

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-523

高压液体酸素・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)

冠 昭 夫 ・ 若 松 義 男 ・ 都 木 恭 一 郎

1983年11月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 目 次

1. まえがき .....	2
2. SSMEの概要 .....	4
3. SSMEの開発経過 .....	8
4. 不具合の実際と考察 .....	10
4.1 燃焼器系 .....	10
4.1.1 燃焼器の概要 .....	10
4.1.2 不具合事例 .....	12
4.2 ターボポンプ .....	17
4.2.1 ターボポンプの概要 .....	17
4.2.2 不具合事例 .....	24
4.3 配管, 弁類その他 .....	39
4.4 搭載エンジン .....	47
4.5 まとめ .....	50
5. あとがき .....	52
参考文献 .....	53
付録 不具合事例調査シート .....	55

# 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)\*

冠 昭夫\*\* 若松 義男\*\* 都木 恭一郎\*\*

## 概 要

今日、わが国では、H-Iロケット以後の大型人工衛星打上げロケット用に、液体酸素・液体水素ブースターエンジンの開発が検討されており、そのトレード・オフにおいては、二段燃焼サイクルの高圧エンジン開発の方向が有力とされている。そこで、高圧の液体酸素・液体水素エンジン開発上の技術的問題点を明らかにするとともに、わが国の高圧液酸・液水エンジンに関する研究および開発における指針決定に資する事を目的として、この種のエンジンとしては、現在までのところ唯一の実用例である、スペースシャトル・メイン・エンジン (SSME) の開発過程で生じた不具合事例の調査・検討を行った。

公表されている文献・記事を基に、主燃焼器・プリバーナ・低圧ターボポンプ・高圧ターボポンプ・配管弁類などのコンポーネント毎に不具合事例の収集を行い、事例毎に内容・原因・対策を明らかにし、主要なものを中心に検討・考察を加えた。

二段燃焼サイクルの高圧エンジン開発過程で発生した技術的問題点が明らかになるとともに、開発に際しての基本的コンフィギュレーションに対する技術的検討および材料やエンジン各要素の基礎的データ蓄積のためのラボ試験などの重要性が、改めて確認された。

## 略 号

AT	Acceptance Test	領収試験
AOA	Abort Once Around	一周帰還
ASE	Advanced Space Engine	将来型エンジン
ATO	Abort To Orbit	任務強行
CCV	Chamber Coolant Valve	燃焼室冷却剤バルブ
CDR	Critical Design Review	最終設計審査
EPL	Emergency Power Level	緊急出力レベル
FMOF	First Manned Orbital Flight	初有人軌道飛行
FPB	Fuel Preburner	燃料側プリバーナ
FPL	Full Power Level	全開出力レベル
FPOV	Fuel Preburner Oxygen Valve	燃料側プリバーナ酸素バルブ

\* 昭和58年8月13日 受付

\*\* 角田支所

FRF	Flight Readiness Firing	飛行エンジン確認試験
HPFTP	High Pressure Fuel Turbopump	高圧燃料ターボポンプ
HPOTP	High Pressure Oxygen Turbopump	高圧酸素ターボポンプ
KSC	Kennedy Space Center	ケネディ宇宙センター
LCF	Low Cycle Fatigue	低サイクル疲労
LEO	Low Earth Orbit	地球低軌道
LPFTP	Low Pressure Fuel Turbopump	低圧燃料ターボポンプ
LPOTP	Low Pressure Oxygen Turbopump	低圧酸素ターボポンプ
LRU	Line Replaceable Unit	ライン交換可能部品
LH <sub>2</sub>	Liquid Hydrogen	液体水素
LOX	Liquid Oxygen	液体酸素
MC	Mission Completion	任務完遂
MCC	Main Combustion Chamber	主燃焼室
MECO	Main Engine Cut Off	メイン・エンジン停止
MFV	Main Fuel Valve	主燃料バルブ
MOV	Main Oxygen Valve	主酸素バルブ
MPL	Minimum Power Level	最小出力レベル
MPTA	Main Propulsion Test Article	主推進系試験設備
MSFC	Marshall Space Flight Center	マーシャル宇宙飛行センター
NBS	National Bureau of Standards	米国規格標準局
NSTL	National Space Technology Laboratory	国立宇宙技術研究所
NPSP	Net Positive Suction Pressure	有効吸込圧力
OFT	Orbital Flight Test	軌道飛行試験
OPB	Oxygen Preburner	酸素側プリバーナ
OPOV	Oxygen Preburner Oxygen Valve	酸素側プリバーナ酸素バルブ
PFC	Preliminary Flight Certification	予備飛行認定
RPL	Rated Power Level	定格出力レベル
RTLS	Return To Launch Site	射場帰還
SRB	Solid Rocket Booster	固体ロケットブースター
SSFL	Santa Susana Field Laboratory	サンタ・スザンナ試験場
SSME	Space Shuttle Main Engine	スペースシャトル・メイン・エンジン
STS	Space Transportation System	宇宙輸送システム
VAFB	Vandenberg Air Force Base	バンデンバーグ空軍基地

## 1. まえがき

本資料の目的は、H-I ロケットに続く次期大型人工衛星打上げロケットのブースター用エンジンとして液体酸素・液体水素を推進剤とする高圧ロケットエンジン開発の気運が高まりつつある現在、その先駆者たる SSME 開発途上の技術的問題の調査、検討

を通じて、我が国の高圧ロケットエンジンに関する研究および開発に対する指針決定に資することである。

宇宙空間の利用が通信衛星や気象観測衛星などにより社会生活と密接な関連を持つようになり、また宇宙工場あるいはソーラー・パワー・システムなどのように産業的見地からもその利用価値に対する認

識が拡大していることもあって、より効率的、経済的な宇宙空間の利用を計るべく、大量に大型のペイロードを打上げようとする試みが進められつつある。経済的条件を満たす方向でこの実現を計るためには従来の採算を度外視した形の使い捨て型とは異なる新らしい輸送システムの開発が不可欠であるが、再利用を行うスペースシャトルや、採算を考慮しようとする使い捨て型のアリアンロケットは、2つの異なる方向からのアプローチによる試金石となるものであろう。

現在我が国においても宇宙開発事業団が中心となって、液体酸素・液体水素ロケットエンジン(LE-5)の開発を含むH-Iロケット開発計画(静止ペイロード550kg級)が順調に進められているが、これと並行してさらに大型(静止2 ton級)のペイロード打上げ能力を持つ将来輸送系の開発に関する検討が開始された。大型ペイロード打上げロケットの開発には、そのための鍵となるブースター用ロケットエンジンが必要であるが、現在我が国では独自のブースター用ロケットエンジンを保有しておらず、自主的な宇宙利用を保障するためにもこのロケットエンジンの自主開発は必須となっている。これは宇宙開発に対する国際協力の推進と矛盾するものではな

く、我が国の将来の経済的な輸送手段を保障するためのワンステップであり、その上に立ってより積極的な国際協力が可能になると考えられる。

ブースター用ロケットエンジンに関しては既にトレードオフも開始されており<sup>35)</sup>、在来技術、性能、将来発展性などを考慮して、推進剤には液体酸素・液体水素を、エンジン・サイクルには二段燃焼サイクルを用いる高圧ロケットエンジン開発の方向に進みつつある。我が国の液体酸素・液体水素ロケットエンジンの開発技術はLE-5の開発による技術蓄積と経験などにより飛躍的な向上を遂げたが、高圧ブースター用ロケットエンジン開発には、(1)高圧・高速・高出力ターボポンプ (2)高圧・高熱負荷燃焼器 (3)高圧・大流量の制御弁および継手などエンジン要素に関する設計および製作技術に関して、既存の技術レベルを格段に上まわるレベルの開発が要求される。表1に示される基本仕様<sup>6), 8), 22), 35)</sup>からも明らかのように高圧ブースター用ロケットエンジン(LE-X)ではSSMEに比べてシステム圧力など低く押えられてはいるものの、LE-5と比較すると例えば主燃焼器の燃焼圧は約4倍であり最大熱流束は約3倍が見積られる。さらに同エンジンでは二段燃焼サイクルという我が国で未だ経験の無いサイクルのエ

表1 LOX/LH<sub>2</sub>エンジン・基本仕様の比較<sup>6), 8), 22), 35)</sup>

		LE-5	LE-X*	J-2	SSME
エンジン・サイクル		ガス発生器	二段燃焼	ガス発生器	二段燃焼
推力(真空)[ton]		10	88	104	213
燃焼圧[kg/cm <sup>2</sup> a]		36	145	55	207
ノズル膨張比		140	.....	27.5	77.5
比推力(真空)[sec]		442	442	426	455
エンジン・混合比		5.5	7.0	5.5	6.0
ポンプ吐出圧力[kg/cm <sup>2</sup> a]	LOX メイン (プリバーナ)	53	203(328)	78	324(534)
	LH <sub>2</sub>	56	300	87	432
再使用		無	無	無	55回

注\* 今後変更される事も有り得る。

ンジン・システムにまとめるための開発試験技術が必要となる。

この種の実験的なエンジンにはSSMEおよびASEがある。前者はスペース・シャトル・オービター用のメイン・エンジン、後者は1970年代後半まで検討、一部試作された軌道間輸送機用エンジンであり、共に液体酸素・液体水素を用いた二段燃焼サイクル・エンジンで再使用可能であることが特徴である。実際に供されたエンジンは1972年に開発が始まり10年後の1981年初飛行に成功したSSMEのみである。

我が国で開発が進められようとする高圧ブースター用ロケットエンジンは、技術的問題、開発期間および開発費用の制約から当面は使い捨て型となるが、将来的には経済性を考慮して再使用を検討する方向へ進むであろう。この高圧エンジン要素に関しては、開発を進めるためのトレードオフに先行して、航空宇宙技術研究所角田支所で研究が進められているが、<sup>36)</sup>先例であるSSMEの開発過程で明らかとなった不具合事例を詳細に調査・分析し、重要と思われる問題に対し検討を加えておく事は、我が国の高圧ブースター用ロケットエンジンの効率よい開発に役立つのみでなく、エンジン再使用と長寿命化に係わる諸問題を探り、今後の課題になるであろう高圧ロケットエンジンの再使用技術開発に備えるための重要なデータになると考えられる。

## 2. SSME の概要

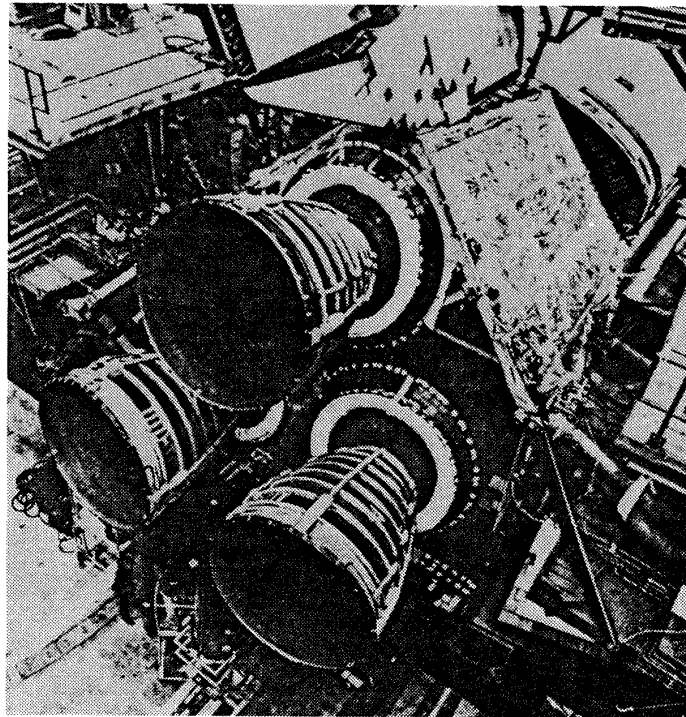
スペースシャトルは地球と地球低軌道間を低価格で連絡する輸送システムであり、固体ロケット・ブースター、オービターおよび外部タンクで構成される。<sup>25), 36)</sup>最大 29.5 ton のペイロードを打上げかつオービターと共に地上回収する能力を持つ。この回収再使用可能であることがスペースシャトルの最大の特徴であり、打上げ機+宇宙機+飛行機の3機能を有することになる。スペース・シャトルに関しては既に詳しい解説書も出版されている<sup>37)</sup>ので、ここではSSMEとの関連事項についてのみ述べる。

スペースシャトル開発に際しては各所に新しいアイデアおよび技術が多数採用されている。その代表例でもあるSSMEはオービターの主推進系であり、ロケットエンジンとして前例の無い高圧力、高温度、

高回転数などの過酷な条件下で運転され、しかも有人機用であることから従来にも増して高信頼性が要求された。SSMEが高度の技術開発を必要とするにもかかわらず現在の型式すなわち、高圧・二段燃焼サイクルを採用した理由は限られたサイズのエンジンで高性能(高ノズル膨張比による比推力の向上と、推力/エンジン重量比の増加)を実現するためであった。スペースシャトルのミッションでは、SSMEの1秒の比推力の差はペイロード重量で1000 lbの差に相当し、例えばSSMEの代わりにJ-2エンジンと同程度の比推力および推力/エンジン重量比を持つ大型エンジンを使用した場合、約40,000 lbのペイロード損失につながると言われる<sup>19)</sup>

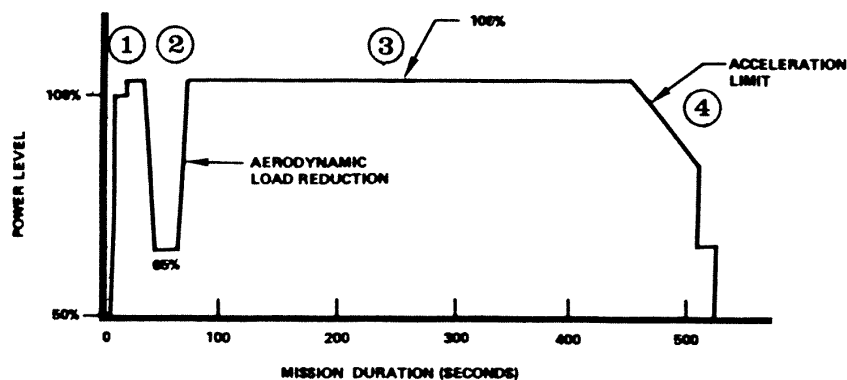
SSMEの高比推力を実現する鍵はノズル膨張比の増大であるが、エンジン・コンパートメントのサイズやジンバリング角度などからノズル出口面積が制限されるため、燃焼圧力の高圧化を計りながら性能と技術限界との妥協点を探る必要があった。二段燃焼サイクルの採用は、燃焼圧力の高圧化と、ブリード・サイクルでは重大な問題となる高圧化に伴う比推力損失の抑制を同時に実現するためである。この結果エンジン要素については、ターボポンプ吐出圧力の高圧化や燃焼器の高熱流束などの技術的課題が伴うこととなり、基本命題である高信頼性および長寿命化との同時解決が求められた。さらに二段燃焼サイクルでは、ガス発生器サイクルなどのようなブリード・サイクルと比較して、ターボポンプ相互の、あるいはターボポンプと燃焼器との相互干渉が大であり、主なエンジン要素の個々の開発試験は限られたものだけとなり、重要な試験の大半はエンジン・アセンブリの形でなされなければならないという、むずかしい技術開発の道を歩むことになった。

SSMEはオービター後部のエンジン・コンパートメントに図1のように3基クラスターで搭載され、推進剤の液体酸素、液体水素はフィードラインを通して外部タンクから供給される。定格出力レベル(RPL)では一基当り海上で375,000 lb(170 ton)また真空中では470,000 lb(213 ton)の推力を発生するように設計されており、エンジンの出力レベルはRPLの65~109%の範囲で可変となっている。基本仕様については1974年以前の開発当初のもの<sup>4)</sup>か

図1 オービターに搭載されたSSME<sup>17)</sup>

ら、寿命および出力レベル可変範囲などに変更が見られる<sup>8)</sup>。当初エンジン寿命7.5時間、始動回数100回が計画されたが、その後始動回数は55回に変更された。これは燃焼器に対する熱サイクル疲労などによる寿命の見積りのむずかしさによるものであろう。エンジン出力レベルについては可変範囲の下限、すなわち最小出力レベル(MPL)がRPLの50%から65%に引き上げられたことと、当初緊急出力レベル(EPL)と称された109%出力が全開出力レベル(FPL)と名称変更されたことを合わせ考えると、高出力レベルが単に緊急避難に対してだけでなくスペースシャトルの通常の運行時においても開発当

初の計画に比べてその重要性が増したことをうかがわせる。スペースシャトルの打上げ基地はケネディ宇宙センター(KSC)とバンデンバーグ空軍基地(VAFB)とにある。現在はKSCから東に向けて打上げが行われているが、KSCに比べ発射角および軌道傾斜角の大きいVAFBからのミッションの増加に伴って109%出力が重要になってくる。エンジン出力レベルを可変にした理由には、ミッション要求によるものと緊急避難によるものがある。ミッション要求によるエンジン出力レベルの制御すなわちスロットリングは、図2のエンジン出力パターン例で示されるように起動およびリフトオフ区間(①),

図2 エンジン出力パターン例<sup>24)</sup>

これに続く最大空力負荷区間(②), 定常運行区間(③)および加速度制限(3G)を越える可能性がある区間(④)が必要とされる<sup>24)</sup>。緊急避難では動力飛行中3基のSSMEのうち1基が不具合を起すかもしくは他の緊急事態が発生した場合, アボート・モードを実行するために出力レベルの制御が必要となる。アボート・モードには三つの基本モード 1) 射場帰還(RTLS), 2) 一周帰還(AOA), 3) 任務強行(ATO)が設定されている。これらのモードのうちどれを選択するかについては不具合あるいは緊急事態の内容や発生タイミングなどにより決められる<sup>12)</sup>。図3にリフト・オフ後経過時間と選択し得るアボート・モードの関係を示す。

SSMEのスキマティックを図4に示す。従来のエンジンと比較して特徴的な事は, 全推進剤を主燃焼器中で最適混合比で燃焼させるトッピングサイクル(二段燃焼サイクル)を採用していることである。高圧水素ターボポンプ(HPFTP)から送り出される水素の約80%は, その一部をノズル冷却に用いた後, プリバーナ用液体酸素ポンプから送り出される酸素と共にプリバーナで高圧(主燃焼器圧力の約1.8倍)低混合比(水素側0.8, 酸素側0.6)で燃焼し, ターボポンプを駆動した後, ホットガス・マニホールドを通してメイン・インジェクタに導びかれる。残る約20%の水素は主燃焼器を冷却した後, 低圧液体水素ターボポンプ(LPFTP)を駆動, さらにHPFTP

ハウジングやホットガス・マニホールドを冷却し, 同様にメイン・インジェクタに導びかれる。一方高圧液体酸素ターボポンプ(HPOTP)から送り出される酸素は, その約75%が直接主燃焼器へ供給され, 約8%が上記のプリバーナ・ポンプで更に昇圧されてプリバーナに送られる。残る約17%の液体酸素は低圧液体酸素ターボポンプ(LPOTP)を駆動した後, またHPOTPへもどる。エンジンに供給されるほとんど全ての推進剤はHPOTPシールからの許容範囲内のわずかなもれを例外として, 主燃焼器で燃焼される。

SSMEではタービン駆動後のガス(水蒸気+水素)を高圧の主燃焼器へ送り込むため, ポンプ吐出圧力は従来のロケット・エンジンと比較してはるかに高圧である。RPLにおけるポンプ吐出圧力はHPFTPで約6200psia, プリバーナポンプでは約7650psiaであり, この高圧力を実現するためにポンプ回転速度は高速となる。高速回転によるポンプ入口のキャビテーション発生を抑えるために, 水素, 酸素の両高圧ポンプ共に上流側に低圧ターボポンプを備えている。

SSMEのパワー・ヘッド部を図5に示す。プリバーナとメイン・インジェクターは構造上の中心となるホットガス・マニホールドに溶接されており, 高圧ターボ・ポンプおよび燃焼器はホットガス・マニホールドとフランジ接合されている。

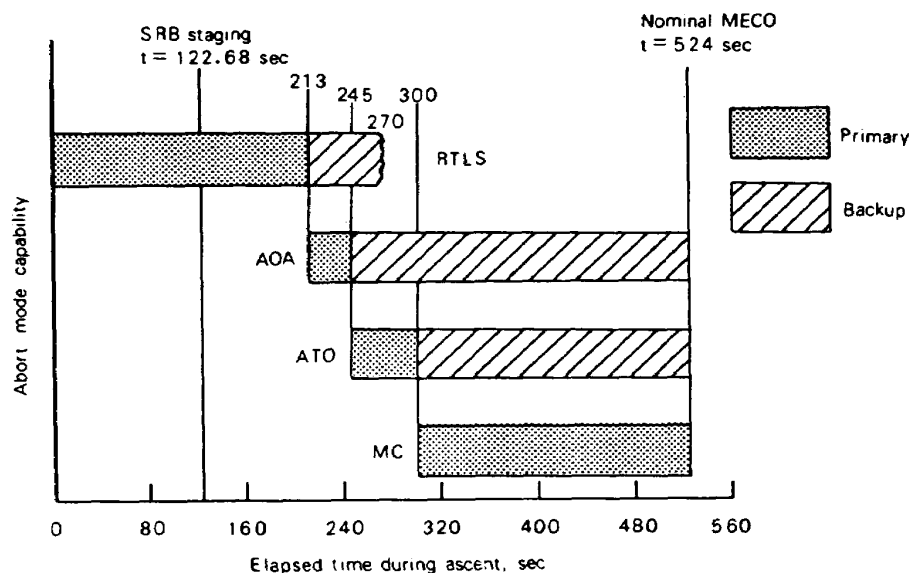


図3 リフト・オフ後経過時間とアボート・モードの関係<sup>12)</sup>



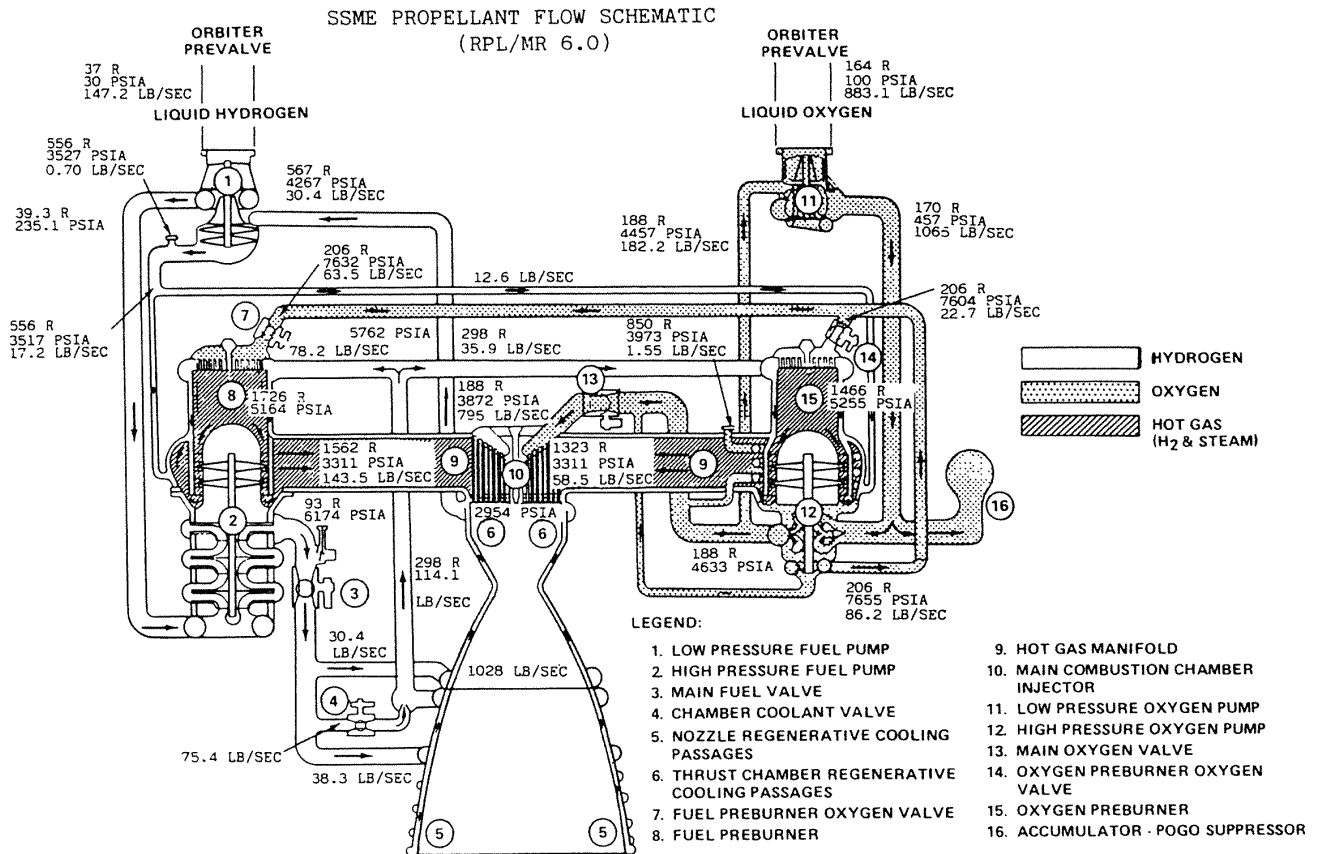


図4 SSMEのスキマティック<sup>19), 20)</sup>

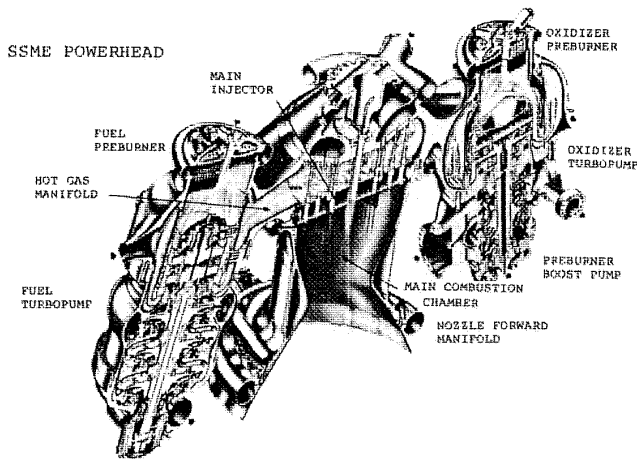


図5 SSMEパワーヘッド<sup>20)</sup>

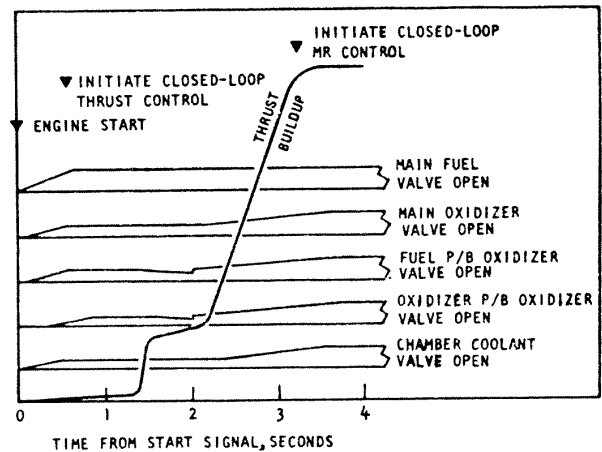


図6 エンジン起動シーケンス<sup>2)</sup>

SSMEの制御系には冗長性を持つデジタル計算機と電子回路から成るエンジン搭載型コントローラにより監視、制御を行う特色ある方式が採用されている<sup>2)</sup>。エンジン制御用バルブは5個あり、いずれも油圧駆動バルブで駆動系には冗長性およびフェイル・セーフ機能を有している。5個のバルブのうち2個の主推進剤バルブ(MFV, MOV)と2個のプリバー

ナ・バルブ(FPOV, OPOV)はボール・バルブで、前者はエンジン起動および停止に使用され、後者は起動、停止時の制御の他、定常運転時のスロットリングに使用される。残る燃焼室冷却剤バルブ(CCV)はシリンダー・バルブで、起動、停止およびスロットリング時のノズル冷却流量の制御に使用される。

エンジン起動時のシーケンスを図6に示す。タンクヘッド・スタート方式である。イグナイタ(プリ

バーナおよび主燃焼器)点火と同時にまず MFV 開となり、エンジン要素を通過する途中で気化した水素がタービン駆動を開始する。ひきつづき MOV, FPOV, OPOV の酸化剤バルブが半開となり、プリバーナ、主燃焼器の順に着火し二段燃焼サイクルがスタートする。この時点ではまだ RPL の 30% 弱の出力であり、モニターによってこの間に異常が認められていなければ酸化剤バルブは全開となり RPL まで出力は上昇する。エンジン停止時のシーケンスは基本的には起動時の逆で、エンジン出力レベルを MPL まで下げた後酸化剤バルブを閉じ、ついで MFV を閉じる。エンジンの起動および停止に要する時間は短秒時であるが、各エンジン要素に対する熱衝撃、負の差圧、不適切な混合比での運転などを避けるように精密なシーケンスの制御が必要とされる。

上記の他、SSME の主な要素としては酸素用熱交換器とアキュムレーターがある。酸素用熱交換器は液体酸素タンク加圧用ガスを得るためのもので HPOTP のタービン下流側の高温ガス配管中からせん状に取りつけられており、またアキュムレーターはポゴ振動の原因となる推進剤供給管中の脈動が生じた時それを抑制するように高圧液体酸素ポンプの上流に取りつけられている。

### 3. SSME の開発経過

SSME の開発は 1972 年マーシャル宇宙飛行センター (MSFC) とロケットダイン社との契約によりスタートした。開発期間は図 7 に示すようにおおよそ

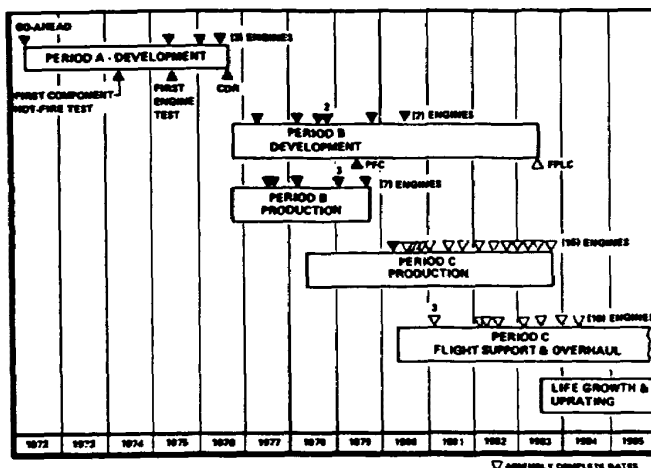


図 7 SSME の開発スケジュール<sup>20)</sup>

3 期に分けられる<sup>17)</sup>第 1 期、ピリオド A (1972~1976) ではエンジン概念の設計および開発とエンジン要素の開発試験が実施された。特に初めの約 1 年半はエンジンの起動および停止シーケンスの確立と HPFTP のローターの安定問題の解決に重点が置かれたようである<sup>25)</sup>この期は 1976 年に第 1 回目のエンジンテスト (海面レベル, RPL) と最終設計審査を実施して終了した。第 2 期、ピリオド B (1976~1982) は実質上の開発が進められた最も重要な期間であり 7 基ずつの開発型および搭載型エンジンの製造組立、RPL 作動性能の実証および FPL 認定のための開発試験が実施された。次章以降で示すように、開発の進行に伴って発生する不具合の多くはこの期に集中する。第 3 期、ピリオド C (1978~) は第 2 期と一部並行しており搭載型エンジン生産規模の拡大および再使用を含むスペースシャトル運用に対する支援を実施し、さらにエンジンの長寿命化と性能向上が計画されている。

開発試験はエンジン要素については主としてロケットダイン社・サンタ・スザンナ試験場 (SSFL) の要素専用テスト・スタンドで、またエンジン・アセンブリーについては国立宇宙技術研究所 (NSTL) の大気圧用 A-1 テスト・スタンド、簡易 HATS 試験が可能な A-2 テスト・スタンドおよび SSFL に追加設置された第 3 のエンジン単体テスト・スタンド A-3 で実施された<sup>13), 14), 20)</sup>エンジン・アセンブリー試験は 1975 年第 1 回エンジン点火試験をもって開始された。RPL での初の大気圧試験は次の年 1976 年に、また主推進系試験設備 (MPTA) による 3 基エンジン・クラスターの燃焼試験が同じく NSTL の B-2 テスト・スタンドで 1978 年より実施された。その後 1979 年エンジン認定がなされ、1981 年以降、地上シミュレーション試験 (1 回) を含む計 5 回の軌道飛行試験 (OFT) が実施された。

これまでのエンジン開発の過程で開発用および搭載用を合わせて 30 基弱のエンジン製造・組立がなされ、開発地上試験あるいは飛行試験に供された。開発の進捗と、発生した不具合の対応を明確にするためにエンジン一覧を表 2 に示す。また開発試験ステップの概要を図 8 に示した。

表2 エンジン一覧\*

エンジンNo		記 事
開 発 型 エ ン ジ ン	0001	67回の開発テスト(メインステージ, スロットリング)終了(~1977)
	0101**	HPOTP火災(1978.7)
	0201	LOX主弁シール侵食(1979.2) ノズル燃料供給管破断(1979.5)
	0002	エンジン搭載コントローラ, スライドノズル使用, 2年以上連続試験(RPL に至る起動, 301 sec RPL運転)(~1978.3) メイン・インジェクタ損傷(1978.4)
	0003	HPOTPシール不具合, 火災(1977.3)
	0103	HPFTPタービン不具合, メイン・インジェクタ損傷(1977.12)
	0004	エンジン比推力(455.4)を立証(補正計算) HPOTPベアリング不具合, 火災(1977.9)
	0204	燃料側プリバーナ・インジェクタ焼損(1981.7)
	0005	RPL 520 secを初めて実証, バッフル改良 比推力(=456.2) メイン・インジェクタ損傷(1978.6) 高圧LOX・ダクト不具合(1978.9)
	0006	MPTA試験(搭載型に改良) 燃料側プリバーナ焼損(1980)
0007	熱交換器不具合(1978.12)	
0008		
0009	燃料側プリバーナ・インジェクタ溶融(一部)(1981.1)	
0010	搭載用予備エンジン	
0110	HPOTPディフューザ静翼欠損(1981.6) メイン・インジェクタ焼損(1981.7, 9)	
搭 載 型 エ ン ジ ン	2001	初のクラスター燃焼試験(1978.4~), MPTA試験 MLV不具合火災(1978.12)
	2002	初のクラスター燃焼試験(1978.4~), MPTA試験
	2003	初のクラスター燃焼試験(1978.4~), MPTA試験
	2004	メイン・インジェクタ不具合(1980.7), ホットガス・マニホールド・クラック(1982.1)
	2005	コロンビア・No 3 エンジン
	2006	コロンビア・No 2 エンジン
	2007	コロンビア・No 1 エンジン
	2008	2108, メイン・インジェクタ不具合(1981.7)
	2009	
	2010	点火器用燃料配管漏れ(1983.3)
	2011	主燃焼器・冷却剤マニホールド水素漏れ(1983.1), チャレンジャー搭載中止
	2012	チャレンジャー・No 3 エンジン, 点火器用燃料配管漏れ(1983.3)
	2013	HPFTPタービン・エンドナット破損, エンジン損傷(1982.4)
	2014	点火器用燃料配管漏れ(1983.3)
	2015	チャレンジャー・No 2 エンジン, 点火器用燃料配管漏れ(1983.3)
	2016	熱交換器漏れ(1983.2), チャレンジャー搭載中止
	2017	チャレンジャー・No 1 エンジン

注\* 記事は, エンジンNoとの対応が明らかなものにかぎり示した。

注\*\* エンジン改修によりNoを変更している。

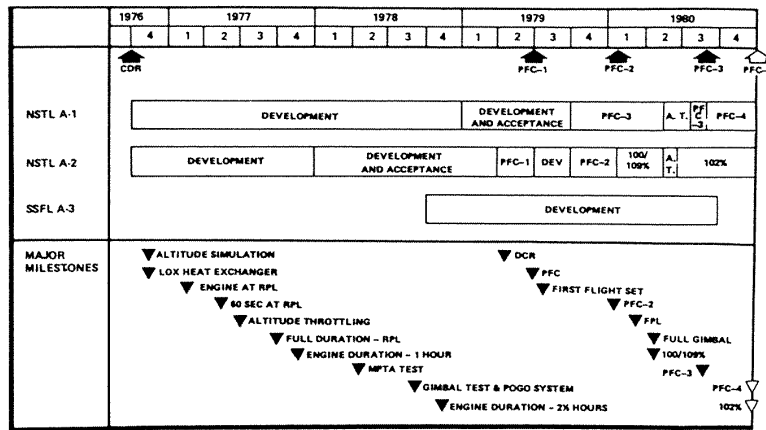


図 8 SSME 開発試験<sup>20)</sup>

#### 4. 不具合の実際と考察

SSMEの開発途上に発生した不具合の例を収集して、その内容や原因および対策の抄録を作成したものを付録に添付した。本章では、それらのうちから、重大な事故につながる不具合、要求仕様の実現に際して重大な障壁となる不具合およびハードウェアの機能あるいはミッションの遂行などに重要な影響を及ぼす不具合などの様に、開発上特に問題となり、しかも根本的な解決が要求される不具合を取り上げるという観点から、主要と考えられるいくつかの事例を選んで、これらについて詳述することとした。

記述に当っては、SSMEを主燃焼器、プリバーナ、ターボポンプ、熱交換器、配管、弁などの主要なコンポーネントに分類し、これに試験設備を付け加えた。これらのコンポーネントの中でも特に重要な主燃焼器とプリバーナについては、燃焼器としてまとめて4.1に、また同様にターボポンプについては4.2に述べる。これら以外のコンポーネントについては4.3にまとめて述べることにする。更に、運用期に入ってから搭載エンジンに見つかった不具合について4.4に述べる。

##### 4.1 燃焼器系

SSMEでは、推力を生み出す主燃焼器と、ターボポンプ駆動ガスを発生するプリバーナの2種類の燃焼器が使用される。本節においては、これらの燃焼器の開発過程において遭遇した不具合事例からいくつか取り上げて記述を行うが、これに先立って、最初に燃焼器の概要について述べる。

##### 4.1.1 燃焼器の概要

###### 主燃焼器

SSMEの主燃焼器は、主にメイン・インジェクタと燃焼室から構成されており、燃焼室の後部には高膨張ノズルが取り付けられる<sup>3), 17), 18), 33)</sup>。主燃焼器では、HPFTPおよびHPOTPを駆動した水素リッチのホットガスが、それぞれ3本および2本のホットガス・マニホールドを介してメイン・インジェクタに流入し、このホットガスはHPOTPから供給される液体酸素と共に、定格時には燃焼圧約3000 psia、混合比6.0で燃焼して推力を発生する。

メイン・インジェクタは、図9に示す様に、13列の同心円上に600個の同軸型噴射要素が配列されたもので、軽量化のために図5に示す様に、パワーヘ

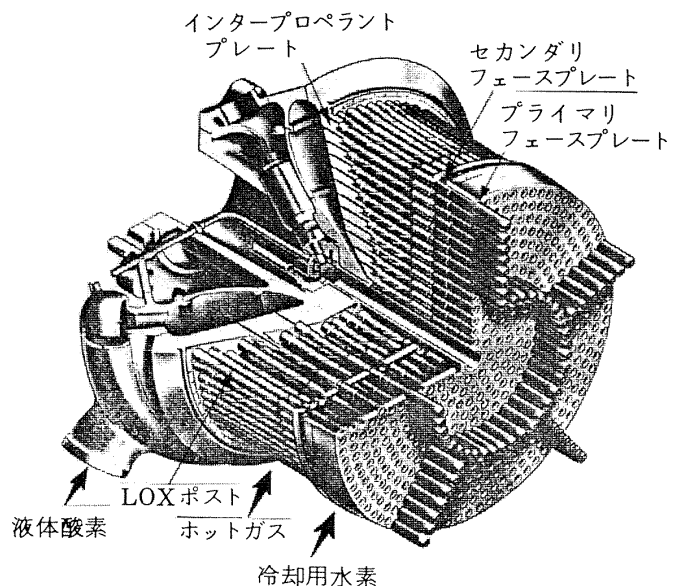


図 9 メイン・インジェクタの構造<sup>23)</sup>

ッドに電子ビーム溶接されている。600個の噴射要素のうち、75個は水素ガスで冷却されるフェースプレート(347 CRES レジメッシュ材)から突出して、燃焼安定性を得るためのバッフルを形成しており、燃料側環状通路には、ホットガス・マニホールドの冷却に使った水素ガスが供給される。

噴射要素は、図10に示す様に同軸流型の構造で、主要構成部品は、液体酸素の流れる中空のLOXポストとそれを囲んでホットガスあるいは水素ガスを流すためのスリーブ(Haynes 188製)である。スリーブはプライマリ・フェースプレートとセカンダリ・フェースプレート間にリテーナ(Haynes 188製)とナットにより固定されている。LOXポストはインタープロペラント・プレート(Inconel 718製)に摩擦溶接されており、LOXは調量オリフィスを通して流入する(図11)。LOXポストの先端がプライマリ・フェースプレートに対してくぼんでいるのは、液体酸素とホットガスをできるだけ大きな速度比で接触させて、液体酸素の霧化や混合を促進し、良好な燃焼条件を得るためである。

LOXポストの下部はセカンダリ・フェースプレートの所で横方向の動きが拘束されており、それより下流の部分はスリーブに付いた3つのガイド・ベーンで一応の支持はなされるが、本質は片持支持である。従って、ポストが振動すると片持支持の根元に当りリテーナとのネジ結合部付近が疲労による損傷を最も受け易いといえる。また最外周の列上にあるLOXポストには、ホットガス・マニホールドから流入するホットガスが常に衝突するため、これらには特に厳しい荷重条件が課せられている。

LOXポストには静荷重と動荷重の両者が加えられる。静荷重として作用するものは、インタープロペラント・プレートのたわみによる曲げモーメント、温度差に基く熱応力、ホットガス流れによる抗力およびフェースプレート間の圧力差による荷重などである。動荷重の原因として作用するものは、パワーヘッド全体の機械振動、ホットガス流れによる渦放出およびホットガスの圧力変動や乱れなどである。これらの荷重全体を前もって厳密に評価するのは困難であったので、当初は動荷重の減少に注意が払われ、振動の一つの原因となる渦放出を抑制するため

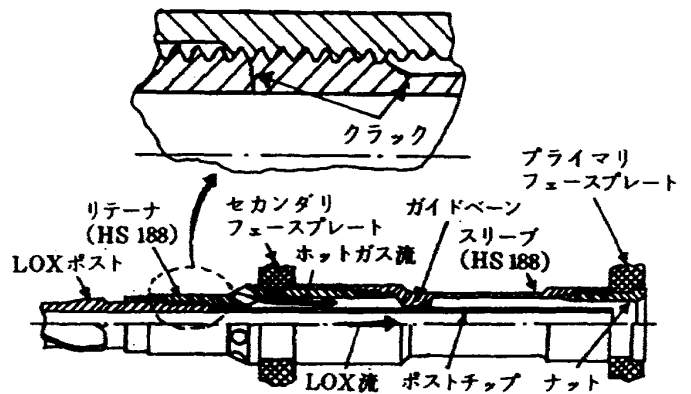


図10 メイン・インジェクタ噴射要素の構造<sup>27)</sup>

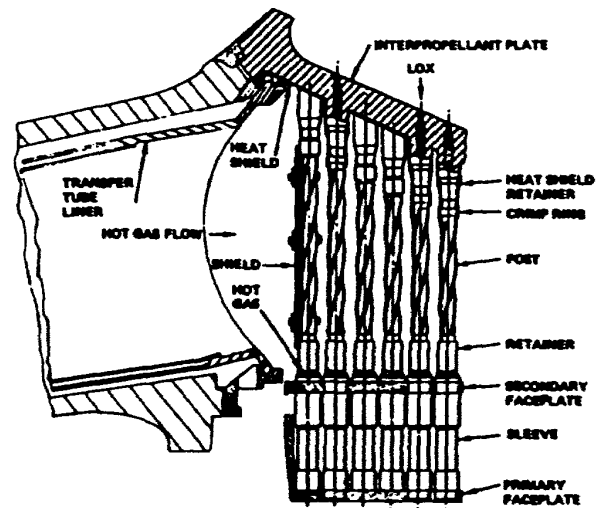


図11 メイン・インジェクタのLOXポスト<sup>33)</sup>

に、図11の様にLOXポストにらせん状の加工がなされた。

燃焼室においては、推進剤は混合比6.0、燃焼圧約3000 psiaという条件の下で約6500Rで燃焼して、開口比にして5:1まで膨張する。燃焼室の下流側にはチューブ構造の高膨張ノズルが接続され、燃焼ガスは最終的に開口比にして77.5:1まで膨張する。燃焼室は図12に示す様に、水素で再生冷却される内側のライナと構造材としての外側のジャケットから主に構成される。ライナ冷却用には水素流量の約20%が使われる。水素は約7000 psia、100Rでライナ下部から流入し、約5500 psia、600Rで噴射器側から流出した後は、LPFTPを駆動し、最後にはメイン・インジェクタで燃焼に使われる。

燃焼室のライナにはNARloy-Zという合金が使われ、冷却通路として390本の溝(幅0.04インチ、深さ約0.1インチ)が切られている。ライナ外周部

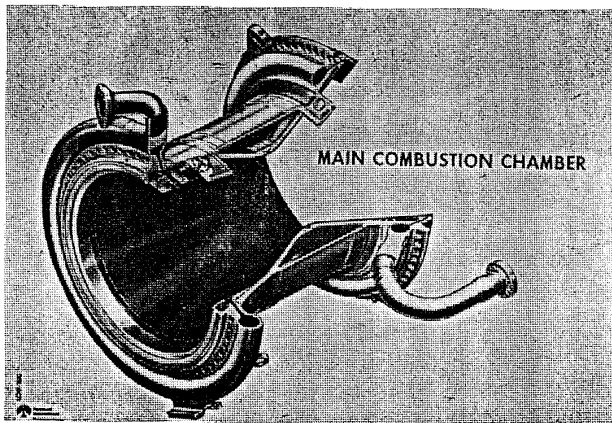


図 12 主燃焼室の構造<sup>8)</sup>

は溝をふさぐために厚さ0.05インチの銅／ニッケルが電鍍されて、7000 psiaの内圧に耐える様に設計されている。銅の層をおく目的は、ニッケルの水素ぜい性を防ぐことにある。外側のジャケットは、燃焼圧やノズル推力、ジンバリングなどによる外力を受けるもので、Inconel 718が使われる。ライナはその両端でジャケットに接合されている。

ライナの壁温を下げて熱歪を減らし寿命を延ばすには、熱伝導性が良好で強度の高い材料が必要である。NARloy-Zはこの目的でライナ材としてロケットダイン社で開発されたジルコニア-銀-銅の合金で、既存の銅合金に比べて強度が高いという特性を持つ。またライナのスロート部では約100Btu/in<sup>2</sup>-secという高热流束になるが、この様なライナの冷却において熱伝導性が良い材料を使い溝構造を採用すると、二次元熱伝導によるフィン効果が利用できて非常に有効である。

#### プリバーナ

SSMEのプリバーナは、HPFTPおよびHPOTPの駆動用に2組使用される<sup>20), 33)</sup>それぞれの燃焼条件は、HPFTP用が燃焼圧5200 psia、混合比0.8、温度1700R、HPOTP用が燃焼圧5300 psia、混合比0.6、温度1500Rである。プリバーナは主にインジェクタと胴体から構成されており、胴体はターボポンプに直結されている。燃焼用の水素は燃焼室冷却用に分岐した残りの分で、一部をノズル冷却に使用したものを、また燃焼用の酸素は高圧酸素ポンプ下流で分岐してプリバーナ・ポンプで所定圧力に加圧したものを、両プリバーナに供給する。インジェ

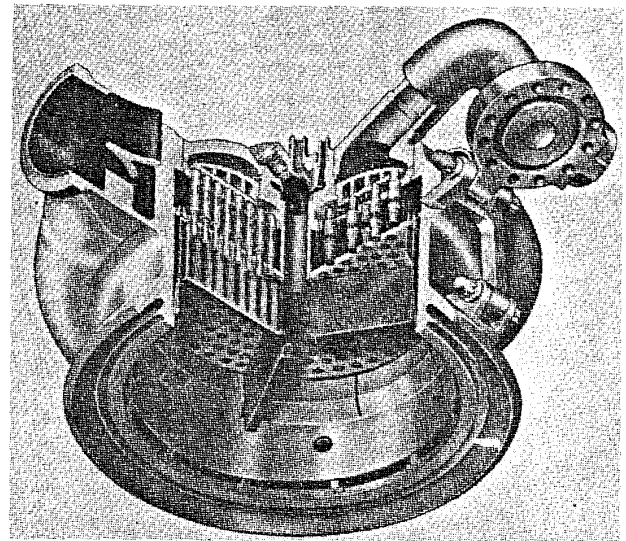


図 13 プリバーナ・インジェクタの構造<sup>20)</sup>

クタに供給される水素と酸素の温度は、それぞれ298 Rおよび206 Rである。

インジェクタには、図13に示す様に同軸流型噴射要素が使われており、また燃焼安定性を確保するために、水素で冷却するバッフル板が設けられている。噴射要素は燃料側プリバーナでは8列、酸素側プリバーナでは5列の同心円上に配列されており、インタープロペラント・プレートとフェースプレートに固定されている。各噴射要素は、調量オリフィスを設けたLOXポストと周囲に多数のオリフィスを設けた燃料用スリーブとから構成される。液体酸素は調量オリフィスを通してポストに流入し、ガス水素はスリーブ周囲のオリフィスからポストとスリーブの間の環状通路に流入する。燃料と酸素との大きな速度比が霧化と混合を促進し、良好な燃焼に寄与する。LOXポストはメイン・インジェクタと同様に、スリーブの先端からくぼんでいる。

胴体はダクトを介さずに直接にターボポンプに接続されており、その内側は冷却ライナ(厚さ約0.05インチ)で保護されている。ライナ背後はガス水素で冷却されており、ガス水素は冷却後に下流側の調量リングを経てタービン駆動ガスに合流する。

#### 4.1.2 不具合事例

##### 主燃焼器

主燃焼器の開発過程において、終始不具合を生じてしかもそれが深刻な問題であったのは、メイン・インジェクタの噴射要素を形成するLOXポストの高

サイクル疲労によるクラック発生とそれに伴う焼損であったといえる。再生冷却燃焼室に関しては、調査した資料の範囲内では不具合の報告は見当らなかった。ノズルについては、主としてろう付に関連する不具合が報告されている。

#### メイン・インジェクタ（関連事例シートNo.1～4）

SSME開発プログラムの第2期（ピリオドB）に入って、開発用エンジンのRPLの試験がNSTLにおいて行われ、試験の回数と時間が累積されている間に、メイン・インジェクタのLOXポストに関連する不具合事例が2件発生した。<sup>14), 20), 23), 27)</sup>

最初の事例は1978年4月に、エンジン0002の試験中に起こったもので、それまでに合計122回、6126秒の試験を積重ねていた。不具合による被害は、メイン・インジェクタのプライマリおよびセカンダリの両フェースプレートの焼損、噴射要素のLOXポストとリテーナの焼損そしてノズル・チューブの破損に及んだ。詳細な調査の結果、HPFTP側からの3本並んだホットガス流入ダクトの内の外側の2本のダクトに面した最外周のLOXポストがいっせいに約 $\frac{1}{4}$ インチ曲げられたこと、これらのポストの1本にはリテーナとの固定用ネジの下部にクラック（図10で右側に示すもの）が発生したこと、インタープロペラント・プレートにもクラックが発生したことなどが見出された。焼損はクラックから漏れた推進剤の燃焼によるものである。

この不具合の解析の結果、次の結論が出された。すなわち、LOXポストに生じたクラックが機械的振動、ポストからの渦放出および局所的な圧力変動に関連した高サイクル疲労によるものであること、ポストの変形は高温高速のホットガスの衝突によるものであること、インタープロペラント・プレートのクラックが低サイクル熱疲労によるものであることなどである。

2番目の事例は、エンジン0005を10回、927秒にわたり試験した時点で、1978年6月に発生した。この場合は、やはり最外周のLOXポストのネジ部にクラック（図10で左側に示すもの）が発生してその下流側が焼損したが、このクラックも前回と同様の高サイクル疲労によるものであった。この事例では、この他にフェースプレートとインタープロペラント

・プレートの一部にもクラックが見られた。

これら2件の不具合に共通して見られた現象は、最外周のLOXポストに生じた高サイクル疲労によるクラックの発生である。これらの不具合は出力レベルと関連しており、エンジン0002の場合は定格の90%以上での累積運転時間が1073秒、エンジン0005では927秒で不具合が起こっており、RPLに換算すると780秒の寿命に等価であった。

不具合を更に詳しく解析して対策を立てるために、構造や流れに関するシミュレーション・モデルを使った研究や流動試験が行われた。その結果、HPFTPのタービンからのホットガスをメイン・インジェクタ・マニホールドに分配するための3本並んだダクトのうち、中央のダクトには全流量の20%しか流れず、その両側の2本のダクトには残りの80%が流れ込んでいることがわかった。このために、外側ダクトからの流入部に面したLOXポストに、より高温で大荷重という条件が課されて、曲げ変形や激しい振動を起こしたものである。

不具合の根本的な解決法としては、ホットガス・ダクトの流量配分の均一化およびLOXポストの材質を高温クリープ強度の優れたものに変更するなどの措置が挙げられる。しかし、前者は根本的な設計変更を必要とし、厳しい開発スケジュールの下では非現実的であった。またLOXポスト材質は、最初のメイン・インジェクタ（ユニット0001）では高温クリープ強度の良好なCo基の合金Haynes 188が使われていたが、溶接性に問題があって316Lに変更になった経緯がある。そこで結局、ホットガス・ダクトの流量不均一に対しては、図14に示す様に最外周の

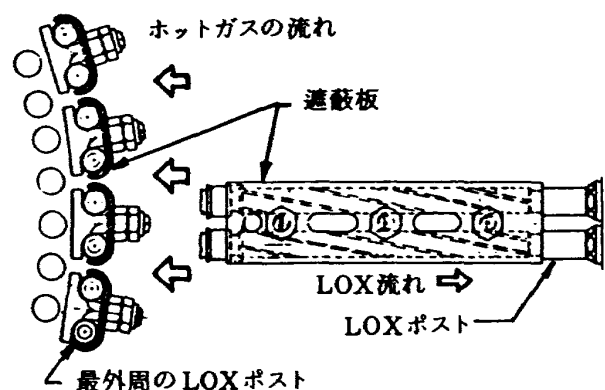


図14 遮蔽板 (Flow Shield)<sup>20)</sup>

LOXポストに遮蔽板 (Flow shield) を取付けて対処することになった。これによって、ポストの強化、荷重分布の一樣化、振動の減衰、渦放出の減少、流量分布の改善そしてポストの温度条件の緩和などの作用が意図された。更に、これだけでは遮蔽効果の不十分な12列目のポスト2本をふさぐことによって、メイン・インジェクタの寿命予測値はRPLで14,500秒に改善された。その後のエンジン試験からは、これに加えて9本のポストをふさぐと寿命が20,000秒に伸びることが示された。またポスト自身を強化して寿命を伸ばすという観点から、図15に示す様に、外周の2列については316LのポストにHaynes 188のチップをろう付することにした。このため、疲労強度上最も厳しいポストのネジ部の条件が改善されて、寿命予測値はRPLで28,000秒になった。

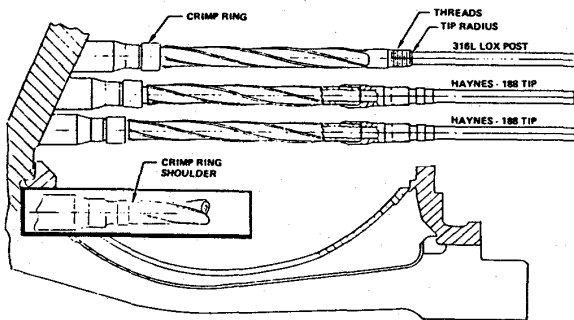


図15 外周部のLOXポスト<sup>20)</sup>

SSME開発プログラムの第2期(ピリオドB)の後半に入って、RPL試験に続いてFPL試験が行われる段階になると、再びメイン・インジェクタのLOXポストに不具合が発生してその対策がせまられた。

1980年に、エンジン2004は44回、12,909秒におよぶPFC試験とFPLアボート・モード試験を終えて、点検の後に102% RPL試験に入った。1291秒におよび3回の試験を行った後、1980年7月23日の4回目の試験の際に、メイン・インジェクタに不具合が生じて焼損を起こし、エンジンは停止した<sup>20), 27)</sup>。調査によれば原因は、LOXポスト・チップの疲労によるクラックのために、ホットガスがLOXポストに漏れたことによると推定された。データを解析したところ、この不具合に至るまでの疲労寿命は殆ど予測値に近いことが判明し、この他にも疲労を起こし

ている何本かのポストが見つかった。これらのことから、FPLにおいても再びLOXポストの寿命対策が重要な課題になった。

その後、1981年7月のエンジン2108のFPL試験中に、メイン・インジェクタの噴射要素とフェースプレートに焼損が起こった<sup>33)</sup>。調査の結果、3本並んでインジェクタに導入されている燃料側ホットガス・ダクトのうち、外側のダクト下流にある最外周列上のLOXポストの根元溶接部に高サイクル疲労によるクラックが発見された。またポストの溶接部には塑性変形が見られ、ポストに曲げが加わったことを示していた。この不具合調査の一部として、エンジン0110のLOXポストに歪ゲージを貼り付けてFPL運転を含めて試験を行ったところ、やはり外側ダクト下流の最外周列上の5本のポストに曲げ変形が生じた。歪ゲージのデータからは過大な歪振動は見出されず、ポストの曲げ変形自体は高速定常流に起因すると結論された。その後さらに試験を続けたところ、1981年9月に、最外周列上のポストの損傷によりエンジンは停止した。調査の結果、エンジン2108におけるものと同様の不具合が、同様の場所に発生したことがわかった。これらの両エンジンとも、不具合は約2800秒のFPL運転の後に発生していた。また解析の結果から、遮蔽板のついたLOXポストの振動はホットガス流れの圧力変動によるものが大部分を占めること、3本の燃料側ホットガス・ダクトの流量不均一は依然として改善されていないこと(図16)および流れの剥離による非定常な変動の存在などが明らかになった。

燃料側の3本のホットガス・ダクト間の流量不均一が一つの重大な原因であることは以前と同様であるが、その再設計を行うというのは緊急の解決方法とはなり得ない。従って、次に残った方法は、再びLOXポストの適合性を向上させることである。すでに1980年の不具合の前後には、LOXポストの寿命向上のために、それまで外周2列については316LポストにHaynes 188チップがろう付されていたものを3列にする試みがなされていた。これによってRPLでの寿命予測値は45,000秒に増したが、FPLでは要求値の27,000秒には及ばなかった。そこで結局は、メイン・インジェクタの全LOXポストを高温クリー



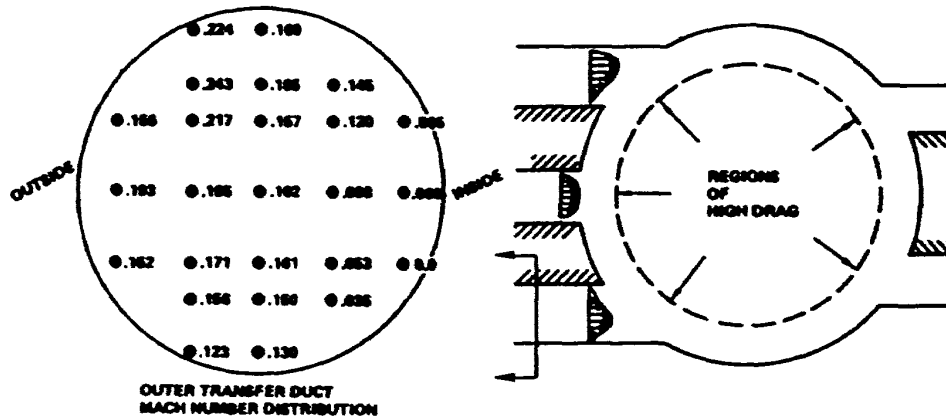


図 16 ホット・ガス・ダクト内のマッハ数分布<sup>33)</sup>

強度の高い Haynes 188 を使った一体型に切替えることになった。以前には、Haynes 188 は溶接性に問題があったために 316 L が使われるようになった経緯があるが、その後の溶接技術の改良によって、この問題は解決されていた。この設計変更によって、ポストの寿命予測値は、FPL においても 27,000 秒を越える様になった。

#### ノズル (関連事例シート No.5~7)

ノズルは再生冷却されるチューブ構造であり、その不具合の殆どはチューブからの冷却用水素の漏れに関連したものである。漏れの程度の軽い場合には、試験後の検査時に発見されて補修が行われるが、検査時に見過されてそのまま放置されると、火災や性能低下そして冷却流量の不足などを招く恐れがある。この種の不具合は、補修作業に起因する熱歪やろう付部の気密性不足、ろう付作業の際の接合力不足による接合部からの漏れが原因となっており、同種の事例は 30 回にも及んでいる。<sup>26)</sup>従って、この様な不具合の補修作業と検査体制には十分な注意深さが要求されるであろう。

ノズルチューブにかかる荷重が大きい場合には、ノズルチューブに破断が生じて冷却用水素の漏れ量が多くなる。ノズルを冷却した水素は、下流側のプリバーナの燃料として使用される。従って、ノズルにおける水素の漏れが大きいと、プリバーナ混合比が高くなるためにタービンガス温度が上昇することになる。そのために、タービン排気温度が限界設定値を越えて試験が中断した事例は数件に及ぶ。<sup>26)</sup>この様な不具合の原因となっているのは、補修に伴う材料自身の脆性化、起動および停止のトランジェント

における圧力サージ、異物による冷却チューブの閉塞、ろう付むらなどに起因するチューブの破断や過熱であり、これらに留意した対策が必要である。

前記の範ちゅうに属する不具合として MPTA 試験の際に、HPFTP のタービン排気温度の異常上昇により試験が中断した例がある。<sup>24)</sup>この事例では、ノズルの後部マニホールド付近でチューブ 22 本分の幅にわたり破断が生じたもので、ノズル冷却用水素が漏れたために、燃料側プリバーナの混合比が高くなり、タービンガスの温度を上昇させたものである。ノズルの使用時間累積は、19 回の試験を経て 4765 秒であった。

この不具合に関する解析の末に、次の様な結論が得られた。すなわち、チューブと後部マニホールドはろう付されていたが、中には接合の不良なチューブも存在し、特に一部にはそれらの集中している部位もあった。この様な場所では、その近傍にある接合の完全なチューブが当然大きな荷重を受持つことになり、そのためにこの様なチューブの 1 本のろう付部に疲労クラックが発生して破断した。次にはここから漏れた水素が、後部マニホールドとろう付の不完全なチューブ群に囲まれたすき間の圧力を上昇させ、チューブ群により形成されるノズル壁を破断させたものである。その際の圧力は、部分的には理論上 2,900 psia の最高圧に達した可能性があった。

この不具合の後、他のノズルについても、ろう付の不完全なチューブの検査と必要な箇所の補修が行われた。また、ノズル製作工程での基準が変更されて、チューブと後部マニホールド間のろう付不良の発生件数を減少させることができた。

### プリバーナ

SSMEではターボポンプとプリバーナが一体化されているため、HPOTPとHPFTPの駆動用にそれぞれプリバーナが用意されている。調査した範囲では、その内のHPFTP駆動用のいわゆる燃料側プリバーナに関する不具合のみが報告されていた。

#### インジェクタ（関連事例シートNo 8, 9）

SSME開発プログラムの第2期（ピリオドB）の後半におけるFPL試験の過程で、1981年1月のエンジン0009の試験後に、燃料側プリバーナのインジェクタ・フェースと噴射要素に溶融箇所が発見された<sup>33)</sup>。ボアスコープによりLOXポストの点検が行われたが、クラックは見つからなかった。そこで、原因は噴射要素の環状燃料通路へのスラグの付着と液体酸素ドームの停止ページの遅れによる負の差圧とこれに伴うホットガスの逆流であり、損傷は停止時に生じたものとの結論が出された。問題解決のためには、停止時に負の差圧が発生しない様にシーケンス変更の措置がとられた。

その後、同年7月のエンジン0204の試験において、1月におけるものと同様の不具合が燃料側プリバーナに再び発生した<sup>33)</sup>。中でも1本のLOXポストは後方までひどく燃えており、点検の結果、ポストを片支持する根元の部分に2ヶ所のクラックが見つかった。調査の結果、クラックは燃料スリーブにあげられた燃料流入オリフィスのオフセット（図17）に起因する流れの不安定性から生じた高サイクル疲労によるものとの結論が出た。そこで改めて、1月に不具合を起こしたエンジン0009の燃料側プリバーナ・インジェクタを再点検したところ、焼損したポストの同様の位置にクラックが発見された。また噴射要素の燃料流入オリフィスにも同様のオフセットがあり、結局、1月と7月に発生した燃料側プリバーナのLOXポストの不具合は同じ種類のものであったとの結論が出された。

対策としてとられた措置は次の様なものであった。すなわち、動的な外力に対してLOXポストの動きを抑制するため、図18に示す様に、3本の304 CRES製の中空ピンを特殊工具を使って、環状燃料通路に圧縮ばめする様に設計変更した。更に、燃料スリーブの燃料流入オリフィスのアライメントの検査を厳

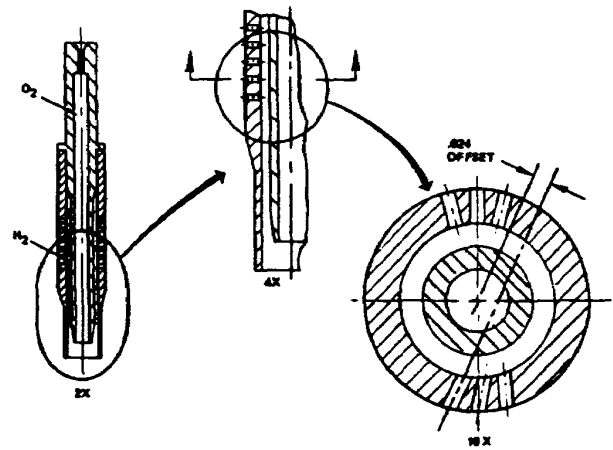


図17 プリバーナ・インジェクタ噴射要素の燃料流入オリフィスのオフセット<sup>33)</sup>

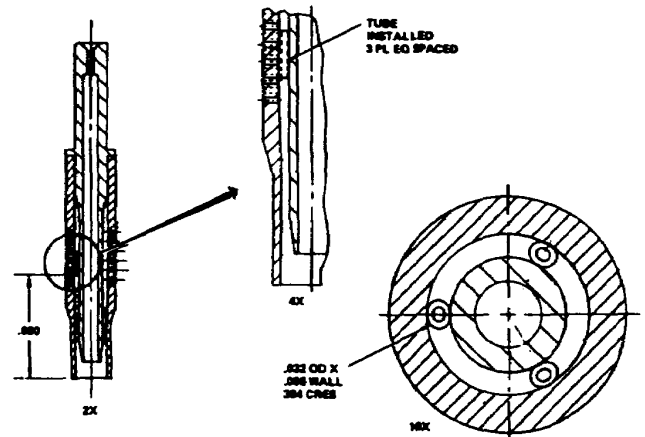


図18 中空ピンの挿入によるプリバーナ・インジェクタ噴射要素のLOXポスト支持<sup>33)</sup>

重にしたため、片寄った流れから生ずる荷重も減少した。この他にも、以後のFPL試験で必要と認められれば採用すべき設計上の改善点として、ポストの短縮化や一体化支持具なども考えられた。

#### 胴体（関連事例シートNo 10）

1980年7月のMPTA試験において、エンジン区画内の異常温度上昇が検知されて試験は中断した<sup>20)</sup>。点検の結果、この温度の異常は燃料側プリバーナ胴体の一部が溶けて穴があき、そこから水素リッチのホットガスが吹き出したためであることがわかった。更に詳細な調査を行った結果、この不具合に結びついた条件として、次の2つの事柄が明らかになった。すなわち、その第一はプリバーナ・インジェクタの外周列上の噴射要素の同軸度不良であって、これは

フェースプレートのゆがみによって一層助長されていた。その第二は不具合を起こした試験の直前に取り付けられたノズルのチューブの中に、ろう材の粒が発見されたことである。プリバーナの中からろう材の粒は発見されなかったが、ノズル冷却用水素はプリバーナの燃料として使われるので、このろう材は水素の流れのよって噴射要素を通過した可能性が大きい。この2つの複合条件が、まずインジェクタ・フェースと噴射要素の溶融を招いて、噴射要素の環状燃料通路にスラグが付着したものと推定された。このスラグと環状部の中心の片寄りのために、プリバーナの外周部の混合比が高くなって酸素リッチとなった結果、この燃焼ガスはプリバーナ胴体の壁に溶断用トーチの様に作用したものである。

他のプリバーナを点検しても、この事例と同様の条件などは確認されなかったが、ライナーと胴体の焼損の潜在的可能性を減らすために、設計変更が決定された。不具合を起こしたプリバーナの噴射要素の燃料スリーブにあげられた燃料流入オリフィスは、図19に示す様な溝型であったが、異物粒子の侵入を防ぐために、既に一部のプリバーナには採用されていた多孔型への切替が徹底された。この他にライナーの冷却を強化し安全性を増すための措置として、図20に示す様に、噴射器近傍の循環流を減らすダイバージェント・リング・ライナーの採用、ライナー背後へのホットガスの侵入を防ぐためのライナー冷却剤とホットガス間の差圧の増加、飛行中のプリバ

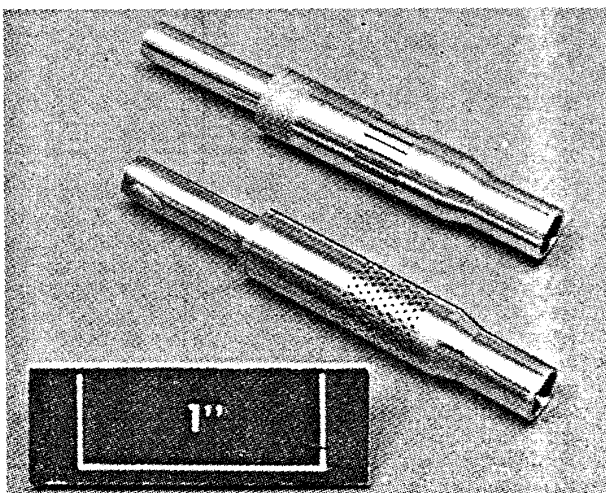


図19 プリバーナ・インジェクタ噴射要素の燃料オリフィスの改善<sup>20)</sup>

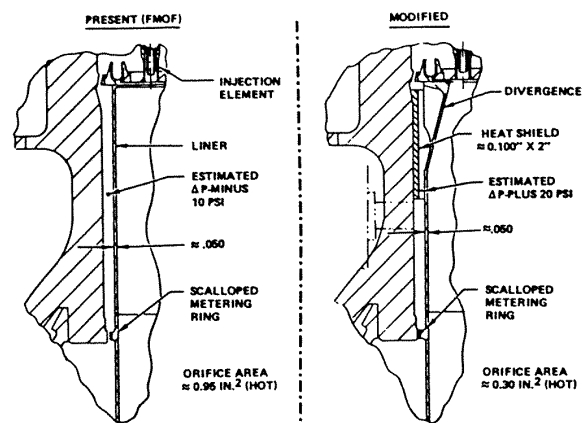


図20 プリバーナ胴体のライナー部の改善点<sup>20)</sup>

ナ胴体の焼損を避けるための熱シールドの採用などの対策が取り入れられた。

#### 4.2 ターボポンプ

SSMEのターボポンプは、推進剤をオービターの外部タンク（液体酸素タンクおよび液体水素タンク）からエンジンへ供給する役目を担っている<sup>1),5),7),34)</sup>。このポンプ機能は図4の流れ図に示されたように4つのターボポンプに分けられている。すなわち、低圧液体酸素ターボポンプ(LPOTP)と低圧液体水素ターボポンプ(LPFTP)は、外部タンクから導かれた低圧（液体酸素8 psia NPSP, 液体水素2 psia NPSP)の推進剤をそれぞれ高圧液体酸素ターボポンプ(HPOTP)と高圧液体水素ターボポンプ(HPFTP)へ要求入口圧にまで高めて送り込む。双方の低圧ターボポンプは、外部タンクからの供給管にとりつけられ、機体構造の側に固定されており、吐出側はジンバリングのために高圧ポンプ入口とフレキシブル配管で接続されている。4つのターボポンプには55回の起動で7.5時間の運転に耐える寿命と65~109% RPLの作動範囲が要求されている。本節においては、これらのターボポンプの開発過程において遭遇した不具合事例からいくつか取り上げて記述を行うが、これに先立って最初にターボポンプの概要について述べる。表3に1978年におけるターボポンプの設計主要諸元を掲げる<sup>16)</sup>。

##### 4.2.1 ターボポンプの概要

###### 低圧液体酸素ターボポンプ(LPOTP)

LPOTPは図21-aに示すように、6段の流体タービンとそれによって駆動されるインデューサーから

表 3 定格出力時のターボポンプ主要諸元<sup>16)</sup>

Thrust chamber parameters						
Nozzle stagnation pressure = 2960 psia						
Oxidizer flowrate = 888 lb/s						
Fuel flowrate = 148 lb/s						
Turbomachinery	Low pressure		High pressure			
	Oxidizer	Fuel	Main stage	Oxidizer	Boost stage	Fuel
<b>Pump</b>						
Inlet flowrate, lb/s	888	148	1070		86	148
Inlet pressure, psia	100	30	467		4633	281
Discharge pressure, psia	467	281	4290		6957	6000
Efficiency	0.70	0.66	0.68		0.76	0.76
<b>Turbine</b>						
Inlet pressure, psia	4115	4350		5000		4900
Inlet temperature, R	192	544		1550		1790
Pressure ratio	8.8	1.20		1.50		1.47
Efficiency	0.62	0.55		0.75		0.79
Speed, rpm	5100	16,000		27,500		34,700
Horsepower	1470	2800		25,000		61,000

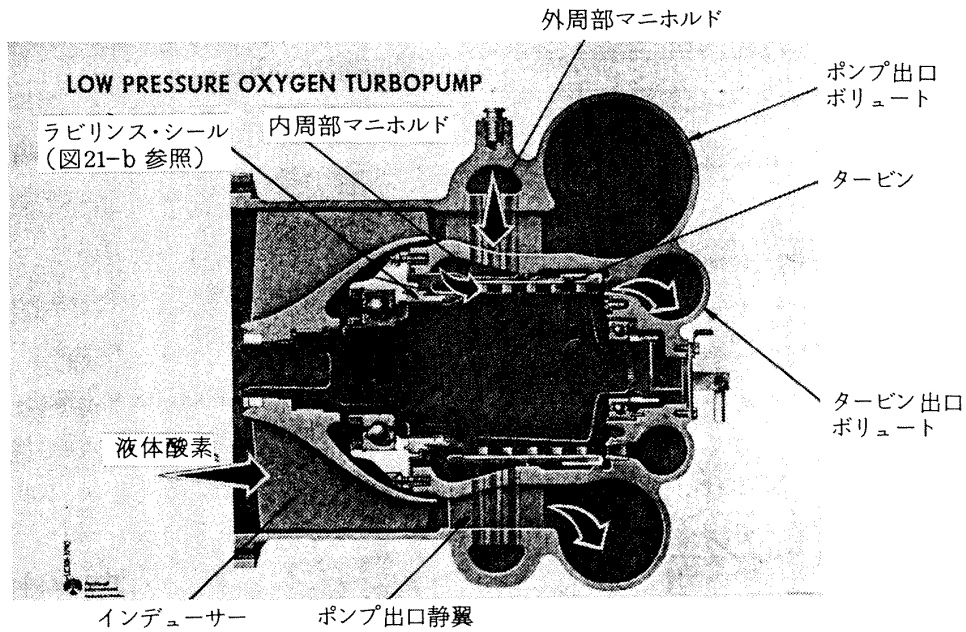


図 21-a 低圧液体酸素ターボポンプ (LPOTP)<sup>8)</sup> (開発初期)

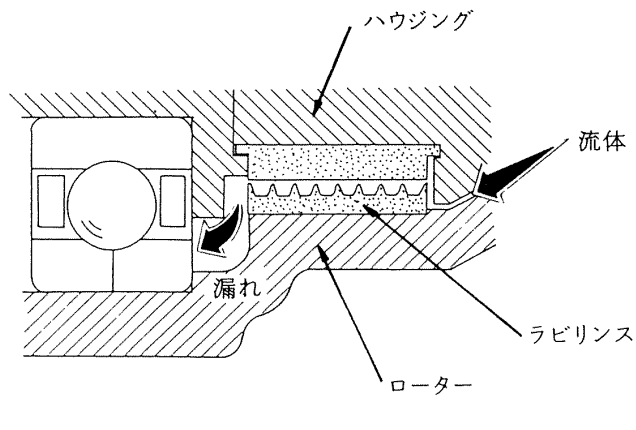


図 21-b ラビリンス・シール



液体酸素の一部をプリバーナのインジェクターで要求される圧力にまで昇圧する。メイン・ポンプには、両吸込のインペラー形式が採用されているが、この方式は軸推力を調節し易く、また片吸込の方式より約40%高いキャビテーション限界回転数を得ている。高い回転数で設計すれば、ポンプやタービンの直径を小さくすることができ、その分の重量が軽減される。インペラーは完全なシュラウド付きであり、インペラーがハウジング\*に対して相対運動を起こしても性能の変化が小さくなるように考慮されている。インペラーから吐出された液体酸素はディフューザー静翼を経て一様な吐出圧にされ、ポリュートに送り込まれる。ポリュートには2つの出口があり、一方は主燃焼器のインジェクターおよびプリバーナ・ポンプへ、他方はLPOTPのタービンへ向かう。プリバーナ・ポンプの流量はメイン・ポンプの約8%であり、燃料側および酸化剤側プリバーナに液体酸素を供給する。プリバーナ・ポンプのインペラーのラビリンス・シールは、プリバーナ・ポンプが発生する軸推力とタービンが発生する軸推力とがほぼ平衡するように設計されている。さらに、HPOTP全体の軸推力の不平衡は、メイン・ポンプのインペラーのシュラウドに設けられたバランス・ピストン・オリフィス機構\*\*によって調節される。

2段のタービンは翼高が低いためにシュラウド付にすることができ、先端クリアランスによる損失を小さくできた。タービンのパワー配分は一段目が60%で二段目が40%である。この配分によってタービンの軸推力を軽減し、タービン流量が少ない時でもより低いタービン先端周速で最大の効率を実現することができた。タービン・ディスクは軽量構造のWaspalloy製であり、強度を保持するために両面からガス水素ジェットで冷却されている。噴射された

ガス水素はタービン・ブレードの根元も冷却する。タービン・ブレードはクーロン・ダンパー\*\*\*を装備することによって振動荷重を軽減している。タービン静翼の熱負荷は、中空翼の使用、および熱膨張を制限しない溝型の静翼リングの採用によって軽減された。

ローターは二箇所支持されており、それぞれに液体酸素で冷却されるアンギュラ接触形ボール・ベアリング2組が使われている。これらには横すべりを起こさないようにプリロードがかけられており、また軸推力に追従した自由な軸方向スライドが可能のように、カートリッジに装てんされている。HPOTPは、通常の流体回転機器と同様、図23に示したように、第一および第二危険速度の間で運転される。

図24に示したシール・パッケージは液体酸素とタービン駆動ガスを分離しておくためのものである。

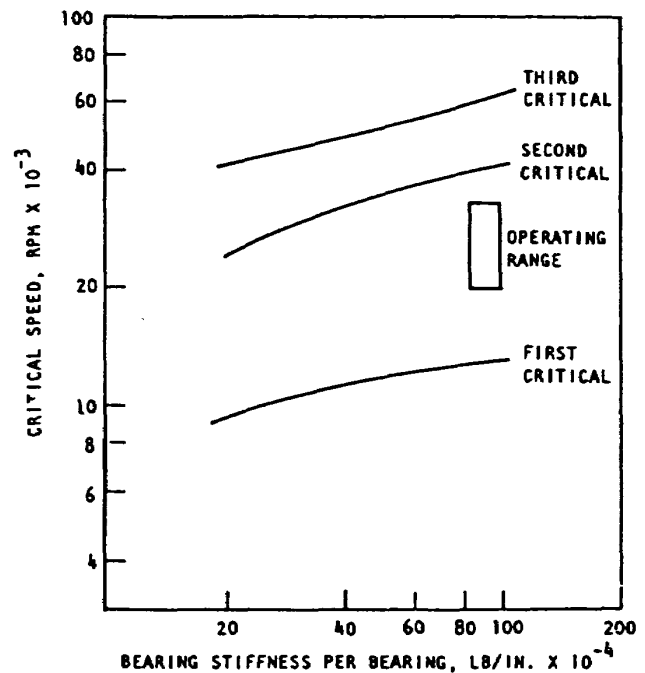


図23 HPOTP運転範囲<sup>1)</sup>

注\* ハウジングまたはケーシングという呼称があるが、ターボポンプのうち、非回転体である外殻構造部を漠然と総称する場合にはハウジング、また特定の回転部(ポンプ、タービンその他)に対応した外殻構造部を意味する場合にはケーシングと称した。

注\*\* インペラーの裏側円板とケーシング間の2箇所に絞りを設けてこの円板とケーシング間の圧力を調節する方式(図22-b参照)。SSMEのHPOTPは両吸込のインペラー形式であるため、インペラーの裏側円板でなくシュラウド部に絞りを設けている。

注\*\*\*クーロン・ダンパーはタービン・ブレードの振動をタービン・ブレードの根元のプラット・フォーム(当て板)下面とこのダンパーとの摩擦によって減衰させるための吸振材である(図55参考)。

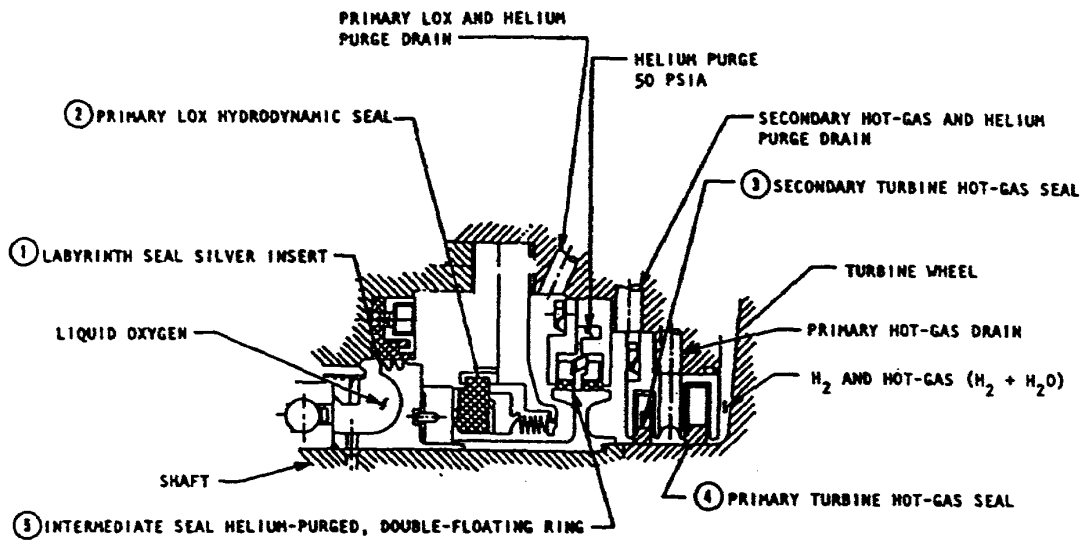


図24 HPOTPのシール・パッケージ<sup>1)</sup>(開発初期)

すべてのシールは長寿命化のために高速回転時に正のクリアランスを保つように設計されている。シール・パッケージは液体酸素第一シール、中間シール、タービン・シールから成り、中間シールではヘリウム・ガスのパージが行なわれ、液体酸素と水素リッチのタービン駆動ガスの混合を防いでいる。ヘリウム・ガスはシールから漏れた酸素またはタービン駆動ガスと共にそれぞれ独立して船外へ投棄される。

また、液体酸素中を高速回転する部材が摩擦やこすり合わせを起こした場合は、火災や爆発を起こす危険性があり、そのような箇所には火花を出しにくく、液体酸素中でも発火しにくい銀が使用されたり、二硫化モリブデンのような固体潤滑剤がコーティングされている。さらに、こすり合わせの原因となりそうな箇所には相対運動を小さくするために、締まりばめ案内が用いられ、ボルト結合部は、あらゆる運転条件下でゆるまないようなプリロードが与えられている。

#### 低圧液体水素ターボポンプ(LPFTP)

LPFTPは図25-aに示すように、2段タービンで駆動されるインデューサーから成り、外部タンクからの液体水素をHPFTPの所要入口圧に予圧する。

タービン駆動ガスは主燃焼器を冷却した後の水素で、タービンを駆動した後は、主燃焼器のインジェクタ・マニホールドに通ずる高温ガス・マニホールドに排気される。また、タービン駆動後の水素ガス流量の約2%が抽気されて液体水素タンクの加圧に用いられている。

ローターは深溝形ボール・ベアリングで支持されており、LPFTPは第一危険速度以下で運転される。回転時の軸シールには、フローティング・リング・シール\*が用いられており、漏れたガス水素はポンプ・ポリュートへ流れ込んで、液体水素と混合凝縮される。停止時のシールには、リフト・オフ形式\*\*のシールが用いられており、これはLPFTPが停止している時には閉じているが、運転時にはポンプ圧が作用して開くように設計されている。これらの非接触形シールの使用により、低い起動トルクと長寿命性が得られている。

#### 高圧液体水素ターボポンプ(HPFTP)

HPFTPは図26に示すように、2段の反動タービンで駆動される3段の遠心式ポンプであり、LPFTPで充分に予圧された液体水素を吸い込むため、インデューサーを必要としない。SSMEにおいてはHP

注\* 軸を囲むリング状のシールで軸の回転時には流体圧によって浮揚し、軸との間に微少な隙間が保たれるよう設計されている(図25-b参考)。

注\*\* 停止時にはシールがスプリングでシール面に密着されており、運転時には流体圧等により強制的にスプリングに抗してシールをシール面から浮揚させる形式のシール(図25-c参考)。

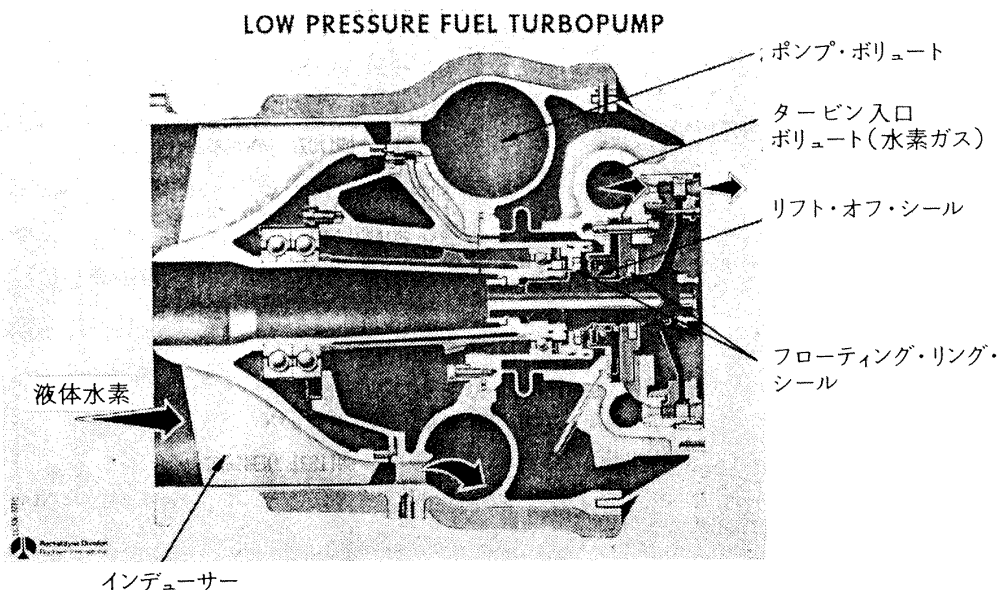


図 25-a 低圧液体水素ターボポンプ (LPFTP)<sup>8)</sup> (開発初期)

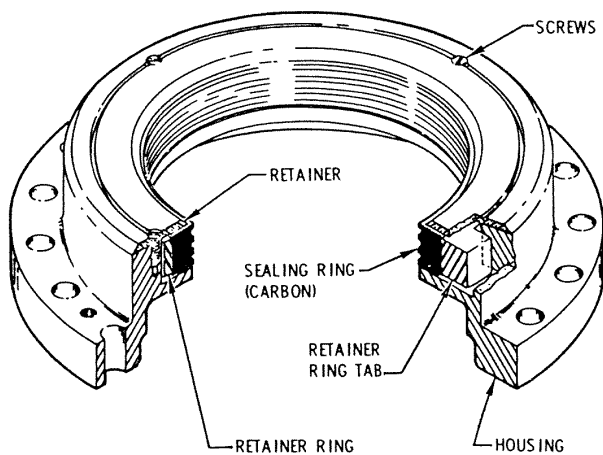


図 25-b フローティング・リング・シール

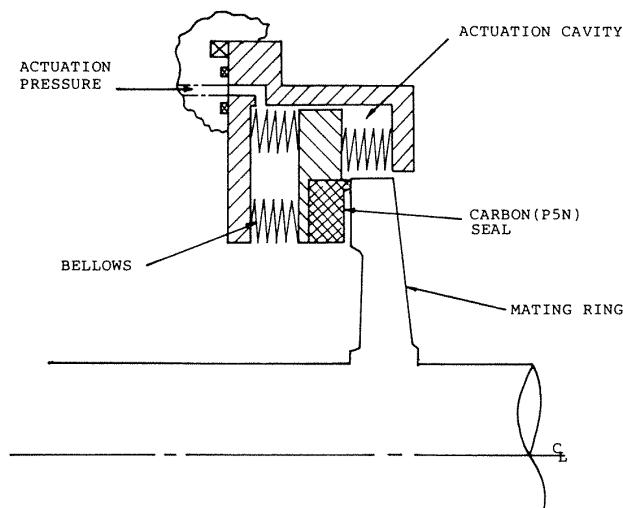


図 25-c リフト・オフ形式のシール

FTPの最高回転数は、タービンの応力強度で制限されるため、ポンプ効率に影響する比速度\*も制約される。最高回転数および危険速度を考慮しながら、比速度を上げ、できるだけ高効率を得よう、ポンプの段数は3段が選ばれた。3つのインペラーはチタン合金製であり、同じ形状の流路を持つように設計されている。また、高圧によって生ずるハウジングの変形でポンプ性能が影響されないように、インペラーは完全なシュラウド付きである。一段目、二

段目のインペラーのシール直径は、3つのインペラーが発生する軸推力とタービンが発生する軸推力とがほぼ平衡するように選定されており、三段目のインペラーのディスク上にはバランス・ピストン・オリフィス機構が設けられていて、軸推力のアンバランスを調節している。従って、ベアリングは軸方向にはプリロードを受けるだけとなりローターの高速回転を可能にしている。一段目のインペラーへの流れは入口ポリュートによって、平均半径位置で45°

注\*  $n_s = nQ^{1/2}/H^{3/4}$ ,  $n$ : 回転数 (rpm),  $H$ : 揚程 (ft),  $Q$ : 体積吐出量 (gpm) で定義される  $n_s$  を比速度という。  
 $n_s$  はあるポンプと相似なポンプを考え、単位吐出量、単位揚程を得るようになった時に必要な回転数を意味する。この種のポンプの常用範囲においては、比速度の増加とともにポンプ効率も高くなる。



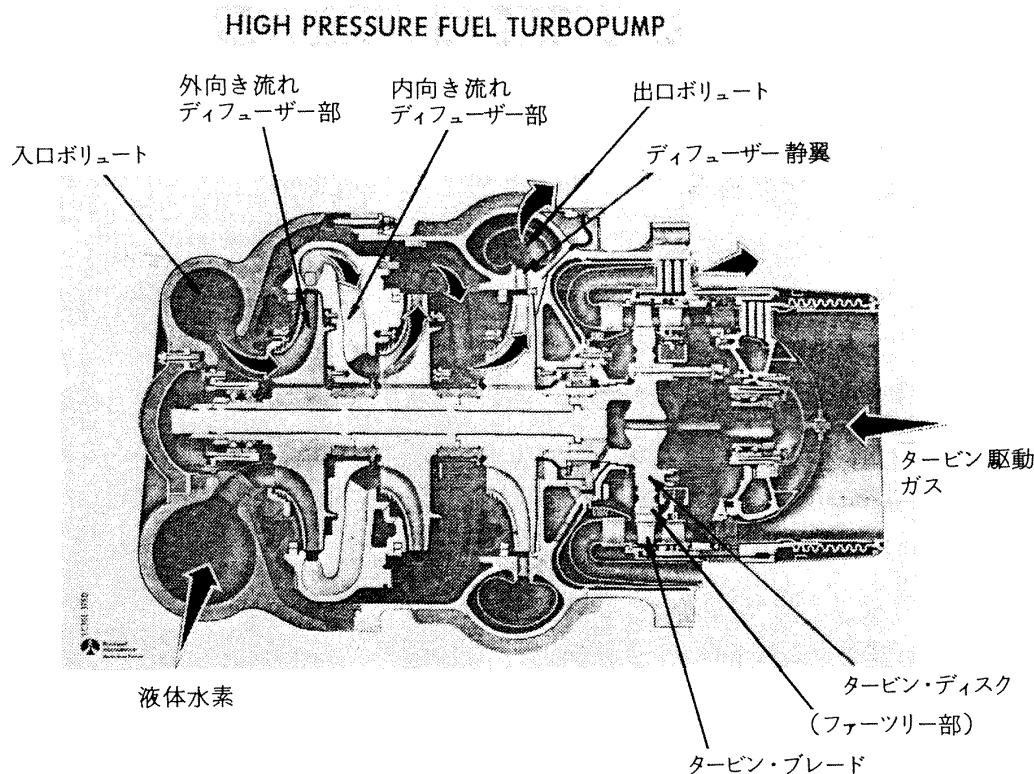


図 26 高圧液体水素ターボポンプ (HPFTP)<sup>8)</sup> (開発初期)

傾いて流入するよう、予旋回が与えられる。二段目、三段目のインペラーへの案内路も同様な設計である。これらの案内路は、外向き流れのディフューザー部、流れの向きを変える部分、および内向き流れのディフューザー部から成るアルミ铸造製である。三段目のインペラーの流れは、ポリュームトでの速度を低下させるため、ディフューザーに吐出されるが、このディフューザーには静翼が付いており、インペラーから吐出された流れの圧力はここで一様化される。三段目のディフューザーおよびポリュームトは Inconel 718 製である。

2 段の反動タービンのパワー配分は 50% ずつである。タービン・ディスク、タービン・ブレードの根元、およびハウジング部は軽量化のために、タービン側ベアリングを冷却した後の水素によって冷却されている。これはまた、エンジン停止時の熱環流によって生ずるベアリング近傍の温度上昇を許容範囲に保つ役目も果たす。タービン・ブレードはタービ

ン・ディスクにファーツリー形式<sup>\*</sup>ではめ込まれているが、空力的および機械的振動に対して柔軟性を持たせるために、タービン・ブレードの根元とファーツリー部との間に頸部[けいぶ]が設けられている。さらに、隣接するタービン・ブレード間にはクーロン・ダンパーがはめ込まれており、振動の減衰およびブレード・ロック(抜け止め)の役目を果たしている。タービン・ブレードは MAR M246 材を一方向凝固させた铸造品であり、最高タービン入口温度 1954R に対して無冷却に近い状態で作動しなければならない。

ローターはポンプおよびタービンの外側で、それぞれ液体水素によって冷却される 2 組のアンギュラ接触形ボール・ベアリングによって支持されている。ベアリングは、スプリングでプリロードが与えられており、軸推力に追従した自由な軸方向スライドが可能のように、カートリッジに装てんされている。また、これらは図 27 に示すような柔軟構造のキャリ

注\* タービン・ディスクにタービン・ブレードを固定する方法の一つである。タービン・ブレードはタービン・ディスクの周上に溝をうがち、はめ込まれるが、その形がクリスマス・ツリーに似ているので、クリスマス・ツリー形式とも言われる(図 55 参考)。

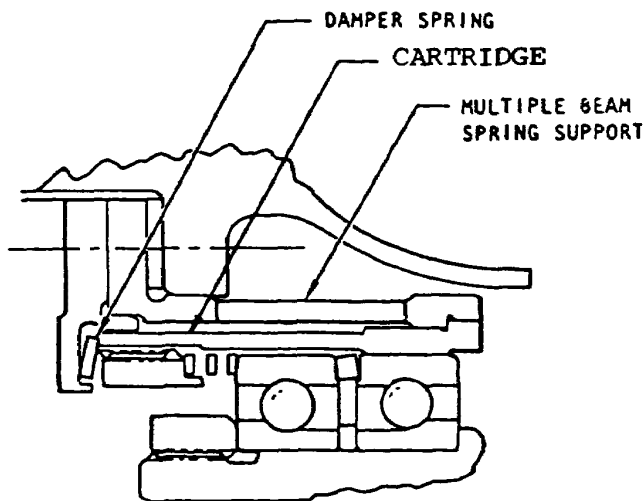


図 27 HPFTP のベアリング・キャリア<sup>1)</sup>  
(開発初期)

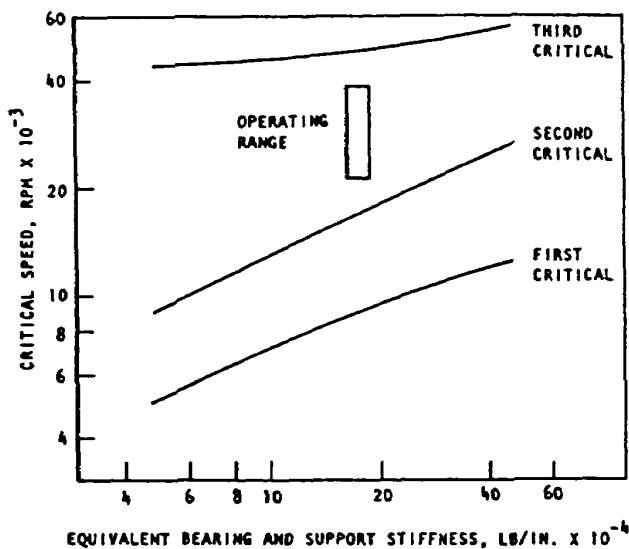


図 28 HPFTP 運転範囲<sup>1)</sup>

アに支持されている。キャリアは、ローターが図28に示したような第一および第二危険速度を通過する際の半径方向の軸変位を抑制するためのクーロン・ダンパーを装備しており、かつ柔軟構造であるためベアリングをスプリング支持することができる。こうした工夫がベアリングに作用する半径方向荷重を軽減している。

#### 4.2.2 不具合事例

本節では、SSMEの開発途上で生じたターボポンプの不具合事例を扱うが、便宜上、酸素側ターボポンプと水素側ターボポンプに分けて記述した。それぞれ、シール、ベアリング、タービン、その他のパーツ、およびターボポンプ性能の項目から成ってい

る。

#### 酸素側ターボポンプ

酸素側ターボポンプ系で発生した不具合のうち、最も深刻な問題となったのは、HPOTPのシール・パッケージから発生した火災事故であったろうと考えられる。この事故の後、シール・パッケージの当初の設計は大幅な変更を受けており、特に液体酸素第一シールはリフト・オフ形式のものから、ラビリンス構造のものに置き換えられ、中間シールのヘリウム・パージは5倍に増量されると共に、中間シールの直径も変更された。

#### シール (関連事例シート No.11~12)

1977年3月、運転時間520秒の予定でNSTLのA-1スタンドでエンジン0003の試験中、試験開始後74秒でHPOTP付近から火災が発生した。<sup>23)</sup> HPOTPの断面図を図29に示す。試験の目的は、エンジンを様々なパワーレベルで運転してみることであった。最初、HPOTPの液体酸素第一シールのキャビティ・ドレインからの出火が認められ、引き続いてHPOTP全体を包む大火災となった。事故当時の液体酸素第一シール部の構造を図30に示す。液体酸素第一シールは、ポンプ側の酸素とタービン側の高温度ガスを隔離するためにタービン側ベアリングの隣に設けられているシール・パッケージのうち、液体酸素側に位置するメカニカル・シールである。またキャビティ・ドレインは液体酸素第一シールから漏れた酸素を中間シールからのヘリウム・パージ・ガスと共に排気するためのものである。火災発生によりエンジン監視装置はエンジン停止命令を出し、試験設備の防火システムが働いて、火災は30秒以内に鎮火した。損傷は、図31に示すようにHPOTPの出入口ダクトおよびポンプ側内部がひどく、いずれも焼損していた。事故調査会によって火災の原因究明が行なわれようとしたが、HPOTPの内部は広域にわたって焼損しており、特定の原因をつきとめることは極めて困難であった。火災に至るまでのいくつかのシナリオが仮定され、ロケットダイン社およびMSFCの実験室では、火災に関係したと思われるHPOTPの各 부품の作動状態のシュミレーションと発火に至るまでの安全余裕度および材料の検討がなされた。結局、液体酸素第一シールが何等かの理由によりシ

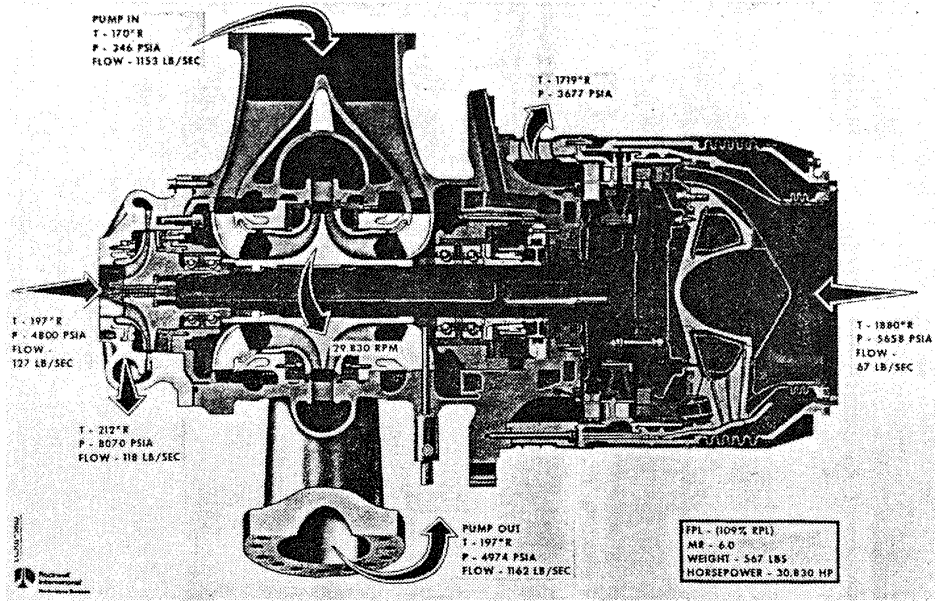


図 29 HPOTP 断面図<sup>23)</sup>

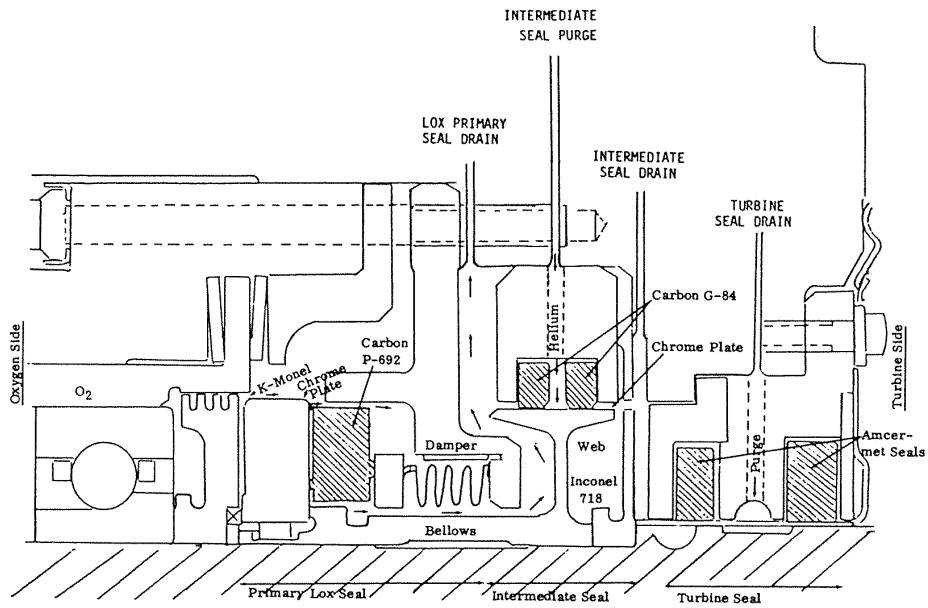


図 30 HPOTP 液体酸素第一シール部<sup>23)</sup>

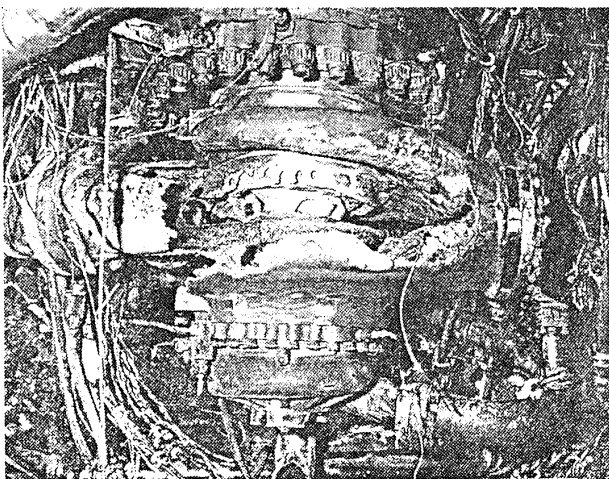


図 31 HPOTP の火災による被害状況<sup>23)</sup>

ール部における流体力学的な揚力を喪失[そうしつ]し、カーボン・シール材(P-692)がステンレス製(K-Monel)のメイティング・リングに異常な強さでこすり付けられたために、その摩擦熱がカーボンを発火させたものと推定された。決定的な火災原因が把握できないため、図32に示したようにシール・パッケージ内はいくつかの設計変更を受けることになった。<sup>13)</sup>液体酸素第一シールはメカニカル・シールからラビリンス・シールに変更され、摩耗リング材には熱処理によって加工寸法精度を上げ易くしたKel-F材が用いられた。さらに図33に示したように

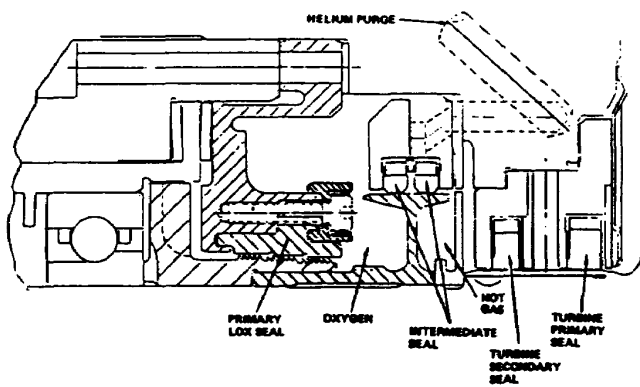


図 32 液体酸素第一シール(ラビリンス形式)<sup>13)</sup>

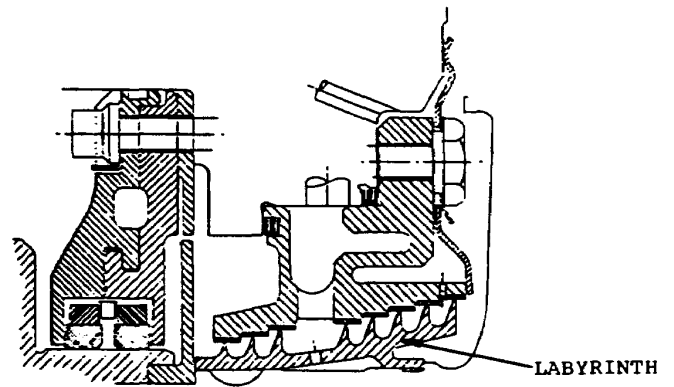


図 34 タービン・シール(ラビリンス形式)案<sup>13)</sup>

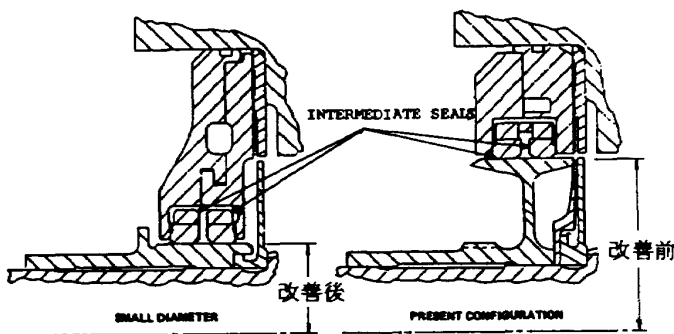


図 33 ヘリウム・パージ・シールの変更<sup>13)</sup>  
(中間シール)

中間シールの直径を小さくして漏れ面積を減らし、その上でヘリウム・パージ・ガスを従来の 50 scfm (standard cubic feet per minute) から 265 scfm に増量することにした。これらの変更により、シール・パッケージの信頼性は大幅に向上した。この時、タービン側からの高温ガスの漏れ量を減らすために、従来のアンサーメット製のフローティング・リング・シールをカーボン製のもの、または図34に示したようなラビリンス・シールに設計変更する検討も行なわれたが、この変更は以下に述べる不具合が発生した後、本格的に実施された。

1979年11月に行なわれたMPTA試験は、HPOTPのタービン・シールの不具合が発生したために中断された。<sup>17)</sup>タービン・シールは図35-a, bに示すように、ポンプ側の酸素とタービン側の水素リッチな高温ガスを隔離しておくためにタービン側ベアリングの隣に設けられたシール・パッケージのうち、タービン側に位置する二つのフローティング・リング・シールのことである。タービン・シールのドレイン・ラインは、タービン側から漏れてきた水素リッチ

な高温ガスを中間シールから供給されるヘリウム・パージ・ガスと共に排気する役目を果たす。ドレイン・ラインには排気圧力限界が設定されており、圧力限界を超えるほどの漏れがあった場合には、エンジンが停止される仕組みになっている。試験後、タービン・シールを分析してみたところ、シールと軸とのこすり合わせが起きてシール材(アンサーメット)が激しく摩耗しているのが発見され、そのためにタービン・ガスの異常な漏れが発生していたことがわかった。対応策が検討された結果、シールと軸とのこすり合わせ特性を良好にするため、中間シール寄りのタービン・シール材はカーボンに変更された。また図36に示すようにシールを案内している軸スリーブが軸と密着する面積を増やすことによって、シール接触面で生じた摩擦熱に対する熱伝達特性を改善した。これらの設計変更により、タービン・シールのこすり合わせによる摩耗の問題は改善され、MPTA試験用のエンジンおよび搭載用エンジンに適用されることになった。

#### ベアリング(関連事例シートNo.13~16)

1977年9月にNSTLで行なわれたエンジン0004の作動試験は320秒間の予定であったが、試験開始後300秒でHPOTP付近に火災が発生した。<sup>23)</sup>最初、HPOTPの入口ダクトからの出火が認められ、このダクトはHPOTPの入口から2フィート上流の内部拘束ベローズ継手のところで破裂した。このため、LPOTPも破壊され、HPOTPとLPOTPの周辺に大火災が発生するに至った。この火災により、他の小さな供給ラインおよび多数の計測ライン、センサー類、バルブが二次的な被害を受けた。火災は試験設

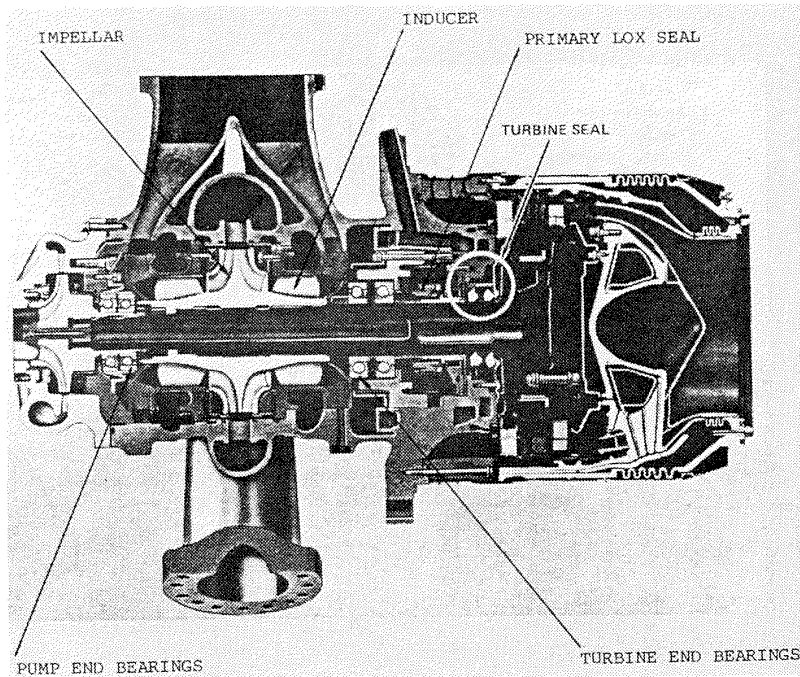


図 35-a HPOTP タービン・シール部<sup>17)</sup>(改善後)

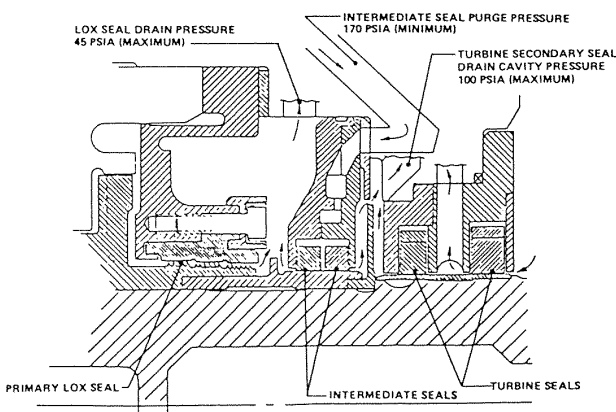


図 35-b HPOTP タービン・シール部の拡大<sup>17)</sup>

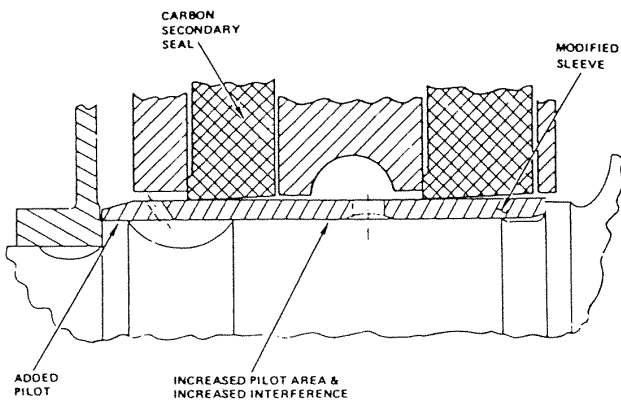


図 36 タービン・シールの改善<sup>17)</sup>

備の防火システムにより 5 秒後に鎮火したが、HPOTP の損傷は壊滅的であり、図 37 に示すようにポンプ部および全ベアリングの焼損、タービン部の機械的損傷を被った。ロケットダイン社および NASA の事故調査団が、試験データを広範囲に検討した結果、火災の原因は HPOTP のローター系のアンバランスとベアリングの過大負荷および冷却不良にあることが判明した。さらに事故当時の設計を再検討してみると、ポンプ側ベアリングは、必要以上の液体酸素が供給されていたため冷却過剰となり、逆にタービン側ベアリングでは冷却不足の状態になっていたことが明らかになった。また、ポンプ側ベアリングにおける過大な液体酸素の流れは、二列あるベアリングの内側ベアリングに半径方向荷重の 90% を、タービン側ベアリングにおける酸素の過小な流れは、二列あるベアリングの内側ベアリングに軸方向荷重の 75% を受け持たせるような荷重配分を形成していた。これらの条件下でベアリングの機能が徐々に低下し、剛性が失われてくると、ローターのアンバランスが露呈し、やがて約 400 Hz の同期振動が発生した。ついには HPOTP の内部のラビリンス・シール部やタービン部でこすり合わせが生じ、摩擦熱が蓄積された結果、試験開始後 300 秒で金属が発火するに至った。この事故の再発生防止対策として、その

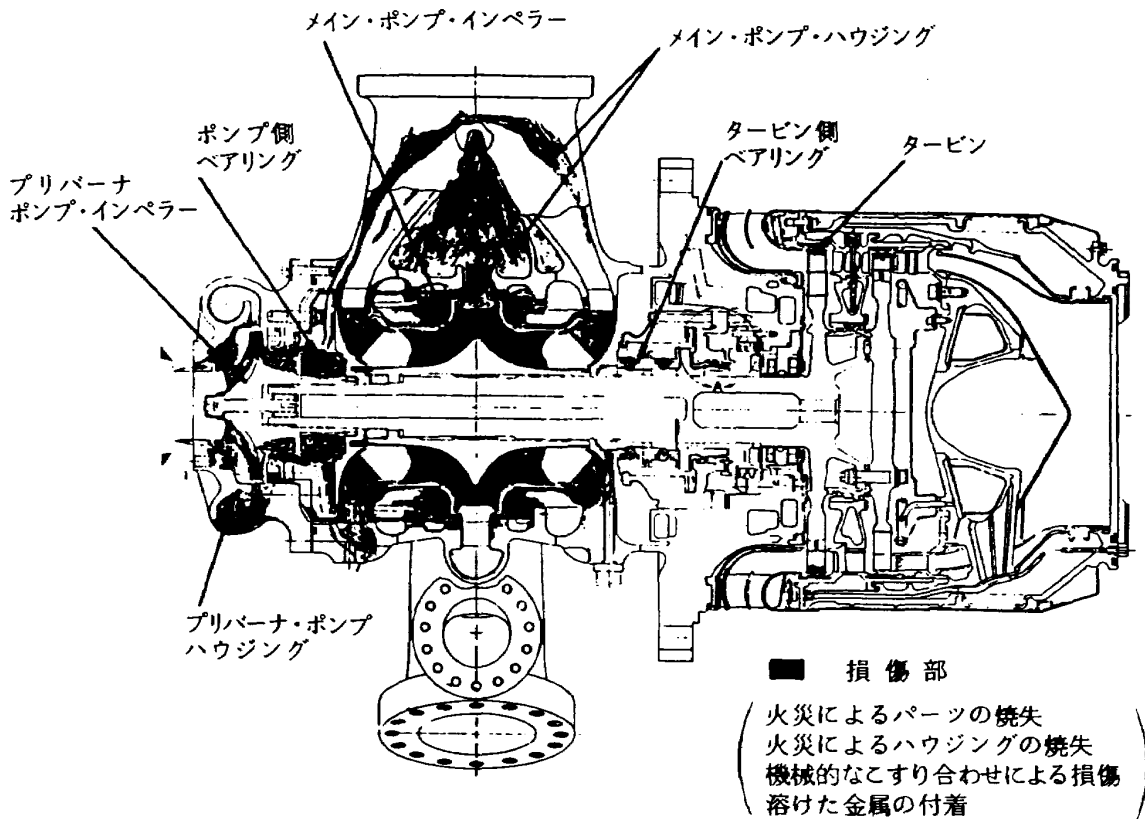


図 37 火災による HPOTP の損害状況<sup>23)</sup>

後 18 日間で第一段階の改善が行なわれた。<sup>13)</sup>すなわち、ポンプ側ベアリングのプリロードの増強、タービン側ベアリングへの冷却用液体酸素の増量、ローター系のバランス修正が行なわれ、これによって同期振動時の振動レベルが低減された。第二段階の改善では、各ベアリングへの冷却流量および荷重配分の均等化が行なわれ、さらに振動レベルは低減された。最後の第三段階の改善では、図 38 に示すようにポンプ側ベアリングに関しては、高剛性化された 45mm 径の大きなベアリングが使用され、支持側もハウジングにボルト締めされる形式の分離構造に変更され、さらに冷却用液体酸素の流路にスポイラーを設置して流れの総圧および自由渦を抑制することによってベアリングへの軸方向荷重が減らされた。また、タービン側ベアリングに関しても図 39 に示すように大径のボールが用いられ、支持側も積層構造で衝撃吸収や流体の回転運動を抑制する能力に優れたものに変更され、さらに冷却用酸素の流路にスポイラーを設置してベアリングへの軸方向荷重が減らされた。結局、以上のような改善を経てこの問題は解決されるに至った。

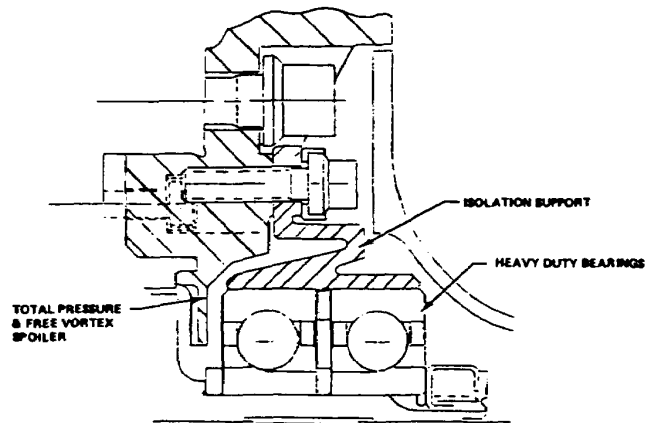


図 38 HPOTP ポンプ側ベアリング部<sup>13)</sup>

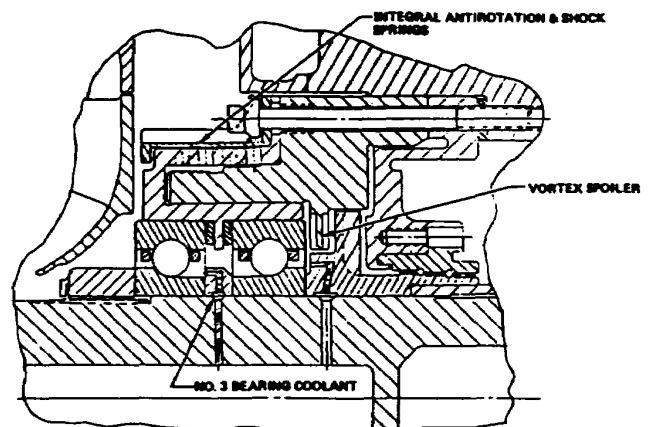


図 39 HPOTP タービン側ベアリング部<sup>13)</sup>

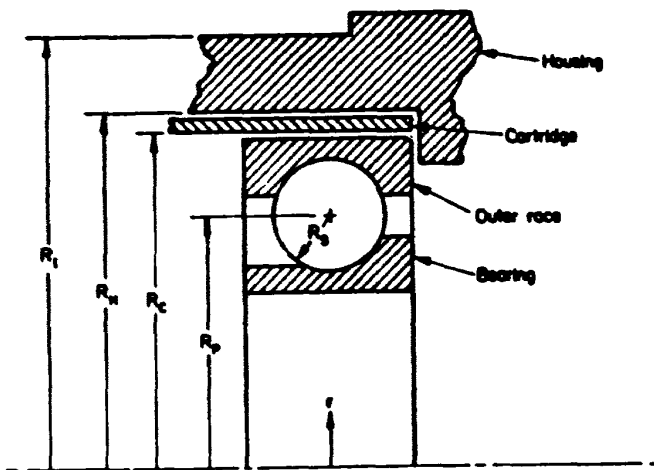


図40 HPOTP ベアリング・カートリッジ<sup>21)</sup>

HPOTPに関して1980年までに問題となった項目の一つにベアリングの割れに関する不具合がある。<sup>21)</sup> SSMEのターボポンプには27000秒という長寿命が要求されていたが、HPOTPのローターを支持しているベアリングは短秒時試験においてしばしば内輪・外輪に割れを起こしており、その長時間信頼性に強い疑問が持たれていた。この不具合の原因を究明するためのベアリングの解析および実験評価は、Battelle Columbus 研究所で行なわれた。対象となったのはHPOTPの2組のタービン側ベアリングであった。これらは図40に示すように、軸推力を調節するためのバランス・ピストンの動きに追従できるように、外輪がカートリッジと呼ばれる軸方向に自由にスライド可能な部材に装てんされている。しかしながら、調査により、割れを起こしたベアリングはこのカートリッジが何等かの理由でロックアップ状態となり、バランス・ピストンの動きに追従できなくなって軸推力を受けていたことが判明した。カートリッジがロックアップ現象を呈するにはいくつかの原因が想定された。これより以前、ベアリングの半径方向の剛性を増すために接触角が25°から15°に変更されている。計算コードを用いて潤滑が良好（摩擦係数 $\approx 0.1$ ）であるという条件でボールと内輪の接触面の最高温度上昇および接触応力を算定したところ、予想されたとおり、いずれも接触角が25°のものより15°のものの方が厳しいということが確認された。内輪の温度が上昇すればそれだけ外輪より内輪の熱膨張の効果が大きく、ボール・内輪間の接触応力が増すが、接触応力の増加は潤滑の観点か

らは是非とも避けたい事柄の一つであった。次に、ベアリング軸のミス・アラインメントの問題がある。外輪は軸方向に運動している間に傾いて、カートリッジに対して食い込みを起こす可能性がある。これは外輪がその直径に比して短い円筒形をなしていることと、外輪・カートリッジ間の摩擦係数に関係する。解析によれば、ベアリング長19.5mmの場合、外輪が食い込みを起こすには摩擦係数0.2以上が必要であり、逆に食い込みを避けるには外輪に二硫化モリブデン等の潤滑剤を施す必要のあることが判明した。最後に、ボール・内外輪間の摩擦熱によって生ずるベアリングおよびカートリッジの熱膨張が算定された。その結果ボール・内外輪間の潤滑がそれ程良好でなく摩擦係数が0.2以上になったような場合、あるいはベアリング荷重が53.4kNを超えるような場合には、外輪・カートリッジ・ハウジング系は完全にロックアップを起こすことが判明した。またベアリング荷重44.5kNでのトルク測定実験から、PTFE（テフロン）による転移膜潤滑が良好な状態におけるボール・内外輪間の摩擦係数は0.12、転移膜がはがれた状態での摩擦係数は0.22程度であることが判明した。従って、ベアリングの接触圧が高い場合にはPTFEの転移膜の寿命も短く、摩擦係数が0.2以上になり、熱膨張によるカートリッジのロックアップ現象の起きる可能性が高い。以上の検討により、ベアリングの接触角を25°から15°に変更したことは、潤滑およびカートリッジのロックアップ現象という観点からは好ましくないとの提言がなされた。

ベアリングに関しては、LPOTPにおいても1979年に不具合が報告されている。<sup>15)</sup> LPOTPを5,000rpmで5,000秒運転した後、ベアリングを取りはずして検査してみたところ、ポンプ側ベアリングのボールと内輪および保持器に異常な摩耗が生じていた。ボールの真球からの最大偏差は0.014mm、内外輪とボールとの間の有効直径隙間は0.4mmの増加、保持器のポケットは0.17mmの摩耗を示しており、いずれも許容限界を上回る摩耗量であった。特に内輪は図41に示したように、オーバーハング状に削られており、表面はギザギザの塑性変形を起こす程に傷んでいた。もし、この時点でベアリングが回収されてい

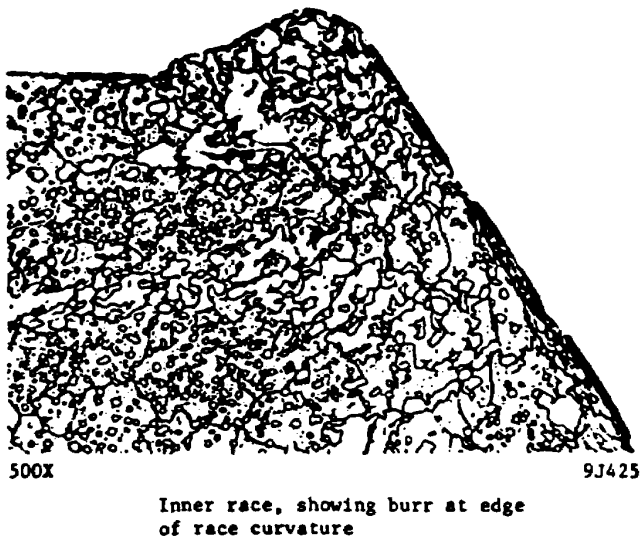


図 41 LPOTP ベアリング内輪の断面図<sup>15)</sup>

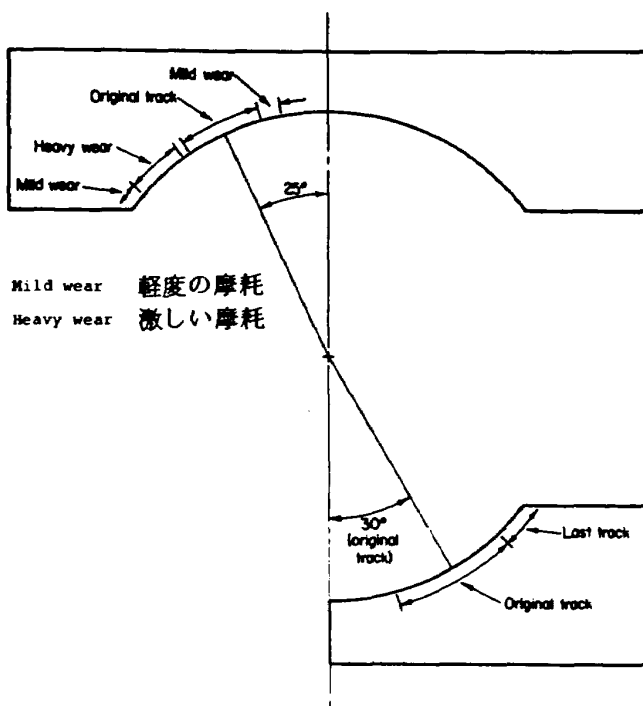


図 42 LPOTP ベアリングのボール接触範囲<sup>15)</sup>

なければ大事故に至ったと思われ、異常摩耗に対する原因究明が望まれた。さらにベアリングを詳細に検査してみると、ボールと内外輪は図42に示したようにならかなり広範囲にわたって接触しており、最終的なボールの軌道面は内輪の端にまで及んでいた。この現象を再現するために計算コードを用いたベアリングの解析が行なわれた。その結果、ベアリング荷重は 27 kN で、設計荷重である 45～55 kN より低い値であったこと、ボールおよび内外輪の摩耗量が加算されて有効直径隙間が 0.4 mm になると接触角が増

大し、ボールの軌道面が内輪の端にまで及ぶことが明らかにされた。これらの検討に基づいてベアリングの不具合を説明すると以下ようになる。最初、ベアリングは軸方向に 27 kN の荷重を受けていたが、既にこの状態での内輪への接触圧が転移膜潤滑の許容応力である 2 GPa を超えており、ボールおよび内輪に激しい摩耗が生じ始めていた。ボールと内外輪の摩耗が組み合わさって、やがて 0.4 mm に達すると、ボールの軌道面は内輪の端にまで及ぶようになった。ボールは内輪の端にのしかかると共に、その応力が内輪に塑性変形を起こしてボールをも損うに至った。他の不具合原因としてベアリング鋼の疲労も考えられたが、LPOTP のベアリング荷重が 45～55 kN であったとしても、その寿命は良く知られた Coy 等の公式によれば 11 時間を超えることが保証され、原因から除外された。以上の検討結果から、最大の不具合原因は接触圧が 2 GPa を超えていたために、保持器から供給された転移膜が短時間で消滅してしまい、潤滑不良の状態が作り出されたことにあると結論付けられた。この不具合に対する暫定措置としては、内輪の寸法を大きくして接触角のずれを許すことが提案された。根本的な改善措置としては、ベアリングの接触圧を減らすように LPOTP の各部品的设计変更を行なうこと、保持器の摩耗率を再調整することによって転移膜潤滑に必要な潤滑剤の供給をじゅう分なものにすることが提案された。

1981 年までに報告されているベアリングに係わる不具合例はこの他 4 件あったが、いずれも HPOTP のベアリングの割れに関するもので、エンジンの試験後の検査によって発見されている。<sup>20)</sup>もし、そのまま放置されていれば単にベアリングの不具合だけに留まらず、ターボポンプやエンジンの損傷も有り得たと報告されており、それらのベアリングは不具合が発見され次第、交換されたものと推測される。不具合原因としては、エンジン試験開始以前からベアリングに初期割れがあったか、あるいは保持器がボールを正しく保持していなかったことによる軌道面の異常摩耗などが挙げられている。不具合の再発防止対策は特に述べられていないが、初期割れなどの不具合発生を未然に防止するためには、組み付け時にベアリングの各パーツを慎重に取り扱うこと、そ



これらの品質管理を徹底しておくことが必要と考えられる。また、搭載後の検査体制も充実させておく必要がある。

#### ディフューザー静翼（関連事例シート№17）

1981年6月のFPL試験において、エンジン0110の一連の試験を終了した後、HPOTPのハウジングを分解してみたところ、メイン・ポンプ・インペラー出口のディフューザー静翼の一枚に先端部の欠損が見つかり、それと反対の位置にある一枚にはクラックが見つかった。<sup>33)</sup>欠損したディフューザー静翼と液体酸素ドーム内で発見されたその破片を金属学的に検査してみたところ、この不具合は高サイクル疲労に起因していることが判明した。他の二台のHPOTP供試体についても調べてみたところ、一方の供試体においては15枚すべてのディフューザー静翼にクラックが発見され、他方の供試体においてはディフューザー静翼前縁部と同一高さのハウジング部の欠損が発見された。これらのHPOTP供試体の運転実績はいずれも8000～12000秒であり、その中にはFPL運転700～2500秒が含まれている。不具合の再発防止対策として、図43に示すようないくつかの設計変更が行われた。ディフューザー静翼はヒレ部の曲率半径を大きくして前縁の切り落としを行な

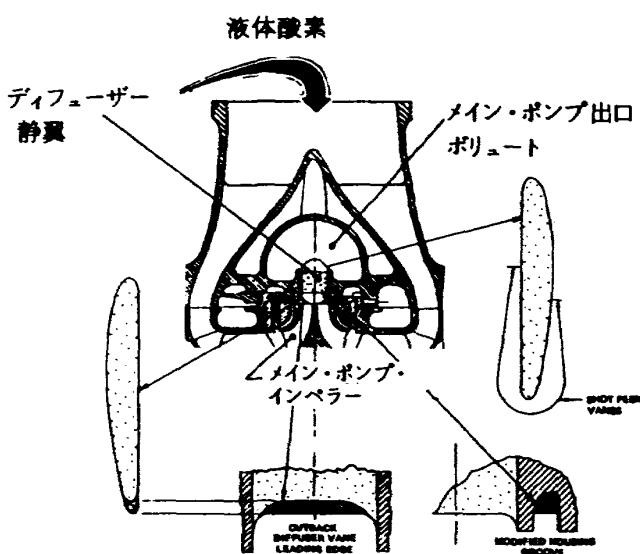


図43 HPOTPメイン・ポンプ・インペラー出口のディフューザー静翼部の改善<sup>33)</sup>

うと共に、ハウジング側のシール溝にも修正を加えて応力集中を避ける構造にした。さらに、ディフューザー静翼の前部には、製作時および分解検査のたびにショット・ピーニング加工<sup>\*</sup>を施すことにした。ショット・ピーニング加工を施した部材は施さなかった部材に比べて、軸方向荷重に対して10倍、曲げ荷重に対して3～7倍の疲労寿命を持つことが確認された。これらの改善により、ディフューザー静翼の高サイクル疲労に対する寿命は飛躍的に増大し、問題は解決された。

#### 回転計（関連事例シート№18）

1978年7月にNSTLで行なわれたエンジン0101のRPL試験は300秒間の予定であったが、試験開始後41.8秒でHPOTPの火災が発生して中断された。<sup>23)</sup>火災が発生したHPOTPは、それまでに様々なエンジン試験ではほぼ1280秒の熱走を完了しており、この試験ではポンプ部に新しく研究開発の目的で容量型回転計を搭載するという変更を受けたばかりであった。容量型回転計は図44に示したように、タービン側ベアリングの傍のメイン・ポンプ部ハウジングに、軸を取り囲むようにして搭載されており、軸には回転速度検出用ナットがはめ込まれている。損傷はLPOTPの破裂とHPOTPのメイン・ポンプ部およびプリアーナ・ポンプ部の焼損であった。HPOTPの被害状況は図45に示したように、シール・パッケージ部は殆んど燃えておらず、ポンプ部後端のベアリングと容量型回転計、メイン・ポンプ入口のハウジングとインペラーおよびディフューザー静翼が焼失していた。事故調査団はこれらの被害状況から、火災は容量型回転計の領域から発生したものと判定を下した。容量型回転計の構造、動力学的な特性、材料の発火に要するエネルギー、燃焼時の解放エネルギーなどが詳細に調べられ、火災に至るあらゆる不具合原因が仮定され検討された。このうち最も有力な火災原因は以下のものであると考えられた。容量型回転計は図46に示すように、ポンプ部ハウジングにはめ込まれていたが、その一部が液体酸素の流れによる大きな力によって変形され、その変形部位が

注\* 鋼球を圧縮空気を用いたり、遠心力により金属の表面に吹き付ける加工を言う。ショット・ピーニング加工を施すと金属表面は硬化し、疲れ限度が上昇する。

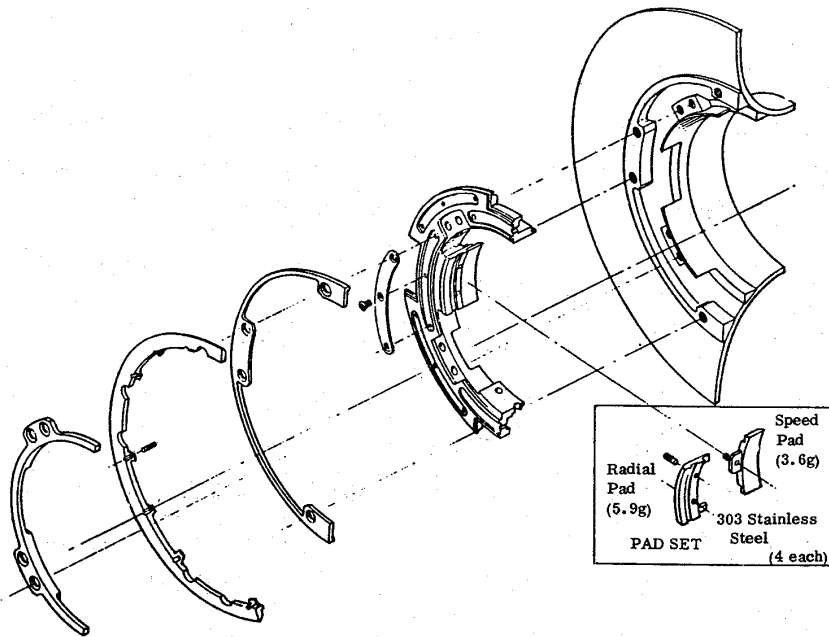


図 44 容量型回転計の組み立て<sup>23)</sup>

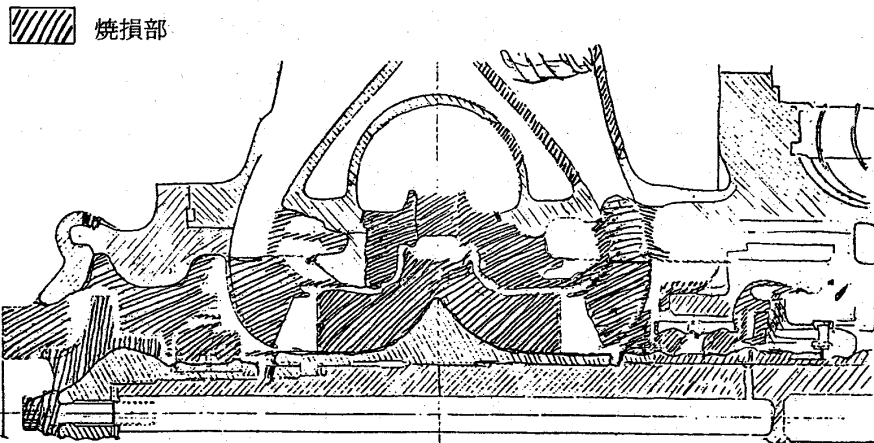


図 45 HPOTP ポンプ部の損害状況<sup>23)</sup>

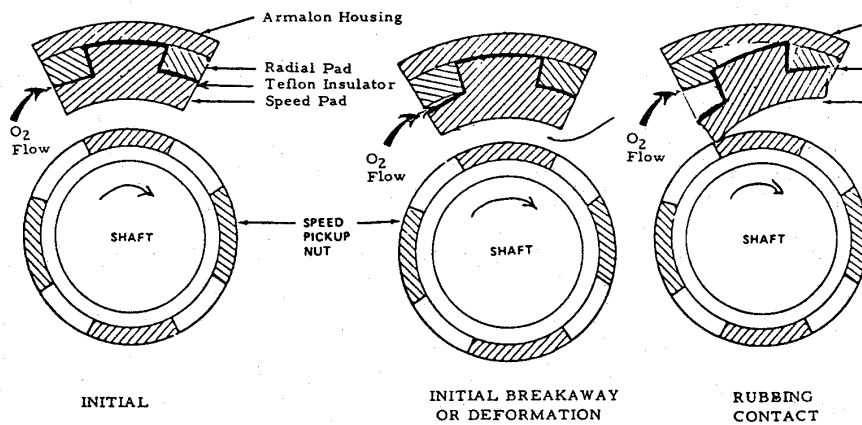


図 46 容量型回転計からの火災発生状況<sup>23)</sup>

軸にはめ込まれた回転速度検出用ナットとこすり合わせを起こした。容量型回転計の材料はステンレス303であるが、こすり合わせで生じた金属粒はその時の摩擦熱によって発火し得る。さらにアーマロン製の容量型回転計搭載パッドもこすり合わせによって生じた摩擦熱で発火するに至り、それが容量型回転計全体の火災へと発展したものと考えられた。これ以後、この容量型回転計の搭載は行なわれなくなった。

#### 酸素側ターボポンプ（関連事例シート№19）

1976年9月に完了したSSMEのCDRの時点では、LPOTPおよびHPOTPの性能に関して次のような問題点が指摘されている<sup>8)</sup>。すなわち、LPOTPの性能に関しては、実現された値がRPL要求値よりもポンプ揚程で9%、ポンプ効率で12%低いこと、同様にHPOTPの性能に関しては、メイン・ポンプ揚程で6%、ポンプ吸込比速度\*で19%低いことが指摘されている。これらの問題はいずれも初期の設計が完全ではなかったために生じたもので、1979年6月の報告によれば、以下のように改善されている。<sup>14)</sup> LPOTPについては、インデューサーの先端クリアランスの縮小、ディフューザー静翼の整形、吐出側ポリュームの補強などの設計変更が行なわれて圧力損失が軽減された。これによって最小入口圧条件7.85 psia NPSPにおけるポンプ揚程が大幅に改善され、総合効率も設計要求値どおりの値が可能となった。結局、LPOTPにおいては設計要求の最低線

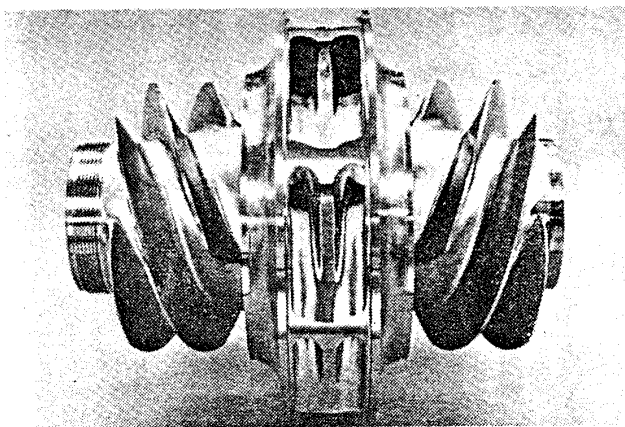


図47 HPOTPインデューサー付インペラー<sup>13)</sup>

より9%高いポンプ揚程が実現された。一方、HPOTPについては、図47に示したインデューサー付インペラー形式が採用されることになり、これによって設計要求値よりも13%高いメイン・ポンプ揚程が得られた。また、ブレード先端に丸みを付けることによってキャビテーション性能の著しい向上が実現され、最小入口圧条件におけるポンプ吸込比速度の設計要求値が12,700であるのに対し、16,500という値が得られた。さらに、総合効率についても設計要求値より1%高い値が確保されるようになった。

#### 水素側ターボポンプ

水素側ターボポンプ系で発生した不具合のうち、基本設計が完了した段階では全く予想されておらず、かつその解決が最も厄介な問題であったとして記録されているのは、HPFTPの次同期振れ回りの問題であった。この問題の解決にあたっては工業会や学会を動員した大規模な検討がなされている。この不具合の原因は最終的にはシール、軸剛性、支持系と多岐にわたっていることが明らかにされているが、本資料では特に新規の改善がなされた段間シールに着目して最初に取り上げることにした。

#### シール（関連事例シート№20～23）

1976年3月SSME開発初期のエンジンパワー増強に対応するためのターボポンプ試験が行われたが、この時HPFTPの回転数が19,000 rpmを超えた段階で同期振動数と異なった振動数の振れ回りを起した<sup>16)</sup>。振幅は急速に増大し、2～3秒でタービン側ベアリングが破損すると共に多数のシールの面も激しく摩耗した。HPFTPの分解断面図を図48に示す。図中の①～⑫はダイナミック・シールを表わしている。この現象は軸の回転数の0.5～0.56の割合の振動数の次同期の振れ回りであった。次同期振れ回りの特徴は一種の自励振動であり、通常同期振動数の振れ回りとは異なり軸のバランスが良好であっても起り得るものであった。従って、自励振動の動力源として作用している力を見出し、それを弱めることが出来れば良いのであるが、当時は既にHPFTPは最良の設計がされているものと担当者の間では考えられていたようで、それだけに問題の解決にあたって

注\* キャビテーション開始状態にある時の比速度。

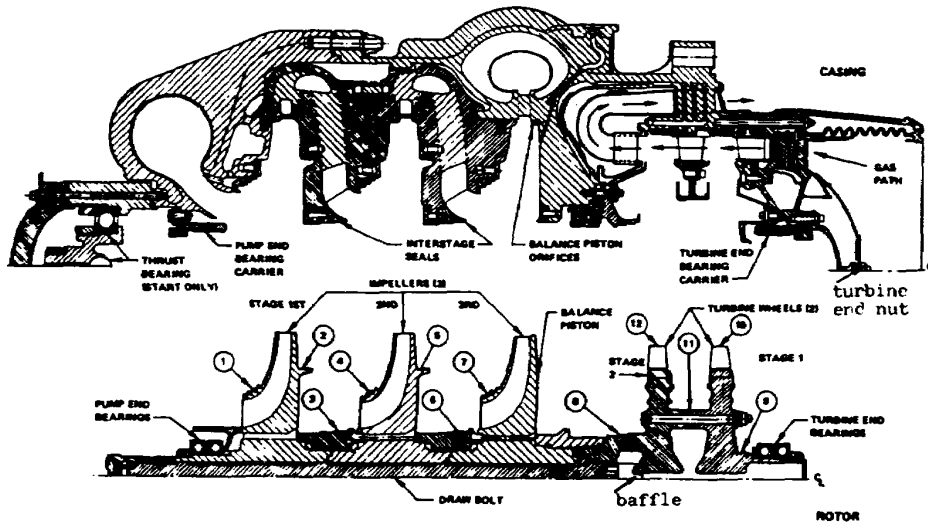


図 48 HPFTP 分解断面図<sup>16)</sup> (改善後)

は基礎的かつ入念な解析および実験が必要となった。結局、次同期振れ回りの主たる動力源はポンプ段間シールがシール部を流れる水素から受ける揚力、

Alford 効果と呼ばれるタービン・ローター間の相対変位によって発生する空力的な連成力であることがわかった。さらにこれらの力に対する HPFTP の軸とベアリング支持部の剛性および振動減衰能力が不足していることも明らかとなった。次同期振れ回りに対する多数の安定策が提案され実験がなされたが、最も有効であった対策は以下に示すものであった。

図 49 に示すようにポンプ段間シールを従来の周方向溝付きの三段構造から溝なしの単なる平滑構造にする。これによってシールが水素流れから受ける揚力を減らすことができた。図 50 に示したようにベアリング支持部の剛性を増すために、ベアリング外輪が装てんされるベアリング・キャリアを補強し、さらにベアリングとベアリング・キャリアとの間隙を無くする。また、軸の剛性を増すためにカラー(図 48 の③、⑥、⑧)を太くする。これらによって次同期振れ回りの開始回転速度を HPFTP の定格回転速度 34,700rpm から遠ざけることができた。振動の減衰能力を高めるためにベアリング・キャリアとハウジングとの間の Belleville スプリング・ワッシャー枚数を追加し、摩擦減衰を促進することも行なわれたが、剛性の観点から、むしろ図 50 の③のベアリング支持方法が選ばれた。以上の結果、次同期振れ回りの問題は解決されたが、HPFTP の開発はそのため

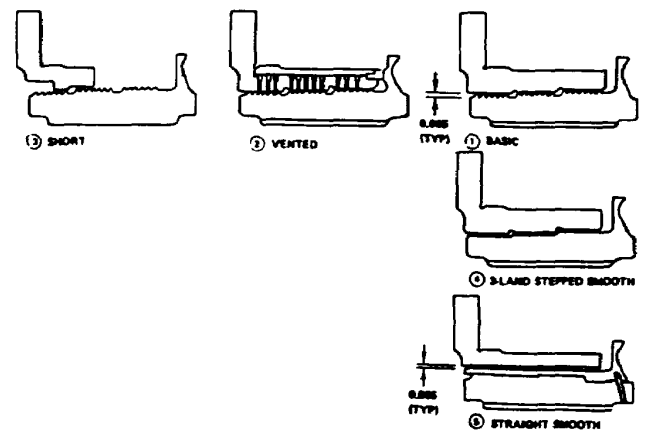


図 49 HPFTP 段間シールの改善<sup>16)</sup>

に 6 ヶ月にわたり停滞した。

SSME の開発当初は HPFTP 用のラジアル・スタティック・シールに対する要求仕様を満足するものが見あたらず、この問題を解決するためのスタティック・シール開発プログラムが組まれたようである<sup>1)</sup>。HPFTP 用のラジアル・スタティック・シールに要求された作動条件は以下のようなものであった。

- (1) シール直径 10.2 ~ 31.75 cm, 作動圧力 773 kg/cm<sup>2</sup> の条件下で漏れ量を 273 cc/sec 以下にする。
- (2) 高圧により HPFTP ケーシングは半径方向に膨張するが、そのために生ずるシール面の分離 ~ 0.18 mm に耐えること。
- (3) 作動圧力の変化によって生ずるシール面の軸方向の撓動変位 ~ 6.4 mm に耐えること。

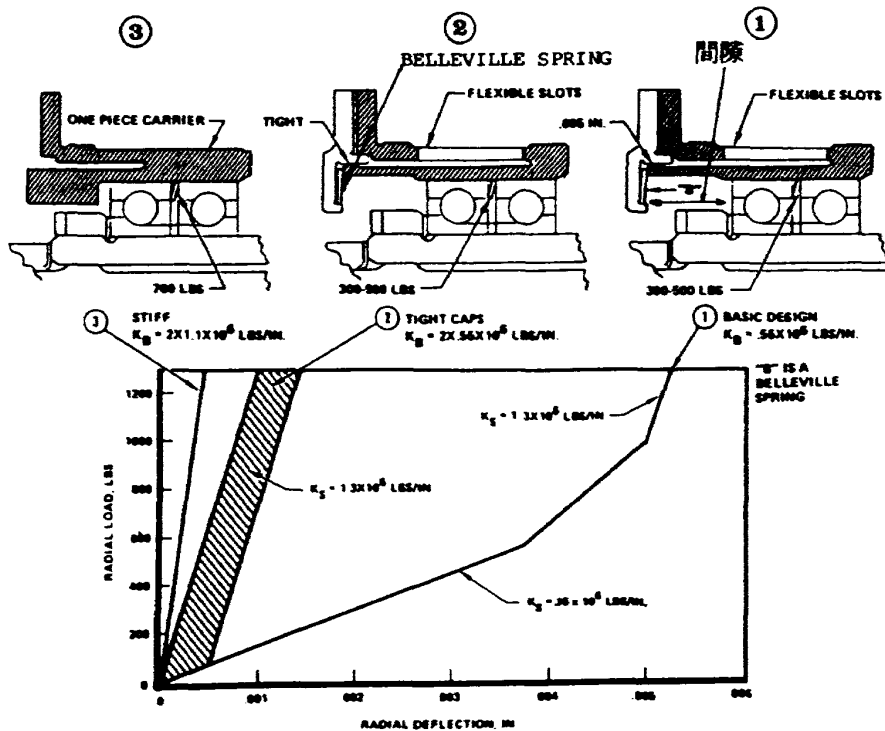


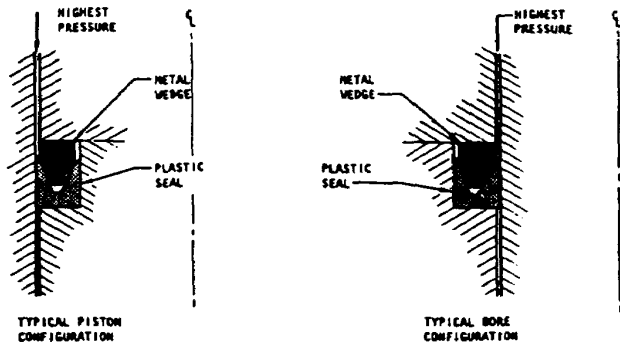
図 50 HPFTP ベアリング支持部の改善①, ②, ③ およびそれぞれの剛性<sup>16)</sup>

(4) シールは装着を容易にするため柔軟構造とする。

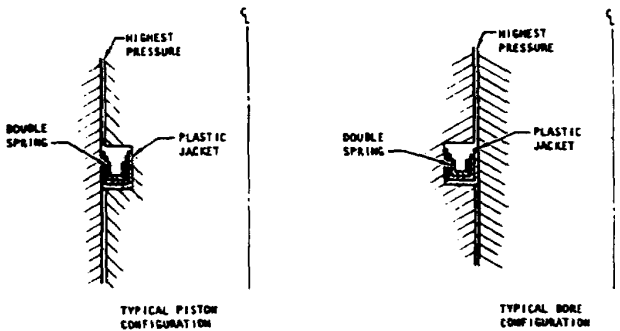
(5) 極低温によるシール材の熱収縮に耐えること。これらの条件をすべて満足するようなラジアル・スタティック・シールは既存せず、改良又は新しく開発しなければならなかった。この開発プログラムではその中から、くさび型シール、U型シールおよびデルタ型シールの三種が上記の条件を満足する可能性を持っているとして評価された。これらのシールの構造を図51に示す。評価試験はシール直径10.2cm, 26.7cm, 31.75cmの三段階について実施され、第二段階ではシール面の分離0.18mm, 第三段階ではシール面の軸方向変位6.4mmに対する試験が加えられた。その結果、くさび型シールの場合にはシール材としてポリスチレン系のプラスチックを用いたものの成績が良かったが、第二段階の試験でプラスチックに割れを起こした。これは図52に示したように極低温によってプラスチックが収縮し、これを金属くさびが押し拵げようとすることによって起きたものである。作動限界圧力は352kg/cm<sup>2</sup>であった。またシール装着時、金属くさびを挿入するためにプラスチック部を大きく伸展する必要があり、装着しに

くという欠点もあった。U型シールの場合にもシール材としてはポリスチレン系のプラスチックが優れていたが、バネ力の強い二重スプリングを用いないと、極低温下での十分なシール効果は得られなかった。U型シールも第三段階の試験でくさび型シールと同様のプラスチック部の割れを起こし、作動限界圧力は352kg/cm<sup>2</sup>であった。割れの状況を図52に示す。結局、シール材にテフロン系のプラスチックを用いたデルタ型シールが全シール中最良の成績であり、すべての試験に合格した。デルタ型シールの場合、シール材の断面が小さな三角形であるため極低温による熱収縮が小さく、プリロードをかけるための波型ワッシャーのバネ力も小さくて済むため、プラスチックのシール材に亀裂が生じにくく、シールの装着も容易であった。

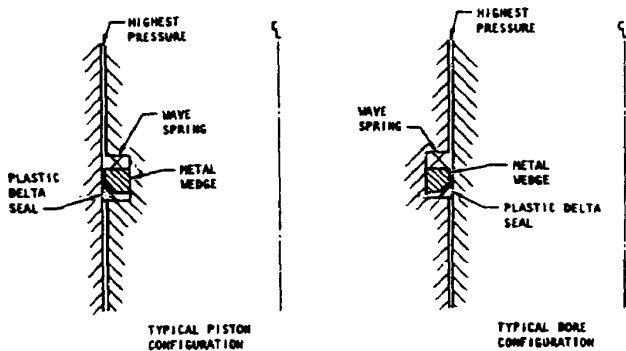
HPFTPに使用されているシールに関する不具合で発生件数が多かったのは、著者の入手し得た1981年までの報告によれば、高温配管部におけるスタティック・シールの漏れと、ポンプ・インペラーのラピリンス・シールのこすり合わせであった。<sup>20)</sup> HPFTPの高温配管フランジ部でタービン・ガスの漏れが5回発生しており、ある事例では漏れたガスが着



くさび型シール



U型シール



デルタ型シール

図 51 HPFTP用ラジアル・スタティック・シール案<sup>11)</sup>

火してLPFTP付近で火災が発生したため、試験中止を余儀なくされた。一般に水素リッチな高温ガスの漏れは火災になり易く、爆発までに至らなくとも周辺のハード・ウェアを損傷するおそれがある。漏れの原因としてはスタティック・シール自身か、シールが装着されるフランジ側に傷または歪があったためとされているが、製造時の不良によるものあるいは適切でない装着によるものとも考えられている。この種の不具合の対策は特に示されていないが、シールやフランジの製造時およびその後の品質管理の充実と、シール装着後の漏れ検査の徹底が推測される。

HPFTPのポンプ・インペラーのラビリンス・シールのこすり合わせによる不具合発生件数は20件と報告されている<sup>26)</sup>。そのうちタービン出口温度過大で検出されたものが5件、タービン部の異常振動や試験後のトルク・チェック時の異常な高トルクにより検出されたものが15件であった。いずれの不具合も試験を中止しなければ、HPFTPに重大な損傷を与えるだけにとどまらずエンジンの損傷につながる可能性もあった。こすり合わせの原因はラビリンス・シールの不良であり、はなはだしい事例ではこすり合わせによって生じた金属片が原因でラビリンス・シールのハウジング側の付属リングが脱落し、第三段目のインペラーが回転を拘束されるに至っている。このためターボポンプの起動過渡特性が悪化し、タービン出口温度が上昇したと考えられる。この場合も特に不具合の再発防止策は示されていない。

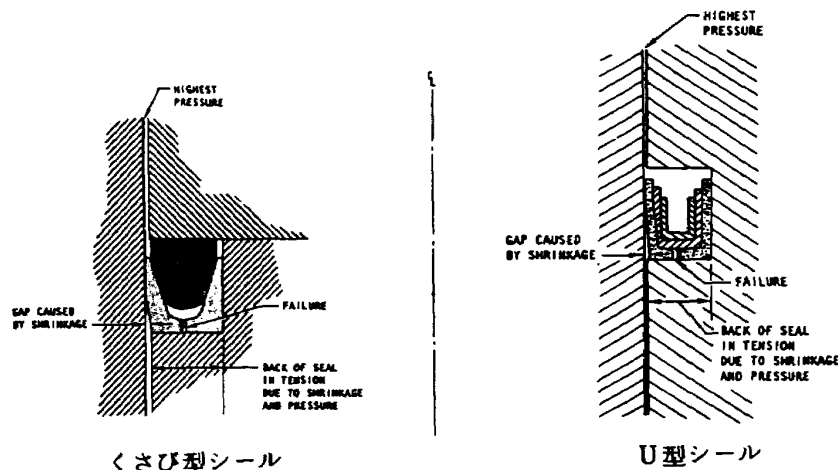


図 52 くさび型シールおよびU型シールの不具合発生状況<sup>11)</sup>

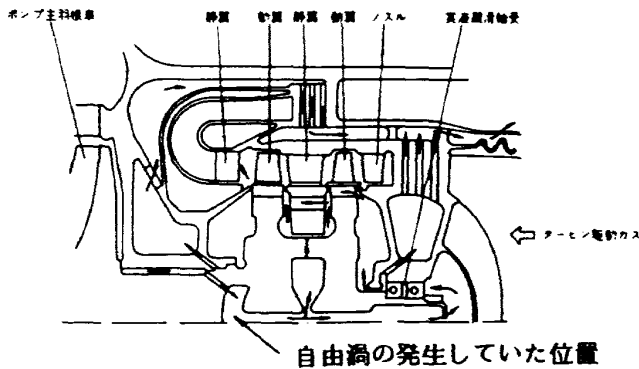


図53 HPFTPタービン側ベアリングの冷却通路<sup>34)</sup>

#### ベアリング（関連事例シートNo 24）

1976年に実施されたターボポンプ系試験で HPFTP のタービン側ベアリングの異常過熱が生じた<sup>10)</sup> 図53に示したようにタービン側ベアリングの冷却はポンプ第三段目のバランス・ピストンのオリフィスから導かれた極低温の水素によって行われる。この冷却用水素の流れはさらにタービン軸の内部を通過した後、タービン軸後端を回り込んでタービン側ベアリングを冷却し、最終的には高温のタービン排気ガスと混合される<sup>9)</sup> ところが異常過熱を受けたタービン側ベアリングの冷却用水素の流れはポンプ第三段目のバランス・ピストンのオリフィスを経てタービン軸の内部へ入った箇所では自由渦を形成していることが調べによりわかった。計測によればここでの圧力損失は500 psi を超えており、そのためにタービン側ベアリングに到達する冷却用水素流量が減少するとともに、最悪の場合には高温タービン排気ガスの一部がタービン側ベアリングへ逆流することも明らかになった。これがタービン側ベアリングの異常過熱の原因である。対策としてタービン軸内部で水素流れが自由渦を形成している箇所にバッフルを取り付け（図48参照）、強制渦を形成するようにしたところ、渦形成による圧力損失は12 psi に低減された。この結果タービン側ベアリングおよびその他への冷却用水素流量は充分となり異常過熱状態を避けることができた。

#### タービン（関連事例シートNo 25～26）

1981年までの報告資料によれば、HPFTPのタービンに関する不具合として記録されているもののうち、比較的件数の多かったものは、タービン翼の耐

熱保護コーティングの割れ（9件）であり、これに加えてケーシング側のタービン・チップ・シールの部分的な溶融が報告されている例もあった<sup>26)</sup> いずれも試験後のHPFTPの分解検査で発見されており、そのまま放置されていればターボ・ポンプや多分エンジンに対しても重大な損傷を与えたであろうと思われる。タービン翼が割れて飛散すれば二次災害を引き起す可能性が高い。この種の不具合の原因としては、タービン部への異物の混入や部品の碎片がタービン翼に衝突したことも考えられるが、主たる原因はエンジン起動または停止過渡時の熱衝撃であるとされている。一般にタービン部はエンジンの起動時や停止時に、圧力、温度あるいは音響的な衝撃力を伴う高エネルギーの過渡状態にさらされることがあり、その結果、局所的な加熱によって損傷を受けることがあるとされている。しかし今回の調査資料の範囲ではタービン翼の保護コーティングの割れに対する補強対策は特に明らかにされていない。タービン・チップ・シールに関しては従来のフェルト金属に頼る型式からハニカム構造のものに設計変更することによって熱衝撃に備えている<sup>8)</sup>

HPFTPのタービン翼に係わる不具合で大きな問題となったのは高サイクル疲労によるタービン・ブレードのクラック発生である<sup>13)</sup> SSMEの開発初期（1977年11月～12月）、HPFTPの試験後、第一タービンのブレード根元の前縁ヒレ部と根元から $\frac{1}{3}$ の高さの後縁部にクラックが発見された。またこの試験でこれとは別のHPFTP供試体からも同様なタービンブレードのクラックが試験後発見されており、重大な不具合であることがわかった。この種の不具合事例は三件報告されておりHPFTPの試験時のデータおよびタービン・ブレードの破損状況を詳細に調べた結果、クラックの発生は高サイクル疲労に起因していることが判明した。その中に試験中のタービン部の一時的な過熱状態によりブレードとブレードとの間に挿入されているクーロン・ダンパー材がブレード根元のプラットフォームに溶着されている事例が発見された<sup>27)</sup> クーロン・ダンパーはブレードの振動をブレード根元のプラットフォーム下面とこのダンパーとの摩擦によって減衰させる吸振材であり、これが図54に示したようにブレード側に溶着さ

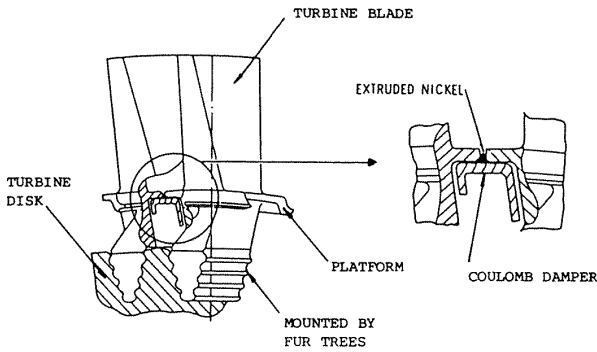


図 54 HPFTP タービン・ブレードの溶着<sup>27)</sup>

れると、ブレード根元は完全にロックアップ状態となり振動に対する吸振機能が失われる恐れがあった。クラック発生に対する詳細な不具合解析および再発防止対策のためのプログラムが組まれ、以下に示す多数の調査実験が行われた。まずタービン翼車を定格 38,000 rpm までの様々な速度で回転させながらガス・ジェットでブレードに衝撃を与えて振動を誘発させて、ブレードに発生する歪を測定し、ブレードの振動源となった力および各振動モードに対して発生する静的または動的な応力が評価された。また同様の手法で様々な種類のクーロン・ダンパーが評価され設計改善が計られた。つづいてタービン単体の試験として高温および熱衝撃、疲労、応力破壊に対する試験が行われ、ブレード材料の評価がなされた。以上の結果タービン入口の案内静翼の翼形が再設計され、ブレードの振動をひき起すような力の発生を極力抑えるよう改善がなされた。また図 55 に示したように新しいクーロン・ダンパーの設計がなされた。これは隣接するブレードの根元のプラットフォーム

下面にはめ込むタイプのもので、特にプラットフォーム下面との接触部は精密加工されている。このクーロン・ダンパーは優れた吸振特性を示し、また溶着などによるブレードのロックアップも起さないことが確認された。この他、タービン・ブレードがケーシング側のタービン・チップシールとこすり合わせを起こさないように隙間の調整も行われた。これらの変更により SSME の寿命は大巾に改善されることになった。

#### ベローズ (関連事例シート No. 27)

HPFTP に関するその他の不具合としては、タービン駆動ガスの導入通路のベローズの割れが報告されている<sup>26)</sup>。この種の不具合はいずれも試験後に発見されており 1981 年までに 5 件報告されている。放置されていればエンジン損傷を伴うような高温ガスの漏れが発生したと考えられる。ベローズはエンジン起動および停止に伴う高エネルギーの過渡時または高温のタービン駆動ガスが高速かつ大流量で通過するような場合に生ずる振動によって高サイクル疲労を起こすことがあり、HPFTP のベローズの割れはこれが原因と報告されている。このベローズの高サイクル疲労に関する対策としてはベローズの材料、処理方法あるいは再設計などによる改善が予想されるが、今回の調査の範囲では明らかにできなかった。

#### タービン・エンド・ナット (関連事例シート No. 28)

1982 年 4 月、エンジン 2013 を用いた FPL 認定試験のうち前半の第 6 番目の試験 (500 秒の試験予定) において、試験開始後 392 秒で HPFTP のタービン・エンド・ナットが破壊し、エンジン損傷に至った<sup>29), 32)</sup>。

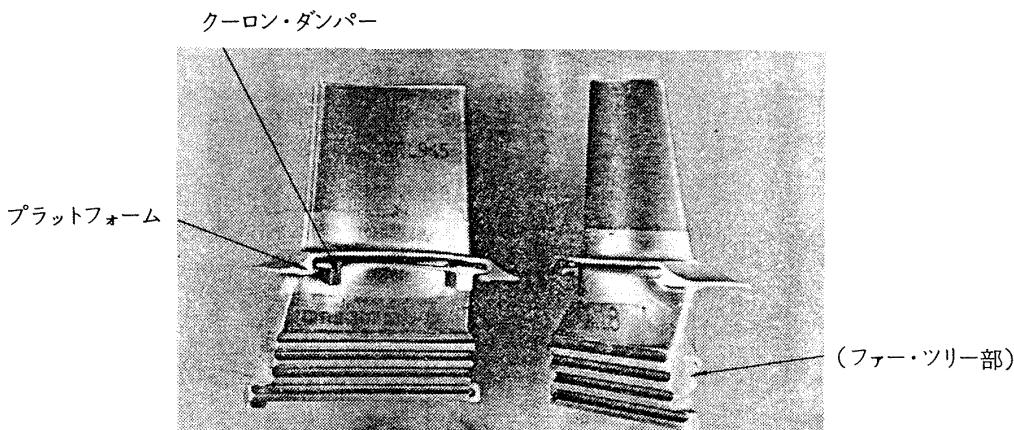


図 55 HPFTP タービン・ブレードのクーロン・ダンパーの改善<sup>13)</sup>



HPFTPのタービン・エンド・ナットはタービン軸を高温ガスから遮蔽するためのハウジング側のシールドを留めておくためのものである(図48参照)。HPFTPのタービン側ベアリングは、ポンプ側から導かれた水素によって冷却されているが、この水素の流れはタービン側ベアリングに到達する前に軸の内部およびタービン後端を経るような設計になっている。従ってタービン・エンド・ナットが破壊すると、タービン後端部からタービン側ベアリング冷却用水素が抜けるか、あるいは逆に高温タービン・ガスが噴射されることになる。このためタービン側ベアリングは冷却不足となり破壊し、エンジン損傷につながった。タービン・エンド・ナットの破壊原因は明らかにされていないが、エンジン2013のHPFTPは長寿命化を意図した改良型のタービン・エンド・ナットが使用されていたことを考慮すると、必ずしもその信頼性は確保されていないようである。結局、タービン軸シールド部の設計については確信の持てない変更をやめ、元にもどされることになった。しかし、エンジン起動・停止過渡時の熱衝撃による侵食に対するタービン・エンド・ナットの長寿命化および信頼性向上については、いずれ再検討されるものと想像される。この問題は1981年初期のFPL開発試験においても発生しており、タービン・エンド・ナットの大型化やセラミック・シールドによる保護策が採られたが、侵食を防ぐことができなかった経歴を持っている<sup>38)</sup>この時はエンジンの起動シーケンスの修正、プリバーナのバフフルやフェース・プレートの冷却用穴寸法の拡大や穴数の増加などにより、タービン入口の中心線上における最高2555Kの熱衝撃を1222K程度までに低減し、問題を回避している。

#### 水素側ターボポンプ性能(関連事例シートNo.29)

1976年9月に完了したSSMEのCDRの時点では低圧・高圧液体水素ターボポンプの性能に関して次のような問題点が明らかにされている<sup>8)</sup>すなわちLPFTP性能については、実現された値がRPL要求値よりもポンプ揚程で12%低いこと、同様にHPFTPの性能についてはポンプ揚程で6.5%、総合効率で3%、ポンプ吸込比速度で32%低いことが指摘されている。これらの問題はいずれも酸素側ターボポン

プと同様に、初期の設計が完全ではなかったために生じたもので、その後の報告によれば次のように改善されている<sup>14)</sup>LPFTPについては、ポリユート部やディフューザ静翼の整形、インデューサーの先端クリアランスの縮小などの設計変更によって圧力損失が軽減され、またブレード先端に丸みを付けることによってキャビテーションに対する性能改善が行われた。その結果、ポンプ・揚程の大巾な改善がなされ、設計要求値より5%高い値が得られた。またLPFTPのポンプ吸込比速度に関しても入口圧条件5.9 psia NPSPにおける設計要求値37,000を超える40,000という値が揚程の損失2%以内で実現された。なお、パーシャル・アドミッション・タービンの使用は総合効率を10%引き下げることになるが、回転速度を増すことが可能になったため設計要求を満たすことができた。一方、HPFTPについては、LPFTPの改善によってHPFTPの初段インペラー入口における流れのマッチングが改善されたため、ポンプ吸込比速度は設計要求値7700に対し7800が得られた。ポンプ揚程は設計要求値より2%高くなり、また総合効率も設計要求値を3%上まわった。

#### 4.3 配管、弁類その他

本節においては、SSMEの開発の際に燃焼器およびターボポンプ以外の機器に発生した不具合と開発用の試験設備に発生した不具合に関する調査結果について述べる。

##### 配管

#### ノズルへの燃料供給管(関連事例シートNo.30)

ノズルは、図56に示す様に、水素により再生冷却される1080本のチューブから構成されており、その

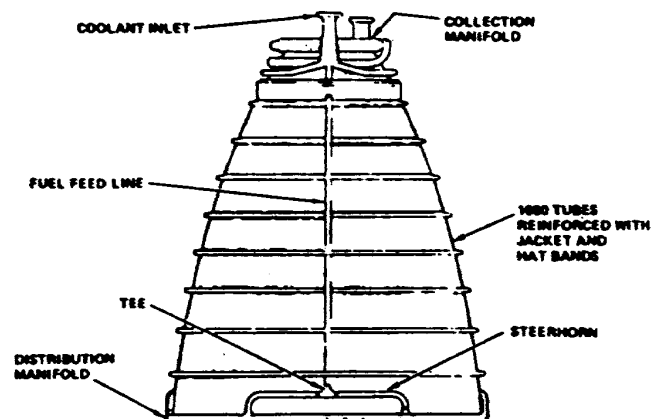


図56 ノズルおよび冷却用水素配管<sup>18)</sup>

上下にはそれぞれ冷却剤の出口側および入口側となるマニホールドがついている。液体水素は上方の入口インターフェースから流入し、3本の燃料供給管を通った後にT継手で分岐し、ステアホーンと呼ばれる導管を経て下部入口マニホールドに供給される。

1979年5月のエンジン0201の試験の際、燃料ターボポンプの限界運転警報により試験が中断したが、その停止トランジェント中にステアホーンのT継手と下部マニホールドの溶接部付近に破断が生じた<sup>17), 18)</sup>

この不具合に関する調査解析の結果、その原因は、設計時には予想されなかった起動および停止のトランジェント中に発生する大振幅トランジェント歪による低サイクル疲労の蓄積であると推定された。図57は不具合解析のために行われたその後の41回の試験におけるT継手部のピーク歪および低サイクル疲労の蓄積度を示すもので、大振幅歪の発生度に疲労の蓄積が増す様子がわかる。このデータに基くと、ステアホーンに使われたInconel 718製の肉厚0.049インチの管の試験回数寿命予測値は48回となり、実際の試験(46回目の停止時に破断)に良く対応している。そこで配管の応力計算モデルによる解析結果に基づいて、図58に示す様に配管の設計を変更した。すなわち、T継手およびステアホーンの水平部の両側の合計3か所をブラケットによりノズルのバンドに固定して配管の支持を強化し、また配管の垂直部には液体水素による熱変形を吸収するために熱膨張ループを設けるといものである。これらの措置により、ピーク応力は40~50%減少し、試験回数寿命予測値は1000回を越える様になった。

1979年11月のMPTA試験の際には、停止トラン

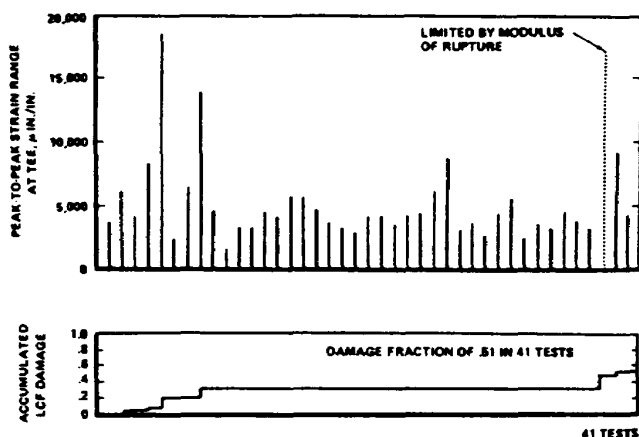


図57 T継手に生じた最大歪の履歴<sup>18)</sup>

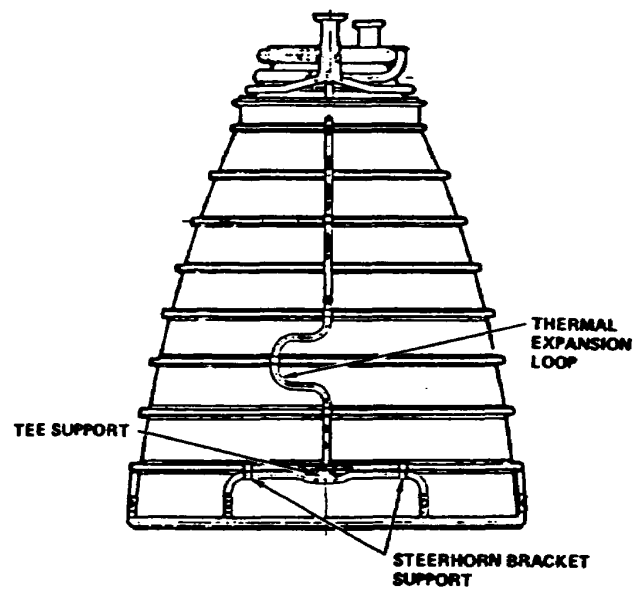
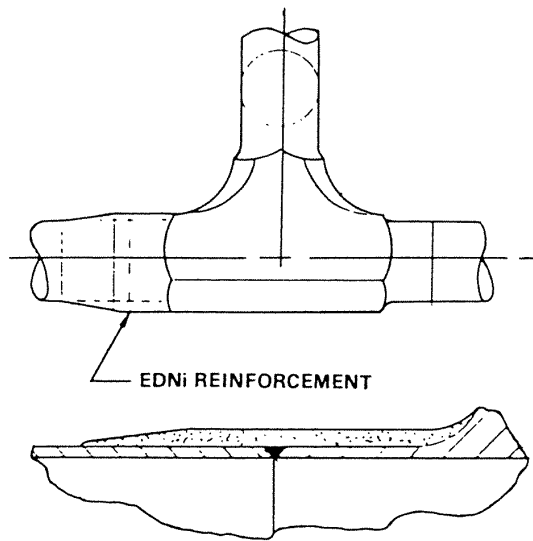
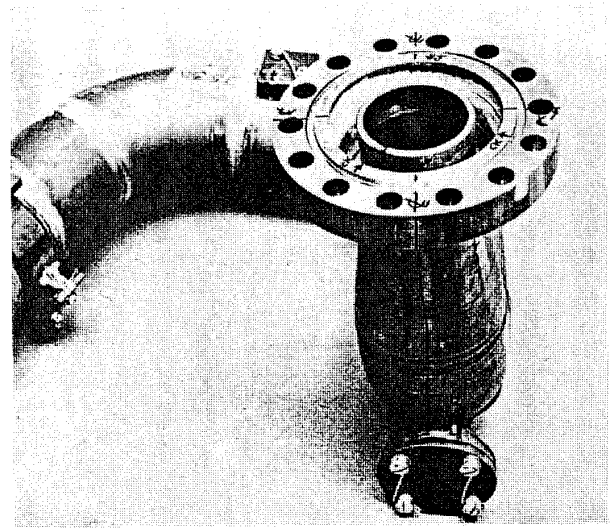


図58 改善後ノズルおよび配管<sup>18)</sup>

ジェント中の大歪発生の際、やはりノズルへの燃料供給管に前回と全く同様の破断が生じた。調査の結果、破断は8回目の試験で起こっており疲労破壊ではないこと、管の材質はInconel 718であるにも拘らず、溶接部の組成がInconel 62に極めて近いこと、最初の破断がT継手の溶接部で発生したことなどが明らかになった。Inconel 62の強度はInconel 718の約半分しかなく、そのことがトランジェントの際の燃料配管に生ずる大きな衝撃的歪に伴う溶接部の破断を招いたものとの結論が下された。溶接部の組成が異っていた原因は、使われた溶接棒のロットの中に誤った種類のもが混入していたためであることが判明した。不具合対策としては、ステアホーンの肉厚を0.049インチから0.080インチに増すとともに、図59に示す様に、T継手の溶接部のまわりにはニッケルを電鍍して補強することになった。さらに下部マニホールドの溶接が不良と判定されれば、ブラケットによる補強が追加されることになった。また溶接棒の納入時に誤った溶接棒が混入しない様な検査技術が取り入れられた。

これらの2回の不具合においては、いずれも起動または停止のトランジェント中に発生する大振幅トランジェント歪がそのトリガーとなっていた。この大きな歪の原因は、トランジェント中にノズル内に生ずる衝撃波や剝離を伴う不安定な非定常流による大加速度であると推定された。その後、サブスケー

図 59 T 接手の補強方法<sup>18)</sup>図 60 高圧液体酸素ダクト<sup>23)</sup>

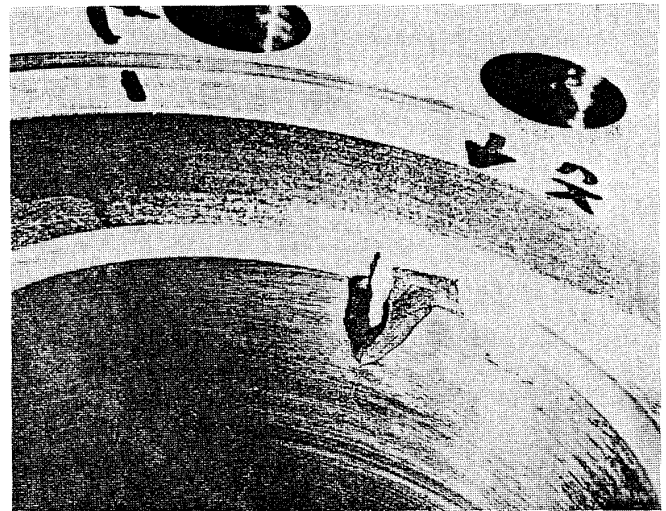
ル・ノズルの空気流試験と解析が行われ、これらのことが確認されるとともに、その発生メカニズムが解明された。<sup>28)</sup>

#### 高圧液体酸素ダクト（関連事例シート No. 31）

高圧酸素ポンプと酸素主弁（MOV）は、図60に示す様な高圧液体酸素ダクトで連結されている。ダクトのMOV側には、MOVに流入する液体酸素流のためのガイド筒（Inconel 718製）が、ダクト内側に設けられている。

1978年9月のエンジン0005の試験の後、ガイド筒には図61に示す様に、約0.8インチのクラックが生じて、その約半分が溶けて消失しているのが発見された。<sup>23)</sup>これは明らかにガイドが燃えて、燃焼が他に伝ばする前に自己鎮火したことを示している。

問題のガイドの焼損部付近を染料浸透法で検査したところ、その周囲にも高サイクル疲労による無数の小クラックが発見された。このことから、激しい振動とクラックにおける金属のこすり合わせにより発生する熱のために、最も大きなクラックが着火して一部が溶けて流れ去ったものと考えられた。エンジン停止の前に内部火災が鎮火した理由は、熔融を起こしたすき間から、ガイド裏側の低圧のキャビティに流れ込んだ液体酸素の冷却作用によるものと推定された。Inconel 718の燃焼速度のデータによれば、この材料は着火後0.006秒で $\frac{1}{4}$ インチ燃えるとされており、ガイドの燃焼は0.01秒のオーダーの間だけ維持されたものと推定された。

図 61 高圧液体酸素ダクトの焼損部<sup>23)</sup>

対策として、ガイド裏側の共振キャビティを取り除いて振動を打消すように設計をやり直すことが決まった。以後に製作されたキャビティのないダクトでは、この種の不具合は発生しなくなった。

#### 弁

#### MOV（関連事例シート No. 33, 34）

1978年12月に行われたエンジン2001の最終領収試験において、燃料側タービン排気温度が上昇して非常停止がかかった。しかし、それと同時にメイン・インジェクタの液体酸素マニホールドが破裂して火災が発生した。<sup>14), 23)</sup>エンジンは内外部ともに広範な損傷を受けたが、設備側の被害は電線、空圧系および油圧系配管、カメラなどの損傷にとどまり、テストスタンドの構造部材には損害はなかった。

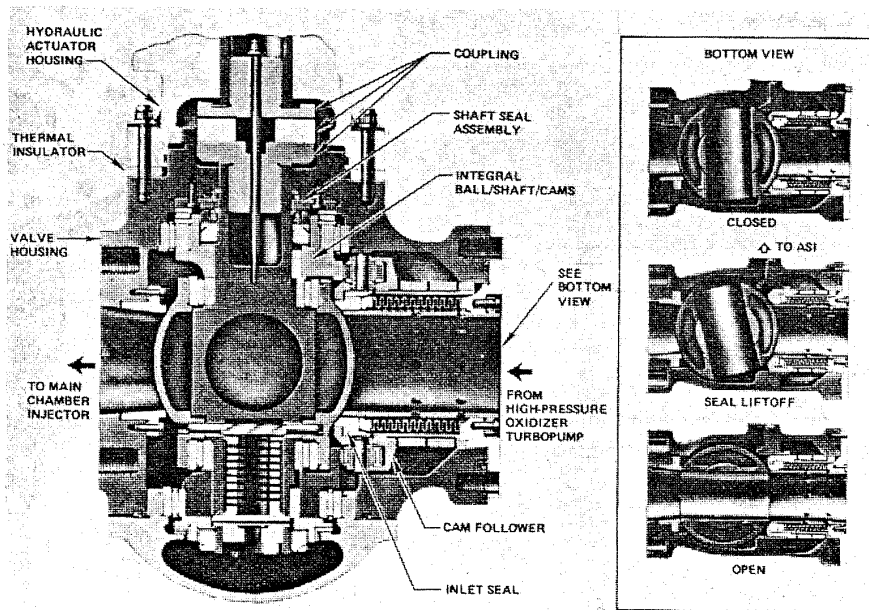


図 62 酸素主弁 (MOV)<sup>23)</sup>

高速度カメラの記録とデータ解析とから、不具合は最初に MOV (図 62) に発生したことが明らかになった。そこで、殆ど壊れずに残った弁を回収後に再生して調査を行った結果、図 63 に示す様に、MOV の入口側スリーブのフランジ部とそれに密着した薄いシムの双方が右側に見えるボルト穴付近から溶融し始めている事実が見つかった。このことと他のデータや観察から、不具合のシナリオとして次の様な結論が下された。MOV は液体酸素流れの音響および流れ特性に起因する 7200 Hz のレンジの激しい振動を被っていた。そのために MOV 入口にあるスリーブのフランジを固定していた A 286 鋼製のボルトが緩み、そのネジ山の部分が間にはさんである 302 CRES 製の薄いシムに振動的に当たり、こすったために局部的に発熱した。このためシムは液体酸素と反応して発火し、火災は 21-6-9 CRES 製スリーブとそれを囲む Inconel 718 製ベローへと伝ばした。火災のために下流側は溶け始め、同時にダクト内とインジェクタ・マニホールド内の圧力が Inconel 718 の高温強度を上回るまで上昇して破裂に至った。

対策として以下の様な措置がとられた。まず、ボール・シールとカム・フォロワとのすき間を 0.002 インチ増すなどの再調整と、入口スリーブ肉厚の 0.150 インチへの増加ならびにボールと軸の押えを堅固にするなどの設計変更により振動を減らした。

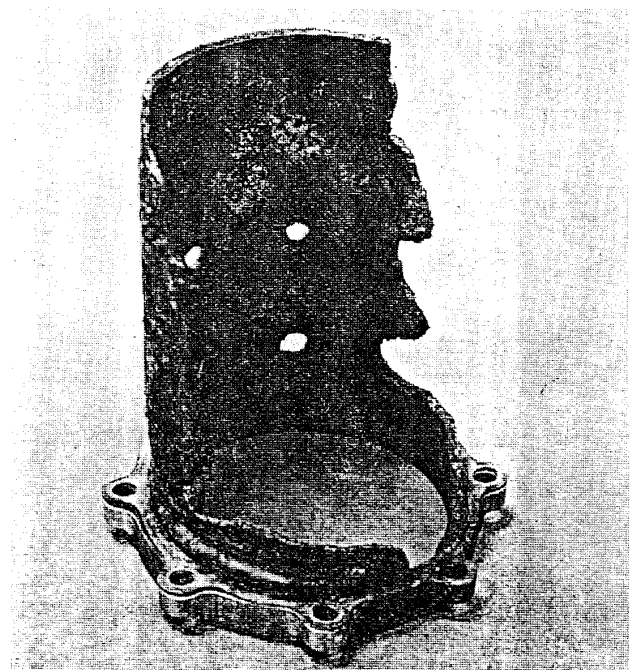


図 63 焼損した MOV の入口スリーブ<sup>23)</sup>

また弁の部品の内、互いに対をなして密着していて、振動の際に相互にこすったりたたき合う可能性のある部分には、LOX と適合性のある二硫化モリブデン系の固体潤滑剤を使用して、摩耗や発熱を防ぐ様にした。

設計が修正された MOV は、エンジン 0201 に取り付け 1979 年 1 月 30 日から試験が再開され、当初は良好に作動した。しかし、2 月 12 日の試験の後に

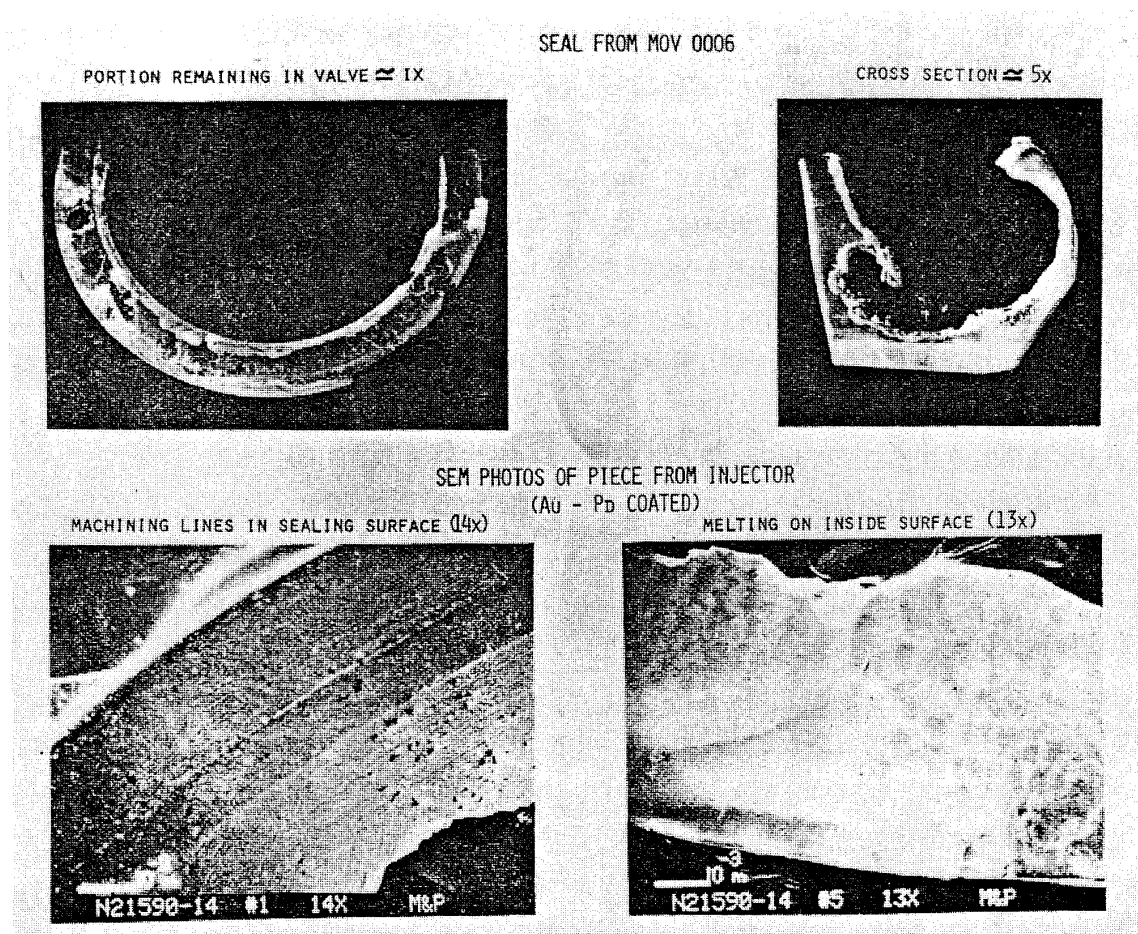


図 64 MOVのボール・シールの侵食状況<sup>23)</sup>

MOVを分解したところ、Kel-F製ボール・シールが激しく侵食されているのが見つかった(図64)<sup>23)</sup>。ボール・シールはボール弁のボール上流側のシールに使われるリング状の部品であるが、このボール・シール・リングが円周360°の内の約120°の部分しか残っていなかった。インジェクタ裏側からは、液体酸素流によって運ばれたボール・シールの破片が見つかった。また他の部品についても点検したところ、多くの固体潤滑箇所にも摩耗や打痕が見られた。計測によるとMOVは7400Hzの振動を受けており、振動対策としてなされた設計変更は有効に機能しなかったことになる。

Kel-Fシールの不具合は初めてのことであり、その原因が調査された。以前の試験に使用された部品を再点検すると、いくつかのMOVシール表面には、表面加熱やキャビテーション侵食の徴候が見られた。そこでKel-F試料の高周波疲労試験を行ったところ、8000Hz、0.0003インチ振幅の場合、10秒間で表面温度は170Fに上昇し、一部には溶融が見られた。

インジェクタから回収されたシールの破片が侵食、溶融の痕跡を残していたことも考え合わせると、ボール・シールは試験中の高周波振動により内部溶融を起こしたものと結論が出された。シール材質は内部では軟化したが、表面は液体酸素流のために冷やされて固いままであったので、内部は強度低下を起こす一方、表面は脆くなりクラックが発生して破損したものである。

著者らが入手した調査資料の範囲内では、この不具合に関する対策は必ずしも明確ではない。しかし、この種の不具合の対策としては、まず高周波振動を打消さねばならないことは明白であり、その方針に従って再設計がなされたものと考えられる。また、文献23の記述によれば、高周波振動の打消策としてMOVの入口フランジのインターフェース付近の小さなすき間を閉じたことを示唆している。

#### MFV (関連事例シート No. 35)

1979年7月に行われたMPTA試験の際、エンジン区画において水素漏洩が検知され試験が中断した<sup>17)</sup>

点検したところ、MFVのハウジングにクラックが発生し、エンジンにも若干の被害が出た。

MFVを分解して検査した結果、チタン製ハウジングにクラックが生じた場所は、弁を開く際にボール・シールを浮かすためのカム・フォロワ用の切込部であった。調査によると、クラックが生じた部分の応力は、エンジン運転中に降伏点かそれ以上に達することがわかり、ハウジングに関する広範なラボ試験が行われた。その結果、問題の高応力部は切込部の設計に若干の手直しをすることで解決することがわかった。その方法は高応力部の曲線形状を緩やかにすることで、これにより応力集中は相当程度緩和された。

#### 熱交換器（関連事例シート No.36）

熱交換器は、液体酸素タンクの加圧用ガスを得るために、高圧液体酸素ポンプ出口から分岐した液体酸素を加熱するものであり、HPOTPのタービンを出た流れが向きを変えた位置に熱交換用コイルが設けられている。

1978年12月のエンジン 0007 の試験の際に、熱交換器の出口配管付近から火災が発生した<sup>23)</sup>。調査の結果、火災の発生源が熱交換器であることが明らかになった。被害は熱交換器、HPOTP、ホットガス・マニホールド、メイン・インジェクタが主であって、テストスタンドには重大な損傷は残らなかった。

この不具合の原因は、熱交換用コイルからの酸素の漏れであるとの調査結論が出た。すなわち、漏れによって酸素過剰になったガスは隣接するコイルを切断したために、多量の酸素が酸素過剰のタービン排気流に吹き出したものである。このため酸素過剰になった混合気が着火し、デトネーションによる衝撃波のために損害の範囲が広がったものである。トリガとなったコイルの漏れの発生原因については、いくつかのそれらしい理由は考えられたが、決定的な結論を下すには至らなかった。最もありそうな原因としてあげられたのは、補修溶接作業中の電気アークによるコイルへのピンホールの発生である。すなわち、基礎試験の結果から、コイルと支持用ブラケットの間に高周波アークが飛ぶとピンホール・リークが起こる可能性が実証されており、熱交換ユニットの製造過程では十分に注意が払われていた。し

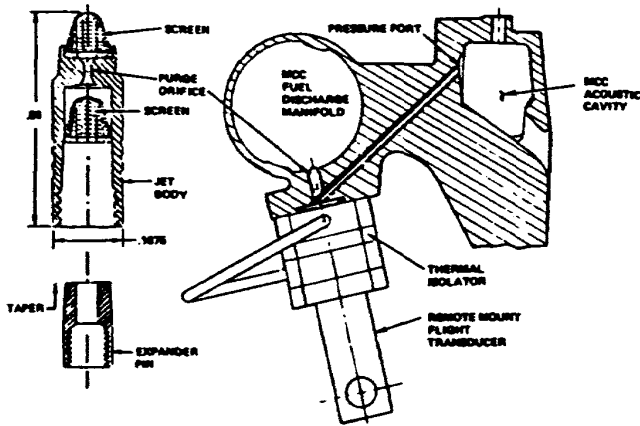
かし、溶接作業者が溶接部に最も近い構造部でない外部の配管などに溶接機の接地側を落したりすると、電流経路は補修点近くのコイルとブラケットの間にアークが飛び、ピンホールを生ずる可能性が十分にあった。

この種の不具合の再発を防ぐために講じられた対策は、溶接マニュアルの再点検と作業者の再教育、コイルの漏れ検知法の改善、コイルの気密試験圧の上昇、コイル成形法と洗浄法の改善などである。

#### エンジン制御系（関連事例シート No.38）

SSMEは既述の様に混合比と推力が可変である。これらの制御は、燃料と酸素それぞれの高圧ターボポンプ間のタービン・パワーの配分を、それぞれのプリバーナ酸素弁の調整によって変えることによりなされる。すなわち、推力は酸素側プリバーナの酸素弁により、混合比は燃料側プリバーナの酸素弁により制御される。これらの制御はエンジン制御系に内蔵されたデジタル・コンピュータによる閉ループ制御系によりなされる。エンジン制御系は、この他に各部のモニタリング、空圧および油圧系の電磁弁を介しての起動と停止のシーケンス制御、飛行前のエンジン各部の機能チェックなどを行う。これらの制御を行うデジタル・コンピュータは2台搭載されて冗長系を構成しており、1台が故障すると20ms以内にもう1台に切替えて運転を続けるフェイル・オペレーション、2台目も故障するとエンジンが停止するフェイル・セーフの機能を持っている<sup>2)</sup>。

1980年7月の領収試験の際に、HPOTPに火災が発生して10秒後にエンジンが停止した<sup>20)</sup>。調査の結果、この試験の起動トランジェントの間に2種類の不具合が発生して、エンジンの運転状態が異常になったことが判明した。すなわち、1つは試験開始後3.34秒で試験設備の電圧変動のために、2系統ある制御系の一方が停止して冗長構造は失われたが、フェイル・オペレーション機能により残りの系統に切替えて運転を続行したことである。もう1つは、試験開始後3.92秒で、燃焼圧センサーを熱保護するパーズ・オリフィス・アセンブリ（図65）が所定の位置からセンサー寄りにずれてしまったことである。このため、圧力センサーは燃焼圧より高目となる燃焼室の冷却剤圧力を検知してしまい、燃焼圧を低下させ



MCC: Main Combustion Chamber, 主燃焼室

図 65 燃焼圧センサー用パージ・オリフィス・アセンブリ<sup>20)</sup>

るべく、エンジン制御系は、混合比 3.5，出力 60% という制御信号を出した。このために HPOTP は設計点を外れた条件で運転を強いられ、軸推力のバランスがとれず軸方向のこすり合わせが生じて火災に至ったものである。

実際の飛行では、固体ロケットブースタの着火前に冗長構造が損われると、エンジンは停止する様になっていたが、エンジン 1 台の地上試験のシーケンスではこれはエンジン停止の条件とはなっていなかった。もしそうであれば、最初の不具合でエンジンは安全に停止していたかも知れない。そこで試験時のエンジン停止の条件として冗長構造の欠落が加えられた。また HPOTP のタービン排気の低温限界として 550 R が設定され、極端な条件で運転されることのない様に配慮した。更に燃焼圧センサーの熱保護用パージ・オリフィス・アセンブリの固定をもっとしっかりする様に設計変更するとともに、エンジンの起動トランジェントの間は、2 系統で燃焼圧の検出比較を行い、両者に違いがあれば、固体ブースタの着火前にエンジンを停止する様にソフトウェアを変更した。

試験設備 (関連事例シート No.39~41)

SSME の単体試験を行う試験設備は、ミシシッピ州の NSTL に 2 基、カリフォルニア州ロケットダイソン社の SSFL に 1 基設置された。試験設備に係わる不具合として収集できた全事例が SSFL 関連のものとなったが、これは当該設備が既存の試験装置を流用したもので、特に SSME 用に最適化設計がなされ

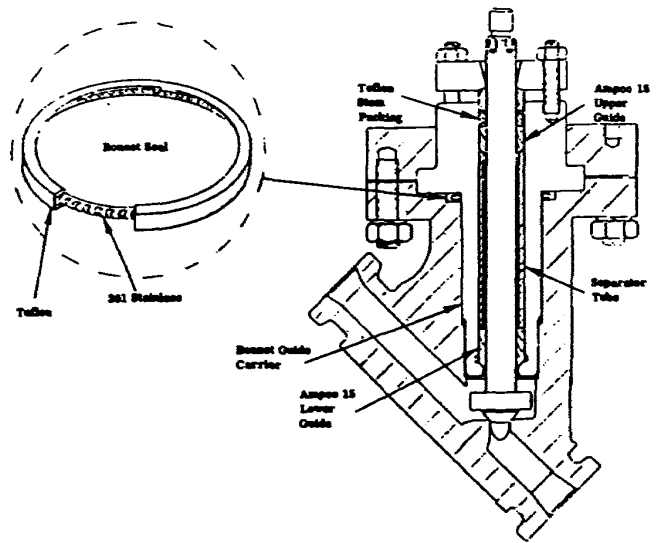


図 66 酸素側プリバーナ系酸素配管ブリード弁<sup>23)</sup>

ていないことによるものと考えられる。収集事例は酸素系の設備用弁に係わるものばかりである。

1975年3月の SSME パワーヘッド部燃焼系の着火試験の折、爆発が起こり試験が中断するとともにアセンブリにも損害が生じた。同時に酸素側プリバーナ系 LOX 配管途中にあるブリード弁 (Annin 製 7800 シリーズ、口径 2 インチ、図 66) のテフロン製ボンネット・シールが燃えたことが明らかになった。<sup>23)</sup>そこで、このテフロン・シール着火の原因および爆発との関連について検討された結果、次の結論を得た。すなわち、酸素主弁の開き方の異常のために、酸素系配管内に圧力サージとこれに伴う過大圧力が発生して、爆発や燃焼波の伝播が発生した。アセンブリの損傷はこれらが原因となって直接に引き起こされたものであって、テフロン着火のせいではない。また当該ブリード弁は、シールとスプリング以外の損傷が見当らず、テフロン着火の原因は、ブリード用分岐配管内のガス酸素が圧力サージにより断熱圧縮されて高温になったことと、テフロン・シールがサージ圧力にさらされる様な向きにブリード弁が取り付けられていたことによるものである。対策として次の様な措置がとられた。すなわち、酸素主弁開き機構とサーボ・システム機構の変更、耐サージ圧の高い流量計を再設計、弁を閉じた状態でシール部が圧力サージから保護できる様に同形式の弁の取り付け向きの逆転などである。

1976年2月の LPOTP と HPOTP の認定試験の際

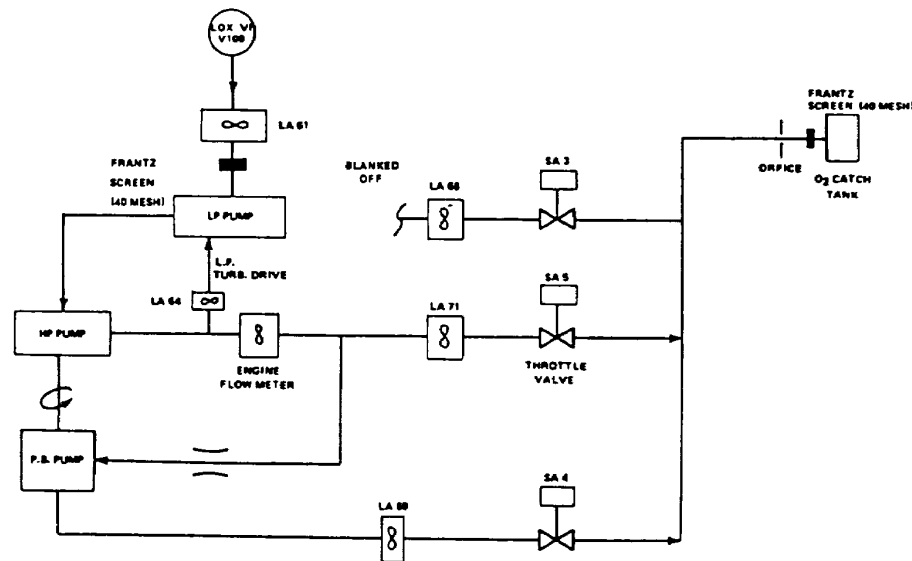


図 67 酸素側ターボポンプ試験設備の系統図<sup>23)</sup>

に、14 秒後に火災が発生した<sup>23)</sup>。LPOTP はわずかの損傷を被った程度であったが、HPOTP はひどく損傷を受けていた。設備配管と HPOTP 下流の弁の数か所が、液体酸素との火災によって破壊や焼損を被った。テストスタンドも損傷を受けたが、その大部分はこぼれた油圧系オイルの火災のためである。試験設備の系統図を図 67 に示す。

事故調査委委員会は事故原因とその状況について、次の様に結論を下した。すなわち、設備側流量計 (LA 71) が何らかの原因で羽根の折損を起こし、その羽根が下流にあるコンポーネント (恐らくは調量弁 SA 5) に当たって、その衝撃によって着火したというものである。この弁はキャビテーション状態で使われていたことが明らかになった。そのため酸素ガスが発生しており、一度着火すれば燃焼波の伝ばを助長する傾向にあったことになる。そのため、系内の火災は HPOTP からの流れを阻害し、配管内には過大圧が生ずるとともに、プリバーナ・ポンプの流量は減少することになり、最後には HPOTP を過大速度と火災に導いたものである。

この事故の後、次の様な対策がとられた。

- 1) 流量計の機械的振動による羽根の折損やピンおよび保持リングの脱落のリスクを減らす様に再設計した。
- 2) 調量弁の操作手順を改良して、大流量でのバルブ・ポジションの変化を最小になるようにした。またキャビテーションを避けるとともに、

外部から混入する異物粒子を捕捉するためのスクリーンが追加された。

- 3) 外部から異物が系内に混入することのない様に検査を厳重にした。
- 4) 流れが引き起こす機械振動を減らすための支持構造を追加した。
- 5) スタンドに火災が発生したら、油圧系を切離す様に設計を変更した。
- 6) 電線類に保護カバーをつけたり、断熱処理をするなどの改良を行った。
- 7) 流量、振動あるいは温度などの異常を検知するモニターを追加した。

1977年6月、SSME プリバーナのアセンブリ試験の起動トランジェントの間に、プリバーナ・メイン酸素調量弁に火災が発生し、続いて設備の液体酸素配管が焼失した。試験後の点検から、問題の調量弁 (プラグ上方に向かって液体酸素が流れる) のプラグおよびボディのシート部とその下流が燃えており、ボディは 1 インチの深さまで溶けていることが判明した<sup>23)</sup>。

調査班は、液体酸素流れにより引き起こされたバルブ・シートの侵食とバルブの振動が複合して材質の着火を招いたとの結論を下した。燃焼試験のデータを解析すると、当該調量弁の調量特性が、一連の試験の間に変化していることがわかった。これは、試験の度にプラグの侵食が進行したことを物語っており、この侵食はキャビテーションに起因している。



キャビテーションによるバルブ・シート部の振動のため、プラグとシートは液体酸素雰囲気の下で、衝撃的かつ振動的な接触を繰り返した。そのため温度が上昇するとともに、表面は常に未酸化金属面が露出しており、これが着火に結びついたというものである。

この事故の後には次の様な対策が講じられた。

- 1) 弁の取り付け向きを逆にして、プラグの下方に向かって液体酸素が流れ込む様にした。この方法により、キャビテーションとそれによる誘起振動を減らし、弁の閉止時のサージによる軸シールの損傷を防ぐことをねらった。
- 2) プラグとシート間のすき間を調整して、振動の衝撃を小さくすることに努めた。
- 3) 組付ボルトを緩まない様に手直しを行った。

#### 4.4 搭載エンジン

OFTプログラムにおいては、SSMEの運転試験は5回にわたって行なわれた。<sup>38)</sup>それらは1981年2月20日にKSCで行なわれたコロンビア号のFRFおよび1981年4月12日から1982年6月27日の間に行なわれたコロンビア号の4回にわたる飛行(STS-1からSTS-4)であり、いずれも成功裏に終了した。OFTを経たスペース・シャトルは1981年11月11日のコロンビア号の5回目の打ち上げ(STS-5)から本格的な運用期に入った。

FRFおよびSTS-1からSTS-5においては、いずれもRPL仕様の三基のエンジン2007, 2006, 2005が一貫して使用され、表4に示したような多数の保

守点検、修理作業が行なわれている。その中には、いくつかのエンジン・コンポーネントや部品の置き換えが含まれているが、それらは現場またはエンジン工場において短期日の内に交換可能なLRU(Line Replaceable Units), すなわち低圧および高圧ターボポンプ、バルブ、流量計、点火器、ノズル、コントローラーに限られている。取りはずされたLRUは、修理または保守作業の後、次の再使用のために予備として保管されることになる。LRUの中で最も多くの保守作業を必要としたのは高圧ターボポンプであった。HPFTPのタービン・エンド部は飛行後、一回置きに必ず保守点検を受けることになっており、タービン・ブレードは運転時間5000秒毎の交換を義務付けられていた。また、HPOTPも保守点検および運転時間3000秒毎のタービン・ブレード交換が義務付けられていた。コロンビア号で5回の飛行経験を経た三基のエンジンは、いずれも引き続き再使用可能な状態であったが、機体から取りはずされた後、FPL仕様のエンジンに改造される予定である。1983年4月4日に打ち上げることになったチャレンジャー号(STS-6)には、別の104~109% RPL仕様のエンジンが搭載されている(当初予定ではエンジン2011, 2015, 2012)。

スペース・シャトルも6回目の飛行を迎えることになった現在、搭載エンジンとしてのSSMEに関する異常報告がいくつかなされている。<sup>24), 38)</sup>不具合という観点からは、コロンビア号で起きた燃焼圧トランスデューサーの下降ドリフトの問題、およびチャレ

表4 コロンビア号のSSME保守点検作業<sup>38)</sup>

COLUMBIA SSME MAJOR COMPONENT MAINTENANCE SUMMARY MFV: main fuel valve. MFVA: main fuel valve actuator. CCV: chamber coolant valve. HPOTP: high pressure oxidizer turbo- pump. HPFTP: high pres- sure fuel turbopump. MCC: main combustion chamber. PAV: pressure actuated valve. LPOTP: low pressure oxidizer turbopump. FPB: fuel preburner.	Post FRF	Post STS-1	Post STS-2	Post STS-3	Post STS-4
	<b>A. Engine No. 2007 (E-1)</b>				
	CCV actuator replaced	Nozzle repairs HPFTP blades inspec- tion	HPOTP intermedi- ate seal PAV replaced	HPFTP replaced	HPOTP replaced
<b>B. Engine No. 2006 (E-2)</b>					
	MFV replaced CCV actuator replaced Controller replaced	MFV/MFV actuator replacement FPB igniter HPFTP blade inspection	HPOTP intermedi- ate seal replaced Hot gas temp. sensor replace- ment	MCC igniter replaced FPB P <sub>c</sub> meas. replaced HPFTP blade inspection FPB injector reworked LPOTP replaced	FBP P <sub>c</sub> measurement replacement MCC No. 2 igniter replaced HPFTP replaced
<b>C. Engine No. 2005 (E-3)</b>					
	CCV actuator replaced FPB igniter Nozzle tube repairs	Nozzle repairs FPB baffle repair HPFTP blade inspection	HPOTP intermedi- ate seal PAV replaced HPOTP blade inspection Nozzle repairs	Replaced HPFTP turbine shield nut and washer HPFTP turbine blade inspection	HPFTP replaced MFV/MFV actuator replaced Nozzle repairs

ンジャー号のエンジンの溶接部で発見された一連のクラックの問題を取り上げることにした。残りの大部分の問題は、表4で示したバルブ故障、ノズル補修、タービン・ブレードのクラック、点火器の侵食といったLRUの修理または保守作業に属するものであった<sup>30), 31)</sup>

#### 燃焼圧トランスデューサー（関連事例シート No. 42）

1981年4月12日のコロンビア号の第一回の飛行で、SSMEの燃焼圧指示が打ち上げ後80～100秒を経た時点から徐々に下降ドリフトを始めた<sup>24)</sup>この現象は三基のエンジンのチャンネルB燃焼圧トランスデューサーのすべてに発生し、燃焼圧指示は図68（破線）に示したようにRPL燃焼圧値より17～38 psi低い値にまで下降していった。また、この燃焼圧指示の下降ドリフトのために混合比制御系が働いて、図69に示すように、動力飛行の終わりの部分ではSSMEの混合比は若干の増加傾向をたどった。コロンビア号は打ち上げ後80～100秒で、ちょうどMax-

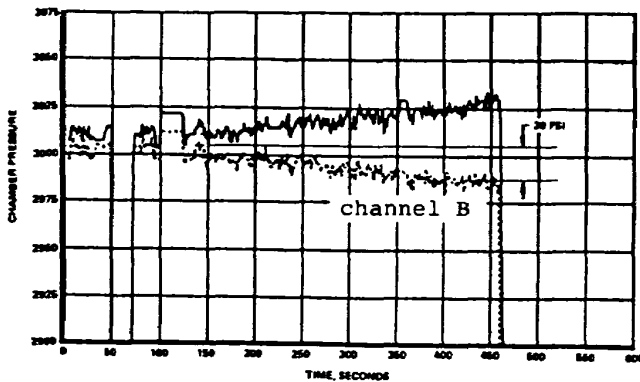


図 68 燃焼圧指示の下降ドリフト<sup>24)</sup>

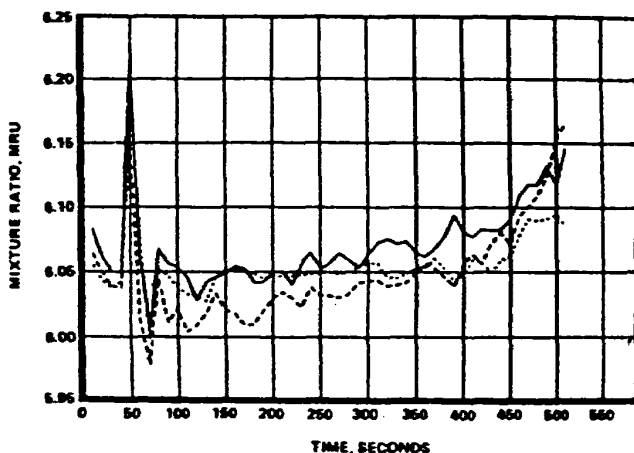
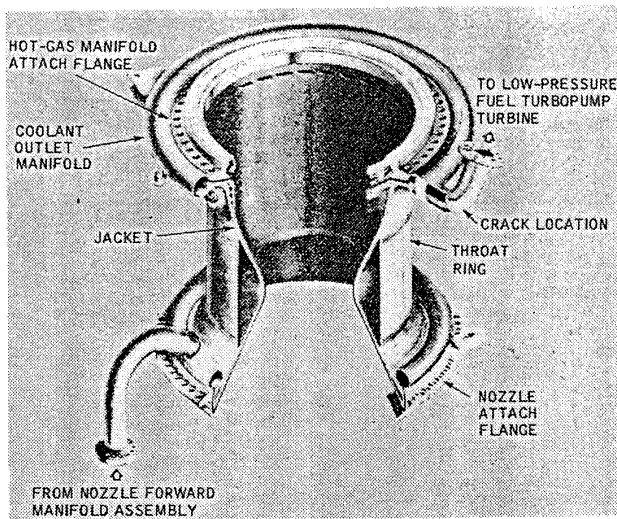


図 69 三基のエンジンの混合比の変動履歴<sup>24)</sup>

Q（最大空力負荷）の時期を過ぎ、真空に近い領域を飛行し始めているが、この時期と燃焼圧指示の下降ドリフト開始時期とが一致しているように見受けられた。調査してみると、問題となったチャンネルB燃焼圧トランスデューサーはHPOTPのタービン・シールのドレイン・ライン直近に位置しており、ドレイン・ラインを通過している高温ガスによる熱放射を受けていたことがわかった。しかし、コロンビア号が大気中を飛行している間は、燃焼圧トランスデューサーは周囲の空気によって冷却されるので、熱放射を受けても大きな影響は無かったが、真空に近い領域を飛行し始めると空気によって冷却されることが無く、熱放射の影響を大きく受けたものと判断された。実際、エンジン試験において環境シミュレーションを行なってみると、この問題をよく再現することができ、搭載エンジンの燃焼圧トランスデューサーは熱放射を受けて下降ドリフトを起こしていたことが確認された。対策として、搭載エンジンのHPOTPのドレイン・ラインには熱絶縁が施され、燃焼圧トランスデューサーに熱放射の影響を及ぼさないように、放射シールドが設けられた。また、燃焼圧トランスデューサーの周囲にも熱絶縁が施された。この様な設計変更の後、再びエンジン試験を行なった結果、これらの措置がじゅう分に有効であることが証明され、燃焼圧トランスデューサーの下降ドリフトの問題は解決した。

#### 主燃焼器冷却剤出口マニホルド（関連事例シート No. 43）

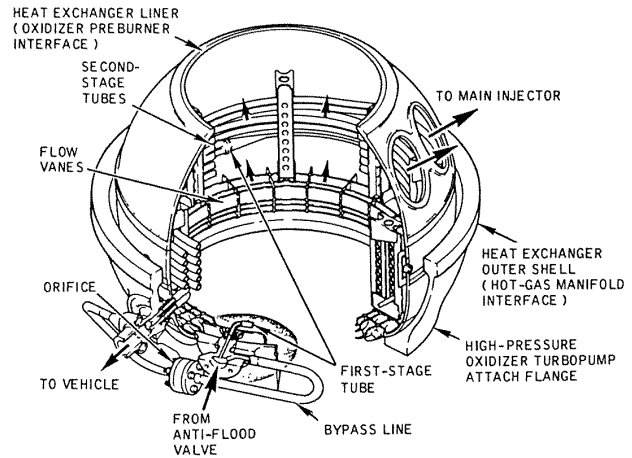
1983年1月29日、チャレンジャー号（同年3月19日に打ち上げ予定であった。）の二回目のFRFが終了した後、第1エンジン（エンジン2011）の水素冷却剤出口マニホルドに長さ0.75 inのクラックが発見された<sup>39)</sup>このマニホルドは図70に示したように、主燃焼器を冷却した水素がLPOTPに向かうための通路であり、放置して使用すれば漏れた水素がエンジン・コンパートメントに充満してオービターが大気中を上昇飛行している間に爆発を起こす惧[おそ]れもあると判断された。クラックが発見されたマニホルド出口部は、製造過程の不注意による損傷のため、修理された経歴を持っている<sup>41)</sup>その際、損傷部位は切断されて新しい出口部が溶接されたが、燃焼

図70 冷却剤出口マニホルドのクラック<sup>39)</sup>

器本体に隣接した小さな領域であったため、溶接後の熱処理による残留応力の解消がじゅう分に行なわれなかった。さらに、この溶接作業がマニホルド外皮である Inconel 718 材を劣化させ、マニホルド内皮である銅の保護コーティングを剥がしてしまった。そのため、Inconel 718材は FRFの間、温められた水素の流れに直接さらされることになり、このこともクラック発生 の 要 因 とな っ た と 考 え ら れ た。このマニホルド出口部の修理に関しては、当時は予算的にもスケジュール的にも、それ以外の方法が考えられなかったという見解と金属学的に再検討されるべきだったのではないかと見解がある。また一方では、チャレンジャー号の第一回目の FRF の後の水素漏れ点検で、やや異常であることが検知されていたにもかかわらず、このクラックを発見できなかったことが重視され、検査体制や検査の実施要領が見直されることになった。チャレンジャー号の第一エンジンとしては予備のエンジン 2016 が搭載予定となった。

#### 熱交換器（関連事例シート No. 44）

チャレンジャー号の第一エンジン（エンジン 2011）のマニホルド出口部に水素漏れが発見されたため、予備のエンジン 2016 が搭載される予定であったところ、1983年2月下旬、図71に示したように、エンジン 2016 の熱交換器コイルの溶接部に漏れが発見された<sup>40)</sup>。熱交換器コイルが作動中に漏れを起こせば、爆発的な火災によって惨事を引き起こす可能性がある。

図71 熱交換器コイル<sup>40)</sup>

問題となった熱交換器は1977年に製造されたものであるが、既述の1978年のエンジン 0007 の火災事故調査からも明らかなように、当時は溶接に対する評価基準が徹底しておらず、熱交換器のコイル部分の溶接箇所 に 欠 陥 が あ っ て も そ れ を 見 過 ぎ し て い た 可 能 性 が あ る。そのため、エンジン 2016 の認定試験の際には、既に溶接部が破断しており、漏れが進行していたのではないかと推定されている<sup>41)</sup>。熱交換器コイルの漏れという重大な不具合が、搭載直前になって初めて発見されたことは問題であり、古い時期に製造されたエンジンについて、その品質管理体制が見直されるとともに、さらに漏れに対する検査体制を厳重なものにするのが考えられている。なお、溶接箇所の評価基準は既述のように、この熱交換器が製造されて間もなく改訂されている。チャレンジャー号の第一エンジンとしては、さらに予備のエンジン 2017 が搭載予定となった。

#### 主燃焼器点火器用燃料配管（関連事例シート No. 45）

1983年3月初旬、チャレンジャー号（同年3月19日打ち上げ予定）の第二エンジン（エンジン 2015）で、主燃焼器の ASI（Augmented Spark Igniter）燃焼室へ極低温水素を供給するための 0.5 in 径配管に漏れのあることが確認された<sup>42)</sup>。検査の結果、図72で示した位置の Inconel 625 製部材に大きなクラックが発見された。この部分は搭載前の地上試験の折、FPL 運転に移行した際、隣接した構造部材との接触の危険性が指摘され、後にスリーブがろう付された部位であった。念のために他のエンジンについても検査したところ、第三エンジン（エンジン 2012）と

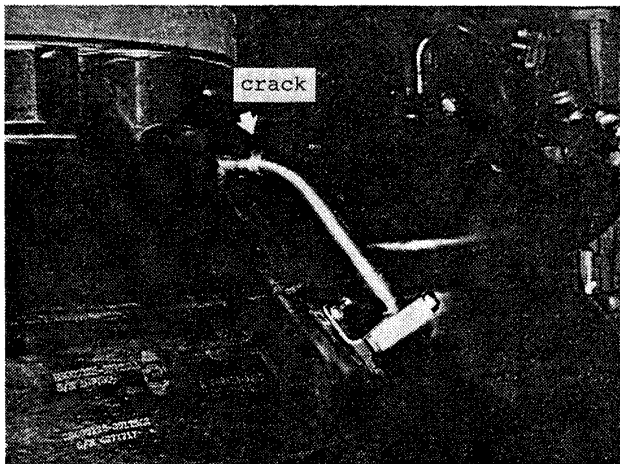


図 72 点火器用燃料配管<sup>42)</sup>

以前に第一エンジンとして使われる予定で熱交換器に漏れが見つかったエンジン 2016, さらに NSTL にある予備エンジン 2014 と 2010 にも全く同様なクラックが発見された。クラック発見直後の所見では、原因として一つには設計上の欠陥が、またもう一つにはスリーブをろう付した際の配管への加熱が Inconel 625 材に悪影響を及ぼした点が挙げられた。特に溶接に関連する因子はチャレンジャー号の第一エンジンにおける不具合（最初はエンジン 2011 の燃焼室冷却マニホールドの漏れ、次いでエンジン 2016 の熱交換器コイルの漏れ）と同じカテゴリーに属しており、疑いがもたれるところであるが、この調査がなされた時点では、詳細な解析がその緒についたばかりであった。いずれにしても、原因が確定していないので、根本的な対策はたてられていないが、当面の対応として次の措置が採られた。すなわち、配管がクラック発生部で 8~9 in 切断され、そこに Inconel 625 製の新しい部材が溶接された。なお、チャレンジャー号（図 73）<sup>43)</sup>では、この部分にスリーブを取り付けることは予定されていない。

#### 4.5 まとめ

SSME 開発プログラムは度重なる不具合との遭遇による困難を克服して、これまで数回にわたりスペースシャトルの飛行を実現させ、ひきつづき FPL 認定と長寿命化における努力が続けられている。ロケ

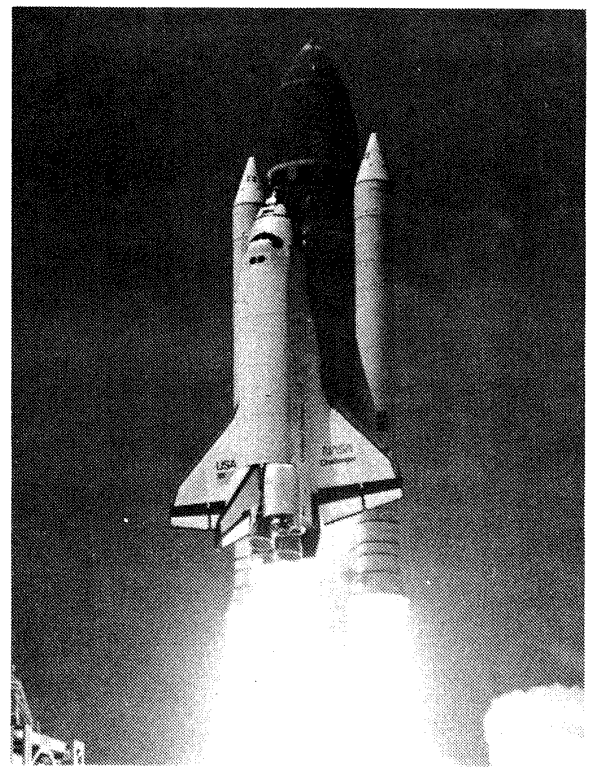


図 73 チャレンジャー号(STS-6)の打ち上げ<sup>43)</sup>

ットダイン社の報告によれば<sup>26)</sup>、SSME 開発途上の不具合発生件数は 1981 年段階で 5000 件以上に達しており、搭載型エンジン（フライト型・開発用エンジンを含む）以後でかつエンジン自体の欠陥が原因となるものはそのうち約 290 件、再使用に影響を及ぼすものはさらにそのうちの約 100 件とされている。本資料ではこれまでに報告された不具合データのうち収集可能なものについて調査を行い、重要と思われる事項について内容、原因およびその後の対策などをのべて来た。この中では J.R. Thompson（プロジェクト・マネジャー）の報告<sup>25)</sup>で重要課題であったとされている①ターボポンプ・ベアリングの負荷配分、②ターボポンプ・ダイナミックシールの耐久性、③タービンブレードの疲労限界、④酸素系における部品のフレッチング\*、⑤高圧ダクトおよびメイン・インジェクター酸化剤ポストに対するダイナミック負荷などの問題についても詳述した。報告されている不具合データのうち、事例の断片的な

注\* 要素部品どうしが、固定されているべき接触面で、微小振幅の相対すべりをくり返し生ずる現象で、摩耗、き裂およびゆるみなどの原因となる。

記述にとどまるものを参照する場合には、別の関連データを参照、検討の上、許される範囲で解釈を加えた。ここでは以上のまとめとして各系統について不具合の背景と、高圧エンジン開発における留意事項について考察する。

### 燃焼器系

SSMEの基本的特徴は高圧であること、二段燃焼サイクルであること、再使用性および長寿命を有することであった。開発における不具合発生という観点から燃焼器を見ると、再使用性および長寿命化に関して最も問題があったと言える。すなわち、メイン・インジェクタおよびプリバーナ・インジェクタともに、開発期間を通して解決が求められたのは、LOXポストの高サイクル疲労に対する要求寿命の達成である。燃焼室自身は当初高圧における冷却の問題がクローズ・アップされたが、溝構造燃焼室が採用された結果、調査した範囲では不具合の報告は見当らない。しかし、低サイクル疲労に起因する問題のためか、前述のように起動回数は計画時の仕様が100回であったものが55回に減っている。

不具合を起した箇所を推進剤別に見るとやはり液体酸素に関連したものが多し。これは燃焼系では常に水素が隣り合っているため、わずかの漏れによっても混合して燃え易いことと、液体酸素自身が衝撃や振動によって金属と反応し易いという事情を持つためであり、火災を発生して大事故に至る危険性が高く、漏れ等に対する慎重な配慮が必要である。

開発を進めるに当たっては、設計の合理性が求められる訳であるが、この関連ではHPFTPのタービンからメイン・インジェクタにホット・ガスを移送するマニホールドの例がある。このマニホールドを3分割した際の流量分布に関する検討の不十分さがLOXポスト不具合の間接的なきっかけになっており、短期的な設計変更の困難さの故に流量分布の不均一は現在も克服されていない。基本的コンフィグレーションに関する設計の不合理的を解決するのは困難であることを示している。この問題を解明する際に、モデル計算などと共に、3分割されたダクトの流量や流速の分布を明らかにするラボ試験(Laboratory Test)が行われた。設計や開発の過程でラボ試験を併用するのは効果的と言えよう。

製造に関する観点からは、材料の選定および品質管理に関連する不具合が起っている。メイン・インジェクタLOXポスト用として当初高温強度の点から選定されたHyness 188が溶接性の問題から316Lに変更になり、後日溶接技術が克服されて、結局再びHyness 188に戻されており、加工性と強度という相反条件を満たす材料選定の困難さを物語る。ノズルのろう付不良、プリバーナ・インジェクタ噴射要の燃料流入オリフィスのオフセットと同軸度不良そしてノズル・チューブ中へのろう材粒子の混入などによる不具合はいずれも品質管理の不十分さに起因するものと言える。

### ターボポンプ系

ターボポンプの開発上の不具合事例については、いずれの場合もそれら不具合が発生した背景には、SSMEのターボポンプに要求された苛酷とも言える開発仕様が存在していることを否定できない。すなわち、過去に類を見ない高圧・大流量、可能な限りの軽量化、加うるに長寿命・再使用性という条件は開発当事者の立場からすれば極めて挑戦的な課題であり、特に高圧ターボポンプの開発に関してはどのコンポーネントも平等に困難であったと言わなければならない。しかしながら、SSME開発の経緯を教訓とする者の立場から再度、今回の調査を整理、検討してみるならば高温配管の漏れ等の品質管理の問題かとも思われる事例を除いた他の多くの不具合事例からは、共通事項として次に述べるような二つの有益な示唆を得ることができる。

一つには、設計および設計変更においては根拠の薄い楽観主義を徹底的に排除することであり、もう一つには、いわゆるラボ試験の必要性が挙げられる。例えばHPOTPが遭遇した液体酸素第一シールからの火災などは、この部分の安全性についてラボ試験の経験を積んだ研究室レベルでの検討が予め実行されていれば回避できた可能性が高かったと考えられる。一方LPOTPを用いたブースト・ポンプ系を採用していたにもかかわらずHPOTPで吸込性能が不満足であったために後にインデューサーを付加した事例や、HPOTPのベアリング接触角の変更によるベアリング・カートリッジのロック・アップ現象などは、いずれも設計または設計変更がもたらす結果

について検討不足であったと思われるにもかかわらず楽観的な決定がなされたことを推測させる。また HPFTP において段間シールが主要因となって発生した次同期振れ回りの問題は、既に 1975 年に Childs によって予測されていたものであるが<sup>9)</sup>、この場合も楽観的な設計方針を採らず、さらに段間シールおよび軸受支持に関するラボ試験を実施しておれば回避できた問題であったかもしれない。いずれにせよ、SSME のターボポンプは FPL 仕様を満足するために依然として開発努力が続行されている際中であり、解決されなければならない問題をいくつかかかえている。それらは高圧ターボポンプのタービン・ブレードと高温ダクトのシート・メタルに発生するクラックの問題、再び遭遇しそうな気配のある軸振動問題およびベアリングの信頼性と寿命に関する問題である。クラックについてはタービン入口温度を低くするような事も検討項目に含まれているようである。

#### 配管・弁類その他

ここでは酸素 (LOX, GOX) の関与する不具合への対応がむずかしいことを再び述べておく。酸素の関与する不具合は火災等を含む事故につながりやすい。この不具合は配管・弁類等に限らず、ターボポンプ等その他のエンジンの主要コンポーネントについてもあてはまることであるが、SSME の基本的特徴である高圧・大流量という厳しい条件に起因する。高圧・大流量によってもたらされるのは複雑な境界層現象、要素中のガスポケット、キャビテーションおよび局所的な摩擦などであるが、材料と酸素に関する既知の反応メカニズムの関連づけはむずかしいとされている<sup>23)</sup>。SSME のこの不具合に対する対策は設計、システムの運転方法および材料の変更であるが、要素材料と酸素との衝撃感度については広範囲な研究を実施していた MSFC と、その他 2 カ所の研究施設においてスペースシャトル開発支援の目的で材料試験を実施していた。しかし反応感度については利用可能な情報は NBS による基本反応メカニズム、反応しきい値および抑制条件に関するごくわずかのものであったようである<sup>23)</sup>。SSME 開発プログラムにおいて酸素系用として特に新しく開発された材料はほとんど無いが、この代りに酸素系に安全に用いるべく選択した材料の適合性を確認するために徹底し

た材料特性確認プログラムが実行され、それもスペースシャトルの開発を支えた重要な要素であった<sup>23)</sup>。

SSME は我が国で検討されているブースター用ロケットエンジン (基本仕様案) に比べて推力で約 2~3 倍、燃焼圧で約 1.5 倍の大出力ロケットエンジンでしかも再使用可能であることは前述の通りである。開発途上に発生した困難な問題の原因は主として、この高圧・大流量と再使用を可能にする長寿命化を計る過程に存在した。ブースター用ロケットエンジンの出力レベルが SSME に比較して上記のように低く、また当面は使い捨て型であるとすれば開発途上に存在し得る技術的問題は相対的に少ないということと言える。しかし開発の難易はそれを支える技術蓄積に依存すること、および長寿命化は高信頼性と高性能エンジンの再使用技術につながり、これが高額の開発費を要する大型ロケットエンジンそのものの価値を長く存続させるであろうことに留意する必要がある。

米国における H-1, F-1 および J-2 その他の中・大型ロケットエンジンの開発で培われた技術基盤によって支えられて来た SSME の開発と、我が国の LE-5 エンジンを含む小型ロケットの開発経験による技術蓄積などに支えられるブースター用高圧ロケットエンジンの開発とを比較して、どちらが大きな負担を担うことになるかを判断するのはむずかしいし、又多分その必要もないであろう。必要な事柄は、先駆者である SSME に関する技術蓄積を我が国の自主技術開発とどのように調和させながら有効利用していくかということに関するフィロソフィーを持つことであろう。研究サイドにおける地道な活動、すなわちラボ試験、データの蓄積、先行研究が結局は大きな支えになるはずである。

## 5. あとがき

我が国の次期ブースター用ロケットエンジンの候補とされる高圧・液体酸素・液体水素ロケットエンジンの研究・開発に対する指針を得るために、SSME 開発途上の技術的問題に関する調査と検討を行った。調査内容からは

- 1) SSME の開発は多難であり、その要因は SSME の基本的な特徴そのものから生じたものである

が、基本設計における検討不足や材料選定および品質管理上からの問題も少なくない。

- 2) 厳しい仕様のため設計は限界に近い。タービンブレードのクラックやベアリングの寿命などターボポンプ系に関わる問題が未だ残されている。
- 3) HPOTPのように不具合に対する大巾な設計変更を行った例もあるが、基本的なコンフィグレーションの変更はむずかしい。

またブースタ用高圧エンジン開発を進める上での留意事項として

- 1) 対処療法的解決による不具合の再発を防ぐ意味からも、基本的コンフィグレーションに対する十分な技術的検討を行う。
- 2) 材料および要素の基礎的な特性データを蓄積するためのラボ試験を重視すること。

があげられる。

本資料作成にあたり、SSMEの不具合調査に関して角田支所ロケット流体機器研究室、上條謙二郎室長、尾池守技官からの助言があった。

#### 参 考 文 献

- 1) R.B.Furst; Space Shuttle Main Engine Turbopump Design, SAE Paper 730926 (1973).
- 2) P.F.Seitz and R.F.Searle; Space Shuttle Main Engine Control System, SAE Paper 730927(1973).
- 3) R.T. Cook and G.A. Coffey; Space Shuttle Orbiter Engine Main Combustion Chamber Cooling and Life, AIAA Paper 73-1310(1973).
- 4) M.S.Malkin; Space Shuttle/The New Baseline, Astronautics & Aeronautics Jan. (1974)pp.62-78.
- 5) K.Rothe; Turbopump Configuration Selection for the Space Shuttle Main Engine, ASME Paper 74-FE-23 (1974).
- 6) Turbopump Systems for Liquid Rocket Engines, NASA SP-8107(1974)pp.4.
- 7) R.B. Furst; Space Shuttle Main Engine Turbopump Design and Development, AIAA Paper 75-1301(1975).
- 8) D. Fuqua, et al.; Space Shuttle 1977, (1976)U.S.Government Printing Office.
- 9) D.W. Dhilds; The Space Shuttle Main Engine High-Pressure Fuel Turbopump Rotordynamic Instability Problem, ASME Paper 77-GT-49(1977).
- 10) J.R. Johnson; Update on Development of the Space Shuttle Main Engine (SSME), AIAA Paper 77-808 (1977).
- 11) M.E. Burr; The Development of Large Diameter, High Pressure, Cryogenic Radial Static Seal, Lubrication Engineering, Vol.33, No.12(1977)pp.638-643.
- 12) M.H. Kaplan, Ph. D.; Space Shuttle, (1978)pp.75-80, AERO PUBLISHERS, INC.
- 13) J. Johnson and H. Colbo; Update on Development of the Space Shuttle Main Engine (SSME), AIAA Paper 78-1001 (1978).
- 14) H. I. Colbo; Development of the Space Shuttle Main Engine, AIAA Paper 79-1141(1979).
- 15) K.F. Dufrane and J.W. Kannel; Evaluation of Worn SSME Low Pressure Liquid Oxygen Turbopump Bearing, NASA CR-161367(1979).
- 16) C.Ek. Matthew; Solving Subsynchronous Whirl in the High-Pressure Hydrogen Turbomachinery of the SSME, J. Spacecraft, Vol.17, No.3(1980)pp.208-217.
- 17) D. J. Sanchini and H. I. Colbo; Space Shuttle Main Engine Development, AIAA Paper 80-1129(1980).
- 18) E.W. Larson; Investigation of the Fuel Feed Line Failures on the Space Shuttle Main Engine, AIAA Paper 80-1309(1980).
- 19) M. A. Faget; The Space Shuttle - Its Current Status and Future Impact, The

- Space Shuttle, (1980) pp. 7-17, SAE.
- 20) D. J. Sanchini and H. I. Colbo; **The Space Shuttle-Its Current Status and Future Impact, Space Shuttle Main Engine Development**(September 1980), (1980) pp. 29-38, SAE.
- 21) J.W. Kannel and K.F. Dufrane; **Evaluation of Axial Lock-up of Space Shuttle Main Engine Bearing from High Pressure Oxygen Turbopump**, NASA CR-161613(1980).
- 22) 上條謙二郎, 十亀英司他; **液酸液水エンジンの開発研究 — 供給系総合試験 —**, 第24回宇宙科学技術連合講演会講演集(1980)pp.270-271.
- 23) C.E. Cataldo; **LOX/GOX Related Failures during Space Shuttle Main Engine Development**, NASA TM-82424 (1981).
- 24) J.R. Johnson and H. I. Colbo; **Space Shuttle Main Engine Progress through the First Flight**, AIAA Paper 81-1373 (1981).
- 25) J. R. Thompson, Jr.; **Space Shuttle Main Engine Performance Assessment-Columbia's First Flight**, AIAA Paper 81-2471 (1981).
- 26) C.A. MacGregor; **Reusable Rocket Engine Maintenance Study**, NASA CR-165569 (1982)
- 27) E.W. Larson and E. Mogil; **Vibration Maturity of the Space Shuttle Main Engines**, Shock and Vibration Bulletin, Vol. 52, No 2 (1982) pp. 165-176.
- 28) E.W. Larson, G.H. Ratekin and G.M. O'connor; **Structural Response to the SSME Fuel Feedline to Unsteady Shock Oscillations**, Shock and Vibration Bulletin, Vol. 52, No 2(1982)pp. 177-182.
- 29) **Aviation Week & Space Technology**, April 12(1982) pp.25.
- 30) **Aviation Week & Space Technology**, May 3 (1982) pp.12-13.
- 31) **Aviation Week & Space Technology**, June 7 (1982) pp. 21.
- 32) **Aviation Week & Space Technology**, June 28 (1982)pp. 152-153.
- 33) J.R. Johnson and H. I. Colbo; **Full Power Level Development of the Space Shuttle Main Engine**, AIAA Paper 82-1103(1982).
- 34) 上條謙二郎他; **宇宙開発と設計技術**, (1982). pp. 114-125, 大河出版
- 35) 加山 昭他; **液酸液水ブースターエンジンのシステム検討について**, 第26回宇宙科学技術連合講演会講演集(1982) pp.12-13.
- 36) 上條謙二郎他; **高吐出圧液体酸素ポンプの試作研究**, 第26回宇宙科学技術連合講演会講演集(1982) pp.20-21.
- 37) 例えば新田慶治; **スペースシャトルの科学**, (1982) 講談社
- 38) W. Dankhoff, P. Herr and M. C. McIlwain; **Space Shuttle Main Engine (SSME)-The "Maturing" Process**, **Astronautics & Aeronautics**, Vol. 21, No 1 (1983) pp. 26-49.
- 39) **Aviation Week & Space Technology**, February 7 (1983) pp.28.
- 40) **Aviation Week & Space Technology**, February 21(1983) pp.23.
- 41) **Aviation Week & Space Technology**, February 28 (1983) pp.18.
- 42) **Aviation Week & Space Technology**, March 7 (1983) pp.23.
- 43) **Aviation Week & Space Technology**, April 11(1983) pp. 22-23.



付録 不具合事例調査シート

No	発生時期	要素名
1	1978.4	主燃焼器(メイン・インジェクタ)
2	1978.6	主燃焼器(メイン・インジェクタ)
3	1980.7.23	主燃焼器(メイン・インジェクタ)
4	1981.7および9	主燃焼器(メイン・インジェクタ)
5	～1981	主燃焼器(ノズル)
6	～1982.1	主燃焼器(ノズル)
7	～1982.1	主燃焼器(ノズル)
8	1981.1	燃料側プリバーナ(インジェクタ)
9	1981.7	燃料側プリバーナ(インジェクタ)
10	1980.7.12	燃料側プリバーナ(胴体)
11	1977.3.24	高圧液体酸素ターボポンプ(液体酸素第一シール)
12	1979.11.4	高圧液体酸素ターボポンプ(タービン・シール)
13	1977.9.8	高圧液体酸素ターボポンプ(ベアリング)
14	～1980	低圧液体酸素ターボポンプ(ベアリング)
15	～1979	高圧液体酸素ターボポンプ(ベアリング)
16	～1981	高圧液体酸素ターボポンプ(ベアリング)
17	1981.6	高圧液体酸素ターボポンプ(ディフューザー静翼)
18	1978.7.18	高圧液体酸素ターボポンプ(回転計)
19	～1976.9	低圧および高圧液体酸素ターボポンプ(性能)
20	1976.3	高圧液体水素ターボポンプ
21	～1977	高圧液体水素ターボポンプ(スタティック・シール)
22	～1981	高圧液体水素ターボポンプ(スタティック・シール)
23	～1981	高圧液体水素ターボポンプ(ラビリンス・シール)
24	～1976	高圧液体水素ターボポンプ(ベアリング)
25	～1981	高圧液体水素ターボポンプ(タービン)
26	1977.11.17～12.1	高圧液体水素ターボポンプ(タービン)
27	～1981	高圧液体水素ターボポンプ(ベローズ)
28	1982.4.7	高圧液体水素ターボポンプ(タービン・エンド・ナット)
29	～1976.9	低圧および高圧液体水素ターボポンプ(性能)
30	1979.5.11	配管(ノズルへの燃料供給管)
31	1978.9	配管(高圧液体酸素ダクト)
32	～1982.1	配管(ホットガスマニホルド)
33	1978.12.27	弁(酸素主弁)
34	1979.2.12	弁(酸素主弁)
35	1979.7.2	弁(燃料主弁)
36	1978.12.6	熱交換器
37	～1980	シール(継手部スタティック・シール)
38	1980.7.30	エンジン制御系
39	1975.3.7	試験設備(液体酸素ブリード弁)
40	1976.2.4	試験設備(液体酸素流量計, 弁)
41	1977.6.29	試験設備(液体酸素調量弁)
42	1981.4.12	燃焼圧トランスデューサー
43	1983.1.29	主燃焼器(冷却剤出口マニホルド)
44	1983.2	熱交換器
45	1983.3	配管(点火器用燃料配管)

要素名	主燃焼器(メイン・インジェクタ)	14,20
発生時期	1978年4月	23,27
参考文献		
内容		
<p>エンジン0002の試験中に、不具合発生。損傷内容は、インジェクタのブライマリとセカンダリの両フェース・プレートの焼損、LOXポストの焼損、リテーナとノズルチューブの破損。調査の結果、LOXポストの片持支持の根元にクラック、ホットガス・ダクトに面する外周のLOXポストに曲げ変形、インタープロペラント・プレートにクラックが発見された。</p>		
原因		
<p>インタープロペラントプレート(Inconel 718)のクラックは低サイクル熱疲労によるものである。LOXポストの曲がりが高温・高速のホットガス流の衝突によるものである。LOXポストに生じたクラックは高サイクル疲労によるものである。LOXポストは当初HS-188製だったものを、加工(溶接)が困難であったので、316L CRESに切替えたものだが、この不具合により高温強度の不足が明らかになった。また、力学構造モデルと渦流モデルを用いた研究の結果、外側のホットガスダクトの流量は中央ダクトの2倍あり、外側ダクト側に並んだLOXポストにより高温で大荷重という条件が課されてこれらのポストが真先に不具合を起こしたことがわかった。</p>		
対策		
<p>メインインジェクタにいくつかの設計変更が加えられた。その中には、フェースプレートのナットを大きくしたり、LOXポストのGH<sub>2</sub>冷却を強化するためのGH<sub>2</sub>オリフィスの拡大などが含まれる。</p>		

要素名	主燃焼器(メイン・インジェクタ)	14,20
発生時期	1978年6月	23,27
参考文献		
内容		
<p>エンジン0005の試験中に不具合発生。数本のLOXポストの根元ネジ部に疲労クラックが生じ、特にその1本はクラックが裏面まで貫通しリークが生じたため、その下流部が焼損した。また、フェースプレートとインタープロペラント・プレートの一部にもクラックが発生した。</p>		
原因		
<p>クラックの発生原因は高サイクル疲労であり、1978年4月のエンジン0002の場合と同様に、渦放出や圧力変動によるポストの高周波振動、高温ガスによるポストへの高荷重の印加などによって引き起こされた。</p>		
対策		
<p>広範な力学、構造そして熱力学的な試験と解析に基いて、ホットガスダクト上に並んだ外周列上のLOXポストを強化するため、遮蔽板(Flow Shield)で補強することが決った。更に遮蔽効果の不十分な外から2列目のポスト11本をふさぐことより寿命予測値がRPLで20,000秒になった。その後、外周2列のポストについて、316L材の上部にHS188製チップをろう付する構造を採用して、寿命予測値はRPLで28,000秒となった。</p>		

不具合事例調査シート No.3

要素名	主燃焼器(メイン・インジェクタ)	参考 文献	20, 27
発生時期	1980年7月23日		
内 容			
<p>エンジン2004のFPL試験の一環としての102%RPL試験の際に、LOXポストが破損し、メイン・インジェクタが焼損してエンジンが停止した。この他に、何本かのポストもほぼ疲労破損寸前であった。</p>			
原 因			
<p>疲労によりLOXポストにクラックが発生し、そこを過してホットガスがLOXポスト内に洩れてゆき、チップが焼損してインジェクタの溶融を招いたものと推定された。データ解析の結果、この疲労破損は、RPLに換算すると、およそその推定寿命限界で発生したことがわかった。</p>			
対 策			
<p>Haynes 188 チップを外周3列に採用すると、寿命予測値はRPLで45,000秒になるがFPL(109%RPL)では設計目標の27,000秒には及ばない。そこでこの他にHaynes 188 チップを使ったポストのクリンブ・リング部の温度を低下させる方法が考えられた。また、外周3列あるいは全列に一体型Haynes 188 製ポストに変更したものが製作にまわされた。全列にHynes 188 ポストを使うインジェクタの寿命予測値はFPLで27,000秒を起える。</p>			

不具合事例調査シート No.4

要素名	主燃焼器(メイン・インジェクタ)	参考 文献	33
発生時期	1981年7月および9月		
内 容			
<p>7月のエンジン2108のFPL試験中に、インジェクタ・エレメントとブライマリおよびセカンダリの両フェースプレートの外側ダクト下流にある最外周のLOXポスト3本にクラック側ホットガスマンホールドの外側ダクト下流にある最外周のLOXポスト3本にクラックが見つかった。またこれら全てのポストは溶接部で曲げ変形を生じていた。その後、事故調査のためにエンジン0110のLOXポストに歪ゲージを取付けて、試験を続けるところ、やはり外周列上のポストに曲げ変形を生じた。そして9月にエンジン2108と同様の不具合が生じた。これら両者の不具合はFPL換算にて約2800秒後に発生した。</p>			
原 因			
<p>不具合の直接の原因は、ポスト根元溶接部の高サイクル疲労クラックである。不具合モード解析のために、様々な面から検討が加えられた結果、遮蔽板をつけた外周列上のポストの動的挙動は主にホットガス流の圧力変動によるものと結論が出された。また流動試験と解析からは、燃料側ホットガスの3本のダクトの流量配分は外側に80%、中央が20%であること、そして流れがハク難しており、これが流れの非定常な変動の原因となったことが判明した。クラックと曲げ変形を生じたポストはこの燃料側ホットガスダクトのうち、外側ダクトの下流にあったものである。</p>			
対 策			
<p>ホットガスダクトの流れを均一化する様な再設計が望ましいが、緊急の問題解決には間に合わない。LOXポストの材質を316 L CRESからHaynes 188 に変更してクリンブ強度を高めることにした。SSMEの開発当初はHaynes 188 が使用されたが、溶接性が悪いので316 Lに切替られたいきさつがある。しかし、その後の溶接技術の向上のため、Haynes 188 に戻すことに問題はない。この対策後、シングルエンジンでFPL 7000秒の燃焼試験を慎重な時点で不具合の徴候は見当らない。</p>			

要素名	主燃焼器(ノズル)	24
発生時期	～ 1981年	参考文献
内 容		
<p>MPTA試験において、20秒の運転の後にHPFTPのタービン排気温度の異常上昇を検出して試験が中断した。調査の結果、ノズルの後部マニホルド付近でチューブ22本分の幅にわたり破断が生じているのを見つけた。この破断によりノズル冷却用水素が漏れ、その下流にあるプリバーナへの水素供給量が減り、プリバーナの混合比が高くなってタービンガスの温度を上昇させたものである。ノズルの累積使用時間は19回の試験を経て4765秒間であった。</p>		
原 因		
<p>チューブと後部マニホルドはろう付されているが、一部にはろう付不良チューブの集まっている領域があった。この様な場所ではその近傍のろう付の完全なチューブが、当然大きな荷重を受持つことになり、そのためこの様なチューブの内の1本がろう接部で疲労を起した。その結果このチューブはクラック発生後に破断したため次にはここから漏れた水素が、後部マニホルドとろう付不良チューブ群により閉じられた部分の圧力を上昇させ、チューブ群から形成されるパネルを破断させたものである。その時の理論上の最高圧は局部的には2900 psiaにも達していた可能性がある。</p>		
対 策		
<p>他のノズルについて、ろう付不良チューブの検査および必要な箇所の補修がなされた。またノズル製作工程での基準が変更されて、チューブと後部マニホルド間のろう付不良の発生件数と減少させた。</p>		

要素名	主燃焼器(ノズル)	26
発生時期	～ 1982年1月	参考文献
内 容		
<p>ノズル・チューブが裂けて、破断を起したため、冷却通路から燃料が漏れた。そのため高圧酸素タービンの排気温度が上昇して限界設定値を超えたのでエンジンの運転は中断された。このタイプの不具合は4回にわたり発生した。</p>		
原 因		
<p>補修による材料の脆性化、起動および停止トランジエントの際の圧力サージ、異物による冷却チューブの閉塞、ろう付ムラなどに起因するチューブの破断や過熱が原因となった。</p>		
対 策		
<p>(検査体制の充実と推定される。)</p>		

不具合事例調査シート No.7

要素名	主燃焼器(ノズル)	参考 文献	26
発生時期	～1982年1月		
内 容			
ノズルからの冷却用燃料の漏れが試験後の検査で見つかった。微量の漏れだが、放置すれば火災の危険があり、また性能低下や冷却流量の不足を招く。このタイプの不具合は30回に及ぶ。			
原 因			
補修作業に起因する熱歪やろう付部の気密性不足、ろう付作業の際の接合力不足による接合部の逸れが原因である。			
対 策			
(補修および検査体制の充実と推定される。)			

不具合事例調査シート No.8

要素名	燃料側ブリバーナ(インジェクタ)	参考 文献	33
発生時期	1981年1月		
内 容			
エンジン0009のFPL(109%RPL)試験後に、インジェクタファーストエレメントに溶融箇所が存在が確認された。倍率40倍の光学検査鏡を使って全LOXポストについてクラックの有無を調べたが異常は発見されなかった。			
原 因			
調査の末、エレメント燃料円環へのスラブの付着とLOXドームの停止バージの遅れが事の起こりで、そのために負の差圧とそれに伴うホットガスの逆流が生じたものと結論が出された。そのためにメインステージでは何も起らず損傷は停止時に発生したというものである。			
対 策			
停止の際にホットガス逆流の原因となる負の差圧の発生を抑えるために停止シーケンスの変更が実施された。 しかし、その後(81年7月)の別のエンジン(0204)の同種の事故の調査結果に基づいて本件を再調査した結果、本件については原因推定が不適切で、真の原因はLOXポストの疲労にあることが判明したため、対策はたて直された。			

要 業 名	燃料側ブリバーナ(インジェクタ)	参 考	33
発 生 時 期	1981年7月	文 献	
内 容			
<p>エンジン0204のFPL(109%RPL)試験によって、インジェクタフェースとエレメントに溶融が生じた。特に1本のLOXポスト燃損が激しく後方まで溶けていた。調査の結果、LOXポストの片持支持部根元に2ヶ所のクラックが発見され、そのすぐ下の位置が溶けていた。</p>			
原 因			
<p>調査の末、LOXポストのクラックは、ポスト周囲の燃料スリーブにある多孔型燃料供給オリフィスの分布にオフセットがあるため、水素の流れが不安定になり、LOXポストが振動して高サイクル疲労を起したことによるものとの結論が出された。</p>			
対 策			
<p>LOXポスト周囲流体からの振動的荷重に対して、LOXポスト片持ち部の動きを抑制するために、ポストとスリーブの間に3本の304CRBS製の中空ピンを等間隔に圧縮バネにより取付ける様に設計変更した。更に、燃料スリーブの水素流入オリフィスのアラインメント検査を厳重にした。この他にもLOXポストの短縮化と一体化支持具も検討されたが、これらを採用するかどうかは以後の試験結果により決まることとなった。</p>			

要 業 名	燃料側ブリバーナ(胴体)	参 考	20
発 生 時 期	1980年7月12日	文 献	
内 容			
<p>MPTA試験の際に、模擬ビークルのエンジン室内の温度異常で試験を中断した。調査の結果、この温度異常は燃料側ブリバーナ胴体にあいた穴から吹き出したホットガスによるものであることがわかった。また、この事故に結びついた条件として、次の2項が明らかになった。すなわち、第一はブリバーナ噴射器の外周部にあるエレメントの同軸度不良およびこれを助長するフェースプレートのゆがみである。第二はノズル内に発見されたり合金の粒であり、これは再生冷却剤の水素により噴射エレメントまで運ばれた可能性が大きい。</p>			
原 因			
<p>外周部エレメントの同軸度不良とエレメントに運ばれたであろう合金の2つの複合条件により、インジェクタフェースとエレメントの溶融を招いて、エレメントの燃料側円環通路にスラグが付着した。このスラグと円環通路の片寄りのために外周部領域の混合比が上がり酸素リッチとなった結果、このガスはブリバーナの壁に切断用トーチの様に作用したものと推定された。</p>			
対 策			
<p>不具合を起こしたブリバーナの噴射エレメントの燃料流入口は溝型であったが、異物粒子の侵入を防ぐため、既に一部には採用されていた多孔型への切替が徹底された。この他にライナーの冷却を強化し安全性を増すために、噴射器近傍の循環流を減らすダイバージェントドリフトライナーの採用、ライナー背後へのホットガスの侵入を防ぐためのライナー冷却剤の4Pの増加、シャトル飛行中のブリバーナ胴体の焼損を避けるための熱シールドの採用などの対策が取入れられた。</p>			

不具合事例調査シート No.11

要 業 名	高圧液体酸素ターボポンプ(液酸第一シール)	参 考	13, 23
発 生 時 期	1977年3月24日	文 献	
内 容			
<p>エンジン0003の試験(520秒の予定)開始後、74秒目に高圧液酸ターボポンプの液酸第一シールのキャビティ・ドレイン付近で出火、ターボポンプ全体を包む大火災となった。損害は高圧液酸ターボポンプのポンプ出入口ダクトおよびポンプ側シール領域に集中しており、いずれも焼損していた。</p>			
原 因			
<p>高圧液酸ターボポンプの内部は広域にわたって焼損しており、特定の火災原因を識別することは困難であった。結局、第一液酸シールが何等かの理由によりシール部における流体力学的な掃力を喪失、カーボン・シールがメィティング・リングに異常な強さでこすり付けられたために、その摩擦熱がカーボン材を発火させたのだらうと推定された。</p>			
対 策			
<p>第一液酸シールをカーボン・シールからラビリンズ・シールに変更した。</p>			

不具合事例調査シート No.12

要 業 名	高圧液体酸素ターボポンプ(タービン・シール)	参 考	14
発 生 時 期	1979年11月4日	文 献	
内 容			
<p>MPTA試験で高圧液酸ターボポンプのタービン・シールからの漏れが異常に多くなり、エンジン停止を余儀なくされた。</p>			
原 因			
<p>シールと軸とのこすり合わせによってシール材が異常な摩耗を受けており、そのためにタービン・ガスの異常な漏れが起きた。</p>			
対 策			
<p>摩耗特性を改善するため、中間シール寄りのタービン・シール材をアンサーメットからカーボンに変更した。また、シールを支持している軸スリーブが軸と密着する面積(案内長)を増やすことによって、摩耗熱の熱伝達特性を改善した。</p>			

要素名	高圧液体酸ターボポンプ(ベアリング)	参考	13,23
発生時期	1977年9月8日	文献	
内 容			
<p>エンジン0004の燃焼試験(320秒の予定)開始後300秒目に高圧液体酸ターボポンプと低圧液体酸ターボポンプの結合部が破裂、次いでその周辺に火災が発生した。高圧液体酸ターボポンプ側の損害が特にひどく、ポンプ部の焼損およびベアリングの焼損、タービン部の機械的損傷を被った。</p>			
原 因			
<p>高圧液体酸ターボポンプの軸はポンプ側およびタービン側それぞれ2列のベアリングで支持されており、全ベアリングは液体酸で冷却されている。しかしながら、事故当時の液体冷却剤の流量はポンプ側ベアリングにとって過大であり、タービン側ベアリングにとっては過小な状態であった。同時に、それらの流れはポンプ側およびタービン側ベアリングの内側ベアリングにそれぞれ半径方向荷重、軸方向荷重の大部分を受け持たせるようなものであった。この流れの不均衡がベアリングの機能を低下させたため、軸振動を誘発、ターボポンプ内部でのこすり合わせが起きて高圧液体酸ターボポンプの火災に至った。</p>			
対 策			
<p>各ベアリングへの液体冷却剤の流れの配分が改善され、2列のベアリングに対する荷重の均等化が行われた。また、ポンプのローターバランスも見直された。</p>			

要素名	高圧液体酸ターボポンプ(ベアリング)	参考	21
発生時期	~1980年	文献	
内 容			
<p>スペース・シャトル用のターボポンプには27,000秒という長寿命が要求されていたが、高圧液体酸ターボポンプの軸を支持するベアリングは短秒時試験においてしばしば外(内)輪に割れを起こしており、その長時間信頼性に疑問を持たれていた。</p>			
原 因			
<p>以前行なわれたSSMEの改善において、ベアリングのボールと内外輪間の接触角は25°から15°に変更された。これによってベアリングの半径方向の剛性は増加したが、ボールと内外輪間の接触圧も増加することになった。このため、ボールと内外輪間の転移膜潤滑が不十分となり、摩擦熱が増大し、内外輪および外輪が装着されているカートリッジ(本来はハウジングに対し軸方向にスライド可能)が熱膨張した。その結果、ベアリングはハウジングに対しロックアップ状態となり、軸方向の荷重をもろに受けて割れを起こしていた。</p>			
対 策			
<p>ベアリングの接触角を元の25°に戻すよう提案がなされた。</p>			



不具合事例調査シート No.16

要素名	高圧液体酸素ターボポンプ(ベアリング)	参考 文献	26
発生時期	～1981年		
内 容			
<p>エンジン試験終了後の検査により、高圧液体酸素ターボポンプのベアリングに割れなどの損傷が発見された。もし放置されていたれば、ベアリングの不具合だけに留まらず、ポンプやエンジンへの損傷も有り得た。この種の事例は4件あった。</p>			
原 因			
<p>エンジン試験開始以前からのベアリングの初期割れ、あるいはベアリングの保持器がボールをじゅう分に保持していなかったことによる軌道面の異常摩耗が原因として考えられる。</p>			
対 策			
<p>(検査体制の充実、または品質管理の徹底、その他設計変更などと推定される。)</p>			

不具合事例調査シート No.15

要素名	低圧液体酸素ターボポンプ(ベアリング)	参考 文献	15
発生時期	～1979年		
内 容			
<p>低圧液体酸素ターボポンプを5,000 rpmで5,000 秒運転した後、ベアリングを取りはずして検査してみたところ、ポンプ側ベアリングのボールと内輪に異常な摩耗が検出された。特に内輪の軌道面は塑性変形を起こすほどに傷んでいた。この時点で、ベアリングの回収が行われていなければ重大事故に至ったと思われる。</p>			
原 因			
<p>ベアリングは初め設計値以下の27kNという軸方向の荷重を受けていたが、この状態で既に内輪が受ける接触圧は転移膜潤滑の許容応力2.0GPaを超えていた。このため、ボールと内輪間の摩耗が極度に進行し、ボールと内外輪間の接触角が変化してボールが内輪の端にのしかかるような状態になった。その結果、内輪に塑性的な変形を生じボールも異常な摩耗を受けることになった。</p>			
対 策			
<p>ベアリングの接触圧を減らし、潤滑能力を高めるような部品の設計修正がなされるよう提案が出された。                  暫定措置として、内輪の寸法を大きくして、接触角の変化に耐えるような設計にするすることも提案された。</p>			

要素名	高圧液体酸素ターボポンプ(ディフューザー静翼)	参考文献	33
発生時期	1981年6月		
内 容			
<p>FPL(109%)開発試験においてエンジン0110の一連の試験終了後、高圧液体酸素ターボポンプの分解検査によりポンプ出口ディフューザー静翼の先端が欠損していることが判明し、また破片が液酸ドーム内から発見された。他の高圧液体酸素ターボポンプについても検査によりディフューザー静翼にクラックが認められた。これらのターボポンプの運転実績はいずれもFPL試験700~2500秒を含み、8000~12000秒に達していた。</p>			
原 因			
<p>金属組織の検査により、高サイクル疲労により発生した破損であると判明した。</p>			
対 策			
<p>ディフューザー静翼を設計変更(前縁の切り落とし、ヒレ部の曲率半径の増大)によって補強するとともに、分解検査を行う毎に翼の前部にショットピーニング加工を施すことにした。</p> <p>これらによって、同種の不具合は皆無となった。</p>			

要素名	高圧液体酸素ターボポンプ(回転計)	参考文献	23
発生時期	1978年7月18日		
内 容			
<p>エンジン0101のRPL試験において(300秒の予定)、試験開始後42秒目に低圧液体酸素ターボポンプと高圧液体酸素ターボポンプの結合部が破裂し、高圧液体酸素ターボポンプは火災を起こした。損害は高圧液体酸素ターボポンプではメイン・ポンプ、プリバーナ・ポンプ部の焼損、タービン部の焼損、タービン部の機械的な損傷、また低圧液体酸素ターボポンプではポンプの急停止に伴うハウジングの破裂、および高圧液体酸素ターボポンプへの結合部の破裂であった。</p>			
原 因			
<p>この試験では、高圧液体酸素ターボポンプのポンプ側内壁に研究開発の目的で新しく容量型回転計がポンプ軸の周囲を取り囲むような形で搭載されていた。また、ポンプ軸にもそのための回転速度検出用ナットがはめ込まれていた。ところが液酸の流れが大流量であるため、ポンプ側内壁の容量型回転計の一部が変形を受け、ポンプ軸の回転速度検出用ナットととすり合わせを起こしてしまっした。その結果、摩擦によって生じた熱がポンプ側内壁の容量型回転計の搭載パッド(アーマロン製)を発火させ火災に至った。</p>			
対 策			
<p>この容量型回転計の搭載をやめることにした。</p>			

要素名	低圧および高圧液体酸素ターボポンプ(性能)	参考 文献	8, 14
発生時期	～1976年9月		
内 容			
<p>1976年9月のCDRにおいて、低圧液体酸素ターボポンプ性能について実現された値がRPL要求値よりもポンプ・ヘッドで9%、ポンプ効率で12%低いこと、同様に高圧液体酸素ターボポンプ性能については、メインポンプ・ヘッドで6%、ポンプ吸込比速度<math>N_{sb}</math>で19%低いことが指摘された。</p>			
原 因			
<p>これらの問題はいずれも初期の設計が完全ではなかったために生じたものと考えられ、その後の1979年6月の報告によれば殆んどすべてが十分に解決されている。</p>			
対 策			
<p>低圧液体酸素ターボポンプについてはインデューサ先端のクリアランスの縮小、ディフューザ輪翼の整形、吐出ポリュームの補強などが行なわれ、圧力損失の軽減がなされた。これにより設計要求値またはそれ以上のポンプ・ヘッド、ポンプ吸込性能および総合効率が得られた。高圧液体酸素ターボポンプについては新しくインディューサ付インペラーが採用され、要求設計値より13%高いポンプ・ヘッドが得られた。またインデューサのレード先端に丸みを付けることによってキャビテーションに対する性能も改善され、要求設計値以上のポンプ吸込比速度が得られた。総合効率も要求設計値以上となった。</p>			

要素名	高圧液体酸素ターボポンプ	参考 文献	16
発生時期	1976年3月		
内 容			
<p>SSMEの開発初期におけるターボポンプの試験中、高圧液体酸素ターボポンプが回転数19,000rpmを超えた段階で次同期振動数(軸回転数の半分であった)の振れ回り振動を起こした。振幅は短秒時に増大し、タービン側ベアリングの破損とシール面の激しい摩耗が生じた。次同期振動数の振れ回り振動は一種の自動振動であり、通常の同期振動数での振れ回り作動とは違って軸のバランスが良好であっても起こり得るものであった。</p>			
原 因			
<p>次同期振動数の振れ回り振動の動力源の主なものとして、ポンプ段間シールが液体酸素の流れから受ける半径方向の流体力学的な力と二段のタービン間で発生する空気力学的な遠心力(Alford効果)が挙げられる。解析および実験の結果、それらの力が過大であったことまたは、ターボポンプの軸とベアリング支持部の剛性および振動に対する減衰能力が不足していることが原因となって次同期振動数の振れ回り振動が発生していたことが明らかになった。</p>			
対 策			
<p>ポンプ段間シールを従来の周方向に溝付きの三段構造から溝なしの三段平滑構造にすることによって、シールが受ける流体力学的な力を減少させ、振れ回り振動の動力源を減らした。また、軸を高剛性化するためにカラーの太さを増し、ベアリング支持部の剛性を増すためにベアリング・キャリア(ベアリングの外輪が装着される)を設計変更し、さらにベアリングとベアリングとの間の隙間を無くした。これによって、振れ回りの開始回転数を上げることができた。また、ベアリング・キャリアとハウジングの間のワッシャー枚数を多くして振動の減衰を促進した。以上により問題は解決した。</p>			

要 業 名	高圧液体水素ターボポンプ(スタティック・シール)	参 考 文 献	11
発 生 時 期	～1977年		
内 容			
<p>SSMEの開発当初、高圧液体水素ターボポンプ用の部品として、極低温下でしかも773 kg/cm<sup>2</sup>aの圧力で作動する適当なスタティック・シールが見当たらなかった。既存のスタティック・シールでは作動限界圧が低く、またシール単体試験において、しばしばシール材に亀裂を生じ漏れを起こしていた。</p>			
原 因			
<p>SSMEのターボポンプのケーシングは軽量構造であるため、高圧により膨張したり(シール面の分離)、圧力変動により歪を起こし(シール面のスライド)、スタティック・シール部の漏れが起き易い。さらに極低温下におけるシール材の熱収縮に対抗するため、シールには強化スプリングを内蔵させる必要があり、そのためシール材の亀裂が生じ易く、またスタティック・シールの着脱時にシール材自身を傷付け易かった。</p>			
対 策			
<p>既存のスタティック・シールを改良したり、新しく設計変更して試験を行なった結果、デルタ型シールと呼ばれるプラスチック・シールがシール材の断面を小さな三角形にできて、極低温下での熱収縮に対し、有利(シール材の断面積が小さいので熱収縮量も小さい)であることがわかった。また、シール材としてはPTFE(テフロン)が亀裂を起しにくく、シール性能に優れていること、また、柔らかいのでスタティック・シールの着脱作業が容易であることがわかった。</p> <p>(SSMEの高圧液体水素ターボポンプ用部品として採用が提案されたと推定される。)</p>			

要 業 名	高圧液体水素ターボポンプ(スタティック・シール)	参 考 文 献	26
発 生 時 期	～1981年		
内 容			
<p>高圧液体水素ターボポンプの高圧配管フランジ部でタービン・ガスの漏れが発生した。この種の漏れによる不具合は5件あった。</p> <p>ある事例では、低圧液体水素ターボポンプ付近で火災を引き起こしたため、試験の中止を余儀なくされた。高温ガスの漏れは火災や爆発、あるいはそれまでに至らなくとも周辺にハードウェアを損傷するおそれがあった。</p>			
原 因			
<p>スタティック・シールまたはフランジ側に傷があったか、歪があった。これらは製造時における不良とも考えられるし、装着が不適切であったためとも考えられる。</p>			
対 策			
<p>(検査体制の充実、または品質管理の徹底と推定される。)</p>			

不具合事例調査シート No. 24

要 業 名	高圧液体水素ターボポンプ(ペリアリング)	参 考 文 献	5, 10
発 生 時 期	1976年		
内 容			
ターボポンプ系の試験で、高圧液水ターボポンプのタービン側ペリアリングが異常過熱された。			
原 因			
タービン側ペリアリングの冷却は、ポンプ第三段目のバランス・ピストンのオリフィスから導かれた水素によって行なわれる。この冷却水素の流れはさらにタービン軸内部を通った後、タービン側ペリアリングを冷却し、高温のタービン排気ガスに混ぜられる。ところが、流れを調べてみるとタービン軸に入ったところで自由渦が形成されており、流れがタービン側ペリアリングに到達する以前に500psiの圧力損失を起こしていた。このため、タービン側ペリアリングに高温のタービン排気ガスが逆流し、タービン側ペリアリングの異常過熱が起きた。			
対 策			
タービン軸内部で水素流れが自由渦を形成しているところにパッフルを取り付け、強制渦を形成させるようにした。その結果、渦形成による圧力損失は12psiに低減され、タービン側ペリアリングのじゅう分な冷却が行なえるようになった。			

不具合事例調査シート No. 23

要 業 名	高圧液体水素ターボポンプ(ラビリンス・シール)	参 考 文 献	26
発 生 時 期	~1981年		
内 容			
高圧液水ターボポンプのタービン出口温度が過大になった。放置されていけば、ターボポンプに対して重大な損傷を与えるような非常停止に至ったと思われる。この種の事例は5件あった。また、高圧液水ターボポンプのタービン部の振動モニタに異常振動が検出され、試験後のトルク・チェック時にも異常な高トルクが検出されたことがある。試験を中止しなければエンジン損傷も有り得た。この種の事例も15件あった。			
原 因			
ポンプ・インペラーのラビリンス・シールの不良によるこすり合わせ、および第三段目のインペラーがラビリンス・シールの付属リングの脱落によって回転を拘束されたことにより、ターボポンプ起動過渡時の条件が悪化した。付属リングの脱落は多分ラビリンス・シールのこすり合わせによって生じた金属片が原因であると考えられる。			
対 策			
(検査体制の充実、または品質管理の徹底と推定される。)			

要素名	高圧液体水素ターボポンプ(タービン)	参考 文献	8, 26
発生時期	～1981年		
内 容			
<p>高圧液体水素ターボポンプのタービン翼の保護コーティングが剥れ、またタービン・チップ・シール(ケーシング側)が部分的に溶融した。この種の事例は9件有り、いずれも、試験後の分解検査によって検出された。放置されればターボポンプや多分エンジンに対しても重大な損傷を与えたであろうと思われる。</p>			
原 因			
<p>エンジンの起動/停止過渡時の熱衝撃が主因である。加えて、異物の混入や部品の破片がタービン部に衝突したことも考えられる。</p>			
対 策			
<p>(タービン翼の保護コーティングに関する補強)、およびタービン・チップ・シールを従来のフェルト金属に頼るタイプからハニカム構造のものに設計変更することによって熱衝撃に備えることにした。</p>			

要素名	高圧液体水素ターボポンプ(タービン)	参考 文献	13, 27
発生時期	1977年11月17日～12月1日		
内 容			
<p>SSME の開発初期、高圧液体水素ターボポンプの試験後、第一段タービンの検査により、ブレード根元の前縁ヒレ部と根元から高さの後縁部にクラックが発見された。同様な不具合は他の高圧液体水素ターボポンプ供試体からも発見され、合計三回起きていた。</p>			
原 因			
<p>試験データおよび破損したブレードの検査によりクラックの発生は高サイクル疲労により起因していることが判明した。また、事例によっては試験中の一時的な過熱状態によりブレードとブレードの間に挿入されているクローン・ダンパー材がブレード根元のプラットフォームに溶着されてしまっているのが発見された。このことは回転中のタービン・ブレードが根元でロックアップ状態になっていたということで、ブレードが振動を起した場合は吸振機構が失われていた可能性があった。</p>			
対 策			
<p>回転中のタービン・ブレードに起こる振動および歪の測定、熱衝撃や高温がブレードの金属組織に与える影響の判定、高サイクル疲労や応力破壊を起こす場合の応力の測定およびその原因となっている力の究明などが行なわれた。その結果、新しいクローン・ダンパーが設計された。これは隣接するブレードの根元のプラットフォーム下面にはめ込むもので、特にプラットフォーム下面との接触部が精密に造形されており、良好な吸振機能を示すとともにブレードのロックアップも防止した。また、タービン入口の案内静翼の形状を再設計し、タービン翼の振動源となるような力の発生を減らした。</p>			

受 業 名	高圧液体水素ターボポンプ(ペロローズ)	参 考	26
発 生 時 期	～1981年	文 献	
内 容			
<p>試験後の検査で高圧液体水素ターボポンプの(タービン駆動ガスの導入通路)ペロローズに割れが検出された。放置されていたれば、多分エンジン損傷を伴うような高温ガスの漏れが発生したと思われる。この種の事例は5件あった。</p>			
原 因			
<p>高温のタービン駆動ガスが高速で大量に通過することによって生ずる高サイクル疲労が原因である。</p>			
対 策			
<p>(高サイクル疲労に対するペロローズの改善(如理, 材料, 設計等)と推定される。)</p>			

受 業 名	高圧液体水素ターボポンプ(タービン・エンド・ナット)	参 考	32,38
発 生 時 期	1982年4月7日	文 献	
内 容			
<p>エンジン2013を用いたFPL(109%)での一連の認定試験のうち、6番目の試験(500秒の試験予定)において、試験開始後392秒目に高圧液体水素ターボポンプのタービン・ガス・シールド(ハウジング側)を留めているタービン・エンド・ナットが破壊しエンジン損傷に至った。</p>			
原 因			
<p>高圧液体水素ターボポンプのタービン側ベアリングは、ポンプ側から導かれた水素によって冷却されているが、この水素の流れはタービン側ベアリングに到達する前に軸の内部およびタービン後端を経るような設計になっている。従って、タービン・エンド・ナット(ハウジング側)が破壊すると、タービン後端部からタービン側ベアリングへ高温タービン・ガスが噴射されることになる。このためタービン側ベアリングが冷却不十分な状態となって破壊し、エンジン損傷に至った。タービン・エンド・ナットの破壊原因は定かでない。</p>			
対 策			
<p>エンジン2013の高圧液体水素ターボポンプには、長寿命化を意図した改良型のタービン・エンド・ナットが使用されており、必ずしもその信頼性は保証されていないが、エンジン起動/停止過渡時の熱衝撃によって生ずる侵食に対するタービン・エンド・ナットの長寿命化および信頼性の向上については今後も検討されるものと想像される。</p>			

要 業 名	低圧および高圧液体水ターボポンプ(性能)	参 考	8, 14 文献
発 生 時 期	～1976年9月		
内 容			
<p>1976年9月のCDRにおいて低圧液体水ターボポンプ性能について、実現された値がRPL要求値よりもポンプ・ヘッドで12%低いこと、同様に高圧液体水ターボポンプ性能については、ポンプ・ヘッドで6.5%、総合効率で3%、ポンプ吸込比速度Nssで32%低いことが指摘された。</p>			
原 因			
<p>これらの問題はいずれも初期の設計が完全ではなかったために生じたものと考えられ、その後の1979年6月の報告によれば殆んどすべてがじゆうぶんに解決されている。</p>			
対 策			
<p>低圧液体水ターボポンプについては、ポリュームータ部やディフューザ静翼の整形、インデューサの先端クリアラランスの縮小などの設計変更によって圧力損失が軽減され、またブレード先端に丸みを付けることによってキャビテーションに対する改善が行われた。その結果ポンプ・ヘッド、ポンプ吸込比速度、総合効率が改善され、パーシャル・アドミッションのタービンを使用しても、要求設計値を満たすようになった。高圧液体水ターボポンプについては初段インペラ入口の流れのマッチングが改善されたため、設計要求値以上のポンプ・ヘッド、吸込性能および総合効率が得られるようになった。</p>			

要 業 名	配管(ノズルへの燃料供給管)	参 考	17, 18 文献
発 生 時 期	1979年5, 11月		28
内 容			
<p>エンジン0201の試験の際、燃料ターボポンプのレッドライン限界により中断したが、その停止トランジェントの期間に、再生冷却ノズルに燃料を供給する配管のステアアホーンと呼ばれる分岐管の分岐部とマニホールド入口の溶接継手の付近で破断が生じた。その後の三菱クラスタのMP T A試験の際にも、やはり停止トランジェントの間に全く同様の部位に破断が生じた。</p>			
原 因			
<p>事故調査解析から、次の2つの事項が事故の原因と推定された。</p> <p>1) エンジンの起動・停止の際に、衝撃波やハクリを伴う不安定な非定常流がノズル内に発生し、そのためにノズルは大加速度を被り、ノズルに溶接された燃料配管にも大歪が生じたものである。その結果、試験を重ねるに従い、起動・停止に伴う低サイクルの疲労が蓄積して破断に至ったものである。</p> <p>2) 管の材質はIncone 1718だが、溶接部では強度がその半分しかないIncone 62に近い組成を示すことがわかった。そのために起動・停止のトランジェントの際に燃料配管に生じた大きな衝撃歪により破断を起こした。</p>			
対 策			
<p>原因1) に対しては、大歪の発生を防ぐために、ブラケットにより配管の支持を強化するとともに、配管途中に熱膨張を上げるループを設けた。</p> <p>原因2) に対しては、溶接部を強化するために、管の内厚を0.049インチから0.080インチに変更し、更に溶接部周囲を電鍍ニッケルでおおった。また溶接棒を振らないような検査技術も採用された。</p>			



不具合事例調査シート No.31

要 素 名	配管（高圧液体酸素ダクト）	参 考	23
発 生 時 期	1978年9月	文 献	
内 容			
<p>エンジン0005の試験の後、酸素主弁のすぐ上流のInconel 718 製の高圧LOX導管のフランジ付近の一部が溶融しているのが発見された。これは、内部火災が起これば金属が燃えたことによるが、状況は、火災が伝はばせずに、明らかに自己鎮火したことを示している。焼損部には約0.8インチのクラックがあり、その約半分が溶けている。</p>			
原 因			
<p>焼損部近傍を染料含浸法で調べると、無数の小さなクラックが存在し、高サイクル疲労の発生を示している。激しい振動と金属のこすりあわせにより生じた熱のために最も大きなクラックが着火し、一部は溶けて流れ去ったものである。エンジン停止の直前にこの内部火災が鎮火した理由は、溶けた開口部を経て低圧のキャビティに流れ込んだLOXの冷却作用によるものと推定された。別の金属試料片の燃焼試験からは、このダクトの燃焼時間は0.01秒のオーダーと推定された。</p>			
対 策			
<p>ダクト背後の共振キャビティを排除して振動を消す様に設計を変更した。その後、このダクトに同種の不具合は全く発生していない。</p>			

不具合事例調査シート No.32

要 素 名	配管（ホットガスマニホールド）	参 考	26
発 生 時 期	～1982年1月	文 献	
内 容			
<p>エンジン2004の試験後の検査において、ホットガスマニホールドのライナーにクラックが発見された。幸いにも事故には至らなかったがそのまま放置されれば、ホットガスのリークや管材の焼損に至ったものと考えられる。</p>			
原 因			
<p>プリバーナの作動温度が規定値を越えていたために、ライナー材料の疲労特性の劣化を招き、高サイクル疲労を起こしたものである。</p>			
対 策			
<p>（ライナーの肉厚増加による疲労特性の強化あるいはライナーの冷却強化や材料選定の変更などの）再設計</p>			

要素名	弁（酸業主弁）	参考 文献	14,23
発生時期	1978年12月27日		
内 容			
<p>エンジン2001の最終領収試験の際、燃料側タービン排気温度の上昇によって非常停止がかかったが、それと同時に主燃焼器のLOXインジェクタマニホールドが破裂して火災が発生した。損傷はエンジンの内外の広範囲に及んだが、設備の被害は軽微でずんだ。映画フィルムとデータから火災発生箇所が酸業主弁であることが判明した。また、こわれた酸業主弁の殆ど完全に近い回収によって、その着火メカニズムに関連する手がかりがつかめた。</p>			
原 因			
<p>種々の手がかりから次の様な不具合のシナリオが導き出された。すなわち、LOX流れの音響および流れ特性により酸業主弁は激しい振動(7200Hz)を受けていた。そのため、弁入口側のスリーブをとめるフランジのA286製ネジが緩んで、間にはさんである302CRES製の薄いシムにより振動的に当り、こすったために部分的に発熱が生じた。このためシムはLOXと反応して着火し、火災は21-6-9CRES製スリーブとその周囲のInconel718ベローと伝ばし、遂には、下流側のダクトとLOXインジェクタマニホールドの内圧が過大になり破裂したものである。</p>			
対 策			
<p>高周波の振動を減らすために、カム・フォロクとのすき間を更に0.002インチ増すようにボール・シールを変更し、入口スリーブの肉厚を0.15インチに増した。更に弁入口フランジのインターフェースにあるすき間を埋めた。また、弁の中で互いに対をなして密着する殆ど全部分について、LOXと適合性のある二硫化モリブデン系の固体潤滑剤を使う様にした。</p>			

要素名	弁（酸業主弁）	参考 文献	23
発生時期	1979年2月12日		
内 容			
<p>エンジン0201の試験の後、酸業主弁を分解してみたところ、Kel-F製ボール・シールが激しく溶けて侵食されているのが見出された。すなわち、リング状シールのうち、角度にして約120°しか残っておらず、他はLOX流にのり、LOXドームとインジェクタに流れてしまったのである。シールを観察したところ、内部だけが融点まで加熱されたようであった。また、弁の他の部品を分解して調べたところ、多くの固体潤滑箇所がすり減っており、こすった痕跡があった。計測は弁に7400Hzの振動があったことを示しており、このような振動を減らすにとられた設計変更は効果がなかったことを示していた。</p>			
原 因			
<p>酸業主弁が破っていた7400Hzの高周波振動により、Kel-F製シールの内部では軟化溶融を起こした。しかし、その表面はLOXのために冷やされて固いままであった。内部の軟化は強度低下を招き、冷えて脆くなった表面にクラックが生じる事によりシールの破損に至ったものと結論が出された。</p>			
対 策			
<p>(高周波の振動を除去するための設計変更がなされたと推定される。)</p>			

要素名	弁（燃料主弁）	参考文献	17
発生時期	1979年7月2日		
内 容			
<p>MPTA試験の際に、エンジン室に漏洩水素が検知され試験は中断した。調査の結果、燃料主弁のハウジングにクラックが生じており、エンジンにも被害が出ている。弁を分解したところ、クラックはチタン製ハウジングのボール・シール・カム機構用の切欠部に生じていた。</p>			
原 因			
<p>クラック発生箇所には、エンジン作動中に破断強度に相当する応力が作用していたことが明らかになった。実験の結果、切欠部の設計を若干変更することにより、高応力は緩和されることがわかった。</p>			
対 策			
<p>高応力部の形状曲線をよりゆるやかにして、応力集中を減らす措置がとられた。</p>			

要素名	熱交換器	参考文献	23
発生時期	1978年12月6日		
内 容			
<p>エンジン0007の試験中、酸素ターボポンプの熱交換器出口管付近に火災が発生した。調査の結果、火災はLOX熱交換器に発生したことが明らかとなった。被害は熱交換器、高圧酸素ポンプ、ホットガスマニホールド、メイニンジンジェクタが主であって、テストスタンド側の被害は軽微であった。</p>			
原 因			
<p>調査委員会は、この不具合は、熱交換コイルのリークに端を発するとの結論を出した。すなわちLOXあるいはGOXを多量に含む混合気中の着火とデトネーションにより衝撃波が走り、損害の範囲を広げたというものである。直接の引金となった管のリークについては、決定的な原因を挙げることはできなかったが、最もそれらしいものとして、補修溶接作業中の電気溶接機の接地点の位置選択が不適切で、配管コイルとそのブラケット間にアークが飛びピンホールが発生したとの推定がなされた。</p>			
対 策			
<p>次の様な対策が取られた。</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1) 溶接マニアルの再点検と作業者に対する再教育</li> <li>2) 熱交換用コイルのリーク検知法を改良した。</li> <li>3) コイルの気密試験をより高圧にした。</li> <li>4) コイルの成形法と洗浄法とが改善された。</li> </ol>			

要 業 名	シール(継手部スタティック・シール)	参 考 文 献	26
発 生 時 期			
内 容			
<p>継手部からの推進剤のリークが12回に及ぶ。一例を挙げれば、燃料主弁からのリークのためにプリバーナ混合比が増して、燃料側タービンの出口温度が規定値を超えて試験が中断している。推進剤のリークは一般に火災や爆発または機器の破損の可能性をもっている。</p>			
原 因			
<p>材料欠陥、不適切な装着作業、締付トルクの緩みなど多岐にわたる。</p>			
対 策			
<p>(シールの検査体制の充実、作業マニュアルの確立、締付トルクの緩みを生む振動その他の除去等がなされたと推定される。)</p>			

要 業 名	エンジン制御系	参 考 文 献	20
発 生 時 期	1980年7月30日		
内 容			
<p>SSMEの三つの連続した強収試験のうち、二番目の試験で高圧液酸ターボポンプに火災が発生し、試験開始後、10秒でエンジンに非常停止が掛けられた。</p>			
原 因			
<p>この事故には二種類の不具合が含まれていた。1) 試験開始後3.34秒目に二系統あるエンジン制御系の片方が設備側の電圧変動によってダウンした。これによってエンジン制御系の冗長構造は失われたが、エンジンは残りの片方の制御系によって運転を続行された。2) 試験開始後3.92秒目に燃焼圧センサーを熱保護するパージョリフィス・アセンブリーが所定の位置からはずれて、燃焼圧センサーの圧力トランスデューサー部に燃焼室の冷却剤圧力を印加した。その結果燃焼圧の過大評価が起こり、<math>O/F=3.5</math>で定格出力の60%の運転がエンジンに強要された。このため高圧液酸ターボポンプ内で軸振動によるこすり合わせが起き、火災となった。</p>			
対 策			
<p>燃焼圧センサーの熱保護用のパージョリフィス・アセンブリーは単にはめ込むだけでなく積極的に固定方法を用いるように設計変更した。固体ブースター着火前と同様に、地上試験でも二系統あるエンジン制御系の内一方でも異常を起こした場合にはSSMEを停止するようにシステムを変更した。さらに、エンジンの起動過渡時の間は、燃焼圧を2チャンネルで検出した上、それらを相互比較することとし、もし両者の値に食い違いがあれば固体ブースターに着火する前にSSMEを停止するよう、ソフトウェアを変更した。</p>			

要素名	試験設備(液体酸素ブリード弁)	参考 文献	23
発生時期	1975年3月7日		
内 容			
<p>SSF Lにおけるパワヘッドの着火試験は、爆発を起こして終了し、ノズル下流からの熱燃波の伝播によって随所で被害を被った。この時、酸素側プリバーナの LOX ライン分岐管に取付けられたブリード弁 (Annin 7800 シリーズ, 2") のテフロロン製ポンネットシール (30ICRES のスプリング入) がスプリングと共に焼失していた。弁には何らの汚染の様子は見られなかった。弁の取付状況は、ブラグの上部すなわち軸および軸シールが上流側となる向きで、配管下流にある始動弁とは逆の向きであった。</p>			
原 因			
<p>始動時のメイン配管のサージによって、ブリード弁への分岐管内には 20000 psia, 400 ft/sec というサージが生ずることが判明した。これは分岐管内のガス酸素を断熱圧縮して 1220°F まで上昇させる効果のあることが計算された。これに対してテフロンの着火温度は 3000 psia で 850°F であり、スプリングとシール以外に弁の損傷は全くないことから、このシールの焼失の原因は爆発ではなく、断熱圧縮によるテフロンの着火と断定された。</p>			
対 策			
<p>異常なサージが起こらないように、酸素主弁の開き機構とサーボシステムに変更が加えられた。また閉位置で圧力サージからシールを保護するために、いくつかの弁の取付けの向きを逆にした。更に流量計とフィルタも圧力サージに耐えるように再設計した。</p>			

要素名	試験設備(液体酸素流量計, 弁)	参考 文献	23
発生時期	1976年2月4日		
内 容			
<p>SSF Lにおける低圧および高圧の酸素ターボポンプの認定試験の際、供試ターボポンプとテストスタンドに火災が発生して損傷を被った。低圧ターボポンプの被害はそれ程でなく、高圧ターボポンプの被害が著しかった。高圧ターボポンプ下流の設備配管と弁は LOX 火災によって損傷を受けているが、テストスタンドの被害の大部分は、こぼれた油圧機器用油の火災によるものであった。</p> <p>事故後の調査の結果、設備側流量計の2枚の羽根と保持用リングがなくなっており、更には2本の回り止めピンが消失していた。</p>			
原 因			
<p>最初に高圧ターボポンプ下流にある設備側流量計の羽根が何らかの原因で折損を起こし、この羽根は更にその下流の調量弁に衝突してその衝撃で着火が起こった。この弁はキャピテーション状態で使用されていたため、着火の後は燃焼波が伝ばしてゆく傾向があった。高圧ポンプの下流で火災が発生したため、流れが阻害され、管内の圧力は過大になり、プリバーナポンプへの流量が著しく不足した。その結果、高圧酸素ターボポンプの過大速度とそれを一層助長するキャピテーション更には火災を引き起したものと推定された。この火災によりサーボバルブ用油圧配管が破損し、こぼれた油の火災による二次災害が起こったものである。</p>			
対 策			
<ol style="list-style-type: none"> <li>1) 機械的振動による流量計の破損の危険を減らすような設計変更がなされた。</li> <li>2) LOX 調量弁のキャピテーションを防ぐように操作手順を改良し、弁入口にはスクリーンを置いて異物の侵入を防ぐようにした。</li> <li>3) 系内に外部から異物が侵入しないように検査を厳しくした。</li> <li>4) 流れにより振動が誘起されないよう機器の支持構造を強化した。</li> <li>5) スタンド火災の際は油圧系がすぐ切離せるように設計変更した。</li> <li>6) 電線や保護カバーに改良を加え、吹付けあるいは接着式の断熱材が広く採用された。</li> <li>7) 異常な流量、振動あるいは温度を検出する装置を追加された。</li> </ol>			

要素名	試験設備 (液体酸素調量弁)	参考 文献	23
発生時期	1977年6月29日		
内 容			
<p>ブリバーナアセンブリ試験の際、起動トランジェントの間に LOX 調量弁に火災が発生し、設備側 LOX 配管が焼失した。調査の結果、調量弁のプラグとボディがプラグ・シート付近、シートの下流側として弁下流の設備側ダクトの部分で燃えたことが明らかになった。弁のボディ内側への溶融深さは約1インチに達していた。なお弁の取付けの向きはプラグの上から流れ込むようになっていた。</p>			
原 因			
<p>事故調査の末、次の様に結論が出た。すなわち、燃焼試験データは、この弁の調量特性が一連の試験を通して変化したことを示している。これは、プラグの慢食が進行したことを意味している。つまり、この弁はシート付近でキャビテーションを起こしており、それによる振動がプラグとシート間に強い衝撃を引起し、それ故に酸化膜を形成できない金属表面を LOX との衝撃メカニズムにより加熱され着火に至ったものである。</p>			
対 策			
<ol style="list-style-type: none"> <li>1) 弁を取付ける向きを逆にして、キャビテーションおよびその誘起振動、停止時のサージによる軸シールの損傷を防ぐ。</li> <li>2) プラグとシートのすき間を調整して振動の衝撃を減らした。</li> <li>3) 組付ボルトをゆるまさないようにした。</li> </ol>			

要素名	燃焼圧トランジェンサー	参考 文献	24
発生時期	1981年4月12日		
内 容			
<p>1981年4月12日～19日のコロンビア号の第一回の飛行中 SSME の燃焼圧指示が打ち上げ後 80～100 秒頃から徐々にドリフトを始めた。ドリフトは3基のエンジンのチャネルBトランスデューサーすべてに発生し、RPLにおける燃焼圧より17～38 psi 程低い値の範囲であった。この燃焼圧指示の下降ドリフトにより混合比制御系が動いて飛行中の SSME の混合比が若干増加気味となった。コロンビア号は打ち上げ後 80～100 秒頃から真空に近い領域を飛行し始めるが、これと燃焼圧指示のドリフト開始時期とは一致していると思われた。</p>			
原 因			
<p>問題となったチャネルBトランスデューサーは高圧液酸ターボポンプのタービン側シールのドレイン・ライン真下に位置しており、ドレイン・ラインを通る高温ガスの熱輻射を受けていたことがわかった。コロンビア号が大気中を飛行している間はトランスデューサーは周囲の空気によって冷却され熱輻射による加熱も目立たなかったが、真空に近い領域を飛行し始めると空気によって冷却されることが無く熱輻射による影響をもろに受けたものと判断された。</p>			
対 策			
<p>エンジンの環境シミュレーション試験はこの問題をよく再現することができ、飛行エンジンのトランスデューサーが熱輻射によってドリフトを起こしていたことが確認された。対策として、飛行エンジンのドレイン・ラインは熱絶縁され、トランスデューサーから隔離するための輻射シールドが設けられた。またトランスデューサーの周囲にも熱絶縁が施された。エンジン試験が再度行われた結果、この設計変更がじゅう分に有効であることが証明された。</p>			

要素名	主燃焼器（冷却剤出口マニホルド）	参考	39,41
発生時期	1983年1月29日	文献	
内 容			
<p>1983年3月19日打ち上げ予定のチャレンジャー号の第二回目の飛行エンジン確認試験が終了した後、第一エンジン（エンジン2011）の水素冷却剤出口マニホルドに長さ0.75inのクラックが発見された。このマニホルドは主燃焼器を冷却した水素が低圧水ターボポンプに向かう際の通路であり、放置して使用すれば濡れた水素がエンジン隔壁に貯まって上昇飛行中に爆発を起こすおそれもあると判断された。</p>			
原 因			
<p>クラックを生じたマニホルド出口部は、製造工程の途中で眠って損傷を受け、修理された経歴を持つ。その際、損傷部を切り取って新しい出口部を溶接したが、燃焼器本体に隣接した小さな領域であるため、溶接後の熱処理による残留応力の解消がしゅう分に行なえなかった。加えて、この溶接作業は、マニホルド外側の Inconel 718 材を熱によって弱化させ、またマニホルド内側の鋼の保護コーティングを剥がしてしまった。そのため、Inconel 718 材は、飛行エンジン確認試験中、温められた水素の流れに直接さらされることになりクラックの発生に至った。</p>			
対 策			
<p>マニホルドの出口部の修理については、それ以外の方法が考えられなかった（予算的にも、時間的にも）ので止むを得なかったという意見と冶金学的に再検討されるべきだったという意見がある。また、第一回目の飛行エンジン確認試験の後の水素漏れ点検でやや異常が検知されていたにもかかわらず、このクラックを発見できなかったことが重視され、検査体制が見直されることになった。チャレンジャー号の第一エンジンとしては、予備のもの（エンジン2016）が搭載される予定である。</p>			

要素名	熱交換器	参考	40,41
発生時期	1983年2月	文献	
内 容			
<p>1983年3月19日打ち上げ予定のチャレンジャー号の第一エンジン（エンジン2011）にマニホルドの水素濡れが発見されたため、その予備エンジンとして搭載予定であったエンジン2016の熱交換器コイルの熱交換器コイルの溶接部に濡れが発見された。この熱交換器コイルは中を通る液体酸素を酸素側タービン下流の高温ガスで温めてガス化するためのもので、酸素ガスは酸化剤タンクの加圧に使われる。熱交換器コイルは飛行中に濡れを起こせば爆発的な火災によって爆発を引き起こす危険性を秘めている。</p>			
原 因			
<p>熱交換器は1977年に製造されたものであるが、当時は溶接に対する評価基準が徹底しておらず、熱交換器のコイル部分の溶接箇所欠陥があってもそれを見逃していたと考えられる。そのためエンジン認定試験の折には、既に溶接部が破断しており、濡れが進行していたのではないかと現段階では推定されている。</p>			
対 策			
<p>古い時期に製造されたエンジンについて、その品質管理体制を確立し、さらに濡れに対する検査体制を厳重なものにするのが考えられている（熱交換器コイルの濡れという重大な不具合が搭載直前になって初めて発見されたことが問題にされている）。尚、溶接箇所の評価基準については、1977年以降、既に改善されている。また、熱交換器の設計思想そのものの変更も検討されているが、大規模な改造になるので非現実的とされている。チャレンジャー号の第一エンジンはさらに別のもの（エンジン2017）が搭載されることになった。</p>			

## 不具合事例調査シート No.45

要素名	配管（点火器用燃料配管）		42
発生時期	1983年3月		参考文献
内 容			
<p>1983年3月19日打上げ予定のチャレンジャー号のNo.2(2015)エンジンのASI (Augmented Spark Igniter) 燃焼室に通ずる低温水素用の0.5インチ径配管に漏れのあることが確認され、検査の結果、Inconel 625製部品に大きなクラックが発見された。この部分は、テストスタンドの試験から109%レベル運転の際に隣接の構造部品との接触の危険性が指摘され、後にスリーブがらう付された部位である。念のために他のエンジンについても検査したところ、No.3(2012)エンジンと以前にNo.1エンジンとして使われる予定で熱交換器に漏れの見つかったエンジン2016 それにNSTLにある予備エンジン2014と2010にも同様のクラックが発見された。</p>			
原 因			
<p>クラック発見直後の所見では、原因として一つには設計上の欠陥が、そしてもう一つにはスリーブをろう付した際の配管への加熱がInconelに悪影響をおよぼした点が挙げられた。特に溶接に関連する因子はチャレンジャー号のNo.1エンジンの不具合（最初は2011の燃焼室冷却マニホールドの漏れ、次いで2016の熱交換器コイルの漏れ）と同じカテゴリーに属しており、同一の原因かと疑われるところであるが、この調査がなされた時点では詳細な解析がその緒にたいはばかりである。</p>			
対 策			
<p>原因が確定していないので、根本的な対策はたてられないが、当面の対応として次の措置がとられた。すなわち配管をクラック発生部で8～9インチ切断し、Inconel 625製の部品がそこに溶接された。また、チャレンジャー号では、この部分にスリーブを付けることは予定されていない。</p>			



---

## 航空宇宙技術研究所資料523号

昭和58年11月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊦182  
印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区久我山5-6-17

---

