゆっくりと変化させるようにしている。たとえば、先に述べたように、酸素側遮断弁が出力100%条件まで開くの約8秒を費やしている。特に重視しているのは、GGの着火とその後の温度上昇である。図20にGGのガス温度変化(#003および#006試験)を示す。2.5秒目付近のスパイクはイグナイタ着火によるものである。しかしイグナイタ自身の流量がわずかなことから、GG内部温度は750Kまでしか上昇しない。GG自体は3.6秒に着火燃焼を開始する。#003実験では一時的に900Kに達するものの、350Kから900K近くへ約7秒ほどかけてゆっくりと上昇するようすがわかる。6秒目に見える温度スパイクは、推力を25から50%に増加するコマンドが与えられた結果生じた一時的なものである。このGG作動によるポンプの作動回転数変化を示したのが、図21である。2.5秒目にはスパイクがあり、イグナイタの着火による変化である。回転は約3.0秒め付近から増加しておりGGへの推進薬はこの時点から流入していることがわかる。着火や25から50%推力増加コマンドによる温度上昇の影響はタービンの回転数に目立った変化を見せていない。燃焼器圧力変化は直接計測していないため不明だが、強い相関がある酸素側マニホールド圧力変化を図22に示す。こちらの変化は2.4から3.6秒目を除き、タービン回転数と似た変化を見ている。GGでの大きな温度変化はタービン回転数同様マニホールド圧力でも見えず、200気圧までゆっくりと増加していく様子うかがえる。

2) 結果その2 再着火試験

#003-004と#006-007の試験にて、燃焼終了後検査せずただちに再着火する試験を行っている。前者では通常の停止後パージに相当するヘリウム4.5g/sec、窒素0.14kg/secのパージを6分間行い、引き続く10分間の予冷を行って着火させたものである。後者ではヘリウム/窒素の同様のパージを6分間行い、その後24分間の予冷を行った後に燃焼させたものである。両者ともに正常に着火シーケンスをこなし、ノミナル状態の燃焼を達成することに成功している。ただし前者の場合はランタンクの補給は行っていないので、通常の場合よりも各々の燃焼時間が短い。表2では30秒から50秒程度の試験であることがわかる。後者は88分間にランタンクに補給しているため、共に約2分のノミナルの燃焼時間を達成している。

3) 結果その3 低出力長時試験

#008の試験結果を図23に示す。まず100%出力でエンジンを作動させた後約25秒目から推力を25%にしぼって500秒ほどエンジンを

作動させたものである。図の圧力には変化は見られないが、混合比に一定の変化がみられている。この振動は設備側の問題で水素供給側の圧力変動によって生じたものである。文献 10 には明確には述べられていないが、調圧弁の自動振動による供給圧力変化(=供給量変化)によるものだと考えられる。

4) 結果その 4 運用性の確認

RLV 用のエンジンでは打ち上げ前の準備や再使用のためのメンテナンス費用が大きな問題となる。そのため RD-0120 の運用マニュアルとその実際の、NASA や Aerojet に実際に確認してもらうこともこの実験の大きな目的であった。今回はロシアでの設備でのデモンストレーションであったため、エンジン内部の乾燥、パッキング、不具合検査などの実際を確認することができた。Aerojet や NASA 側による記述は明確になされていないが、アメリカでの常識と大きく異なる運用方式が確認できたものと見られる。

5) 実験プロセスの詳細

実際の試験準備プロセスに要したマンパワーは表 3 に示す通りである。エンジンがスタンドに納入されてからの準備に要する時間はのべ 47 時間、マンパワーは 196 必要であった。このうち最も長いのは、エンジン乾燥に要する時間で約半分の 24 時間を要している。実験直前や直後には、乾燥や内部の目視観察などが行われている。当然ではあるが、多数あるセンサには当然トラブルが発生するため、その交換や調整作業も必要である。表 4 は今シリーズ中のセンサトラブルと交換事例をまとめてある。その他に定期的に替えるものもあり、例えば GG の熱電対は燃焼三回で、予冷時に使用するノズル出口部分にある熱電対は毎回の交換が行われている。

ノズルの真円度のチェックも同様に行われている。周方向 400mm 毎にノミナル直径 2287mm から 26mm 以上大きくなっていないかどうかを調べる。もしこの値を逸脱している場合には、専用工具を用いてノズルの変形を修正することになっている。この作業は通常 1.5 時間、2 名の作業が必要である。このノズル変形量の調査は Energia のエンジン間クリアランス要求によって必要になったものであるから、通常のエンジン試験では実施されないことになっている。しかしながら今シリーズでは同じエンジンを使用し、8 回の試験を行っていることからこの真円度調査を行っている。通常 3~4 回の試験では、真円度は 100mm まで許容されることになっている¹⁰。なおノズル変形修正による水素燃料リークは、過去の長時試験も含めて CADB ではこれまでのところ認められていない。

試験後のプロセス

試験後には、通常これまで乾燥と述べてきた thermal vacuum drying および technical state inspection が行われている。ここではその詳細についてまとめる。

乾燥作業はエンジン内部に残留する水分を取り除くことを目的としている。先に述べたように三人の作業員と 24 時間が必要である。実際の作業の様子を図 24 に示す。エンジンは全体が袋詰めにはさまれた窒素ガスをエンジン流路各部に流して行われる。露点計測を行い、十分乾燥されたかどうかを調べる指標としている。

後者のインスペクションはリークチェックなどを含むもので、表 5 にまとめられている。この作業は通常 24 時間を必要とする。表で示されているように、CADB からの技術者 1 名に作業員が 2~3 人と Nllkmmash の作業員が数名で行われる。作業の詳細例は表 6 に示す。燃焼器関連は二つほどなのに対して、ターボポンプブーストポンプ関連は約半数ほどありこれらの点検が重視されていることがわかる。

リークチェックリストは表 7 に示す。低圧でのリークチェックはイグナイタやドレインラインからのローターメータでの計測を行う。高圧リークチェックは、窒素パーズラインや低流量パーズラインの圧力を利用しての計測を行っている。この他圧力低下量を計測するリークチェックはエンジン内部など高圧にさらされる部分のリークを調べるときに使用されている。ヘリウムを使用したリークチェックは特にエンジン外部へのポート付近のリーク計測に用いられている。

機能チェックリストは表 8 にまとめられている。タービン、ポンプ軸変動や各種バルブ、イグナイタの機能チェックが含まれている。

エンジンの移動

スタンドからのエンジン移動は二日必要としている。実験終了後技術者 1、作業員 3 人で表 9 の N2 パージライン撤去まで行う。二日目は推進薬系のライン撤去、スタンドからの移動、各種グットの封止までを技術者 1、作業員 4 名で行うようになっている。電装系ラインコネクタは 33 あり、これらの切断と清掃、チェックなども含まれている。

6) エンジン試験の結果その他

今シリーズのエンジン試験では、エンジンハードウェアに一点トラブルが発生している。ノズル出口のスティフナを固定する 480 カ所の金具(ブラケット)のうち、86 点が破損していたことが発見された。これらの

ダメージはノズル出口にある二輪のスティフナにて発見されている。#008 の実験前には発見されず、実験終了後にこれらのダメージが確認されたものの、試験データからはこれらの影響は見つからなかった。またノズル内壁面や冷却流路の破損も確認されていない。オリジナルのスティフナ金具は U 字型をしているもので、U の底面をノズル外面に溶接されたのち U の上部左右の先端がスティフナリングと溶接される形状となっていた。しかし U の下流側面が破断していたことが発見されたことにより、ブラケット自体の強化がはかられ外部から L 字材を溶接する対策が施された。この部分の破損の原因は、長時時の 25%出力試験による高周波振動がスティフナ系の固有振動数と一致したためとされている。スティフナの固有振動数が 540Hz なのに対し、エンジン低推力によって生じた振動は 530 および 570Hz だったことが判明している。推力 25%では衝撃波列(ショックトレイン)がエンジン内部に存在するためこのような振動を発生させたものである。推力を 100%まで増加させると衝撃波はノズル外部へと移動し、振動周波数が 15 から 25 倍高くなるため、通常の作動ではスティフナのダメージは発生しなかった。

7. RD-0120 の位置づけと開発

7.1 ロシア/ウクライナの液体水素ロケットエンジンと RD-0120

RD-0120 を除くと、液体水素を燃料としたエンジンとしては 11D56 と 11D57 がよく知られている。両者ともに 1950 年代後半、開発が開始された。前者は OKB-2 の Isayev が開発した推力 7.5 トンの SC サイクルエンジンである。後者は OKB-165 の Lyulka が開発した、これも上段向けの推力 40 トンの、これもまた SC サイクルエンジンである²⁰。後者はこの後 KVD/KVD-1 という名称を与えられ、1990 年代にインドへ供与され現在も GSLV の二段目として運用されている。このエンジンや、SC サイクルの経緯については項目を別にして述べたい。これらの経緯が、RD-0120 へと流れ、ロシアでも珍しい大型の液体水素エンジンの実用化へとつながっている²¹。

RD-0120(11D122)は 1976 年からスタート、1990 年に完成している。1976 年 4 月に開発が開始された Energia の二段目用エンジンである。Energia 打ち上げシステムはアメリカのスペースシャトル(以下 STS)をコピーした形状となっており、STS の主機 SSME(RS-24)が水素を燃料としたのに習い Energia の主機も水素と決めたとところからはじまる。RD-0120 の Isp は真空中で 455 秒、海上で 353 秒である。上段専用の各種液体水素エンジンも考慮しても、ソビエト/ロシアの液体燃料ロケットエンジン最高の性能を示している²²。作動時間は 500 秒あり、SSME と同様に地上から軌道投入まで作動する。エンジンの信頼性は、90%の確度で 0.992 になっている。

開発は Chemical Automatics Design Bureau が行った。この設計局は 1941 年 10 月に設立され、1965 年までは S. A. Kosberg が主任設計者をつとめていた。^{4,23} 1954 年までは主に航空エンジンの補機を開発していた。1954 年からはロケットエンジン開発をはじめ、1995 年までに開発したロケットエンジンは 60 以上、そのうち 30 が量産までこぎ着けている³。主に大陸間弾道弾や、上段のエンジンの開発を主としているが、最初の業績は、ポストークに使用された三段目エンジン RD-0105(推力 49.4 kN の LOx/ケロシンエンジン。開発期間はたったの 9 ヶ月と言われている)である。このあと RD-0107 や現在まで Soyuz で使用され続けている RD-0110 を開発している。二段燃焼サイクルのエンジン開発は、1962 年に開発が始まった RD-0210 系(推力 582 kN のプロトン上段用ヒドラジン系エンジン)からである。

RD-0120 は、Gubanov によれば V.S. Rachuk が進めたとされている⁴。彼は 1965 年に CADB に入り、以後液体水素エンジンの初期研究に携わってきた人物である。一部資料²⁴では、G. I. Chursin や L. N. Nikitin らもあげられているが、RD-0120 についての詳細な AIAA 論文、94-9465²⁵および 95-2540³ともに Rachuk が執筆しており、後者二名の名前は見えない。したがって、Gubanov が執筆したように Rachuk が主導したとみてよいだろう。なお 1993 年 Rachuk は、1965 年に交通事故で死去した S. A. Kosberg、A. D. Konopotov に続く主任設計者に就任した。

CADB は RD-0410 および 0411 という熱核推進ロケット(原子炉炉心へ直接水素を与え、これを加熱させ加速噴射し推力を得るエンジン)を推進していた²⁶。このときの液体水素を取り扱った経験が RD-0120 へとつながっている。これは Rocketdyne (現 Pratt & Whitney Rocketdyne, PWR)が J-2 エンジン開発を始めるときに、アメリカ空軍などが実施した熱核ロケット開発(1955 年開始)に参加し、水素用ポンプを開発した経験が生きた経緯とよく似ている²⁷。このような経緯がなければ、そもそも液体水素系エンジンの開発がかくも短期にはなし得なかったはずである。もちろん先に述べたように 11D56/57 エンジンの経験があったのは事実だが、開発母体は異なるし SSME に匹敵するような推力のエンジンまではエンジン規模が違い過ぎる。そのため、Rachuk が自ら述べているように、エンジンサイクルをどう構築するかという点からして再度検討せねばならなかった。

RD-0120 のエンジンサイクルは FRSC サイクルである。ケロシン、ヒドラジン系では ORSC であるのに対し、液体水素では燃料を加熱して

使用する方式を選択する。理由を簡単に説明すれば、燃料と酸化剤のうち冷たい媒体を予燃焼や冷却に使用して加熱してから使用した方が燃焼しやすくなり全体の効率が上がるからである。液体酸素の沸点は 90 K 以下であるのに対し、ケロシン、ヒドランジンは常温でも液体であるからこの組み合わせの場合には液体酸素の方が冷たい。一方液体酸素を燃料とする場合は逆に、液体酸素の沸点は 20 K しかなく液体酸素と比較して格段に冷たい。したがって液体酸素/液体酸素ロケットの場合には冷たい液体酸素をプリバーナで燃やす、燃焼器などを介して加熱させるなどしてから燃焼室内に噴射して使用することを選択する。ロシアの液体ロケットエンジンはそのほとんどが SC サイクルを採用しているから、RD-0120 も SC サイクルを採用するのは当然のことであった。しかしながら、ヒドランジヤケロシンと大きく密度が異なる推進薬を使う場合、どのような SC サイクルにするかはまた別問題であった。RD-0120 で検討されたサイクルは以下の四方式である³。

- ・ GG を二台用意し、酸化剤、燃料それぞれのポンプを駆動する
- ・ GG を一台とし、酸化剤、燃料それぞれのポンプを同時に駆動する
- ・ GG を一台とし、酸化剤、燃料それぞれのポンプを順に駆動する
- ・ GG を一台とし、一軸のポンプを駆動する

実験の結果、酸化剤、燃料それぞれにポンプを用意する方が、それぞれ最適な回転数で駆動させることが可能になるため効率がよいことがわかった。特に GG を二台用意する SSME の方式は、GG それぞれの混合比および推力を変化させることにより柔軟な運転が可能になる²⁸。しかし、エンジンを始動する場合や出力を急に変更しなければならない場合などで、ターボポンプの回転数の調整が難しいことや、両者をシンクロさせるための新たな方策を開発せねばならないことが問題となった。特に GG が二台ある場合にはそれぞれの調整も考えねばならない。そのため、CADB はソビエトで一般的な GG 一台に一軸のポンプを駆動する方式を選択した。この方式は他の三例よりもポンプの効率が低くなるが、始動が最も容易でエンジンの出力を制御するのも容易である³。酸化剤と燃料のポンプが直結されているので始動やスロットリングがスムーズになる。GG 一台なので、他の形式よりもエンジンシステムが簡素化され、特にシール用に使用するヘリウム使用量やポンプ重量が少なく、コスト削減および信頼性の向上にもつなげる点が重視されている。

7.2 RD-0120 の開発

ソビエト連邦での液体酸素生産やインフラはアメリカなどと比較して遅れていたことが近年明らかになっている。11D56/57 エンジンの開発が遅れた原因が、液体酸素の生産の遅れや試験設備建設の遅れであった。Gubanov は 1977 年の液体酸素の年間生産量はわずか 10 トンであったと述べている。アポロ計画が終了した時点でも年間 7 万トン生産していたことと比較すれば生産されていないに等しい状態であった。このような供給状況であるが故に、11D56/57 エンジンが実際に燃焼スタンドでのテストを始めたのは、開発を始めて約 10 年後の 1967 年であった²⁹。

RD-0120 は、液体酸素エンジンの技術はあれど大規模エンジンを開発するのに必要な液体酸素インフラがほとんど存在しない状況下で開発が始まった。したがって新しいエンジン試験設備、大推力エンジン向けの製造設備の拡充、極低温流体に適した材料の開発、製造、新たな計測手段の開発など基礎的なところから製造、検査に至るまでの大規模な技術開発を必要とした。11D56、54、57 という先達が開発した液体酸素ロケットエンジンがあったものの、これらのエンジンは推力 40 トン程度であり 200 トンのエンジンを開発するのは次元が違っていた。したがって、試験設備からしてすべて新設せざるを得なかったためである³⁰。

RD-0120 の開発は、1976 年 4 月の Energia 開発スタートとほぼ同時に始まっている。さきも述べたように、主設計者は V. S. Rachuk である。RD-0120 の開発は、途中 1987 年と 88 年に飛行しているが最終的に 1991 年まで行われた。RD-170 ほどの開発のトラブルは報告されていないが、RD-170 とほぼ同様の開発期間を必要としたところからみてソビエトのロケットエンジン史上でも困難が伴う開発であった。Gubanov はその著書において、他のロケットエンジンのような開発手法がとれなかったと記述している。燃焼試験は、その初期からほぼノミナル条件(要求されていた 50%出力に近い 40%出力)で行っていた。すなわち、とにかくエンジンの形にくみ上げ、テストして問題点を発見し改良していくという開発手段を選択していた。RD-170 のようにサブコンポーネントをこつこつ完成させながらくみ上げるといった手法はまったく逆の手法を選択せざるを得なかったのである。結果としてこのやり方は成功し、開発途上ではあったが Energia を二回打ち上げることに成功している。しかしながらエンジン開発には時間を要してしまう手法でもあった。そのためエンジンを初めて動かしてから、100%出力でノミナル時動かせるようになるまで 5 年の月日を必要としたのであった。

開発マイルストーンをまとめると以下の通りになる:

1976 年	RD-0120 開発開始
1979 年 3 月	原型エンジン最初の燃焼試験 4.58 秒 出力は 40%(low throttle mode)
1984 年 5 月	原型エンジンで出力 100%、600 秒の初燃焼試験

1986 年 2 月	初のステージ試験 出力 100%
1987 年 5 月	15 日 Energia 初打ち上げ 出力 106%
1988 年 11 月	15 日 Energia/Buran 初打ち上げ 出力 106%
1991 年 3 月	開発終了

コンポーネント試験では、特に主燃焼器やガスジェネレータの点火システム、ブーストポンプの開発に注力が注がれている³⁰。このエンジン開発にて生じた問題点もやはりこの三点などに集中している。エンジン開発で問題となり特に力をそそいだ部分は以下の通りである³¹:

- 1) 主燃焼器、ガスジェネレータの点火不安定問題→トーチ(プラズマ)イグナイタで解決
- 2) LH2 ポンプのインペラの破損問題→チタン材の投入により解決
- 3) LOx ポンプ/ブーストポンプの着火問題
- 4) LH2 系コンポーネントの破損問題→材料を変更して解決
- 5) 粉末冶金を使用したタービンの開発
- 7) エンジンコントロールプログラムの開発
- 8) シール方式の開発(極低温系)
- 9) ジンバルに新しいコーティング方式の導入
- 10) 安全なエンジン始動および停止方式の開発

先に述べたように、インペラの破壊は大きな問題であった。VT5-1KT と呼ばれるチタン合金を使用することにより常温で 807m/sec、液体酸素環境では 930m/sec までの能力を持たせポンプの開発に成功した。上記リストにはないが、GG 内部での温度の非一様性も大きな問題で、基礎的な領域まで戻るような開発が見つかった。

試験設備

問題は、しかしこの後にあった。原型エンジンができたとしても先に述べたように既存の設備はせいぜい 40 トンクラスの液体酸素エンジン用でしかない。したがってエンジンの試験設備自体の大規模な建設が必要であった。

CADB のような設計局にもテストスタンドがあるけれども、ロシアのエンジン開発の常として実際に生産や実験を行うのは他の企業や設備である。RD-0120 でも同様の方式を取った。Rachuk が CADB 内で使用していた設備は使われず、NII Mash (Keldysh) および NII Khim Mash (Selgiev Posad) の二社の設備を改修もしくは新設してエンジンの開発が行われることになった。最終的には 100%の出力で高気性能試験ができる設備を四基建設、平行してエンジン試験を進めたのである³²。前者の施設には、液体酸素系コンポーネント用の設備も用意されている³³。たとえば、フルスケールの LOx/LH2 用ターボポンプ試験設備、ポンプ、タービンの流体特性を試験するためのサブコンポーネント用設備、LOx/LH2 環境での金属特性試験設備、極低温環境でのポンプの回転特性やロータバランス試験設備、同じく極低温環境でのシールやベアリングの試験設備などが用意されている。資料 33 では 300 トンクラスの液体酸素エンジン用のスタンドが三基用意されているとあるが、RD-0120 で使用されたのはこれから述べる #201 および #301 の二基である。

NII Mash のスタンド #201 と #301 は、両者設備とも(簡易)HATS 付きで、縦置きされたエンジンをジンバリングしての試験が可能になっている。#201 は 1977 年建設開始、#301 は遅れて 1981 年に建設が開始された。#201 は三年後の 1980 年 1 月 19 日に低推力での試験が可能になった。翌年 1981 年には 70%までの試験が可能になり、建設開始後 7 年目の 1984 年 5 月には、出力 100%での 600 秒試験ができるようになった。#301 の建設も #201 と同様の日時を必要とし、建設開始から 6 年後の 1987 年 7 月 30 日初テストが実施された。ただし #301 は 1000 秒以上の連続運転およびジンバリング角度も最大の ±10 度まで振ることが可能になっている。

NII Khim Mash には、11D56/57 用に使用された KVKS-106 施設にある V-2A/2B という二つのエンジンスタンドがある。両者とも横置きでのテストスタンドで、RD-0120 のフルスケールテストができるように改修が加えられた。NII Mash の #201/301 スタンドはまったくの新造で完成が遅れたため、燃焼試験の初期段階ではこれら NII Khim Mash のスタンドが主に使用されている。1978 年秋に試験用として短ノズルを装着した RD-0120 の原型モデルが搬入され、翌年 79 年 3 月に V-2B スタンドにて初めての燃焼試験(燃焼時間 4.58 秒)が行われている。V-2B はこのまま推力 25%まで、着火停止シーケンスの試験が行われている。V-2A は改修され最終的には 1984 年に 100%の出力で試験ができるようになった。V-2A スタンドのエンジンマウント部と取り付け状態を図 25 に示す¹⁰。設備配管系統図を図 26 に示す。図の上部側は水系系、下部は酸素供給系である。エンジンは右手箱部分に位置している。このスタンドの計測精度は、推力 ±0.4 %、酸素および水素流量は ±0.5%、温度計測精度は ±0.2 K である。なお、この NII Khim Mash のテストスタンドは RD-0120 の計画が終了した後も使用され、Aerojet やヨーロッパとの RD-0120 の共同研究に使用されている¹⁰。このときの計測部分は 200 点以上あった(ちなみに実飛行状態での計測部分は 60 点以下である)。先に述べたように、RD-0120 エンジン自体にはエンジンコントローラが組み込まれていないため、設備側に用意されたシーケンサや安全制御系統がエンジンを制御していた。NII Khim Mash のスタンドには、消音器が用意されている。内部では水が噴射されるようになっており、エンジン

周囲の様子を図 27 に示す¹⁹。

燃焼試験と生産台数

エンジン試験秒時と試験回数の履歴を図 28 に示す。表には年間の試験回数で除した、平均燃焼時間も表している。表からわかるように試験回数、試験秒時は、最終的には 1991 年 3 月 1 日時点で、793 回 163000 秒に達している^{3,6}。Gubanov によれば 785 回、166250 秒とあり、記録に相違がある。ちなみに、Energia の初号機があがった時点 (1987 年では 103 台、523 回、73891 秒、同じく Energia/Buran が打ち上がる時点 (1988 年 11 月) では、126 台、635 回、120454 秒のテストが行われている³⁴。Gubanov の資料によると、Energia 初号機前で 79 台、482 回、75000 秒のテストがなされたとあって、こちらも上記のデータと一致しない。

図 28 にて注意すべきはエンジン一台あたりの平均燃焼実験時間の推移である。1983 年は 109.75 秒、1985 年は 171.05 秒と共に 100 秒台であるのに対し、1984 年だけ 352.2 秒と突出していることである。この年だけはエンジン試験回数が 45 回と少ないことも特徴である。1984 年は NilMash の #201 スタンドが 600 秒試験が可能になり、また Nilkhimmash の V-2A スタンドで出力 100% の試験ができるようになった年である。すなわち、ソビエト連邦における、液体水素エンジンのインフラがほぼ完成し、エンジンの定格出力+長秒時試験が可能になった年でもある。したがって、試験設備の試験もかねてエンジンの定格秒時の運転試験を行ったことによる、一時的な試験秒時の増加であるとみられる。

エンジンの QT は、三台のエンジンによる最大 114% の出力試験と 14 台のエンジンの 109% の出力試験で行われた。このほか長秒時試験記録としては、39 台のエンジンが 2000 秒以上で、また一台は 4000 秒以上試験されている³。他の資料 34 では総計の燃焼時間は約 5000 秒、Gubanov によれば 1987-88 年に 9 回の燃焼試験で 4072 秒に達したとの記録がある。再着火回数は単一エンジンで 30 回行ったのが最大である。1988 年 1 月には、RD-0120 として最長連続運転記録の 1202 秒の試験が行われた。

このような記録をもとに、エンジン試験に毎回予冷のために飛行時間相当の水素 30 トン (62.8kg/sec × 467 秒) が必要であると仮定して、各年度の試験に使用した水素使用量を推算した結果が以下の通りである:

年度	水素消費量[トン]
1979	424
1980	637
1981	1113
1982	1659
1983	2878
1984	2345
1985	4034
1986	4288
1987	5208
1988	4506
1989	3416
1990	2377

1982 年から 1983 年にかけて、水素消費量が一気に 1000 トンも増加していることがわかる。RD-0120 の各種試験の詳細がわかっているわけではないのでかなり荒い推算ではあるが、それでも 1979 年の試験開始後、1984 年頃までに急速に水素消費量が増加していることがわかる。Gubanov によれば、1980 年に、Chirchik、Zagorsk と Dniprodzerzhynsk の三カ所にて液体水素製造設備が運転を始めたことと記している。1984 年はしたがって設備側も水素供給側も準備が共に整った年に相当しており、RD-0120 開発において重要な年であったとみられる。

なお飛行したエンジンは Energia の飛行二回分の 8 台、総生産数は 99 台である¹⁹。

7.3 RD-0120 のその後との派生型

RD-0120 は、CADB と Aerojet との協定に基づき AJ26-360 という Aerojet の形式名称を付けられることになった³⁵。それに引き続き、1990 年代に行われた X-33 プログラム向けに派生型の RD-0120 が計画された。図 29 に検討された RD-0120 派生型を示す¹²。1995 から 1996 年に行われた RD-0120AD-1 (図中 Reusable Evolution と呼ばれるエンジン) のテストの結果より、より運用性、寿命や信頼性だけでなく性能を向上したモデルが計画された。これは RD-0120AP-1 と呼ばれている¹⁹。このエンジンの外形形状は図 30 に示す通りで、従来型の RD-0120 とは大きく異なる。インジェクタヘッド部分は機体側に直接固定されるようになっている。これにより配管系統などのペローズ撤廃やポンプ配置の最適化が行うことが可能となった。そのかわり、ペローズをスロート前の燃焼器部分に移動し、スロートからノズルが稼働できるようにされた。ジンバルに要する力が、従来の燃焼器インジェクタヘッド部分でのそれに対し減少し、アクチュエータの出力、サイズの縮小につ

ながっている。燃焼圧は 5% ほど低下 (スロート直径が 9 mm 拡大)、O/F は 6 から 7 となっている。しかしデュアルベルノズルを装着し開口比も大きくなったことにより、海面上真空環境ともに推力が向上している。Isp も海面上 352 から 391 秒へ、真空中は O/F = 7 で 450 秒 (O/F = 6 では 458 秒) となっている。

この他にインジェクタヘッドはそのままで燃焼器を新造し、推力をさらに増加させる検討もなされていた。ノズルは図 31 にみられるようにデュアルベルノズルを採用して高度補償も兼ね備えて、RLV 向けのエンジンにしようとしたものであった³⁵。

8. SSME との類似性

ここまで RD-0120 とその背景を見てきたが、ここで SSME との相関を見てみたい。これまで述べてきたように、RD-0120 の適用先、すなわち Buran/Energia はアメリカの STS に対抗してそのコンセプトからハードまでをほぼそっくりコピーして生み出されたものである³⁶。ということなら、使用されているエンジンにもなんらかの相関があると考えることができよう。以下、SSME の機構の詳細な説明がなされている文献 37 を元に比較してみたい。

図 32 に SSME のスキマティックを示す。ブーストポンプを経て推進薬は水素酸素それぞれのポンプへと導かれており、外見上ポンプを一体である RD-0120 と大きく異なる場所である。ポンプが二台に対して SSME は二台の専用プリバーナを用意している。RD-0120 ではポンプ一台であるため GG は一台しか用意されていない。一方水素系ブーストポンプ (LPFTP) は、燃焼器を冷却したあとの水素から駆動力を得ている。酸素側 (LPOTP) はポンプから抽出された酸素により駆動されている。ちなみに RD-170/180 系ではこれと逆に、高温酸素ガスで酸素側ブーストポンプを、ケロシン側は低圧側出力から抽出し駆動させている。このとおり、スキマティックは見た目は異なるが、HPFTP/HPOTP とプリバーナ周囲を除きほぼ相似であるといえる。

まずブーストポンプを比較してみよう。図 33a には SSME の両ポンプを示す。LPFTP は二段タービンで駆動されるインデュースという形態になっている。LPOTP は複雑で 6 段タービンとインデュースという形態をとる。RD-0120 のポンプはこれに比べれば大型だがシンプルである (図 33b)。ただしポンプ側は二段あり、特に水素では遠心式ポンプも含まれており、LPFTP/OTP よりも高揚程を目指しているといえる。RD-170 で使用されているブーストポンプはタービン 2 段ほどにインデュースという構成であり、むしろ SSME の形態に近い。

メインポンプでは様相が異なり、相似性が顕著になる (図 34a)。SSME では酸素側は両吸い込み式遠心ポンプと流路が独立しているプリバーナ用高圧ポンプ、水素側は遠心式三段ポンプで構成されている。図 34b で示す RD-0120 のポンプは、二つの酸素ポンプが共通の流入口を共用している点以外ほぼ同一と言ってよい構造を持っている。酸素の供給口を共用しているのは一軸化したことによるポンプの全長拡大をすこしも抑え、配管を減らそうとしたためであると想定できる。酸素ポンプの全長増加は、ポンプと燃焼器とのインテグレーションに影響が大きいことが理由であろう。図 4 からわかるように、ポンプは現時点でも取り付け角度を設けていることがわかる。これ以上の全長増加は、ヒートシールドとの干渉かジンバル寸法の拡大を招きかねない。

エンジンのもう一つの重要なパーツである、燃焼器部を比較してみよう (図 35)。主燃焼器のインジェクタヘッドには、600 本の同軸型インジェクタが束ねられており、そのうち 75 本はフェイスプレートより突き出てパッフルプレートと形成している。この形態はプリバーナでも同様で、パッフルによる燃焼安定対策がなされていることがわかる。RD-0120 にはパッフルプレートなどの安定化対策はみられない。

この図からではわかりにくいですが、SSME の場合

LOx マニホルド+H₂ マニホルド+FP という構成になっている。高温の水素ガス (ホットガス) はインジェクタヘッドの真横から流入するため、LOx が流れている管路 (LOx ポスト) に対し横手からぶつかることになる。そのため流れの圧力変動や渦流の発生による振動でエレメントが破損する事例が生じている。一方 RD-0120 などロシア/ウクライナ系のエンジンでは、高温ガスはインジェクタヘッド上部からの流入となっており、

H₂ マニホルド+LOx マニホルド+FP

という構成が一般的である (図 3 参照)。よって、流体共振による破損が起きにくい構造となっている違いがある。ノズル部にも両者に違いがある。SSME はチューブ構造であるのに対し RD-0120 は燃焼器と同様のミル (溝) 構造となっている。

このように、RD-0120 では供給系全体、特にメインポンプに SSME との強い相似性が見られる一方、燃焼器部は RD-170 や NK-33 と同様の構成が選ばれており、燃焼機構に対する自信をうかがわせる。ポンプ形態に見られる相似性には詳細な検討が必要ではあるが、実績のある酸素系まで強い相似性が見られることには、Energia/Buran という形態が技術的な理由以外で決められたことと同様の作為があったと考えたい。

9 おわりに

CADB の Rachuk によれば、SSME と RD-0120 の最も大きな違いはエンジンシステムとする前のコンポーネントレベルでの多数の試験にあるという¹²。しかし、RD-170 と比較すればシステム先行で完成されたエンジンでもあった。そのため、出来上がった量産型の RD-0120 はまだ改良の余地があり、それが派生型の計画につながっている。多数の要素試験をみっちりとおこなう開発手法は、コストと時間がかかるため旧ソビエト連邦でなくては実現し得なかった。Rachuk がまた、長期にわたるエンジン生産と改良が施される場合には基礎データの豊富さが改良型エンジン開発期間の短縮そして開発コスト低減につながる、と述べているが、これこそがロシアの一般的なエンジン開発の姿勢なのであろう。

RD-0120 で特有の問題点として、設備や推進薬の供給の重要性が上げられるであろう。最終的には多数の設備が完成したものの、開発や建設に時間が取られ開発の遅延を招いていた。今後の日本の宇宙開発でも特に注意を払う必要があるだろう。

一方 RD-0120 のエンジンシステムはケロシン系エンジンの開発実績→水素系開発への転用であり、その特質、たとえばターボポンプの回転数の低さなどに引き継がれている。しかし、SSME の供給システムと相似性を示しているところには、水素の取り扱いに経験が不足していたことを示している。このように、RD-0120 からロシアの液酸/液水素系エンジンに関する技術能力の様子がうかがえた。しかしながら Aerojet との共同のうちに、CADB は 2000 年代初頭にかけて DLR やヨーロッパの研究機関とも共同研究や開発を手がけているし、RD-0146 という expander cycle エンジンを短期間に開発したのも CADB である。やはり経験と多数の実験に基づく技術力は懐が深いと見ておかねばならない。

¹ Sutton, G.P., "History of Liquid Propellant Rocket Engines," AIAA, ISBN 1-56347-649-5, 2006.

² Pesavento, p., "Declassified American government documents show a broad and in-depth interest in Soviet space activities," Journal of the British Interplanetary society, Vol. 56, pp. 175-191, 2003.

³ Rachuk, V.S. and Goncharov, N.S., "Design, development and history of the oxygen/hydrogen engine RD-0120," AIAA 1995-2540, 31th Joint propulsion conference and exhibit, 1995.

⁴ Gubanov, B.I., "Triumph and Tragedy," Vol. 3: "Energy"-Buran, Nizhny Novgorod, 1998.
<http://buran.ru/htm/gubanov3.htm>
<http://buran.ru/htm/rd0120.htm>

⁵ 平岩, "炭化水素エンジン開発の研究(1)…クズネツォフ NK エンジン," 宇宙輸送シンポジウム, 2012.

⁶ Technology Detail, "USSR Rocket Engine, 2nd ED.," Jan. 1992, pp.215-223.

⁷ Aviation week and space technology, "News Breaks," Oct. 15, 1990, pp. 17.

⁸ Technology Detail, "USSR Rocket Engine, 2nd ED.," Jan. 1992, pp.71.

⁹ Goncharov, N.S., Orlov, V.A., et al., "Reusable launch vehicle propulsion based on the RD-0120 engine," AIAA 1995-3003, 31th Joint propulsion conference and exhibit, 1995.

¹⁰ Rachuk, V.S., et al., "Benchmark testing of an enhanced operability LO2/LH2 RD-0120 engine," AIAA 1996-2609, 32th Joint propulsion conference and exhibit, 1996.

¹¹ Technology Detail, "USSR Rocket Engine, 2nd ED.," Jan. 1992, pp.61.

¹² Rachuk, V.S., et al., "Evolution of the RD-0120 for future launch systems," AIAA 1996-3004, 32th Joint propulsion conference and exhibit, 1996.

¹³ Demyanenko, Y., et al, "Single-shaft turbopumps in liquid rocket engines," AIAA 2006-4377.

¹⁴ Demyanenko, Y.V., et al., "Boost turbopump assemblies for hydrogen-oxygen liquid propellant rocket engines," AIAA 2004-3685, 40th Joint Propulsion Conference and exhibit, 2004.

¹⁵ Demyanenko, Y.V., et al., "Experience of developing liquid propulsion rocket engine assembly feed systems using boost turbopump units," AIAA 2003-5072.

¹⁶ Sutton, G.P., "History of Liquid Propellant Rocket Engines," AIAA, ISBN 1-56347-649-5, 2006., pp.1029.

¹⁷ Turtushov, V.A., Orlov, V.A., et al, "Development status of a soot-free fuel-rich kerosene tripropellant preburner for reusable rocket engine applications," AIAA 1995-3002, 31th Joint propulsion conference and exhibit, 1995.

¹⁸ Rudis, M.A., et al, "A universal methodology for predicting liquid rocket engine durability based on Russian RD-0120 engine operating experience," AIAA 1995-2963, 31th Joint propulsion conference and exhibit, 1995.

¹⁹ Fanciullo, T., Rachuk, V., et al., "Evolution of the RD-0120 and its desiring variants for use on reusable launch vehicles," IAF-99-S2.01, 50th International Astronautical Congress, 4-8 Oct.,

1999.

²⁰ Fanciullo, T.J., and Lacefield, T.C., "High performance Russian D-57 LO2/LH2 rocket engine," AIAA 1994-3398, 30th Joint propulsion conference and exhibit, 1994.

²¹ Anufriev, V.S., et al., "From the history of research and design of Russian LOx/LH2 rocket engines," Acta Astronautica Vol. 43, No. 1 - 2, pp. 19-21, 1998.

²² Sutton, G.P., "History of Liquid Propellant Rocket Engines," AIAA, ISBN 1-56347-649-5, 2006, pp.

²³ Sutton, G.P., "History of Liquid Propellant Rocket Engines," AIAA, ISBN 1-56347-649-5, 2006, pp.1026

²⁴ Liquid propellant rocket engines, website, <http://www.lpre.de/kbkha/RD-0120/index.htm>

²⁵ Rachuk, V., et al., "The low risk development of a fuel-rich preburner tripropellant engine using the RD-0120 engine," AIAA 1994-9465.

²⁶ Demyanenko, Y., et al., "Turbopumps for gas generator and staged combustion cycle rocket engines," AIAA 2005-3946, 41th Joint propulsion conference and exhibit, 2005.

²⁷ Kraemer, R.S., "Rocketdyne: Powering Humans into Space," AIAA, ISBN 1-56347-754-8, 2006, pp.140-141

²⁸ Technology Detail, "USSR Rocket Engine, 2nd ED.," Jan. 1992, pp.61

²⁹ Siddiqi, A.A., "Challenge to Apollo: The Soviet Union and the space race, 1945-1974," NASA SP-2000-4408, 2000, pp.649. Siddiqi, A.A., "The Soviet space race with Apollo," University Press of Florida, ISBN 0-8130-2628-8, 2003, pp.649.

³⁰ Hendrickx, B., and Vis, B., "Energiya-Buran, the Soviet space shuttle," Springer, ISBN 978-0-387-69848-9, 2007, pp.256.

³¹ Technology Detail, "USSR Rocket Engine, 2nd ED.," Jan. 1992, pp.69

³² Hendrickx, B., and Vis, B., "Energiya-Buran, the Soviet space shuttle," pp.257.

³³ Technology Detail, "USSR Rocket Engine, 2nd ED.," Jan. 1992, pp.73

³⁴ Hendrickx, B., and Vis, B., "Energiya-Buran, the Soviet space shuttle," pp.258.

³⁵ Fanciullo, T., "Cost effective propulsion for commercial launch vehicle," AIAA 2000-3840, 36th Joint propulsion conference and exhibit, 2000.

³⁶ Hendrickx, B., and Vis, B., "Energiya-Buran, the Soviet space shuttle," pp.81.

³⁷ 冠ほか, "高圧液体酸素・液体水素ロケットエンジン開発上の技術的問題について(SSME の不具合事例より検討)," 航空宇宙技術研究所資料, TM-523, 1983.

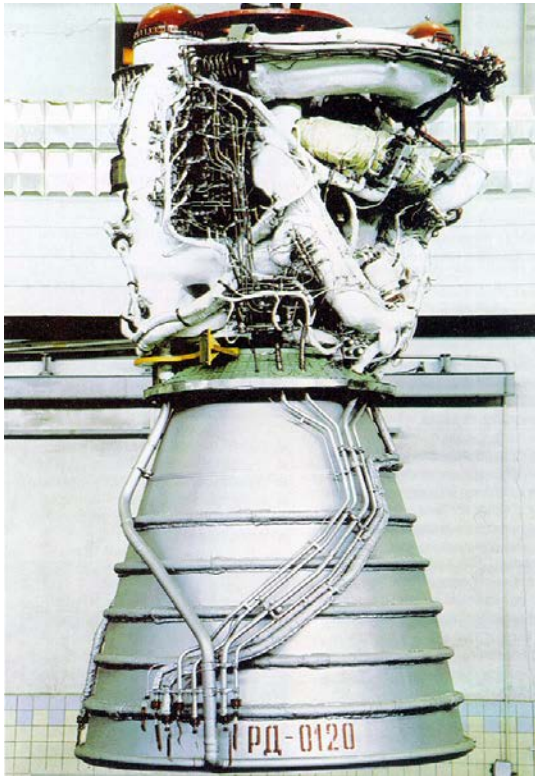


図1 RD-0120エンジン概観

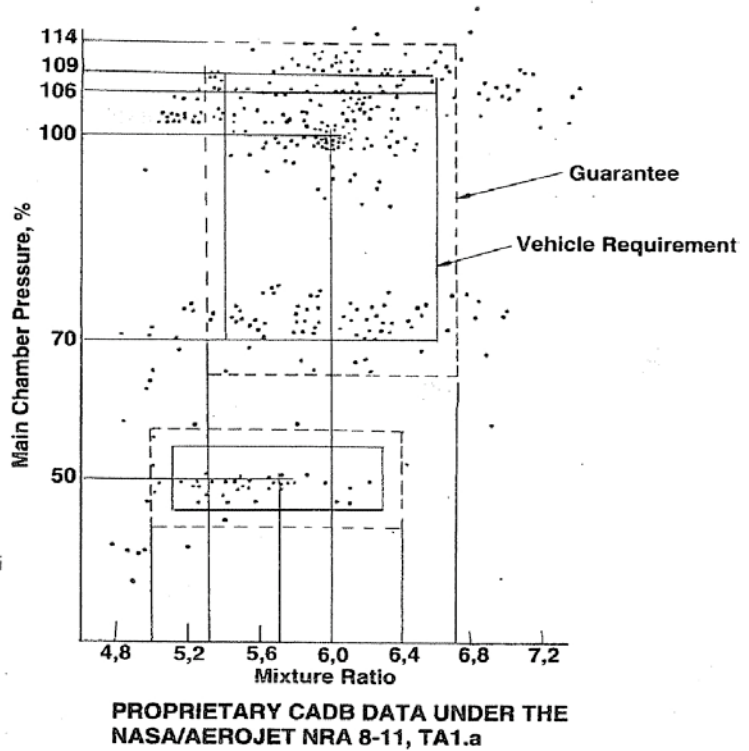


図2 RD-0120作動可能範囲

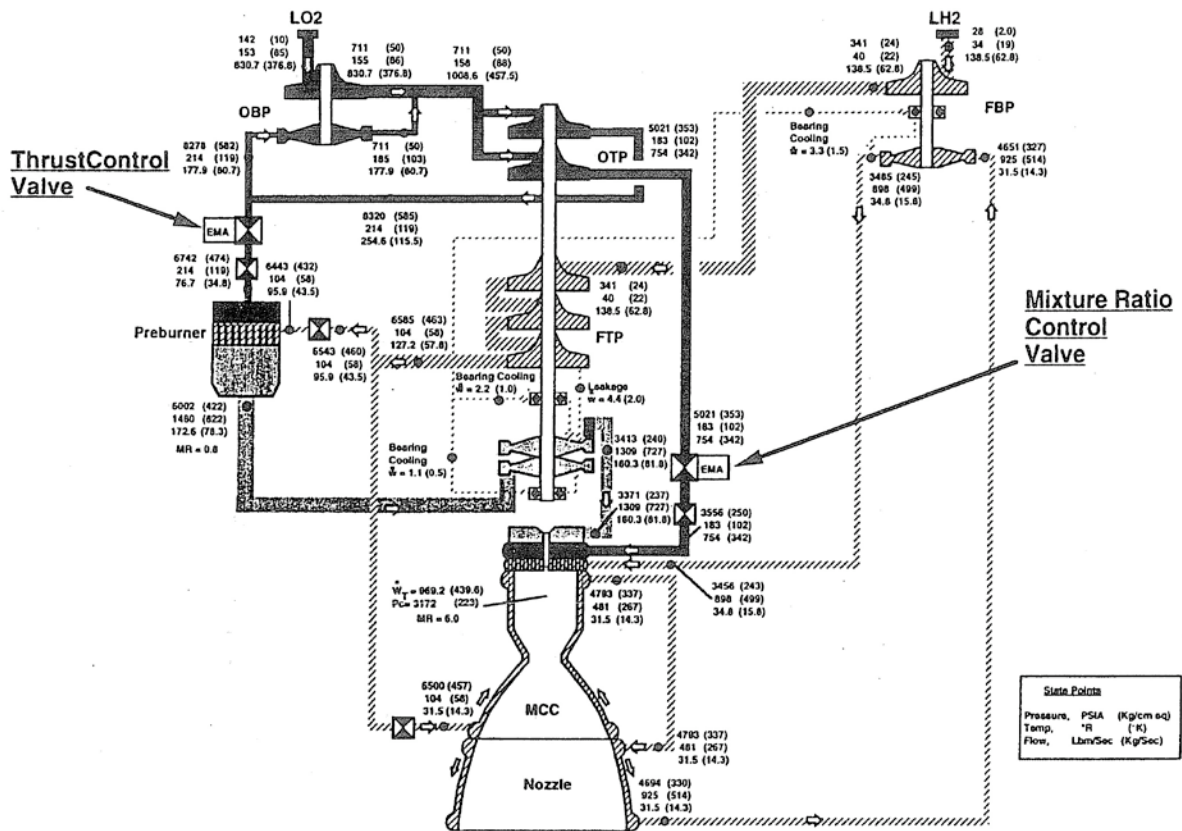


図3 RD-0120配管系統図

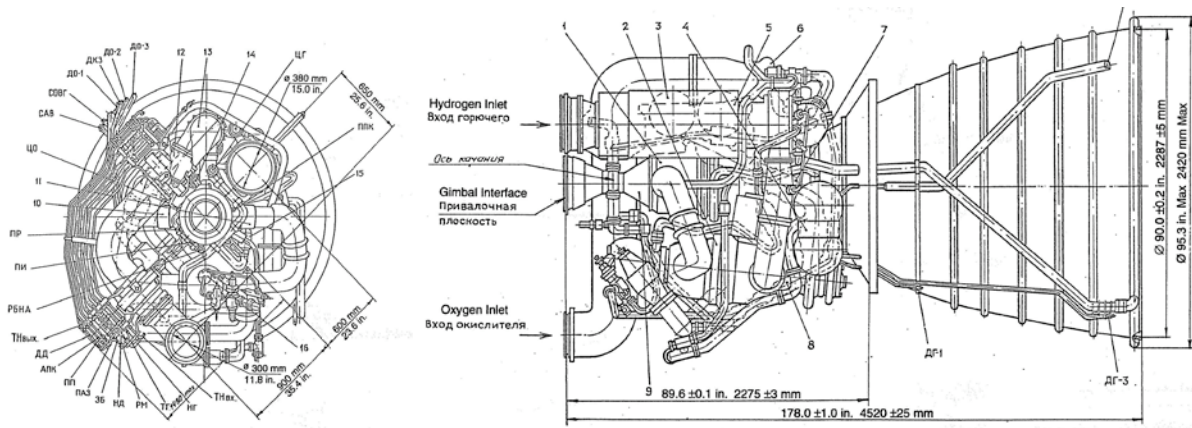


図4 RD-0120 概観配置図

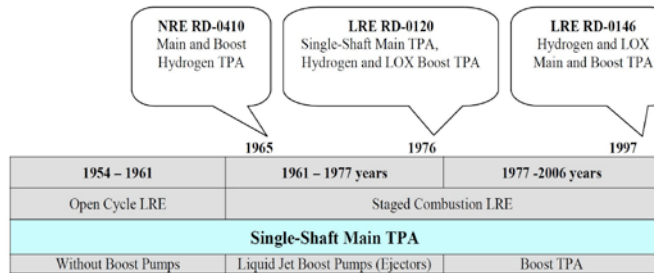


図5 CADBが開発したポンプとロシアにおけるポンプの時代変化

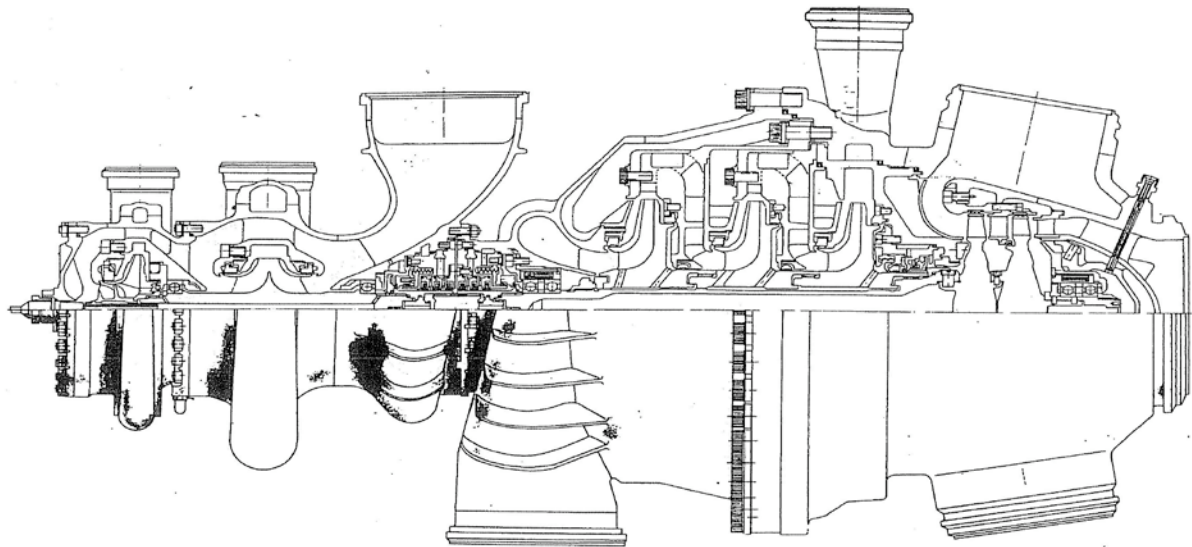


図6 RD-0120ターボポンプ

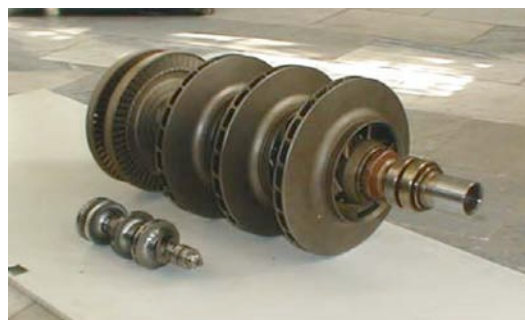


図7 RD-0120水素側ターボポンプとタービン駆動軸(小型のスピンドルはRD-0146のもの)

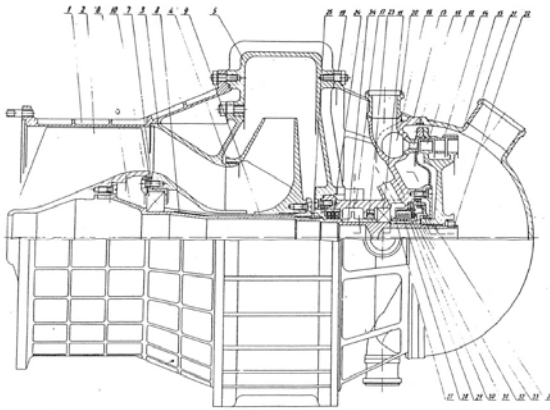


図8 RD-0120水素側ブーストポンプユニット

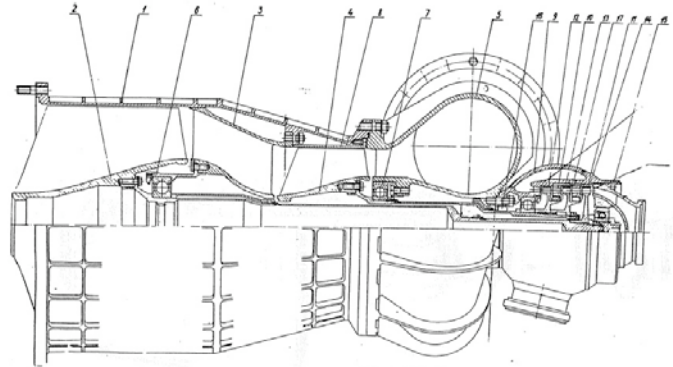


図9 RD-0120酸素側ブーストポンプユニット

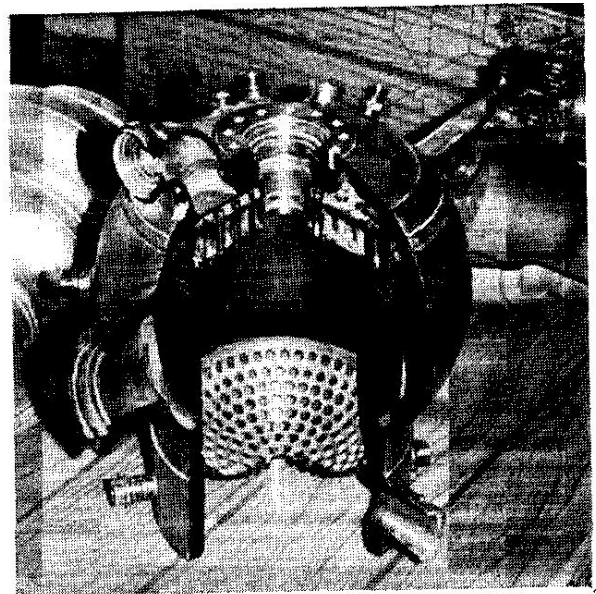
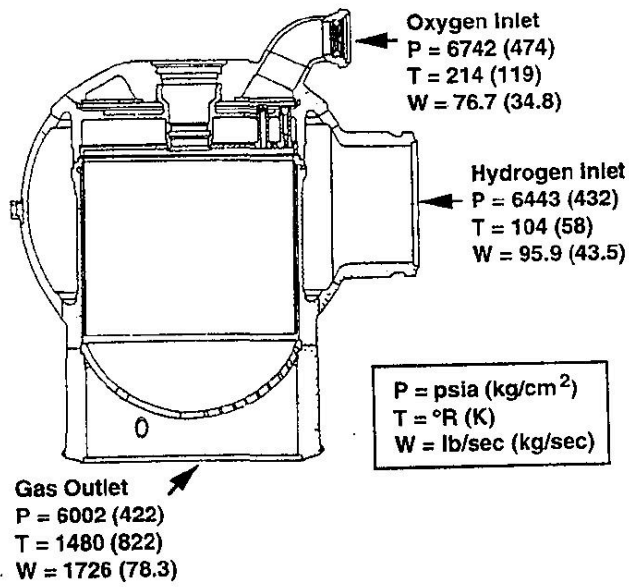


図10 RD-0120GGユニットと内外観写真

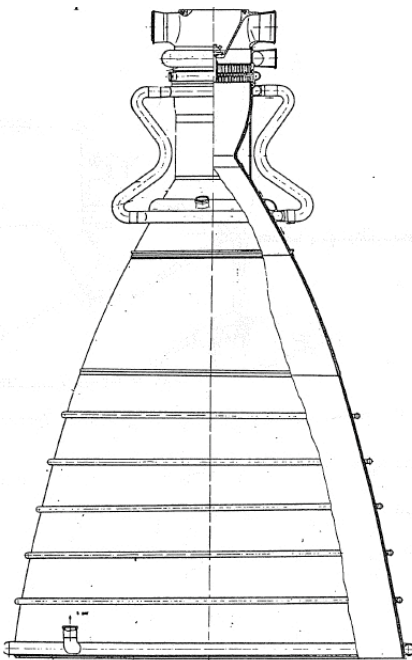


図11 RD-0120燃焼器

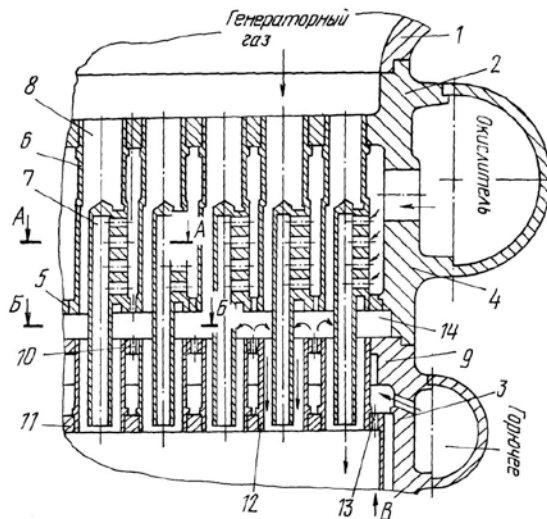


図12 RD-0120インジェクタヘッド、エレメント周り詳細図 1.高温酸素配管、2.インジェクタヘッド酸化剤側、3.燃焼器、4.インジェクタヘッド燃料側、5、11.フェイスプレート

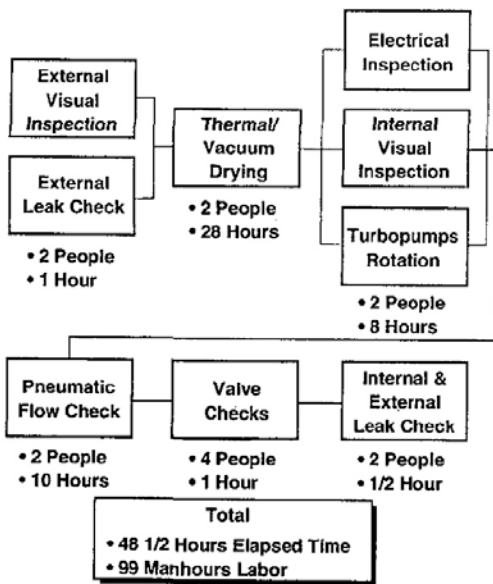


図13 RD-0.120試験後のメンテナンスプロセス

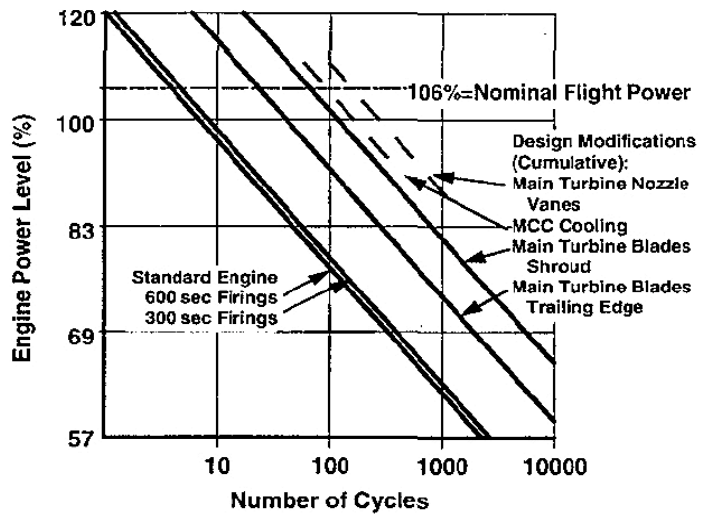


図14 RD-0120エンジン作動寿命予測

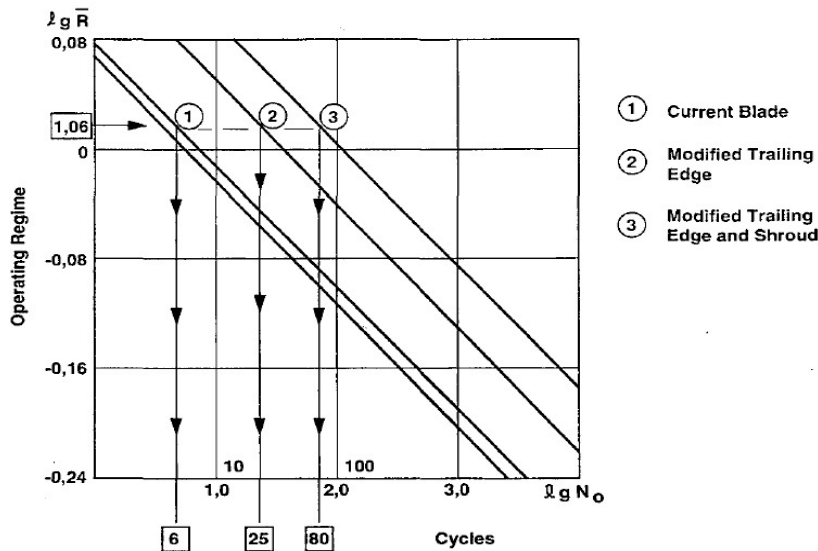


図15 RD-0120改良した場合のエンジン作動寿命予測

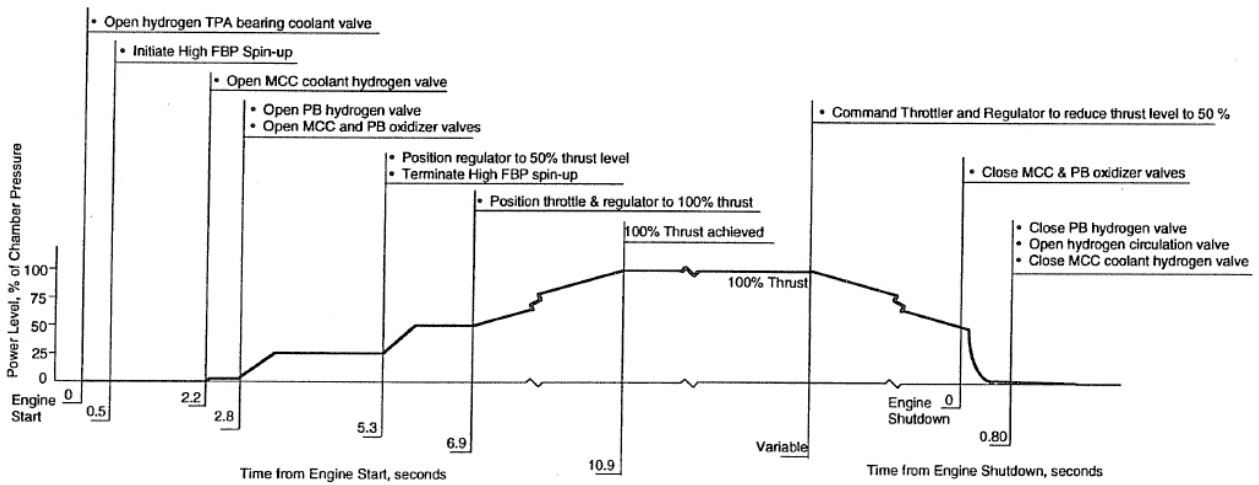


図16 RD-0120運転シーケンスと燃焼圧力変化プロファイル

Main Turbopump Fabrication Schedule Is Typical Of RD-0120 Major Component Timeline

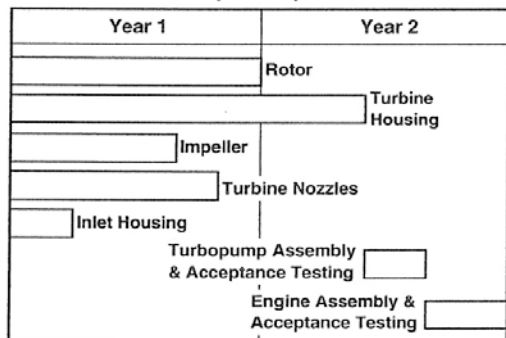


図17 RD-0120エンジン製作スケジュール

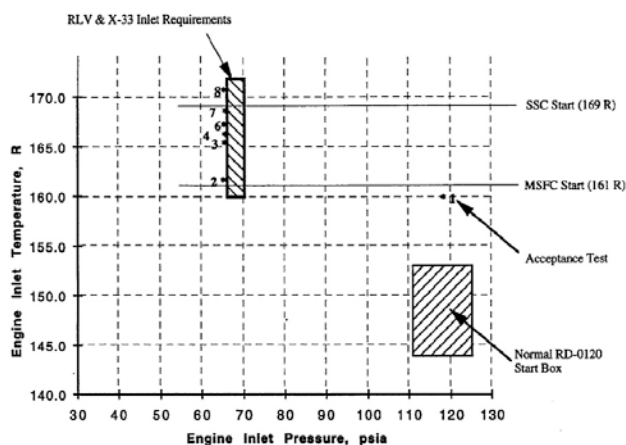


図18 ターボポンプ酸素側入り口条件

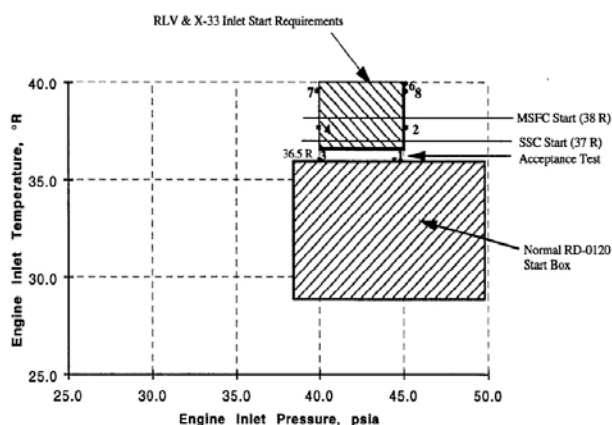


図19 ターボポンプ水素側入り口条件

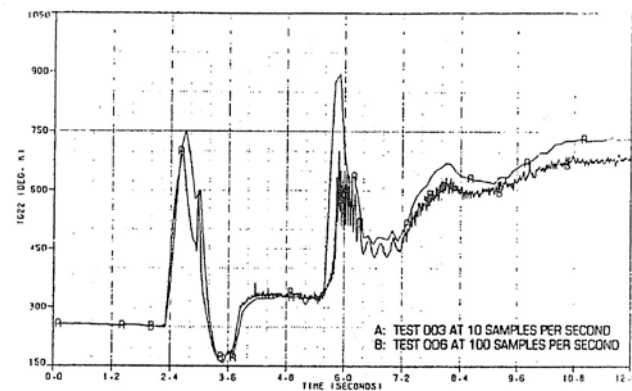


図20 エンジンスタート時の燃焼器温度プロファイル

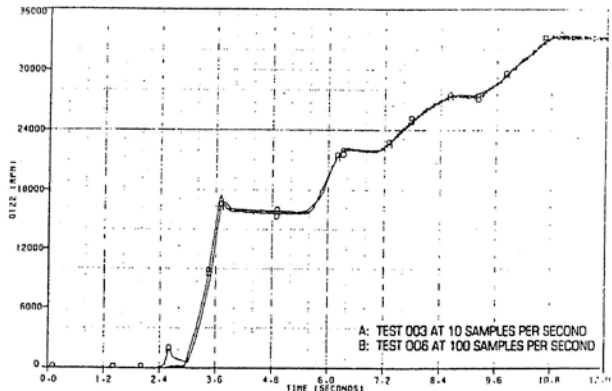


図21 エンジンスタート時のターボポンプ回転速度変化

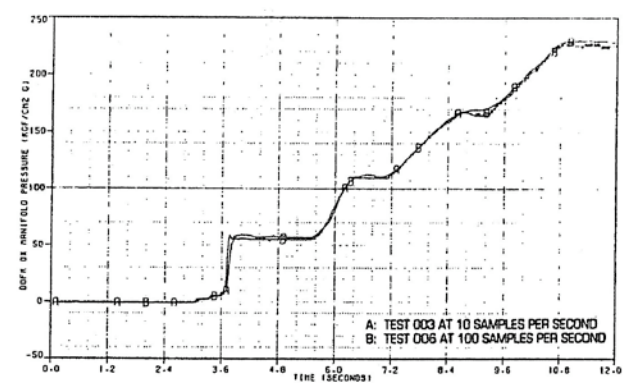


図22 エンジンスタート時の燃焼器圧カプロファイル

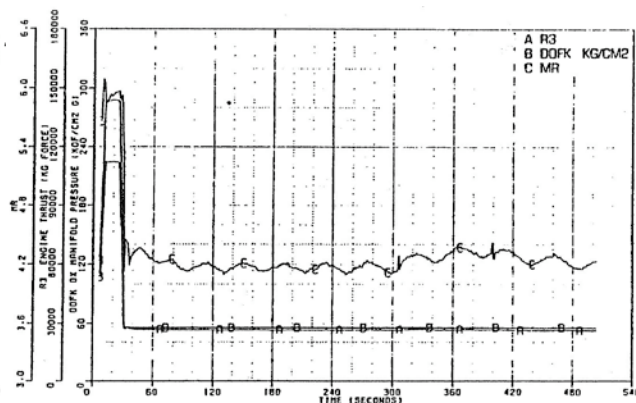


図23 出力25%時試験結果

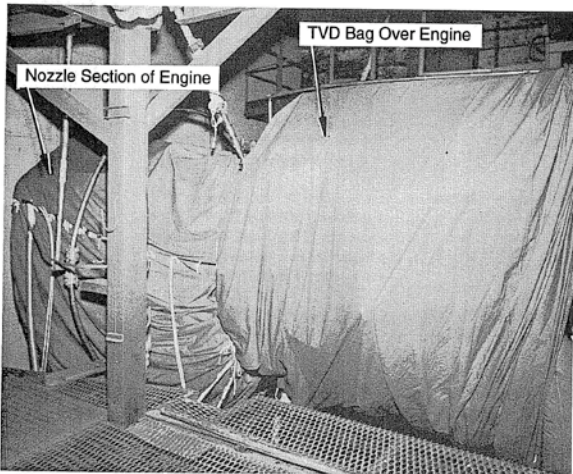


図24 RD-0120TVDプロセスとエンジン乾燥用バッグ

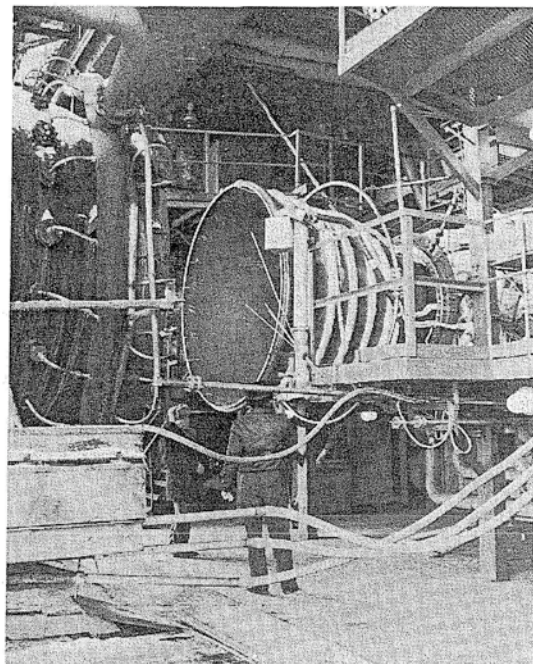
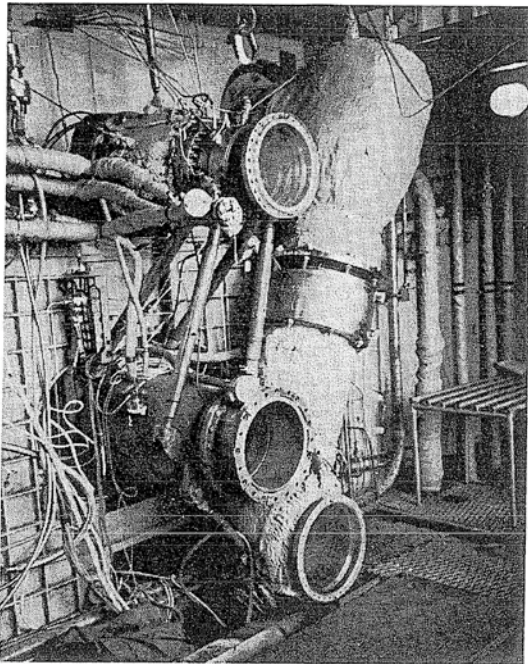


図25 RD-0120用テストスタンドV-2Aの配管取り付け部

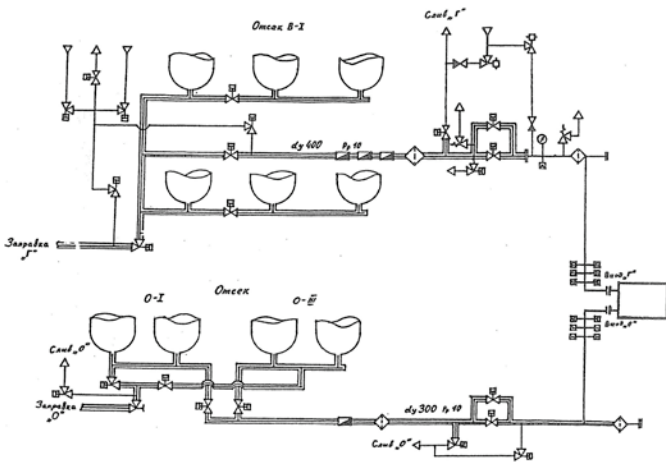


図26 V-2Aテストスタンド供給系配管系統図

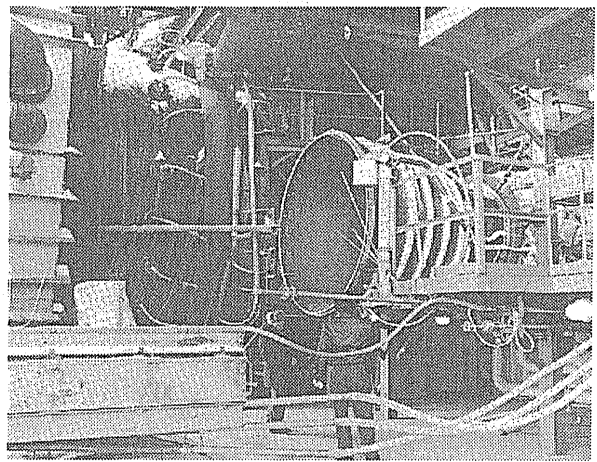


図27 V-2Aスタンド

year	no of tests	burn time (seconds)	mean burn (seconds)	cumulative tests	cumulative time (seconds)
1979	14	70.30	5.02	14	70.30
1980	21	104.50	4.98	35	174.80
1981	36	522.16	14.50	71	696.96
1982	47	3,957.44	84.20	118	4,654.40
1983	78	8,560.45	109.75	196	13,214.85
1984	45	15,848.92	352.20	241	29,063.77
1985	99	16,933.67	171.05	340	45,997.44
1986	100	20,509.12	205.09	440	66,506.56
1987	116	27,510.59	237.16	556	94,017.15
1988	89	29,229.63	328.42	645	123,246.78
1989	73	19,517.85	267.37	718	142,764.63
1990	45	16,356.85	363.49	763	159,121.48

totals >800 tests and >166,000 seconds for testing up to 1 March 1991

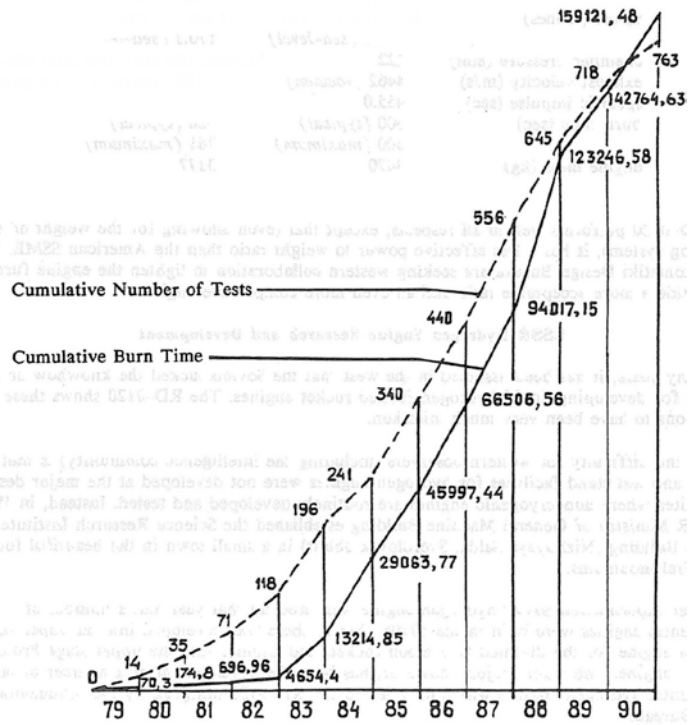


図28 RD-0120燃焼試験秒時変化

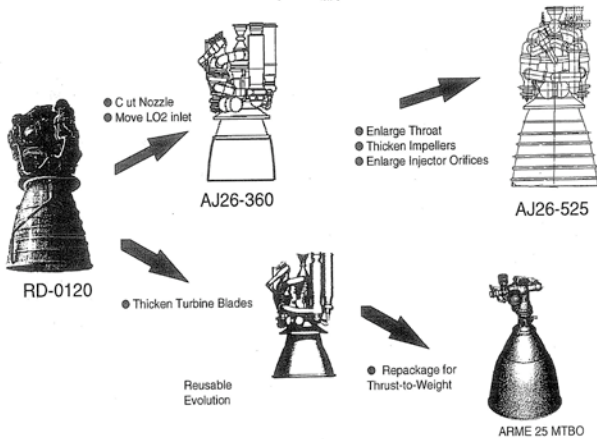


図29 RD-0120の発展形態

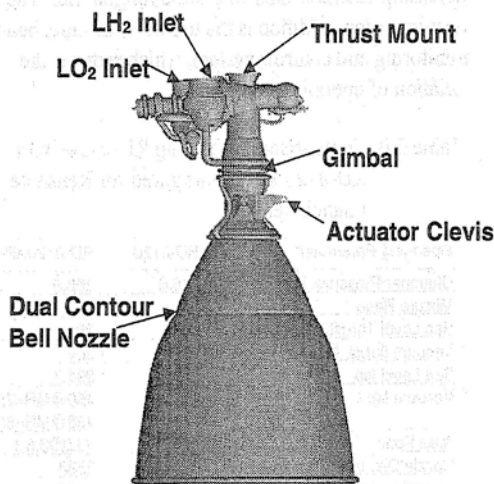


図30 RD-0120AP-1概形

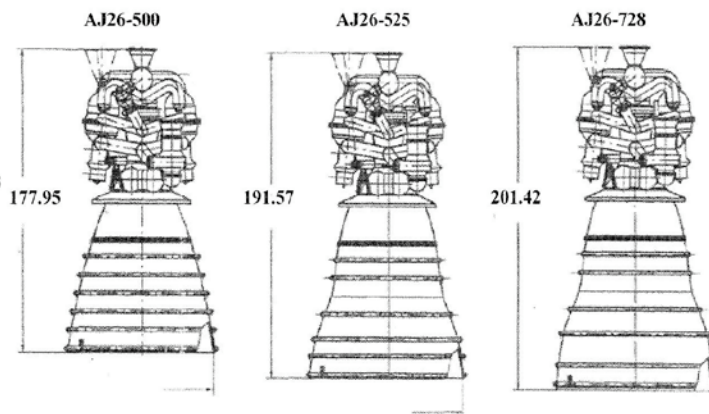


図31 RD-0120推力向上型とノズル形態

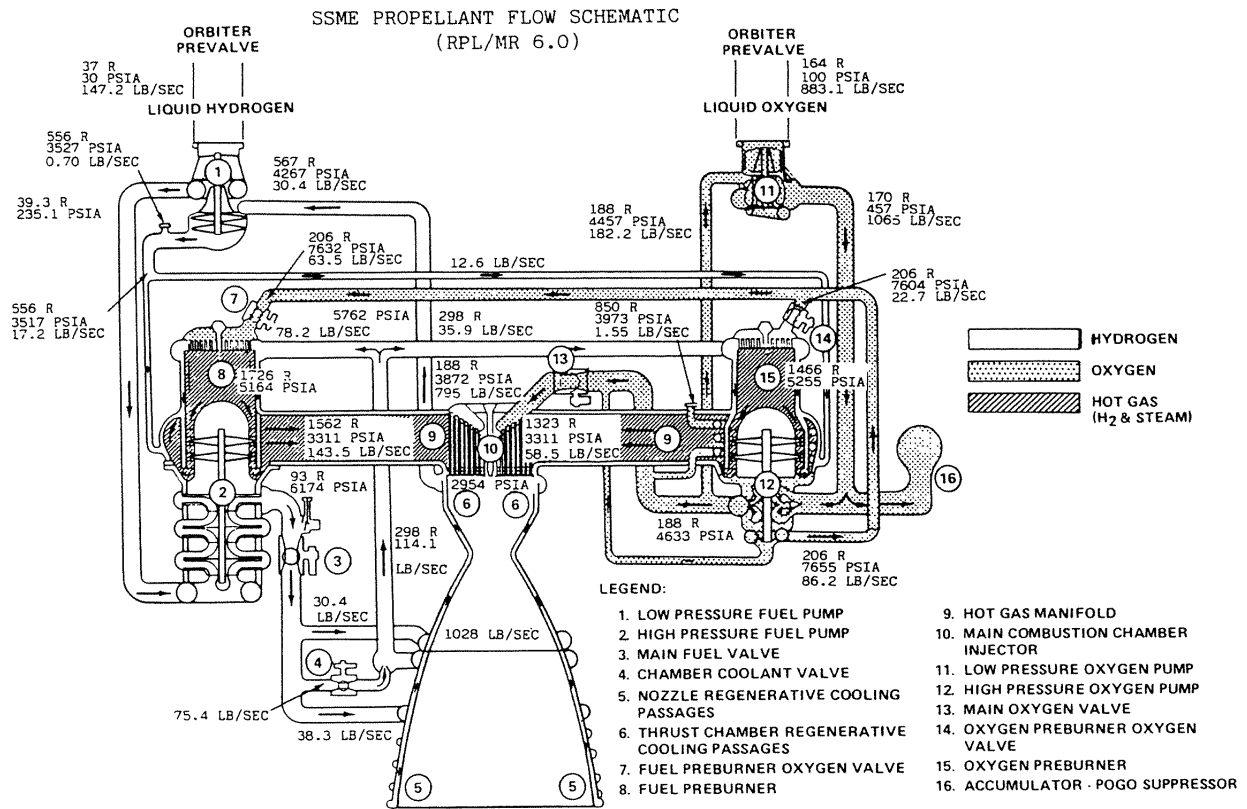


図32 SSME(初期モデル) スケマティック

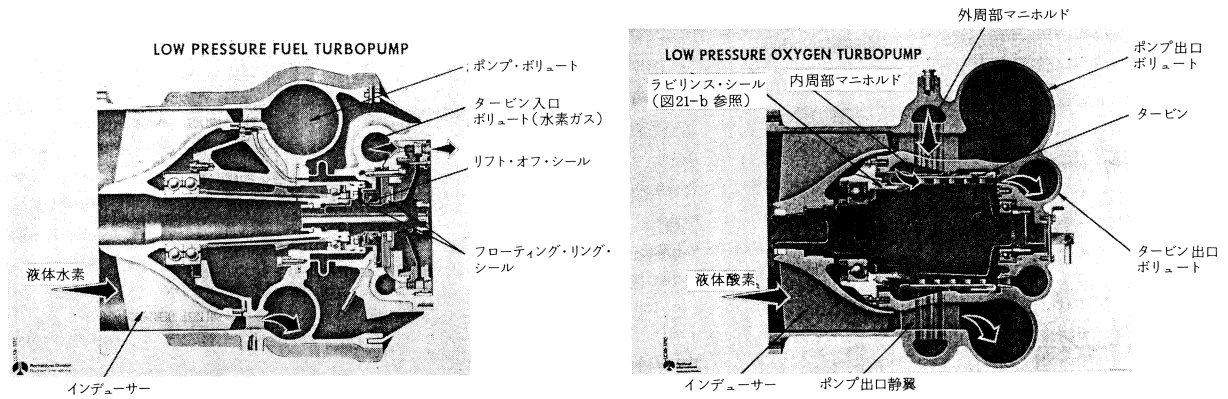


図33a SSMEブーストポンプ(low pressure turbopump) 左:燃料系 右:酸化剤系

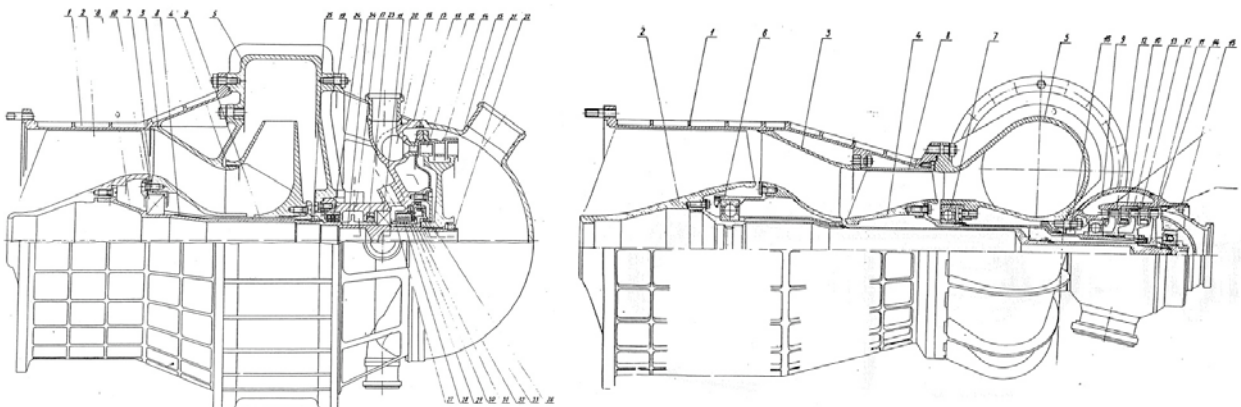


図33b RD-0120ブーストポンプ 左:燃料系 右:酸化剤系

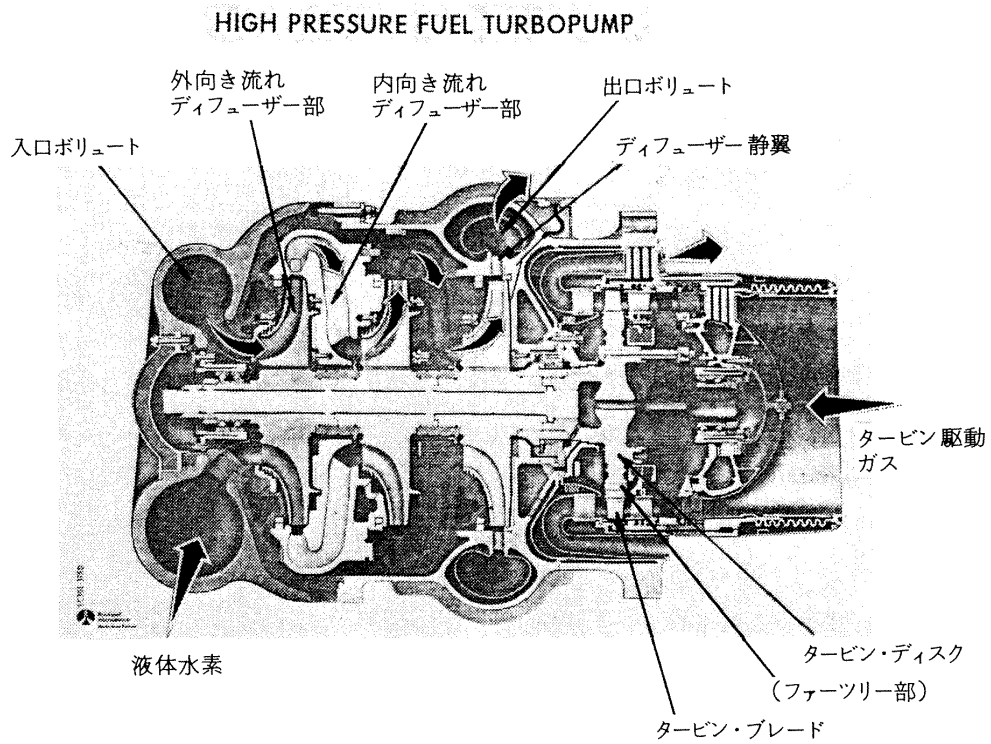
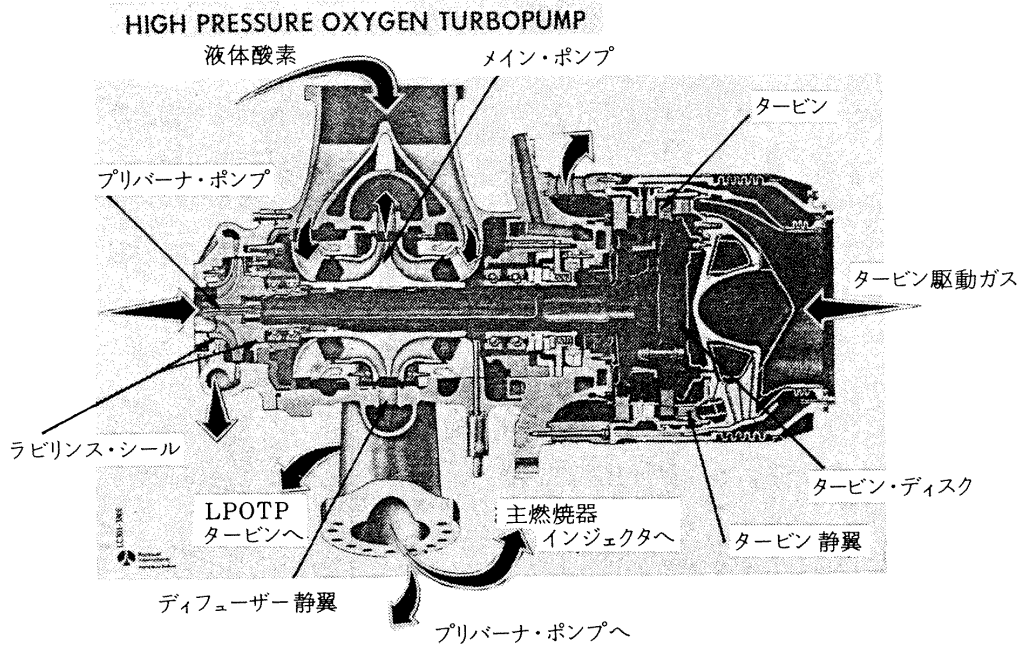


図34a SSMEメインポンプ(high pressure turbopump) 上:燃料系 下:酸化剤系

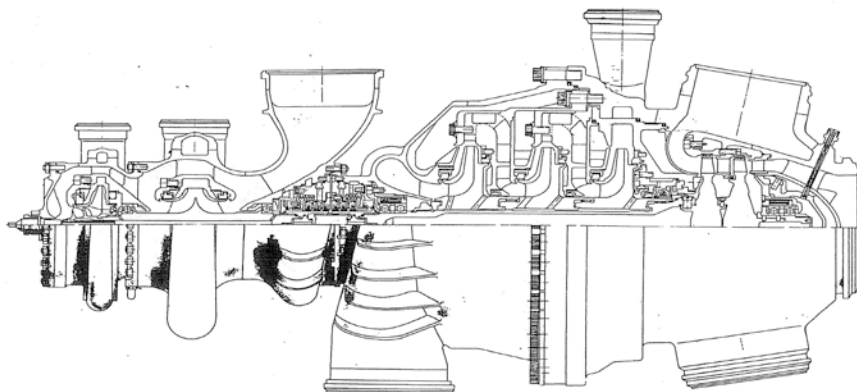


図34b RD-0120メインポンプ

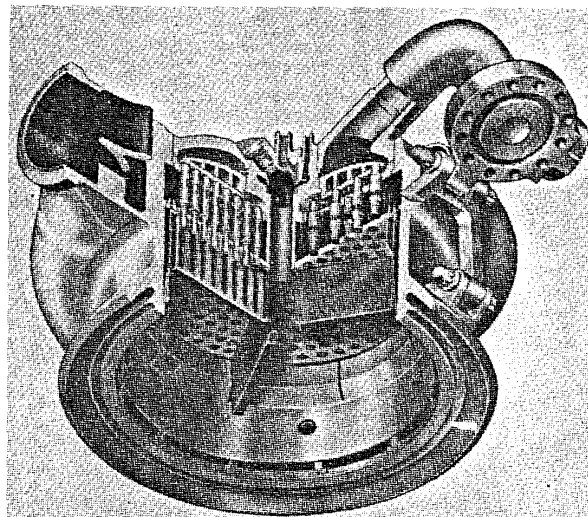
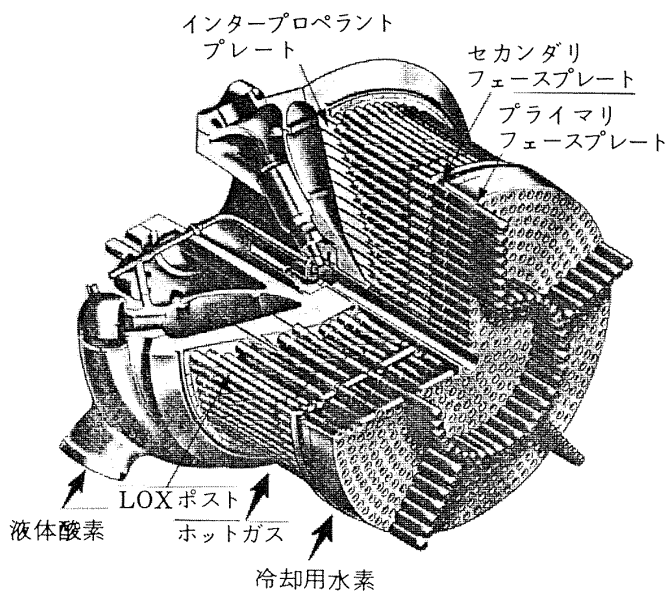


図35 SSMEインジェクタヘッド 左:主燃焼器用 右:プリバーナ用

表1 RD-0120ブーストポンプスペック

Parameter name	Parameter value	
	Oxygen turbo boost pump	Hydrogen turbo boost pump
Pump inlet flowrate, kg/sec	358.2	60.25
Pump headrise, m	290.5	2256
Axial-diagonal wheel diameter, mm	300	300
Second stage wheel diameter, mm	200	277
Velocity, rpm	3200/12490	15024
Efficiency coefficient	0.57/0.62	0.76
Power, kW	203/1480	1753
Specific speed	472/388	470/184
Cavitation specific speed	4430	4410

表2 CADB/NASA/Aerojetによる燃焼試験結果

Table II. Benchmark RD-0120 engine test performance summary

Test No.	Time at Mode sec	Chamber Pressure psia	Chamber Pressure % nom	O/F -	Thrust, sea level, delivered Kibf	Thrust, vacuum, delivered Kibf	Isp, vacuum, delivered lbf-sec/lbm	Pump Speed rev/min	Preburner Temp Rankine
01	14-50	2876	96.3	6.31	312.7	405.3	-	31646	1460
	56-86	2934	98.3	6.35	320.8	411.7	456.3	32128	1492
	97-100	2292	76.7	5.95	235.9	320.7	-	27433	1256
	104-112	1509	50.5	5.64	141.7	-	-	21557	1010
	116-122	800	26.8	3.82	64.4	-	-	15610	616
02	4.5-20	774	25.9	3.70	60.0	-	-	15612	608
	27-40	1512	50.6	5.28	149.3	209.1	-	21710	882
	45-60	2257	75.6	6.00	230.6	314.5	-	27287	1251
	65-80	2973	99.6	5.99	323.9	414.1	454.6	32890	1431
	85-102	1364	45.6	5.06	127.0	-	-	20675	844
105-122	778	26.2	3.91	62.3	-	-	15535	630	
03	14-32	2970	99.4	5.84	321.3	412.8	454.9	32964	1408
	14-25	1482	49.6	5.80	141.5	-	-	21581	1498
04	26-52	1496	50.1	5.69	140.9	-	-	21723	1346
	12-70	2933	98.2	6.02	316.4	409.7	456.0	32744	1463
06	73-80	2899	96.8	5.55	309.6	402.6	-	33120	1408
	90-95	2958	99.1	6.40	321.7	415.2	-	32513	1507
	103-108	2929	98.1	6.02	315.5	408.8	455.9	32754	1465
	118-122	774	25.9	4.30	60.6	-	-	15376	917
07	10-102	1464	49.0	5.55	137.0	-	-	21451	1012
	14-25	2938	98.4	5.96	316.9	409.2	455.0	32849	1388
08	31-200	757	25.4	4.34	59.6	-	-	15265	689
	201-400	755	25.3	4.18	58.3	-	-	15283	648
	401-504	754	25.2	4.24	58.2	-	-	15238	648

表3 スタンド取り付けプロセスと必要マンパワー

Tasks	Mechanics & Technicians	Foreman & Engineers	Span Time (Hrs)	Approx Manhours
Installation on Stand	4	2	12	64
Electrical Connections	6	-	4*	20
Thermal Vacuum Drying	3	-	24	72
Internal Visual Inspections	3	1	7	28
Flow Checks	3	1	2	8
Air/Helium Leak Checks	1	1	2	4
		Total	47	196

*Electrical Connections Performed in Parallel with Installation on Test Stand

表4 CADB/NASA/Aerojet燃焼試験でのトラブル

Test No.	Deviation From Design Documentation Requirements	Decisions/ Corrective Actions
01	Failures of oxidizer pump inlet high frequency pressure sensor (PODN) and oxidizer pump housing accelerometer (VNG2)	Replace gauges after Test 04
02	1. Excessive temperature (higher than 1375K (2475R)) of igniter hot gas temperature and two preburner hot gas temperatures TGG3 and TGG5 2. Open circuit of nozzle external temperature sensor TKS2	1. Block Safety System channel of igniter hot gas temperature sensor TGZK for all subsequent tests 2. Replace the igniter hot gas sensor TGZK after last fire test 3. Replace the temperature sensors for preburner hot gas temperatures TGG3-9, and nozzle external temperature TKS2
03,04	1. Igniter hot gas temperature TGZK measurement circuit was damaged 2. Preburner hot gas temperature TGG21 circuit resistance increased by 15 Ohms	Replace sensors for preburner hot gas temperatures TGG3-9 and TGG21 and TGG22, nozzle external temperature TKS2, oxidizer pump high frequency pressure PODN, and oxidizer pump housing acceleration VNGZ
06,07	1. Circuits for sensors for preburner hot gas temperature TGG16, fuel pump body temperature TKNG and nozzle external temperature TKS2 were broken 2. Fuel boost pump body temperature sensor TKBG was loose 3. Oxidizer valve actuation supply bottle pressure sensor DBUO was broken	1. Redundant measurements were displayed for visual inspection 2. Preburner hot gas temperature sensor TGG13-19 and nozzle external temperature TKS2 were replaced 3. TKNG, TKBG, and DBUO sensors were to be replaced after Test 08
08	Oxidizer pump housing accelerometer circuit was broken	TGZK, TGNC, TKS2, TKBG, DBUO, and BNG2 were replaced

表5 CADB/NASA/Aerojet燃焼試験準備プロセス

Stage	Description	Personnel			Span Time (Hr)	Total Hours
		CADB Eng	CADB Crew	Test Crew		
I	Preparation Stage (Prep tools, forms, personnel instructions)	1	3	2	1	6
II	Air/helium leak checks & external visual inspections after testing	1	2	2	1.5	7.5
III	Checkout of the time response of valves & recording the parameters	1	3	2	1.5	9
IV	Performance check of purge, igniter feed lines, and internal/external leak checks	1	3	3	4	28
V	Internal visual inspections, checkout and correction of the chamber nozzle exit (roundness), & supply component operability checks	1	3	1	7	35
VI	Air/helium leak checks after internal visual inspections	1	2	2	2	10
VII	Reapplication of thermal insulation after inspection	1	3	-	2	8
VIII	External visual inspections prior to hot fire testing	1	2	1	1	4
IX	Review of test/main technical state inspection parameter analysis results, prep of the TSI report, logbook, transmission of results to CADB	1	3	-	4	16
				Total		123.5

表6 CADB/NASA/Aerojet燃焼試験チェックポイント

Check Point	Tested Parts/Components/Systems	Comments
1	Parts, assembled units, welded & detachable joints, harnesses, gauges, locking, thermal insulation	Thru chamber nozzle
2	Nozzle and chamber wall, injector, preburner igniter gas cavities	Thru sensor port
3	Chamber injector fuel cavity, chamber gas supply inner surface	Thru gauge connection pipe (with preburner igniter removed)
4	TPA 1st stage turbine stator/disk blades, preburner inner surfaces and injector, distribution plate, preburner igniter gas cavities	Thru inspection window
5	2nd stage TPA turbine blades	Thru inspection window
6	2nd stage Ox TPA impeller	Thru inspection window
7	1st stage Ox TPA impeller	Thru inspection window
8	2nd stage Fuel TPA impeller	Thru inspection window
9	Throttle inner surfaces	Thru gauge connection pipe
10	2nd stage FBPA turbine disk blades	Thru inspection window
11	Fuel supply assembly bellow inner surfaces, FBPA inducer	Thru inspection window
12	Fuel supply assembly filter grid	Thru inspection window
13	Inner surfaces of the oxidizer supply assembly bellows	Thru inspection window
14	Oxidizer supply assembly filter grid	Thru inspection window
15	BPA rotor I inducer	Thru inspection window
16	BPA rotor II inducer	Thru inspection window
17	Heat exchanger inner surfaces	Thru inspection window
18	Program throttle inner surfaces	Thru inspection window
19	Fuel TPA outlet filter grid	Thru inspection window
20	Fuel BPA turbine supply filter grid	Thru inspection window

表7 CADB/NASA/Aerojet燃焼試験リークチェックリスト

Tested Parts/Components/Systems	Check Methods/Means
Engine, control system, heat exchangers, welded and detachable joints	Pressure loss method, and "probe" method
Oxidizer line valves	Rotometer
Fuel line valves and TPA turbine stop seal	Rotometer
TPA fuel/oxidizer interpropellant cavities stop seals	Rotometer
FBPA stop seal	Rotometer
2-barrier detachable joints	Pressure loss method and rotometer
Chamber injector	Special devices
Check valves	Rotometer

表8 同燃焼試験バルブチェックリスト

Tested Parts/Components/Systems	Check Methods/Means
TPA, FBPA, OBPA rotors: - start/torque moment - axial movement	Torque wrenches, special devices
Electrical pneumovalves and pneumovalves - response with recording of vibroacceleration, voltage, strength of current, pressure impulses in drainlines	Oscillograph, vibrogauges
Regulator (throttle) + actuator + harness - operation, adjustment angle, current, voltage, velocity	Oscillograph, borescope
Ignition system - discharge frequency, trouble-free spark formation, discharge power	Visually, by ear
Gauges, harnesses - circuits integrity, insulation resistance, circuit resistances, gauges, measurement system and safety system operation	Multi-purpose measurement devices
Hydraulic performances of igniter supply lines and purge lines	Rotometers, pressure recording

表9 CADB/NASA/Aerojet燃焼試験スタンド撤去プロセス

Operation Description			Span Time (Hr)	Total Man-Hours
	Engr	Mechanics/Technicians		
Electrical Cable Disconnection	1	1	1	2
Engine Zero Alignment Positioning	1	3	1.5	5.5
LOX line Tripod Installation	1	3	1.5	5.5
Drain Line Disconnection	1	3	2	8
N2 Purge Ring Removal	1	2	2	6
Propellant Duct Removal	1	4	3	15
Engine Removal	1	4	1	5
Engine Transportation	1	4	1	5
Engine Inspection	1	-	1	1
Ducts and Lines Bolted & Safety Wired	1	3	2	8
Engine Conservation	1	4	5	20*
		Total	21	81

*Vacuum Specialists and Specialists Taking Dew Point Measurements Were Performed in Para

表10 RD-0120とAP-1の性能比較

Operating Parameter	RD-0120	RD-0120AP-1
Chamber Pressure, bar	218.6	206.9
Mixture Ratio	6:1	7:1
Sea Level Thrust, MT	164	181
Vacuum thrust, MT	200	204
Sea Level Isp	352	391.7
Vacuum Isp	456	450@MR=7:1 458@MR=6:1
Area Ratio	85.7:1	36.6/93.8:1
Nozzle Dia, mm	2286	2588
Overall Length, mm	4549	5195
MTBO	6	100
Reliability @ 90% Confidence	0.997	0.999
Sea Level Thrust-To-Mass	44.4:1	74.5:1
Dry Mass, kg	3610	2427