

# 炭化水素エンジン開発の研究(3)...Energomash RD-253 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

2011年のNK-15/33、2012年のRD-0120に引き続き、ロシアEnergomash製RD-253エンジンの開発経緯やその構造についてまとめる。本論文は、宇宙輸送ミッション本部が進める常温炭化水素系エンジンの研究開発における問題解決のヒントを得るため、また将来のエンジン開発の指針を得るために、ロシア製エンジンの開発経緯を調査した結果の一部である。本エンジンの燃料はヒドラジンであり炭化水素ではないが、NK-15他多数のロシア製大型二段燃焼サイクルエンジンの基礎となったものであるため、ここにまとめる。

## はじめに

現在は改良型RD-275(276とも称する)となっているが、RD-253エンジンは1960年代中頃にProtonとともに登場して以来世界で最も多用されている二段燃焼サイクルエンジンである。一段目用としてはソビエト初かつ世界初の実用二段燃焼(staged combustion, SC)サイクルエンジンでもある。しかしながら、その詳細についてはこれまでほとんどあきらかになっていない。たとえばSuttonがまとめた“History of Liquid Propellant Rocket Engines”ではわずか2ページのみの記述にとどまっており、RD-170などのエンジンと比較してもその分量は不相応に少ない。アメリカ航空宇宙学会(American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA)誌においても同様で、RD-253で検索できる文献はわずか15件、そのすべてがRD-253について名称等の記述にとどまっていて、エンジンの詳細について記述したものは皆無である。特にエンジンの開発背景、開発過程などはほとんど資料らしいものが現れていない。しかし、RD-253はロシアの高圧二段燃焼サイクルエンジンの大型化の先駆けとなったものであり、ロシアや世界のロケットエンジン史上避けては通れない重要なエンジンであるため、ここでまとめてみたい。バックグラウンドの資料が少ないこともあり、本稿ではエンジンの背景についての記述は最小限とし、主にエンジンのメカニズムの点に集中してまとめる。

## 1. ProtonとRD-253

大型打ち上げ機ProtonはUR-500として1960年代初め開発が始まり、以後ソビエト連邦およびロシアの主力ロケットとして運用されている。ソビエト連邦崩壊後第三世代の宇宙輸送専用機Zenitがロシアの打ち上げ機ではなくなり、Protonはロシアが保有するほぼ唯一のGTO投入能力のある機体となったため、登場以降半世紀近くも運用されている。

1962年4月29日、universal rocket(クラスタ化により、ペイロードサイズに応じた機体を容易に構成できるようにした機体システム。近年ではDelta、Atlas、Angaraが相当する)群の一機、UR-500(ソビエト政府工業形式番号8K82)という名称でOKB-52(Chelomey設計局。現NPO Mashinostroyeniya)に開発指示が下った。開発期間は三年、目的は100メガトンクラスの核を運搬できる大陸間弾道弾として使え、かつGR-2(Global Rocket、軌道上に核を持って周回待機させ、戦争時には世界のどこにでも攻撃できる機体。ICBMの精度や即応性をカバーするために検討された)打ち上げおよび軍事衛星を軌道に投入できること、であった<sup>1</sup>。Universal rocket群にはUR-100、200、700などのラインナップがあり、前二者は実際に開発され現在の

Rockot/StrelaとCycloneとなった。UR-700は難航したN1ロケットに対抗して提案されたもので、実際には開発に至らなかった。UR-500は、当初ICBMが開発目的であったが命中精度の向上から核弾頭の小型化が進んだため、中途から宇宙輸送を第一目標となったソビエト初の機体となった。

Proton(UR-500)の初打ち上げは1965年7月16日に行われ、12.2トンの衛星の軌道投入に成功している。しかしながら、その後のProtonの運用は厳しいものとなった。1970年末までの5年間にProtonは都合29機打ち上げられたが、機体の爆発や衛星の軌道投入失敗などを含めて実に半数の14機が失敗している<sup>1</sup>(AIAA文献<sup>2</sup>では28機中12機の失敗としている)。特にひどかったのが1969年で、この年は10機中8機<sup>1</sup>(AIAA文献<sup>2</sup>では6機、EADS文献<sup>3</sup>では9機中7機)が失敗している。1969年まではProtonの試験飛行であるとする文献<sup>3</sup>もあり、その点は割り引いておく必要はあろう。2003年末までの実績では、302回の打ち上げで失敗は33例となっており成功率は89%である<sup>2</sup>。ロシアの中型主力機Soyuz/Molniyaの2003年度末までの記録を見ると1630機中89機の失敗(成功率94.5%)であるから、Protonの信頼性はSoyuzに劣るものといわざるを得ない。しかしながらRD-253エンジン自身が問題で打ち上げが失敗した例は少なく、

1967年9月27日	通算7号機
1969年4月2日	通算17号機

の事例のみである<sup>1</sup>。前者はエンジン出力異常による機体破壊、後者はT=+0.02秒にエンジン火災で機体が破壊されている。これ以外にも一段目およびそのエンジンが関連するのは、圧力センサ異常によるRD-253の異常停止(1970年2月6日)、一段目ジンバル異常による打ち上げ失敗(1977年8月4日、1978年5月27日、1982年7月22日)があるが、エンジンそのもの、たとえば供給系や燃焼系の不具合による損失は上記二例のみしかない。したがって、2008年までに約340機の打ち上げが行われているが、RD-253や275自体の損失は $2/(340 \times 6) = 0.1\%$ という成績である。機体の信頼性はともかく、エンジン自体の信頼性はきわめて高いといえるだろう。

現在Protonは年16機の生産が可能で、12機分はILS(International Launch Services。アメリカにあるProtonによる商業打ち上げサービスを行う企業)向けに残り4機分が軍用とされている<sup>2</sup>。近年の実績をみると2005/6年の12機が最高である。Protonは2011年初打ち上げとなるAngaraの登場により退役する予定であった<sup>4</sup>(注:2013年末現在Angaraのデビューは2014年とされている)。AngaraはまたCyclone、Kosmos、Rockotなどの後継機でもあり、UR-100/200などを含めたuniversal rocket群は徐々に退役していくであろう。Angaraによりロシアはようやく、世界と同等の新型第三世代機を手に入れることになる。

## 2. RD-253の開発とスペック

1960年までにOKB-456すなわち現在のNPO Energomashは、ケロシンおよびヒドラジン系ガスジェネレータ(gas generator、以下GG)サイクルエンジンであるRD-107/108(Soyuz一段および二段用エンジン)、RD-214/216(Kosmos第一段用エンジン)を開発し十分な経験を積むに至っていた。RD-214エンジンはRD-107系エンジンを開発した直後に手がけられたヒドラジンを燃料とするエンジンで、過酸化水素で駆動するGGサイクルなどの特徴からRD-107のヒドラジン系バージョンと言えるエンジンである<sup>5</sup>。これらが開発されていた1950年代後半、NPO Energomashではケロシン系もヒドラジン系も同等に扱われていたとみられる。しかしながら、RD-111などのケロシン系エンジン開発において振動燃焼をなかなか解決できなかった経験<sup>6</sup>があり、ヒドラジン系燃料を使用するエンジンに注力するようになっていた。そのため、NPO Energomashを率いるGlushkoは月探査用ロケットN-1にケロシン系エンジンを求めるKorolevと対立するようになっていく。その結果登場するのがRD-250から始まるヒドラジン系エンジンシリーズである。NPO Energomash開発のヒドラジン系エンジンシリーズについてはSuttonが整理している<sup>7</sup>。RD-253の直前に開発されたRD-250(251/252含む)は、UR-200であるCycloneに搭載された。これらはGGサイクルである。これらよりも大推力で高いIspを必要とするUR-500用に開発されたのがNPO Energomash初のSCサイクルエンジン、RD-253(11D43)である。

RD-253の開発は1961年に着手し、1965年には完了したとされている<sup>2,5</sup>。その開発過程については、一部資料<sup>8</sup>をのぞきほとんど不明なままである。開発開始からわずか四年で打ち上げに成功していることを考えれば、NPO Energomashにとって初めてのSCサイクルでも、RD-253の開発は至って順調であったと考えてよい。ちなみに難航したRD-170エンジンは開発に17年近い年月を費やしている。上記資料によれば、

1961年	設計開始
1962年	エンジン試作開始
1964年	エンジン試験開始
1965年7月16日	UR-500初号機打ち上げ

とある。実飛行モデルは1965年初頭には出来上がっているはずであるから、エンジン燃焼試験はわずか一年以内で完了することになる。NK-33、RD-170などと比較するときわめて短い開発期間と言えるだろう。ただしAstronautics<sup>9</sup>などでは、

1961年11月15日	エンジン開発+試験開始
1963年6月15日	クラスタ化しての燃焼試験開始(1965年1月完了)

とあり、1961年にUR-500の概念検討が開始された時点ですでにRD-253の設計が完了していたと読める記述となっている。実際のエンジン開発期間はこれよりも長いとみるのが妥当であろう。同時期のエンジン開発の年代を図1に比較している。この時期はSCサイクルエンジンの黎明期であり、Kuznetsov製NK-9/15などとほぼ平行に開発されていたことがわかる。実際の開発はNK-15より先に開発が始まったNK-9と同時期にスタートしたのではないかと考えられる(GlushkoのSCサイクルエンジンに対する発言記録(1959年)などより)が、これにはさらなる検証が必要であろう。

外形形状からみても開発は実は長期にわたっていたことが推定できる。図2にRD-253の前期型と後期型を示す<sup>10</sup>。前期型はターボポンプユニットが長く、上端は燃焼器上部よりも突き出ている。後期型はターボポンプが短くなり、また燃焼器への酸化剤供給ラインの形状が変化している。後述するが前期型のポンプユニットが長いのは、NK-15と同様にターボポンプユニット始動用のタービンと、その排気ラインを用意しているためである。この前期型RD-253がはじめてあきらかになったのはGlushkoがまとめた“The Development of USSR Rocketry and Cosmonautics,”の1981年度版である。その後、1987年のパリエアショーで公開されたエンジンおよび上記の1987年度版では後期型が現れている<sup>10</sup>。1991年の時点では、このRD-253の変遷は1978-1981年頃におこなわれたRD-253の推力向上と関連があるのではないかと考えられていた<sup>10</sup>。GlushkoやMakisimovが1970年代に性能を向上した改良型を作ったとするコメント、すなわちRD-253の推力を真空167トンから178トンへと向上した(燃焼圧も150から161気圧へ向上)エンジンを開発した、との関連性を示唆している。しかしながら、SuttonがNPO Energomashより得た資料<sup>11</sup>ではRD-253のエンジン推力は167トン(真空)、燃焼室圧150気圧とされており、上記の開発は後述する派生モデルとも整合しない。SuttonはRD-253が“わずかながら性能向上がなされている”ともしている<sup>7</sup>が、これから述べるエンジン群との整合もとれないことから、RD-253自体のターボポンプなどの位置、形状変更による性能の向上は行われていないと考える。

これまでにRD-253系として検討、開発されたのは以下の五種類である<sup>7,12</sup>：

RD-254
RD-256
RD-253U
RD-275(14D14)
RD-275M(14D14M)

これ以外に一部の資料<sup>7</sup>にてRD-253後継のProton一段目エンジンとしてRD-259を示しているが、詳細は不明であるためここでは除外している。

まずRD-254であるが、これはRD-253を上段用としたエンジンである。OKB-586(Yangel主導のロケット設計部門、現Yuzhnoye、ウクライナ)が計画した大型機R-56の二段目用に検討されたが、同機は開発に至らなかったためエンジンの開発も行われなかったとみられる。RD-256は1969-1970年に検討された推力16.6%向上を狙ったモデルである。二台製作され燃焼試験も行われたが生産されることはなかった。RD-253Uは1983-1989年に検討され、試作モデルがテストされている。推力は7.7%向上(真空179トン)を目指した。これも生産されずに終わるが、このときの検討がRD-275へと引き継がれる。

RD-275は現在RD-253に代わりProtonの主機となったエンジンであり、1987年12月から1993年にかけて開発されている<sup>13</sup>。1990年に認証試験を完了、1992年から量産が開始され1995年10月11日のLUCH1-1(ロシアの通信衛星、2.4ton)の打ち上げに使用された。このモデルの推力および燃焼室圧は、Glushkoらが1970年代に開発したとするモデルと一致している。

この後も開発は続けられ、2001年からはさらに推力を5.3%向上(真空170.4ton)、燃焼室圧を168.5気圧まで向上したモデルの開発が始まった。このモデルはRD-275の改良型としてRD-275Mと名付けられている。2002から2003年にかけて、三台の試作エンジンを計四回735秒テストし、2005年4月から5月にかけて認証が完了、量産がはじまった<sup>12</sup>。このエンジンを使用

したEnhanced-Proton M/Breeze M (キックモータ部分をBrock DMからBreeze Mへと向上させたモデル)は、2007年7月7日に初打ち上げとなった。このモデルにはGTOに6.3トン投入できる能力が与えられており、初号機には衛星DirecTV-10が搭載されていた。DirecTV-10は打ち上げ時の質量は6.06トン、静止軌道での質量は3.7トンある<sup>14</sup>。このように一段目のエンジン改良により、Proton-KのGTO4.9トンから約30%向上、同じ上段を使用するProton-MのGTO5.65トン<sup>15</sup>からは約15%の投入能力の向上となったのである。2013年現在、RD-275Mの記載はProtonの商業打ち上げを行うInternational Launch Services (ILS)のwebsiteおよびProtonの冊子にはなく、代わりにRD-276とされている<sup>16</sup>。User's manualのAppendixには、RD-276は275の能力向上型(推力5%UP)と掲載<sup>17</sup>されており、RD-275Mのそれと合致することから両者は同じものであると考えられる。量産型エンジンの性能を表1に比較する。<sup>12</sup> エンジンの単位質量あたりの出力(推力)は、RD-275Mでは160近くにまで到達しており、上段用エンジンを含めてもこれを凌駕するエンジンは現時点、存在しない。

なお図2において、NK-15(NK-33の初期型)を示しているがRD-253の初期型とほぼ相似の形状であることがわかる。スペック上も表1に示したように、質量以外のほとんどの項目できわめてよく似ていることがわかる。開発当時、両エンジン設計技術者通しの交流があったと伝えられており、両エンジンは双子とみることができよう。ただし、ターボポンプは両者で大きく異なっており、NK-15エンジンを開発したKuznetsov設計局はジェットエンジンを専門とする部局であり、ターボ系設計能力があったためと考えられる。しかし高圧の燃焼デバイスやロケットエンジン開発の経験はなかったため、Energomashから提供されたデータをベースにして設計した結果両者は相似なものとなったと推定する。

### 3. RD-253の構造

#### 1. サイクル

RD-253もロシアのケロシン系SCサイクルエンジンと同様、酸化剤リッチガスで駆動する二段燃焼サイクル(oxydizer-rich staged combustion, ORSC)である。他のエンジンと異なるのは、酸化剤=液体酸素ではないところにある。本エンジンは、酸化剤をNTO (Nitrogen Tetroxide、四酸化二窒素、N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>)、燃料にはUDMH (Unsymmetrical dimethylhydrazine、非対称ジメチルヒドラジン、(CH<sub>3</sub>)<sub>2</sub>-N-NH<sub>2</sub>)を使用している。本エンジンにおいてもほぼ全量のNTOを加熱して、ターボポンプを駆動させている。図3に燃料酸化剤配管スキマティクスを示す。RD-253は単一燃焼器仕様なので、燃焼器(ノズル含む)、ターボポンプユニット(以下TP)がそれぞれ一つある。またTPに接続されているブリバーナ(ロシアではガスジェネレータと呼称、以下GG)が一台ある。RD-253の特徴として燃料、酸化剤タンクを加圧するためにそれぞれ燃料リッチ、酸化剤リッチのガスを発生させる燃焼

器(図中14)が一台ずつ用意されているのに注意されたい。

燃料および酸化剤は、まず火薬駆動のバルブ(止め弁、図中3、4)を通過してエンジンへ流入する。他のロシア製高圧SCサイクルエンジンとは異なりRD-253にはブーストポンプはないが、酸化剤ラインにはエジェクタ(図中7)が設けられており、インデューサ入口圧力を上げるようになっている。推進薬がターボポンプに流入する際には、背中合わせに配置された一対のインデューサを経由する(図中5、6)。燃料は遠心式一段のポンプで251気圧まで加圧された後、大部分はスロットルバルブ(図中19)を経てノズル部分へと導かれ燃焼室の冷却を行う。酸化剤は一段で282気圧まで加圧されあと、ほぼ全量がGG(図中9)へと供給される。一部はエジェクタおよびタンク加圧用燃焼器(図中14)へと供給されている。酸化剤はGGにおいて微量の燃料と混合、燃焼し、高圧の酸化剤ガスとなってタービン(図中10)を駆動する。タービン駆動後の酸化剤ガスは燃焼器(図中12)で噴射され燃焼器を冷却してきた燃料と混合、燃焼するようになっている。なお起動時は酸化剤リードである。NTO/UDMHは自発着火性をもっているため、RD-253の各燃焼器には点火機構はない。なおこの図には、TPスタート時に使用するタービンは書き込まれていない。

#### 2. ターボポンプ

先に述べたように、RD-253にはスタータタービンが装着されている前期型とこれがない後期型の二種類が存在する。図4に、スタータタービンが装着された前期型を示す。図手前の球形のものがGGである。つづけてタービン、酸化剤ポンプと続く。酸化剤ポンプと燃料ポンプ間はスプラインコネクタで結合されており、厳密には一軸ではない。燃料側ポンプは二段あり、酸化剤ポンプ側に一段目その次に二段目が位置している。前期型であるので、この第二段ポンプの次にスタータタービンが装着されている。スタート時の駆動ガス源は明確ではないが、NK-33と同じく火薬を使用したものと考えられる。図においてもпиросажки = pyro-cartridgeによるガスの排気口と書かれている。

GG部分を拡大したものを図5に示す。GGの外形形状はRD-170系と似た球状となっており、ターボポンプ軸延長上に燃料側の供給口とインジェクタエレメントが配置されている。酸化剤は左右二箇所から燃焼器部分を覆うように流れ込む。燃焼器にはインジェクタエレメントからと、二列に配置された突起状噴射器から円周方向に万遍なく噴射されるようになっている。NK-33のGGでは、燃焼器中心にピントルインジェクタ形状の燃料噴射器が用意されていたが、RD-253では逆に酸化剤側に用意されている。GGには燃料、酸化剤あわせて403.5kg/sec、混合比21.5で流入している<sup>11</sup>。したがって、燃料は17.9kg/sec、酸化剤は385.6kg/sec流入していることになる。このときの燃焼圧は239気圧、温度は783K<sup>11</sup>である。NK-33、RD-170よりも圧力温度ともに低い条件で動作しているので、燃焼室の能動的な冷却は行われておらず、図からわかるように壁に冷却通路はみられない。

表1 RD-253系統エンジンの主なテクニカルデータ

Engine modifications	RD-253	RD-275	RD-275M	NK-15
Thrust, sea / vac., tf	150 / 166	162 / 178	170.4 / 186.8	153 / -
Isp, sea / vac., sec	285 / 316	287 / 316	288 / 315.8	- / 331
Pressure in the CC, kg / cm <sup>2</sup>	150	160	168.5	147.9
Weight dry / filled, kg	1080 / 1260	1070 / --	1070 / --	1247 / 1409
Dimensions, height / dia., mm	3000 / 1500	3050 / 1500	3050 / 1500	3075 / 1490.5
Period of development	1962 - 1966	1987 - 1993	2001 - 2005	1962 - 1967
Thrust-weight ratio, sea	139 / 119	151 / --	159 / --	122.7 / -



図6に、GG下流にあるタービンおよび酸化剤ポンプを示す。図の左端は削除されているが、GGとの距離はほとんどない。酸化剤リッチガスは、まずステータを通りタービンへと流入する。その後軸対称の位置にあるニカ所の出口から流出、燃焼器頭部へと導かれるようになっている。酸化剤は一カ所から流入した後二分され、軸上に対になったインデューサおよびインペラ(直径229mm)で周方向へと加圧される。ポンプ軸は中空で、タービンとポンプおよびその反対側にあるニカ所のベアリングで保持されている。タービンとポンプ間のベアリング近くには圧縮型のフローティングラビリンスシールがあり、高温ガスと酸化剤を分離している。先走るが、酸化剤/燃料のインデューサは共にスプラインコネクタを挟んで相対しており、双方負圧環境を作り出す事でシール性を向上させている。

図7に燃料側のポンプ形状を示す。図には酸化剤ポンプ側と結合させているスプラインコネクタは描かれていない。燃料側のポンプは二段になっている。まず酸化剤ポンプと同様に相対している一対のインデューサおよびインペラ(直径288mm)が中央にあり、ここからGGへ供給する燃料分だけを図右にあるポンプへと送られるようになっている。ポンプは二段になっているが、一軸で駆動されている。ラビリンスシールは全部で六カ所、ベアリングはニカ所でサポートしている。燃料ポンプの右端はフランジで覆われており、初期型はここにスタータタービンが接続されていたとみられる。図4にある初期型ポンプの図でもわかるように、スタータタービン部は燃料ポンプと多数のボルトで結合されており、RD-253の初期段階からスタータタービンは取り外せるように設計されていたものとみられる。

ターボポンプの軸回転数は13855rpmで、一次共振点以下で駆動している<sup>11</sup>。酸化剤側は吐出圧282気圧、燃料側は251気圧ある。それぞれ384kg/sec、144kg/secを送り出している。実際にGGに送られている燃料は先に述べたように17.9kg/secであるから、二段めのポンプへと供給される燃料は全体の約12%に相当する。ここまで見てきたように、本ポンプは燃料酸化剤ともに2インデューサ式を採用しスラストが生じないように設計されているのが特徴である。なおタービンを除くポンプ部は、インペラ、ケーシングともにアルミニウム製である。この点も同時期のNK-15/33と共通である。これらのエンジンの軽量な理由もここにある。

### 3. 燃焼器

ソビエト/ロシア製エンジンでは燃焼器とノズルを分離するという発想はなく、燃焼器といえばノズルを含むものとされている。したがってここでもノズルを含む全体について述べる。

図8に燃焼器の外形形状を示す。燃焼器の高さは2235mm、ノズルの直径(内径)は1431mm、質量は435kg。スロート直径は279.7mmあるのでノズル側の開口比は26.2ある。燃焼器平行部の直径は430mmあり、こちら側の開口比は2.36となっている。燃焼圧は150kg/cm<sup>2</sup>、燃焼温度は3100Kである<sup>11</sup>。ちなみに、外形形状と同様に燃焼器形状寸法もNK-33(NK-15からは変化していない)とほぼ相似である(単位mm):

	RD-253	NK-33	RD-170
燃焼器平行部直径	430	430	380
ノズルスロート径	279.7	281	235.5
ノズル出口径	1431	1490.5	1430
燃焼器全高	2235	-	2261
[参考]推力(海上), N	150k	148k	185k(ea.)

比較としてRD-170の燃焼器データも示す。RD-170はRD-253より設計時期が15年近く後となるが、基本サイズ(出口

径や高さ)はかわらないことがわかる。

RD-253もRD-170系と同様のORSCサイクルであるため、ターボポンプで加圧されGGで加熱された酸化剤は燃焼器頭部にある酸化剤流入配管から供給される。図9に酸化剤、燃料流路図を示す。燃料はスロート下流から再生冷却通路に流入するようになっている。ノズル出口部に四本あるパイプを通じて、ノズルを冷却した燃料はスロート上流部分へと送られ、燃焼器を冷却した後燃焼器へと流れ込むようになっている。燃焼器壁の冷却に再生冷却だけでは十分ではないので、RD-170と同様に燃焼器内部にあるスロット(ニカ所)からフィルムクーリングするようになっている。なお図8にある燃焼器の外形形状は後期型のRD-253である。前期型は図2にあるように外部配管が螺旋状になっている。またインジェクタヘッド部が平たくなっているのが特徴で、NK-15エンジンと同様にエンジンマウントはここにあったと推察する。

燃焼器の内部形状を図10に示す。燃焼器壁面はこれまでのエンジンと同じように、燃焼器チャンバからノズルの中間位置まではミル加工の溝付き流路になっている。材料名は不明だが内部側は銅合金、外筒はステンレス系合金で製作されている。燃焼器内部はセラミック系のコーティングがほどこされている<sup>8,10</sup>。ノズルの下流側部分はRD-107/108系と同様の、波板状の仕切り板が挟まれた壁断面形状<sup>5</sup>となっている。一部資料では、RD-253の燃焼器壁面はチューブ状流路形状である<sup>10</sup>としているが、アメリカで多用されるこの様式はソビエト/ロシアでは使用されたことがないことを考えると誤認であろう。

先にも述べたが燃焼器壁面には二重のフィルムクーリング用のスリットがある。この部分の詳細図を図11に示す。スリットと述べたが実際は噴射口がリング状に配置されている。図からわかるように噴射口は燃焼器中心軸に対して角度を持たされており、ノズル側から燃焼器をみた場合時計回り方向に燃料が噴射されるようになっている。

図10の、燃焼器スロート上流側左右に大きな張り出し(図中6)がみられる。これらはエンジンジンバルリング用のピボットである。Protonの一段目にバーニアはない。かわりに六基あるRD-253それぞれが一軸方向に推力方向が制御できるようになっており、これで飛行制御を行っている。一段目のジンバル軸の概略図を図12に示す<sup>10</sup>。後期型の写真(図2上左)をみると、一対のフレームが燃焼器を挟んでいるのがわかる。このフレームを介して機体側とエンジンは結合されエンジン全体がジンバルされるようになっている。これは多燃焼器モデルであるRD-170、180とは大きく異なる部分である。両者は燃焼器とターボポンプ間をつなぐ配管途中にベローズがあるのに対し、RD-253では推進薬のTP入り口、つまりエンジンとタンク間配管の中途にそれらが配置されている。NPO Energomashの資料<sup>11</sup>では、“Thrust Chamber Characteristics”の項目“Gimbal angle, degree”ではfixedとされていることに注意されたい。機体軸に対してのRD-253のジンバル角度については不明である。RD-170系と異なり、ジンバル機構やアクチュエータ部はエンジンシステムとは独立していて機体側にあると考えられる。なお、図2のRD-253前期型には同様なピボットがみられない。エンジンマウントなど、Protonの一段目に対して改修がなされたという記録が見当たらないことを考えると、RD-253前期型はProtonには搭載されなかった可能性が考えられる。

RD-253の燃焼器インジェクタエレメント周囲を図13に示す。点火器がない割にはNK-33系列よりも複雑な形状をしている。酸化剤マニホルド上流側にはNK-33系と同じような半球状の整流格

子(ラティス、図中3)が設置されている。NK-33と大きく異なるのは中心軸状に酸化剤のみを噴射するインジェクタ(図中8と9)が存在することである。その周囲にはスプレー式のインジェクタが7周分、計169基配置されている。これらインジェクタ間には、フェイスプレート冷却のために小口径の燃料噴射口が配置されている。また図からもわかるように、燃焼安定性確保のためのパッフルプレートや突出したインジェクタ柵(RD-170などに採用例あり)はない。

インジェクタはシンプルなスプレー型であり、酸化剤が流れる流路に対して四方からスワールを描くように燃料が噴射、混合される形態を持つ(図中5)。燃料側のマニホルドはフェイスプレート6と7の間の空間で、壁A-A'間のある再生冷却溝をから流入するようになっている。インジェクタ酸化剤側流路は大きく、ほぼスルーに近い。このままではマニホルドと燃焼器間の差圧がとれず燃焼安定性に影響が生じかねない。先のラティスは供給系と燃焼器を分離する絞りの役目を果たしている可能性がある。

## 4. その他の特徴的な機構

### 1 エジェクタ

図3で述べたように、RD-253にはブーストポンプがない。ポンプ作動に必要なNPSH(有効吸い込み水頭、キャビテーションを発生させない最低限の圧力)は酸化剤側45m、燃料側は38mしかなく、実際エンジン始動時にはタンク部ヘッドのみで始動できるようになっている。しかし酸化剤側は多少NPSHが高いので、エジェクタによる圧力上昇を行っている。酸化剤流路にあるエジェクタを図14に示す。エジェクタは流路内径が多少絞られたディフューザ形状をしており、高圧の酸化剤は絞り上流側壁面より下流側に向かって吹き出されるようになっている。形状の詳細および噴射流量などの詳細が不明であるがSuttonが述べている<sup>5</sup>ように一般的にこのやり方は効果が低く、全体性能やTPへの効果は不明だが大きくはないだろう。なおこのエジェクタはソビエト製エンジンで初めて採用されたものとみられている。

### 2 タンク加圧用GG

RD-253の特徴の一つに、酸化剤、燃料タンクの加圧にそれぞれのガスを用いているところにある。気体生成に使用するGGを図15に示す。このGGは燃料タンク加圧用で、円筒型の燃焼器を持っているが最上流側からは酸化剤、それと対抗するように大流量の燃料がノズルスロート近くから噴射されるようになっている。対向流場を作り出すことで、急速に混合、燃焼させ未燃成分を残さないことを目的にしているものとみられる。

### 3 スロットル

図3の系統図では不明なスロットルー燃料流量調整弁(図中19)の詳細を図16に示す<sup>10</sup>。上流側および下流側の配管出入口を一体のシェルで結合する形状をしている。上流側配管内部には流量調整用のパイプが入っており、これが前後することで外側のパイプに設けられた噴射口からの燃料流量を制御するようになっている。内部パイプは配管、シェル外部にあるモータによって駆動される。下流側にはバネ部と下流配管端面が接触し、下流配管とシェル内部の圧力差で駆動するようになっている。この機構により下流側の圧力変動に応じて燃料流量を自動的に調整するようになっている。

## 5. まとめ

冒頭で述べたように、RD-253およびその派生型はまもなく退役する。直接の理由は後継機となるAngaraが登場するためであるが、その背景にはNTO/UDMHという燃料の毒性にある。いう

までもなくこれら燃料、酸化剤は毒性が強く、取り扱いが非常に難しい。また失敗時の環境汚染も無視できない。ソビエト連邦崩壊後ロシアは国外(=カザフスタン)にあるバイコヌールからProtonを打ち上げねばならなくなり、打ち上げ失敗時には格段の注意を払う必要がある。2007年にあったProtonの打ち上げ失敗時にはカザフスタン国内に推進薬満載状態で二段目が墜落したため、機体や土壌の除去処理などの補償として\$60M要求される事態が発生している<sup>18</sup>。このような状況がRD-253系エンジンの退役を加速している状況にある。しかしながら、RD-253が史上初の一段目用SCサイクルエンジンであり、世界で最も多用されたSCサイクルエンジンでありかつ世界で最も信頼性の高いSCサイクルエンジンである点は高く評価すべきであろう。1969年以降約40年間、2000台以上のエンジンが確実に作動したという実績は優秀なRD-170系エンジンやSSME(シャトルの主エンジン)を持ってしても超えがたい記録である。液体水素系やケロシン系と比較して熱負荷が厳しくないなど好条件に恵まれているとはいえ、複雑で壊れやすいといわれるSCサイクルエンジンでも、このような高い信頼性を得ることは可能であることを指し示している。

- 1 Wotzlaw, S., "Proton - Development of a Russian launch vehicle," Journal of The British Interplanetary Society, Vol. 51, pp. 3-18, 1998.
- 2 Isakowitz, S. J., et al., "International Reference Guide to Space Launch Systems," 4th ed., AIAA, 2004, pp. 301-327.
- 3 EADS, "Proton K," EADS launch vehicles, May 2003.
- 4 Oberg, J., "Angara boosts: Russia's launch prospects," AIAA Aerospace America, Jan, 2009, pp. 36-40.
- 5 Sutton, G. P., "History of Liquid Propellant Rocket Engines," AIAA, 2006, pp. 616.
- 6 Sutton, G. P., "History of Liquid Propellant Rocket Engines," AIAA, 2006, pp. 606.
- 7 Sutton, G. P., "History of Liquid Propellant Rocket Engines," AIAA, 2006, pp. 620.
- 8 Liquid Propellant Rocket Engines, "ZHRD RD-254(22D43) and RD-275(14D14)," <http://www.lpre.de/energomash/RD-253/index.htm> (Russian).
- 9 Encyclopedia Astronautica, <http://www.astronautix.com/lvs/proton.htm>.
- 10 Technology Detail, "USSR Rocket Engines," 2nd ed., Jan. 1992, pp. 173-179.
- 11 Sutton, G. P., "Rocket Propulsion Elements," 7th ed., Wiley, Hoboken, NJ, 2001, pp. 392-393.
- 12 NPO Energomash, RD-253, <http://www.npoenergomash.ru/engines/rd253/>.
- 13 International Launch Services, "PROTON Launch system mission planner's guide," Rev.6, Dec. 2004, pp. A-2.
- 14 The Boeing Company, "DIRECTV 10, 11 and 12 factsheet," Apr. 2008.
- 15 International Launch Services, "プロトンブリーズM factsheet," 2005 (Japanese).
- 16 ILS, Proton Brochure, Feb. 2013, <http://http://www.ilslaunch.com/launch-services/ils-proton-breeze-m-launch-vehicle>.
- 17 ILS, Proton Launch System Mission Planner's Guide, Appendix A, page A-2, Rev. 7, Oct. 2009.
- 18 RIA Novosti, "Kazakhstan wants Russia to pay \$60 million in damages for Proton crash," Oct. 8, 2007, <http://en.rian.ru/world/20071008/82999933-print.html>.

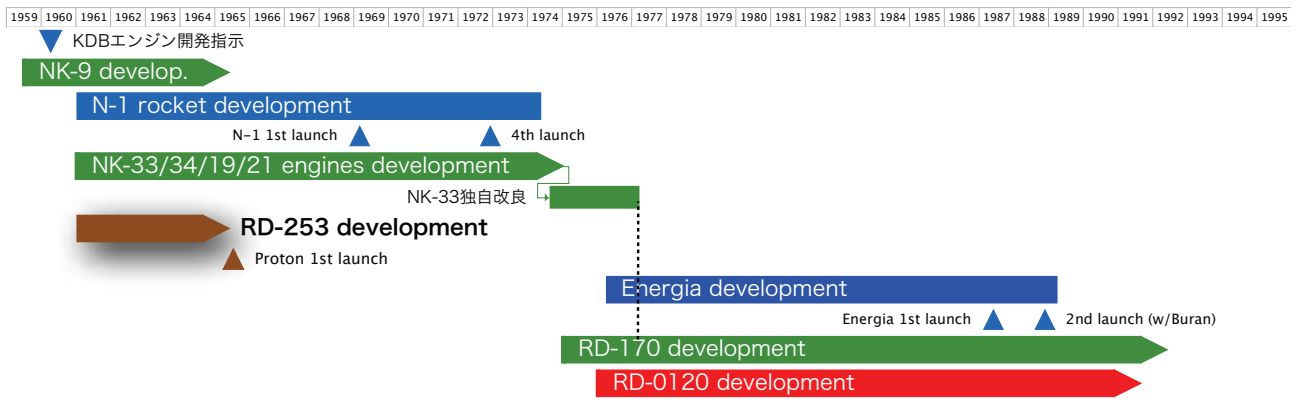


図1 1950から1990年代に至る主要エンジンの開発時期年表

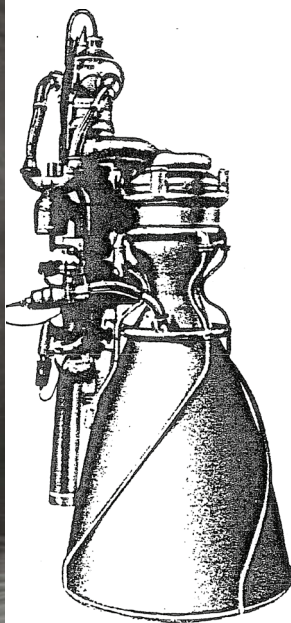
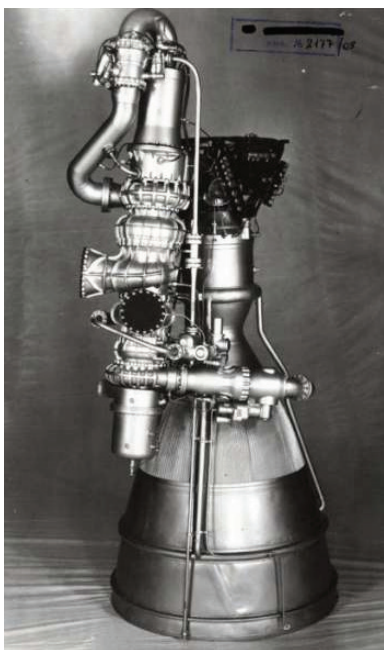
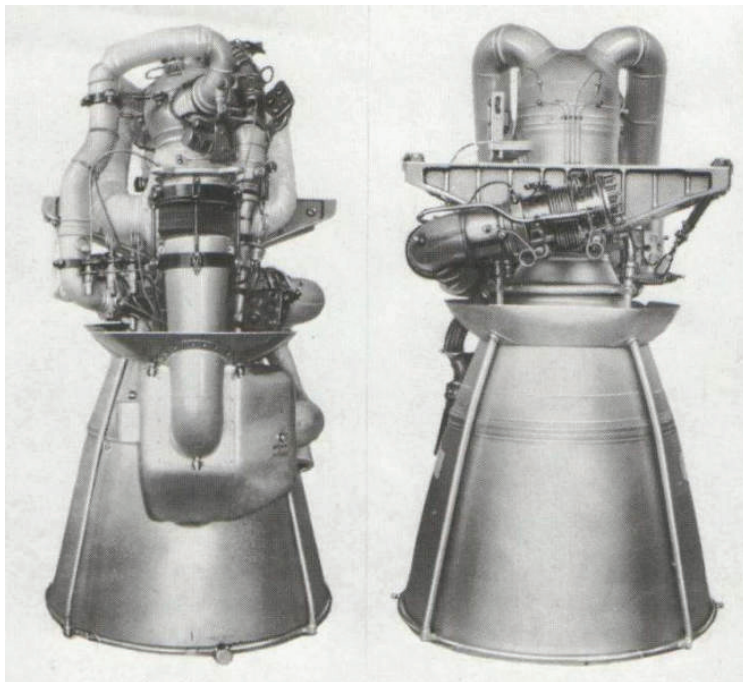


図2 RD-253後期型(上)の外形形状 下左NK-15、下右RD-253前期型



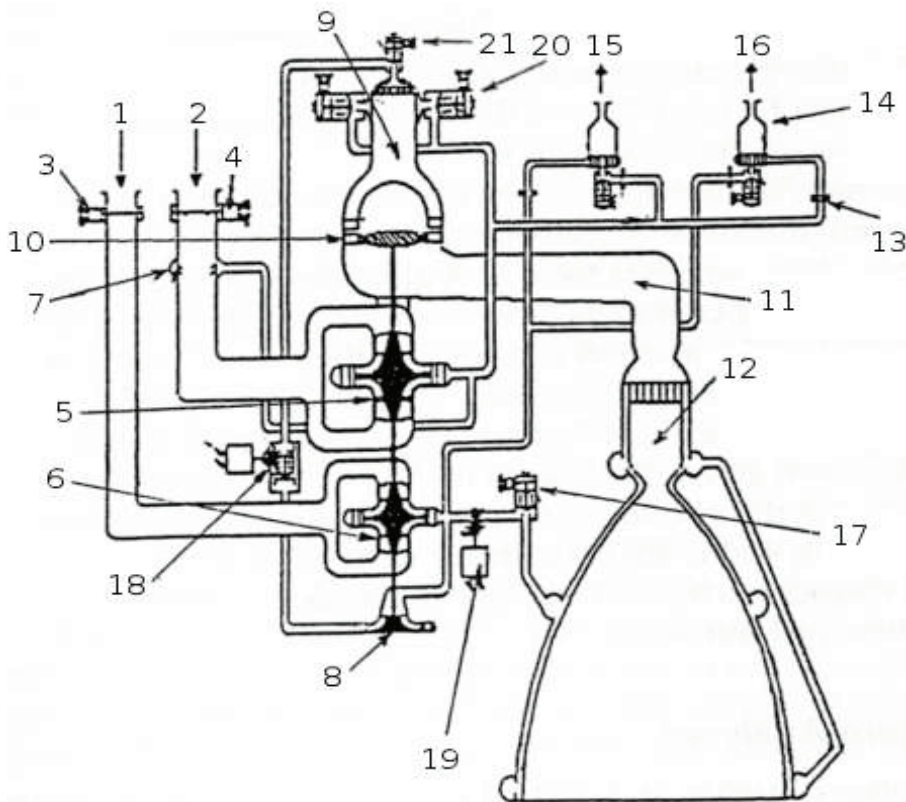


図3 RD-253 供給系スキマティクス

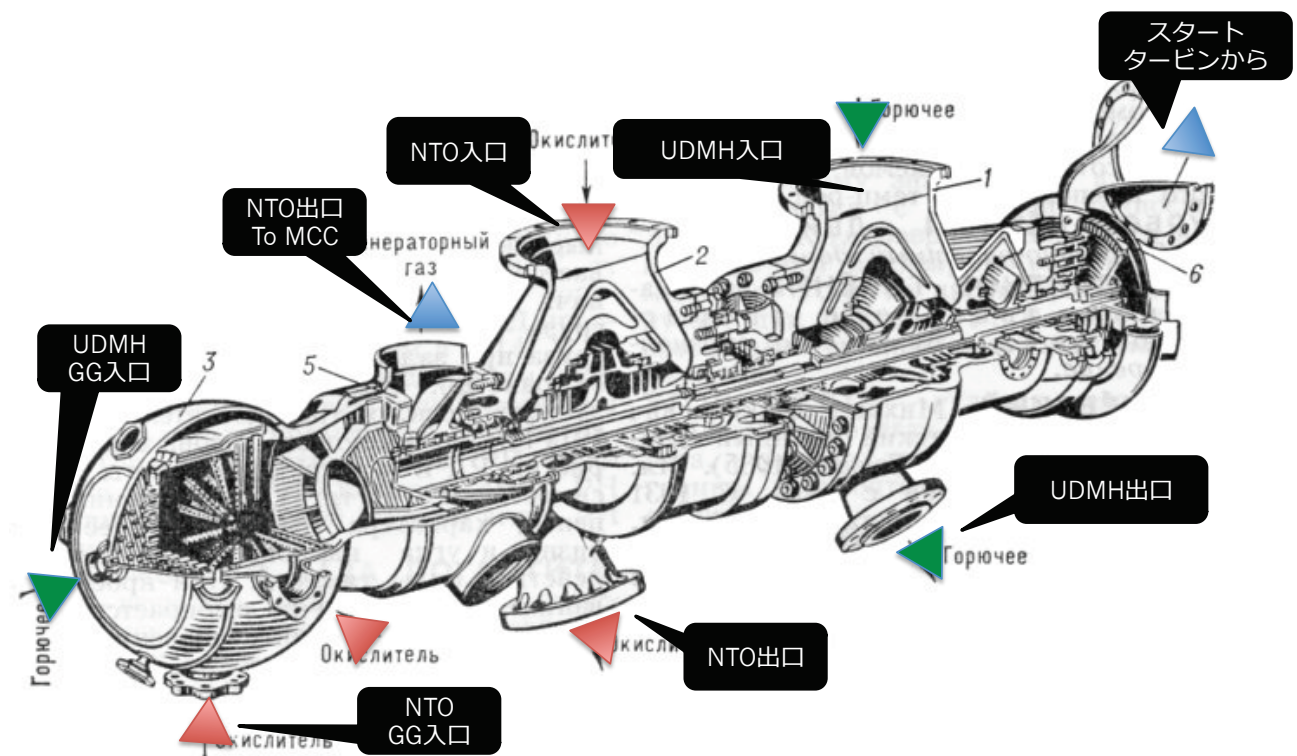


図4 RD-253前期型 ターボポンプユニット

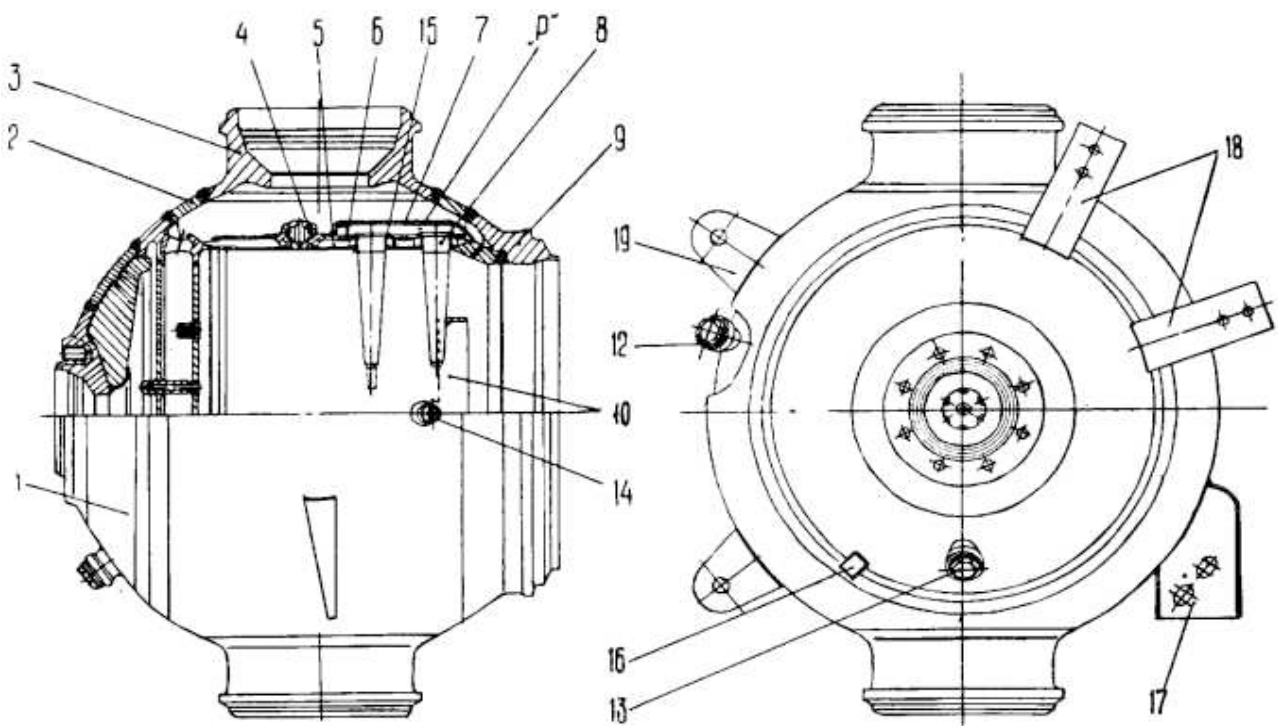


図5 RD-253 プリバーナユニット

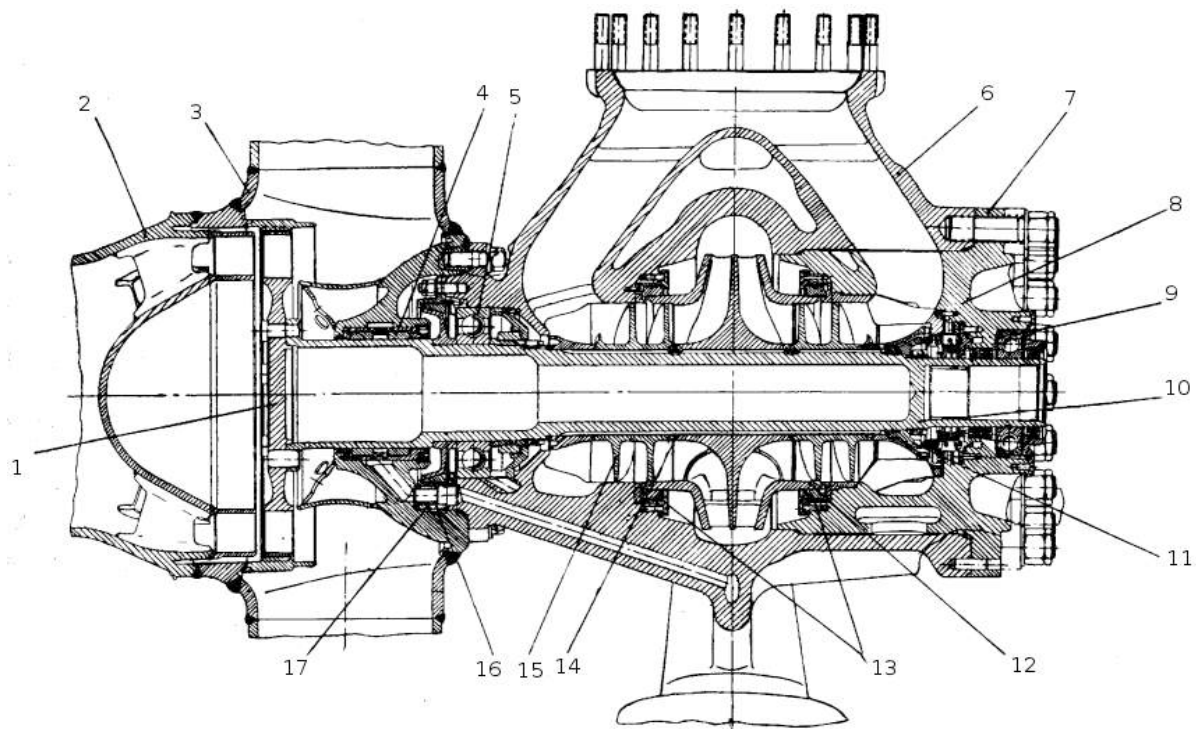


図6 RD-253 タービンおよび酸化剤ポンプユニット



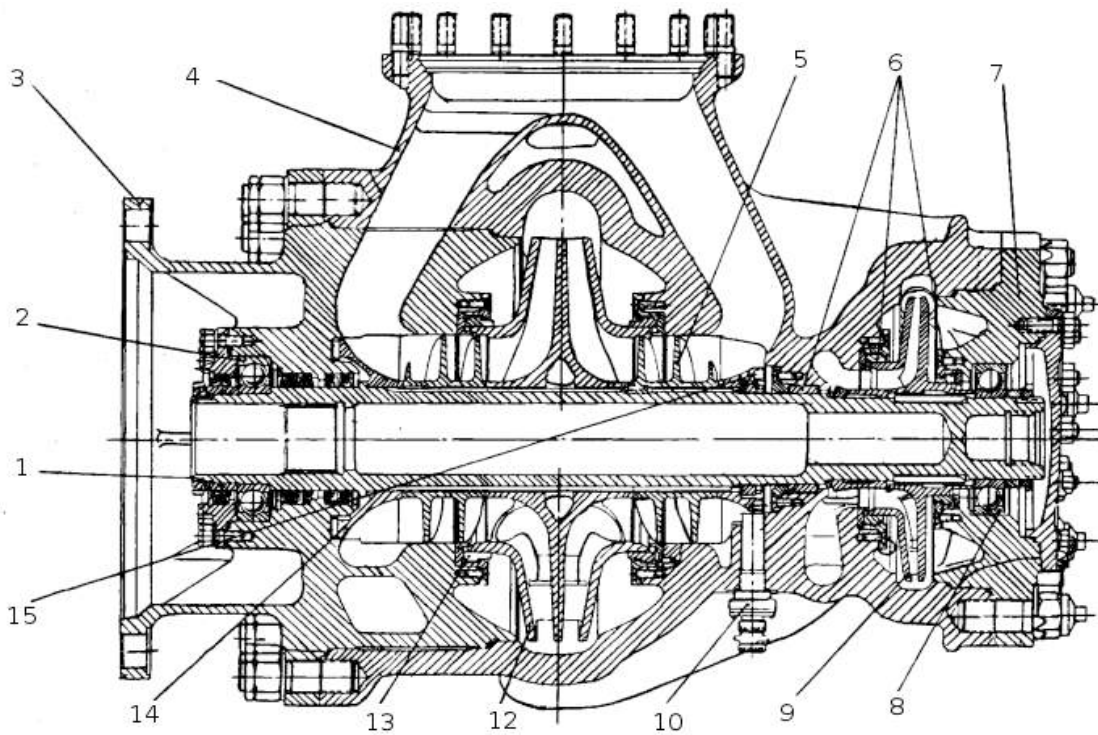


図7 RD-253 燃料ポンプユニット(後期型)

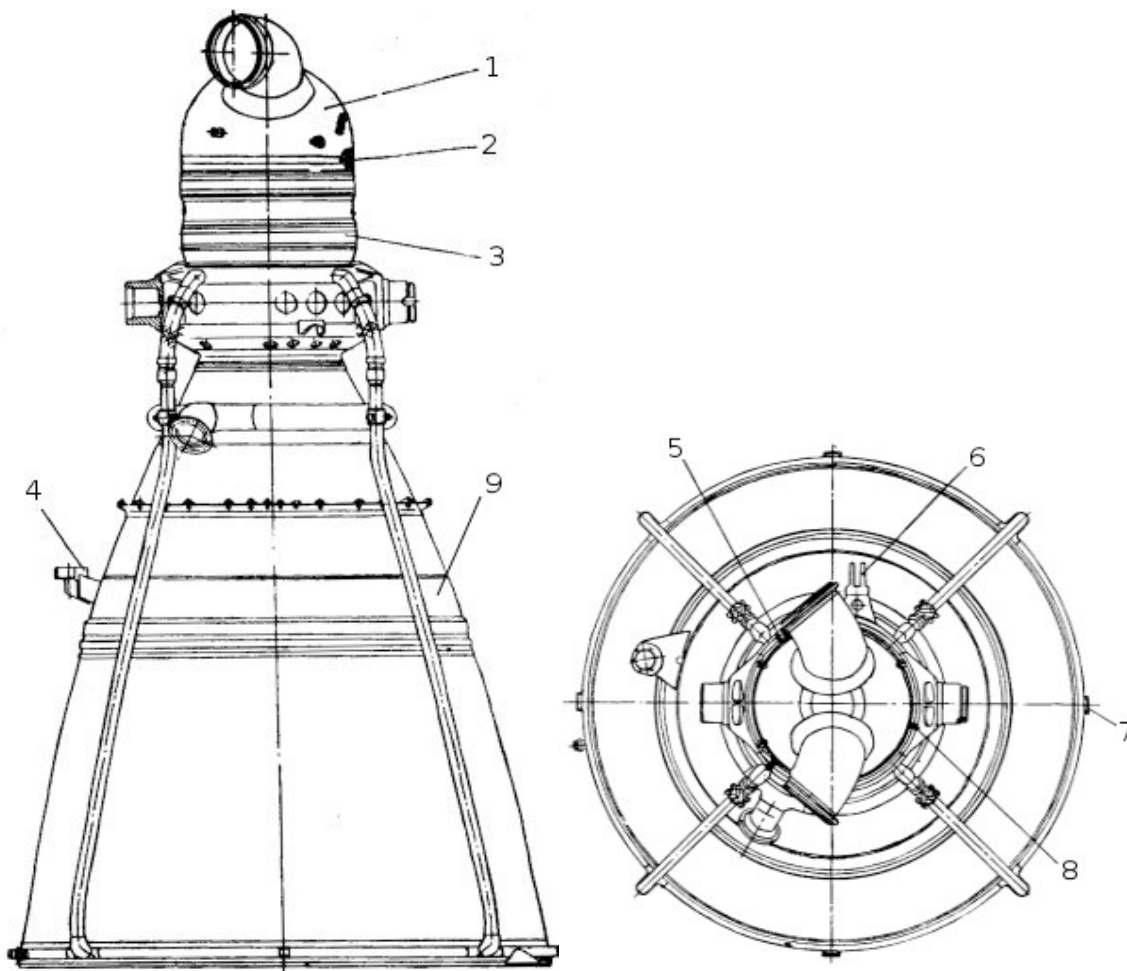


図8 RD-253燃焼器外形形状

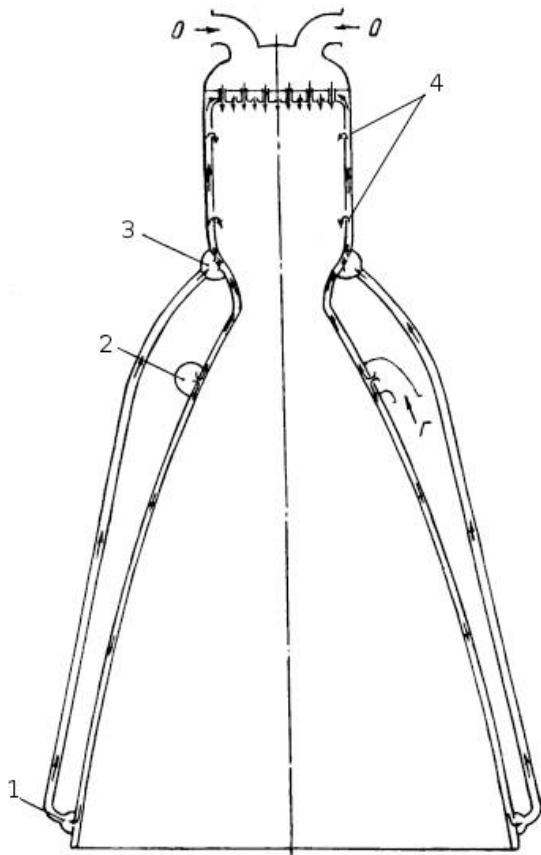


図9 内部流路概略図

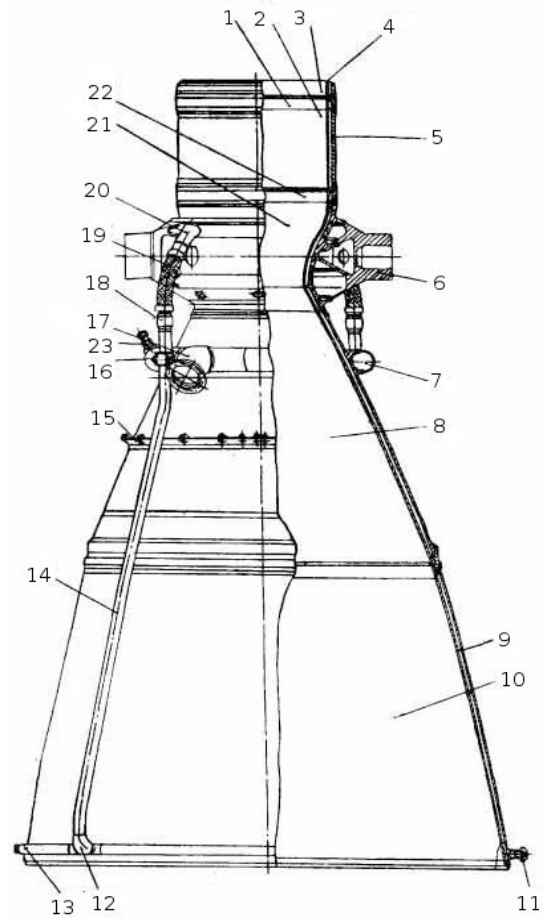


図10 燃焼器内部構造断面

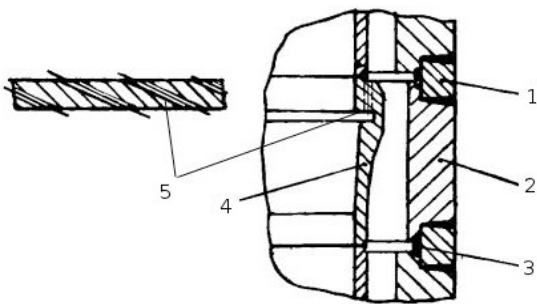


図11 燃焼器フィルム冷却スリット詳細

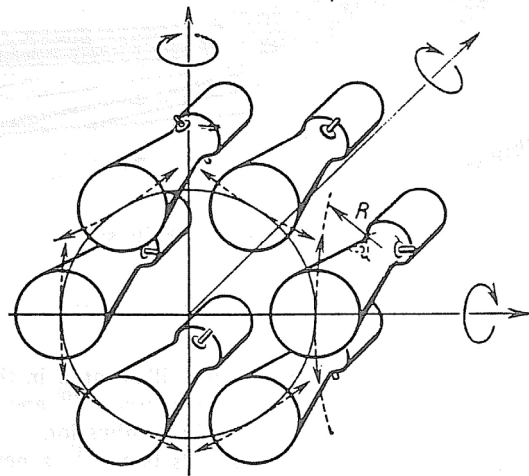


図12 Proton一段目エンジンジンバル概念図

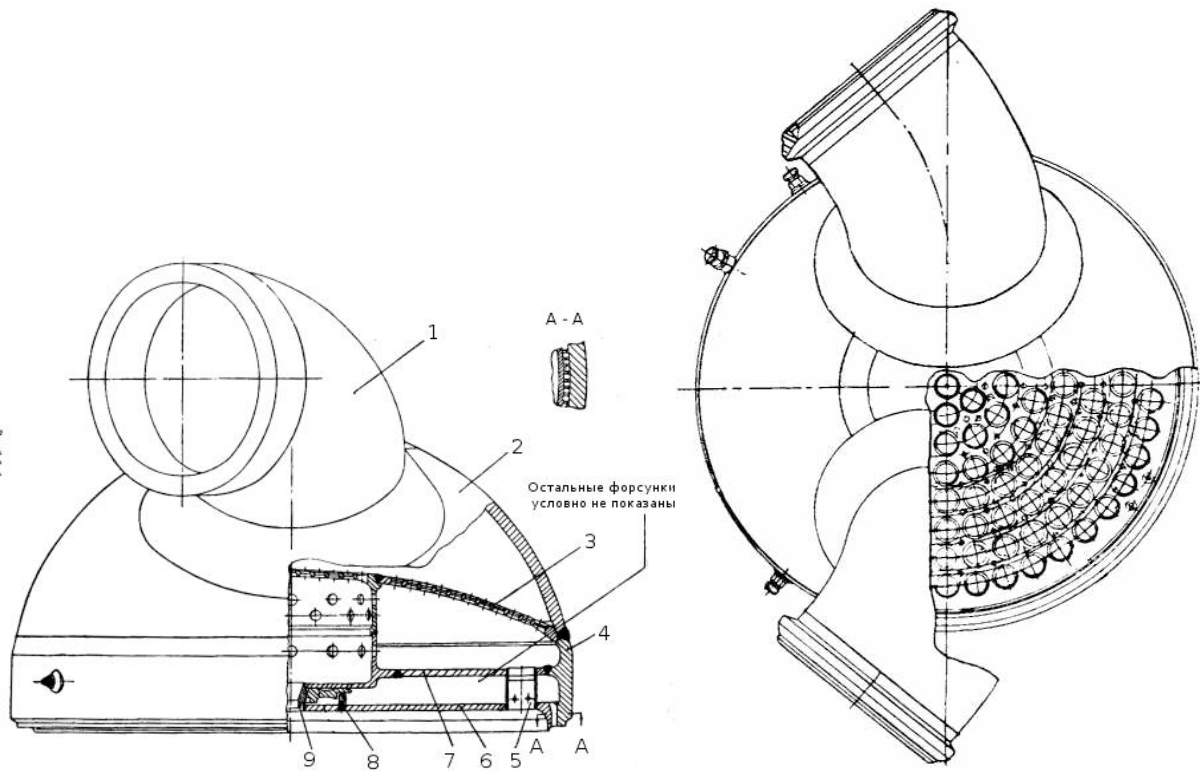


図13 RD-253燃焼器インジェクタヘッド部

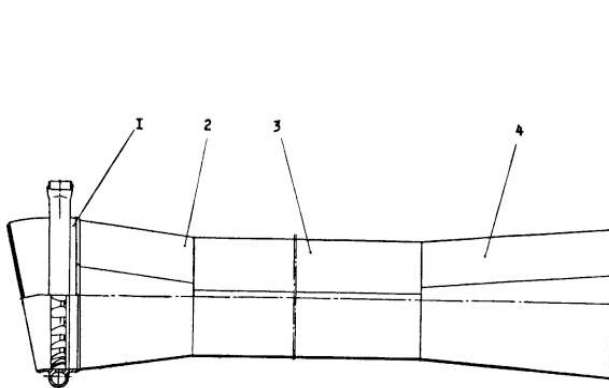


図14 酸化剤配管 エジェクタ

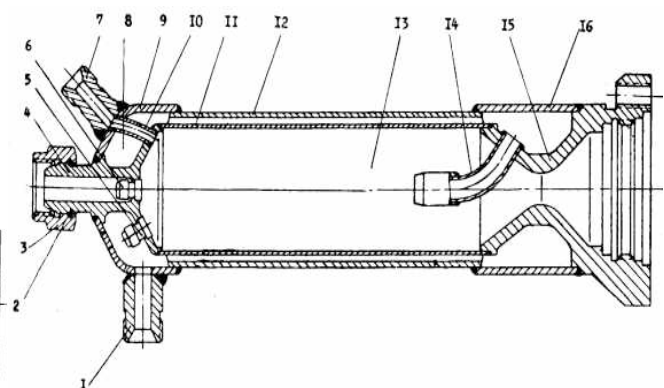


図15 燃料タンク加圧用GG

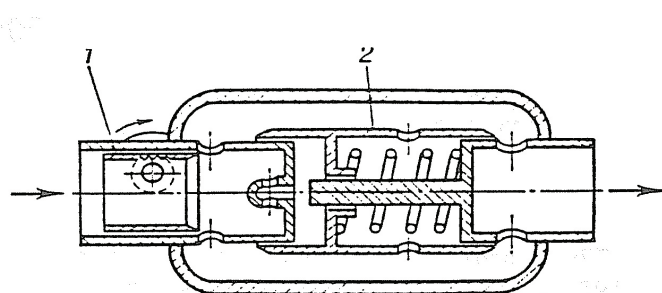


図16 RD-253スロットルボディ(流量調整弁)