

スペースシャトル・メインエンジンのターボポンプ のロータ設計と技術課題

その他（別言語等） のタイトル	Rotor Design and Technical Issues of the Turbopump for the Space Shuttle Main Engine
著者	内海 政春
雑誌名	ターボ機械
巻	46
号	9
ページ	519-525
発行年	2018
URL	http://hdl.handle.net/10258/00010167

〔展望・解説〕

スペースシャトル・メインエンジンの ターボポンプのロータ設計と技術課題

内海政春*1

Rotor Design and Technical Issues of the Turbopump for the Space Shuttle Main Engine

Masaharu UCHIUMI

1. はじめに

Space Shuttle Main Engine (SSME) は、1981年4月に初飛行した Space Transportation System (STS) のメインエンジンである。推進薬は液化水素と液化酸素であり、二段燃焼サイクルを採用することにより真空中 2,279kN の推力と 453 秒の比推力（噴出速度 4,430m/s）を生み出すことができる、大推力・高性能ロケットエンジンである。開発における技術的難度の高さはいうまでもないが、再使用型の有人仕様という開発コンセプトはエポックメイキングであったといえる。スペースシャトルは 2011 年 7 月に退役したが、製造された全 46 基の SSME のうち、最新型の 16 基程度は使用可能な状態で NASA が現在も保管・管理している。初期設計から 40 年以上経過したにもかかわらず、NASA が現在開発中の月・火星・小惑星へ物資や人を輸送する超大型ロケット Space Launch Systems (SLS) に流用される計画となっている。

スペースシャトルは STS-1 のコロンビア号から STS-135 のアトランティス号までに 135 回の打上げが実施された。STS-51-L のチャレ

ンジャー号と STS-107 のコロンビア号で全損事故が発生したが、1 回の打上げに 3 基が使用される SSME は計 405 回の飛行機会において、すべて良好に機能・性能を発揮した。この結果から判断すれば SSME は順調に開発・運用が行われたように思われるが、開発時には火災や爆発に至るような大きなトラブルが何度も発生している。また実運用段階に至ってからも、性能向上、信頼性向上、再使用に必要なメンテナンスの削減のための SSME の改良が継続して実行された。特に、1 基の SSME に回転機械であるターボポンプが 4 式（低圧・高圧用液体水素ターボポンプ (LPFTP・HPFTP)、および低圧・高圧用液体酸素ターボポンプ (LPOTP・HPOTP)) 装備されており、その中でも極めて高いエネルギー密度を取り扱う高圧ターボポンプは、初期設計に立ち戻る必要がある再開発を余儀なくされた。

本報は、他の追従を許さないほどの高エネルギー密度を有する SSME 高圧ターボポンプを取り上げて、ロータ系設計の特徴を概観するとともに、その技術課題や設計の変遷について述べる。

*1 室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター
E-mail: uchiumi@mmm.muroran-it.ac.jp
原稿受付日 平成 30 年 5 月 日

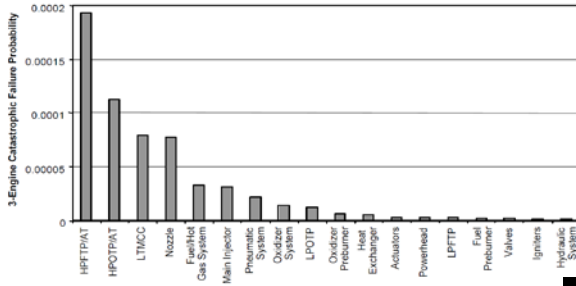


Fig. 1 Catastrophic failure probability of SSME⁽¹⁾.

2. SSME の作動諸元

H-IIA ロケットの LE-7A や STS の SSME などの二段燃焼サイクルエンジンに用いられるターボポンプは、高出力タービンと高圧ポンプを一軸に結合して高速回転しており、エンジンの心臓部といわれる最重要構成部品である。

Fig. 1 に示すように、SSME の開発・運用における重大トラブルの要因は高圧液水ターボポンプ (HPFTP) がもっとも可能性が高いとされている。つぎに高確率となっているのが高圧液酸ターボポンプ (HPOTP) であり、どちらも主燃焼器 (MCC) やノズルスカート (Nozzle) より開発難度が高いと報告されている。エンジン全体の重大トラブルの 50%以上を 2 式の高圧ターボポンプで占めている。

Table 1 に SSME 高圧ターボポンプの作動諸元を示す。液化水素の密度は 0.07kg/m^3 であり液化酸素 (1.14kg/m^3) の約 $1/16$ であるため、HPFTP の軸動力は HPOTP のそれよりも高いが、吐出圧力は HPFTP のほうが低くなる。また、HPFTP の体積流量は毎秒 $1,000\text{m}^3$ (=ドラム缶 5 本) よりも大きく、それがエンジンに大推力を発生させる源になっている。エンジン質量 3.5 トンから発生させる真空中推力は $2,279\text{kN}$ にのぼり、その推重比は約 66 であり、航空機用ジェットエンジンの 10 倍以上となっている (たとえば、Airbus320 の V2500 ジェツ

Table 1 Design operating condition of SSME turbopumps

名称	液体水素ターボポンプ	液体酸素ターボポンプ
推進薬	液体水素	液体酸素
回転数	36,200 rpm	23,700 rpm
流量	74.4 kg/s	535.2 kg/s
吐出圧力	44.5 MPa	51.7 MPa
タービン入口温度	1,111 K	861 K
軸動力	56,670 kW	19,980 kW
運用作動回数	60 回	60 回
設計作動回数	240 回	240 回

トエンジンの推重比は 4.7~5.5)。

3. SSME の進化と設計の変遷

スペースシャトルはアポロ計画を引き継ぐ形でプロジェクトが立ち上がり、1970 年代に開発がおこなわれて 1981 年に初飛行した。スペースシャトルはすでに退役したが、前述のとおり使用可能な状態で保管されていた SSME は今後も使用される計画が持ち上がり、2015 年から NASA Stennis Space Center において再整備や運用性確認を目的としたエンジンの燃焼試験シリーズが複数回実施されている。

いまから 40 年以上前の 1970 年代に設計された SSME が、なぜ最新鋭のロケットに採用される計画が浮上したのであろうか？また、最新技術に匹敵するような優れた技術が当時に採用され、信頼性の高い開発がおこなわれたのであろうか？

結論をいえば決してそのようなことはなく、当時の開発は苦難の連続であった。また、開発がいったん完了し初飛行した後においても、信頼性を向上させるための飽くなき挑戦が続けられ設計改良が何度もおこなわれている。

SSME ターボポンプの初期設計モデルに対する主要な設計変更の履歴を以下に示す。

1. Phase I : STS-6 以降から飛行
HPFTP, HPOTP, LPFTP, LPOTP の部分改良
2. Phase II : STS-26 以降から飛行
HPFTP, HPOTP の部分改良
3. Block I : STS-70 以降から飛行
HPOTP の再開発による ATD-HPOTP の採用
(ATD は Alternative の意)
4. Block IIA : STS-89 以降から飛行
LPOTP, LPFTP の部分改良
5. Block II : STS-104 以降から飛行
HPFTP の再開発による ATD-HPFTP の採用

Phase I、Phase II、および Block IIA におけるターボポンプの設計変更は部分改良である。一方、Block I (初飛行 1995 年) では HPOTP が、Block II (初飛行 2001 年) では HPFTP が再開発され、開発担当者もサターン V のロケットエンジン等を開発した Rocketdyne 社から Pratt & Whitney 社に変更された。なお、その後 Rocketdyne 社は、Boeing 社、Pratt & Whitney 社に買収されるという経緯をたどり、現在は GenCor 社傘下の Aerojet Rocketdyne 社となっている。SSME の各開発フェーズにおける機体喪失確率を Fig. 2 に示す⁽¹⁾。Phase II では SSME の原因によって 1/404 の確率で、また SSME 以外の原因により 1/262 の確率で機体喪失が発生する。設計改良が進むことにより機体喪失確率は低下し、Block II における SSME 要因の機体喪失確率は 1/1283 となった。これは Phase II の約 3 倍の信頼性向上が果たされたことを意味する。航空機の水準には遠く及ばないが、将来的には (FSME : Future Shuttle Main Engine)、機体喪失確率を 1/3000 まで高める計画であった。

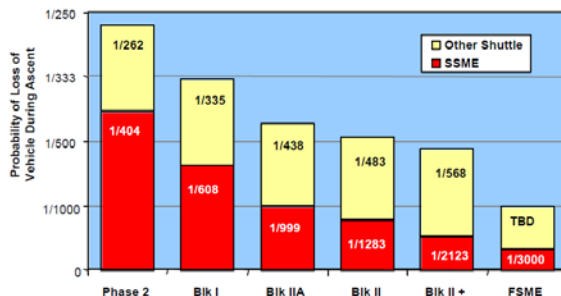


Fig. 2 Probability of loss of vehicle during ascent⁽¹⁾.

SSME の開発において直面した重大トラブルを Fig. 3 に示す。横軸は開発時の年 (西暦)、左軸は累積試験回数、右軸は累積試験秒時である。図中の数字は重大トラブルの要因を示しており、2 は HPFTP の軸振動、3 は HPOTP の爆発、5 は HPFTP タービン損傷である。計 14 回の重大トラブルのうち 7 回がターボポンプに起因している。開発初期には試験回数は増加していくが、累積試験秒時は停滞しており、短秒時のうちにトラブルが多数発生していることが読み取れる。定格推力 (Rated Power) の 50% に到達したのは 37 回目の試験であり、それまでに 13 基のターボポンプの交換・設計変更がおこなわれた。定格推力に到達するまでに約 300 回の試験と約 3 年の期間を要しており、それに至るまでに HPOTP の爆発事故と HPFTP のタービン損傷を 2 回ずつ経験している。Phase II における高圧ターボポンプの開発では、軸受・翼設計・冷却システムの改良、および軸振動 (特に自励振動) の対策がおこなわれた。Block IIA では、タービン入口部品の放電加工の改善、タービン翼の寿命向上、およびロータ系のバランシング向上などが盛り込まれた。

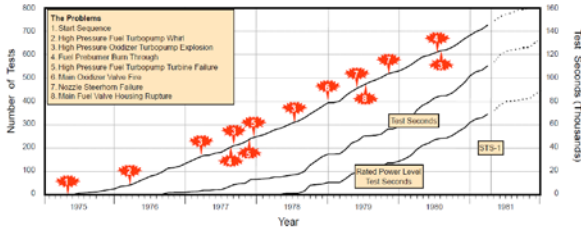


Fig. 3 Major troubles during the development of the SSME.

4. SSME 高圧ターボポンプの再開発

4-1 HPOTP/HPFTP の設計改良

Block I の開発前後の HPOTP の断面図を Fig. 4 に示す (上が改良前、下が改良後)。図中の左側がポンプ部 (左端がプリバーナポンプ、中央が両吸込みメインポンプ) であり、右側がタービン部である。

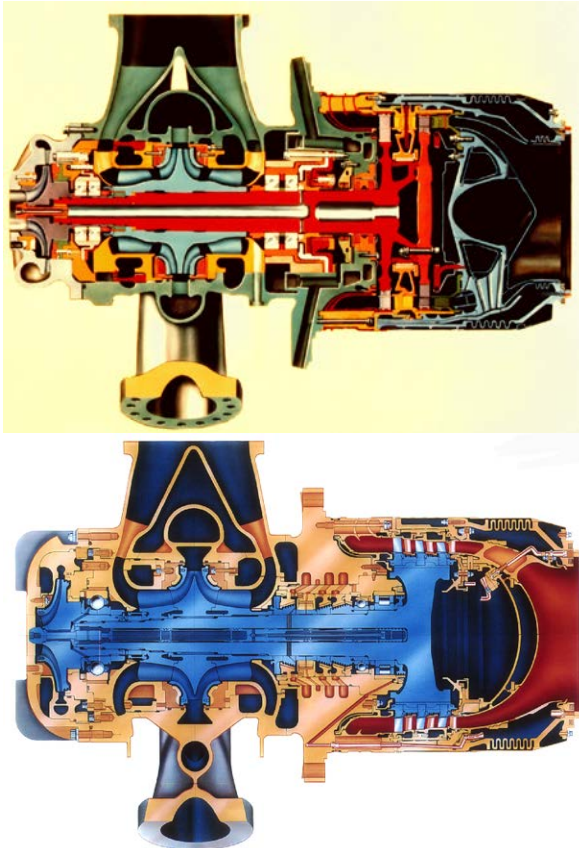


Fig. 4 Original design and Improved design of the HPOTP

HPOTP の再開発は、SSME の他のコンポーネントへの影響を最小限にとどめるため、ポンプ/タービンそれぞれの機械的・流体的・電氣的なインターフェイスは基本的に変更しないように配慮された。主要な変更点としては、タービンディスクの剛性増加、シャフトの剛性増加、プリバーナポンプ側の軸受径増加と転動体径増加、タービン側軸受のころ軸受化と位置の変更、ポンプ・タービン間のシャフトシールの全面的な改良などである。

つぎに、Block II の開発前後の HPFTP の断面図を Fig. 5 に示す。

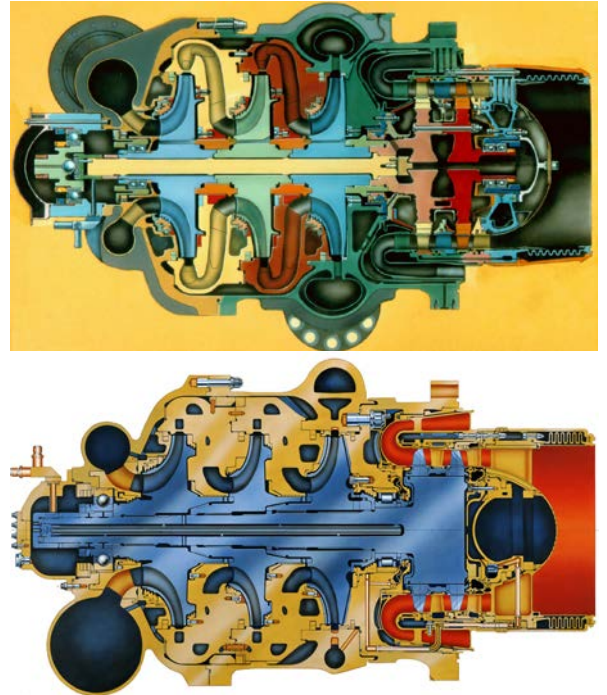


Fig. 5 Original design and Improved design of the HPFTP

ATD-HPFTP への主要な設計変更は、タービンディスクの剛性増加、シャフトの剛性増加、ポンプ側のラジアル軸受およびスラスト軸受の全面的な見直し、タービン側軸受のころ軸受化と位置の変更、インペラの構造強度増加とバックシュラウドの形状変更などである。

SSME の開発において再開発が必要となったコンポーネントは2式の高圧ターボポンプだけである。長期間にわたる開発において設計変更を何度も繰り返してきているが、対症療法では解決に至らず設計初期に立ち戻った抜本的な設計改良が必要となったためである。

4-2 再開発が必要となった技術課題

莫大な開発費用の代償を支払ってでも再開発が必要だった理由は何であろうか？

HPOTP は

- Rotordynamic Subsynchronous Whirl
- High Synchronous Vibration
- Excessive Synchronous Vibration Amplitudes

であり、HPTP は

- Rotordynamic Subsynchronous Whirl
- Subsynchronous Vibration

である⁽²⁾。Fig. 6 に HPFTP に発生した回転不安定現象の一例を示す⁽³⁾。横軸は時間、縦軸は加速度の振幅である。SSME では軸変位を直接的には計測しておらず（有人仕様のため、センサが軸に接触するリスクを回避するためと思われる）、ケーシングに取り付けた加速度計により軸振動を評価している。半径方向（RAD）と軸方向（AXIAL）に生じた周期的な振動成分がリミットサイクルへと発達しており、大きな問題となった。回転機械の開発ではさまざまなトラブルに直面するが、通常はトラブルを発生させる部品や現象を特定し対策を打つことで問題解決する。しかしながら、ロータ系の回転不安定（自励振動）や過大な共振振幅などのトラブルはロータシステムとして発現する現象であるため、その影響は軸系全体に及んでしまうこととなる。

回転機械では流体励振力やロータダイナミック流体力の発生は不可避である。しかしながら、それらが生じていても応答しにくいロータ系の設計となっていれば、このようなトラブルは回

避することができる。応答問題というのは、入力と応答の位相や周波数領域で検討することであり、筆者らはこれを“ダイナミック設計 (Dynamics Design)” とよんでいる。

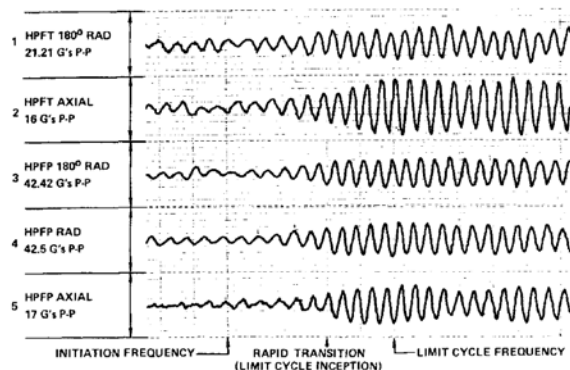


Fig. 6 Rotating instabilities of the SSME HPFTP⁽³⁾.

SSME のオリジナル HPFTP の開発では、概略として以下のような手順によって設計がおこなわれた⁽⁴⁾。

- (1) 遠心ポンプにおける Shroud の有無の選択
ロータの軸方向変位に対してポンプ効率の変化が少ないという理由で Shrouded が選択された。
- (2) ポンプ段数の選定
2 段か 3 段の選択であったが、流力性能（効率）が有利という観点で 3 段となった。
- (3) 要素部品の機械的な配置・配列
軸受やポンプ入口の配置について、4 形式を候補として選定した。

要素部品の配置・配列の候補を Fig. 7 (A)～(D) に示す。(A)は軸受を両軸端に配置し、ポンプ入口を中央にした配置である。(B)はタービン側の軸受をオーバーハングに配置し、ポンプ入口を反対側の軸端とした配列である。(C)はポンプの 1 段インペラをオーバーハングとし、タービン側軸受をディスク背面側（軸端）とした配列で

ある。(D)は軸受を両軸端に配置し、ポンプ入口も軸端にした配列である。

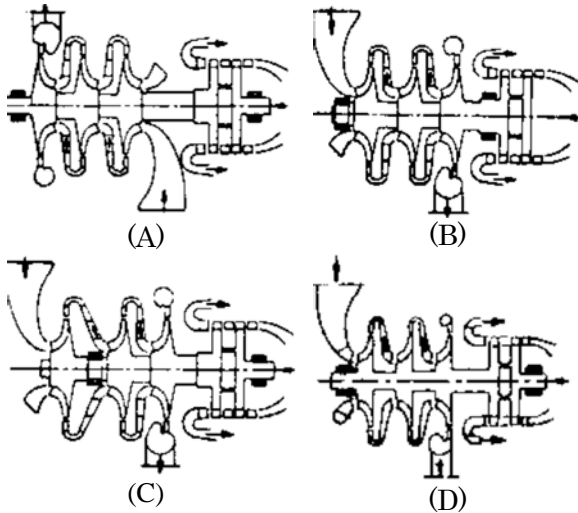


Fig. 7 Rotor system configurations of the SSME HPFTP.

(A)は高圧・高温仕様のガスシールが必要であり、ポンプの吸込性能への影響が懸念される。(B)はトルク伝達に必要な軸径を確保し、それに適合した軸受が必要となる。そのためタービン側軸受のDN値が課題となる。(C)は危険速度への懸念は小さいが、ポンプの戻り流路への特別な配慮が必要となる。(D)は軸受のDN値は $1.66 \times 10^6 \text{in-rpm}$ と制約内となり、危険速度への対応が可能、かつポンプとタービンとのシール配置が良好である。

以上の検討結果から、SSME HPFTPはShroud付き3段ポンプを(D)の配置・配列とする設計で開発がすすめられた。その結果は残念ながら、前述したようにトラブルが頻発し、再開発を余儀なくされた。SSME高圧ターボポンプの要求寿命11,000秒の作動時間(+20回の起動・停止)に対して、開発が完了するまでに再開発につき込まれた累積燃焼秒時はATD-HPOTPで109,901秒、ATD-HPFTPで87,346秒である。フ

ライトに供された後にも、エンジンの確性と信頼性向上のために燃焼試験は続行され、HPOTPは326,000秒を、HPFTPは130,000秒を越えている。参考ではあるが、H-IIロケットメインエンジンのLE-7の累積燃焼秒時は約20,000秒である。

SSMEターボポンプの開発がこれほどの困難に直面した理由は、設計手順に起因していると考えられる。上述した手順では、全体の配置・配列や軸体格をロータシステムとして熟慮する前に、インペラ形式などのサブシステムの形状設計から始めていた。この手順で選択の決め手となった根拠は、ポンプ効率の変化が少ない、流力性能(効率)が有利というものであった。ポンプ効率など要素部品の性能を優先し、ロータシステム全体への配慮が足りなかったことが再開発への引き金になったといえる。要素設計のフェーズで設計空間を大きく取ってしまうと、システム設計で確保できる設計空間は小さくなるを得ない。このような設計手順を踏んだ場合、いったんトラブルが発生すると設計変更における設計空間が小さくなり(設計制約が大きい)、打てる対策も限られてしまうことになる。また、SSMEではロータシステム設計として4つの候補を検討していたが、候補の抽出も最終形態への絞り込みも技術者の経験則によるところが大きかった。広い設計空間での網羅的な検討と技術的クライテリアに基づく評価が、回転機械のシステム設計には重要である。

5. まとめ

SSMEの高圧ターボポンプで発生した重大トラブルとロータ系の設計について述べた。異例ともいえるほど開発難度の高いSSMEのターボポンプの設計や開発過程をレビューすることは、回転機械の設計技術の観点のみならず、開発思

想の面においても有益な知見や設計指針を提供してくれるものとする。

SSME の開発過程で直面したトラブルは、システム設計に起因した軸振動などが頻発した。その設計変更や再開発から、軸剛性や軸受剛性への配慮や各コンポーネントの機械的な配置・配列の重要性が浮き彫りとなった。これらのロータシステム設計を誤ると対症的な手段では手に負えないトラブルが発生し、大きな設計手戻りに至る可能性がある。

要素の設計技術とシステム設計技術が両輪となって高い信頼性をもつ回転機械が生み出される。計算機の発達と解析技術の高度化により性能向上や現象理解は高まっている一方、現在でも発生している機械のトラブルは信頼性向上への不断の努力を怠ってはならないと、警鐘を鳴らしているのかもしれない。

参考文献

- (1) F. Jue and F. Kuck, “Space Shuttle Main Engine (SSME) Options for the Future Shuttle, AIAA 2002-3758, 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Indianapolis (2002).
- (2) Gunter E. J. and Flack R. D., Experimental Measurements of the Space Shuttle Main Engine Fuel and Oxygen Turbopump Vibration Characteristics, NAS8-31951-15. 1981,
- (3) Matthew C. Ek, Solution of the Subsynchronous Whirl Problem in the High-Pressure Hydrogen Turbomachinery of the Space Shuttle Main Engine, J. of Spacecraft, Vol. 17, No. 3.
- (4) K. Rothe, Turbopump Configuration Selection for the SSME, ASME 74-FE-23.