

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

ロバスト設計手法を用いたターボポンプ用 タービンのトーマスフォース低減

瀧田 純也，内海 政春，島垣 満，船崎 健一

2012年2月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

ロバスト設計手法を用いたターボポンプ用タービンの トーマスフォース低減*

瀧田 純也*¹, 内海 政春*¹, 島垣 満*¹, 船崎 健一*²

Reduction in Thomas Force of Rocket Turbopump Turbine by Using Robust Design Process *

Junya TAKIDA *¹, Masaharu UCHIUMI *¹, Mitsuru SHIMAGAKI *¹
and Kenichi FUNAZAKI *²

ABSTRACT

An application of robust design process for reduction in Thomas force of rocket turbopump turbines is presented in this paper. Because of its special specification, rocket turbopump turbines are designed as supersonic impulse turbines, and as a result, these blades have higher loading. In such a high loading blade, there is a possibility of rotor vibration problem generated by turbine instability force, that is, "Thomas Force". Actually in the past engine development in Japan, there was the shaft vibration problem due to "Thomas Force". In order to reduce shaft vibrations, it is important to keep "Thomas Force" small. In this paper, the results of parametric design for the existing rocket turbopump turbine by using the robust design process are discussed.

Keywords : Thomas Force, Robust Design Process, Rocket Turbopump, Supersonic Impulse Turbine

1. 緒言

近年のロケットエンジンでは、エンジン全体の高信頼性化やエンジンシステム簡素化の観点から、エンジンサイクルとしてエキスパンダーブリードサイクルが選定されることが多い。このような Open Cycle Engine のタービン (図1) では圧力比が高く取られ、ノズルや動翼内部での流れが音速を超える“超音速タービン”となること、またターボポンプのロータダイナミクス特性の観点(=オーバーハング量を小さくする)から、少ない段数(単段 or 2段)でも必要な馬力を発生できる“衝動タービン”とし

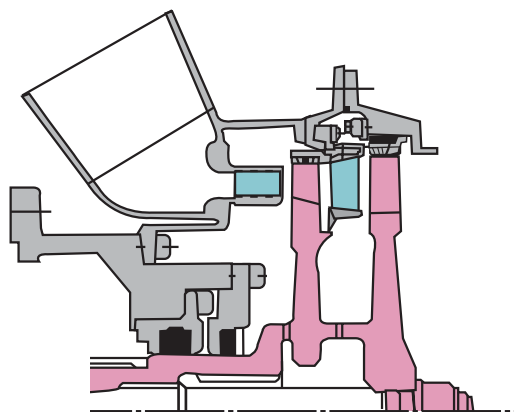


Figure 1: Schematic of Rocket Turbopump Turbine

* 平成 23 年 12 月 21 日受付 (Received 21 December 2011)

* ¹ 宇宙輸送ミッション本部 宇宙輸送系推進技術研究開発センター エンジン研究開発グループ

(Engine System Research and Development Group, Space Transportation Propulsion Research and Development Center, Space Transportation Mission Directorate)

* ² 国立大学法人 岩手大学工学部

(Faculty of Engineering, Iwate University)

て設計される為に段当たりの翼負荷が高くなることが特徴である。

このような高負荷翼では、タービン動翼で発生する不安定化力 (Thomas Force¹⁾) に起因する軸振動が問題となる場合がある。ここで Thomas Force とは、タービン動翼先端からの漏洩量の周方向不均一によって生じるトルクアンバランス力であり、軸系のふれまわり振動に対して励振力として作用する。

Thomas Force に起因するロケット用ターボポンプの事例²⁾ としては、LE-7A 液体水素ターボポンプ開発初期における亜同期振動が挙げられるが、この場合は軸系全体の減衰を増加させることによって亜同期振動を抑制することが出来ている。しかしながら、今後新たなターボポンプを開発する際、上記のような対策だけでは振動を十分に抑制できない可能性も考えられる為、Thomas Force 自体を低減させる、即ちタービン動翼で生じるトルクアンバランス力が小さくなるようなタービン形状を見出すことが重要である。本研究では、ロバスト設計手法を援用したパラメータ設計を行い Thomas Force を低減するタービン形態・形状を見出すことを目的とする。本報では既存のロケットターボポンプ用タービンを対象としたパラメータ設計結果について報告する。

2. 解析対象と解析手法

既存のロケットターボポンプ用タービンの中で、詳細な翼形状データ、及び試験結果を共に有するという点から NASA M-1 エンジン用液体水素ターボポンプのタービンを解析対象として選定した。M-1 エンジンは 1960 年代の米国月着陸計画に検討された大推力 (約 6700kN) エンジンで、ガス発生器を有する Open Cycle Engine であり、タービンは、段数 2 段の超音速衝動タービンとして設計されている。タービン直径は約 600mm である。当該タービンの詳細な諸元については文献³⁾ を参照されたい。

パラメータ設計に際しては、設計パラメータの組合せ毎にタービン性能を予測する必要があるが、本報の解析手法として、既存の 1 次元損失モデルである “AMDC+KO モデル⁴⁾⁵⁾” を用いた性能評価を行っている。なお、既存の 1 次元損失モデルによる性能予測の精度を検証する為、NASA M-1 タービンの仕様を用いた再現解析⁶⁾ を行い、十分な予測精度を有していることを確認している。

3. ロバスト設計によるパラメータ設計

3.1 タービン機能の明確化

ターボポンプ用タービンの機能とは、タービン駆動ガスが持つ流体エネルギーを軸出力に変換し同軸で繋がれたポンプを駆動することであり、これをタービンの基本

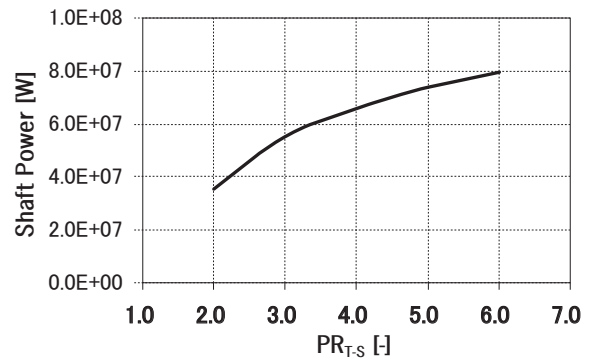


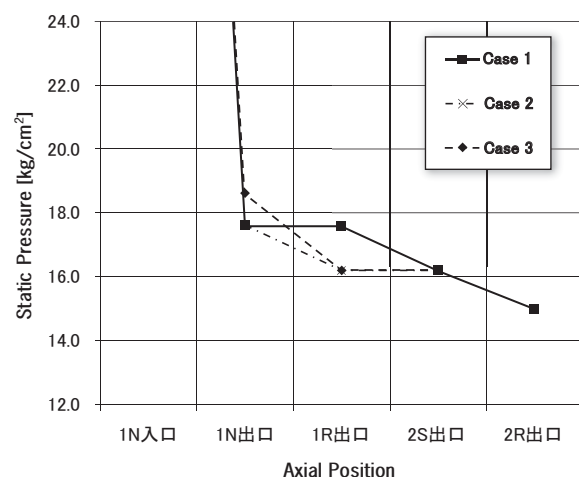
Figure 2: Turbine Output Characteristics against Pressure Ratio

機能と定義する。入力エネルギーとして「タービン圧力比」を、出力エネルギーとして「軸出力」とすると、入出力の関係は図 2 のように非線形となる。よって本報では、「タービン圧力比」を入力因子とした動特性のパラメータ設計を行い、標準 S/N 比⁷⁾ により最適形状を求める方法を用いた。

動特性のパラメータ設計を行う利点は、従来の設計点のみでのワンポイント最適化とは異なり、上記で定義したエネルギー変換システム全体として最適化できる点である。つまり、タービンの作動範囲全域での最適化 (=Thomas Force の低減) を行うことが可能となる。

3.2 制御因子の設定

表 1 に制御因子と各因子の水準を示す。初期により多くの設計パラメータ (=制御因子) の影響を見る目的で、本報では L54 直交表を用いた。L54 直交表では 2 水準のパラメータを 1 種、3 水準のパラメータを 25 種使用する



Case 1	Original
Case 2	2.5% Reaction at 1st Rotor
Case 3	5.0% Reaction at 1st Rotor

Figure 3: Level of the Degree of Reaction

Table 1: Control Factors and Their Levels

No.	Control Factors		Level		
			Level 1	Level 2	Level 3
1	A	Blade Tip Shroud	With	Without	-
2	B	Degree of Reaction	Case 1	Case 2	Case 3
3	C	Turbine Meridional Shape	Constant Tip	Constant Mean	Constant Hub
4	D	Number of Blades at 1 st Nozzle	Low	Mid	High
5	E	Number of Blades at 1 st Rotor	Low	Mid	High
6	F	Number of Blades at 2 nd Stator	Low	Mid	High
7	G	Number of Blades at 2 nd Rotor	Low	Mid	High
8	H	Throat Area Ratio of 1 st Nozzle	Low	Mid	High
9	I	Trailing Edge Thickness of 1 st Nozzle	Low	Mid	High
10	J	Blade Exit Angle at 1 st Nozzle (Tip)	Low	Mid	High
11	K	Blade Exit Angle at 1 st Nozzle (Mean)	Low	Mid	High
12	L	Blade Exit Angle at 1 st Nozzle (Hub)	Low	Mid	High
13	M	Blade Exit Angle at 1 st Rotor (Tip)	Low	Mid	High
14	N	Blade Exit Angle at 1 st Rotor (Mean)	Low	Mid	High
15	O	Blade Exit Angle at 1 st Rotor (Hub)	Low	Mid	High
16	P	Blade Exit Angle at 2 nd Stator (Tip)	Low	Mid	High
17	Q	Blade Exit Angle at 2 nd Stator (Mean)	Low	Mid	High
18	R	Blade Exit Angle at 2 nd Stator (Hub)	Low	Mid	High
19	S	Blade Exit Angle at 2 nd Rotor (Tip)	Low	Mid	High
20	T	Blade Exit Angle at 2 nd Rotor (Mean)	Low	Mid	High
21	U	Blade Exit Angle at 2 nd Rotor (Hub)	Low	Mid	High
22	V	Axial Gap	Low	Mid	High
23	W	Axial Chord Length of 1 st Rotor	Low	Mid	High
24	X	Axial Chord Length of 2 nd Rotor	Low	Mid	High
25	Y	Rotor Incidence Angle	Low	Mid	High
26	Z	-	-	-	-

ことが出来る。各制御因子は、ロケットターボポンプ用タービンを対象とした品質機能展開（QFD）から求めた“重要設計パラメータ⁸⁾”も含め、合計25個の設計パラメータを選定している。表1の制御因子の内、反動度の水準を図3に、タービン子午面の水準を図4に示す。

表1で示す制御因子を選定した根拠は次の通りである。

第一に、タービンの特性は子午面形状によって概ね決まる為、それに対応する制御因子として「タービン子午面」や「動翼反動度」を選定した。

次にチップからの漏洩量は、「チップシュラウド」の有無に加えて、動翼負荷や翼高さの影響が大きい為、これ

らに対応する制御因子として、「翼枚数」や「各翼の出口角度」、「動翼迎角」、「動翼コード長」を選定した。

3.3 誤差因子（ノイズ）の設定

誤差因子として、タービンチップクリアランスの変化を与えた。タービンチップクリアランスは、起動過渡や定常中におけるターボポンプの作動状態によって変化しコントロールできない為、大小2水準のノイズとして与える。

この他のノイズとしては翼形状の製造ばらつきの影響が考えられる為、表2に示す誤差因子に対してL16直交

Level 1 **Level 2** **Level 3**
Constant Tip Diameter **Constant Mean Diameter** **Constant Hub Diameter**

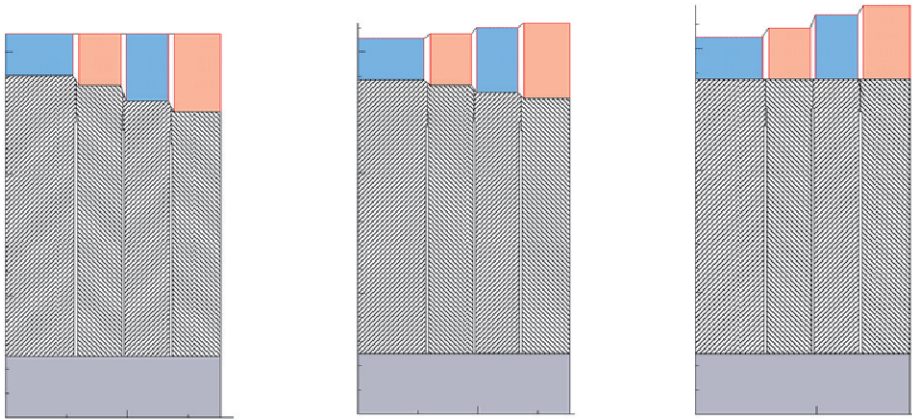


Figure 4: Level of Turbine Meridional Shape

Table 2: Noise Factors and Their Levels

No.	Noise Factors	Unit	Level 1	Level 2
A	Axial Chord Length of 1 st Nozzle	mm	-0.50	0.50
B	Axial Chord Length of 1 st Rotor	mm	-0.50	0.50
C	Axial Chord Length of 2 nd Stator	mm	-0.50	0.50
D	Axial Chord Length of 2 nd Rotor	mm	-0.50	0.50
E	Blade Thickness to Chord ratio of 1 st Nozzle	-	-5%	5%
F	Blade Thickness to Chord ratio of 1 st Rotor	-	-5%	5%
G	Blade Thickness to Chord ratio of 2 nd Stator	-	-5%	5%
H	Blade Thickness to Chord ratio of 2 nd Rotor	-	-5%	5%
I	Blade Height of 1 st Rotor	mm	-0.50	0.50
J	Blade Height of 2 nd Rotor	mm	-0.50	0.50
K	Axial Gap	mm	-0.50	0.50
L	Tip Clearance	mm	2.0	3.0

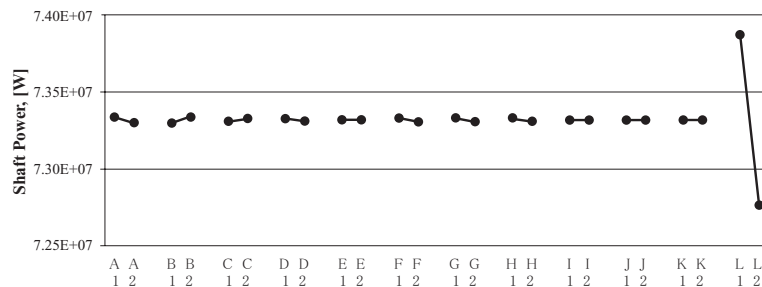


Figure 5: Graphs of Factorial Effects for Noise Factors

表実験を行った。タービン軸出力に対する要因効果図を図5に示すが、他のノイズ因子に比べてタービンチップクリアランスの効果が支配的であることから、今回はチップクリアランス変化のみを与えている。

3.4 実験計画の設定

表1に示す制御因子をL54直交表に割付け、誤差因子であるチップクリアランスを2水準、入力因子であるタービン圧力比を3水準とした合計324 (54 × 2 × 3) 回の

数値解析を行い、これらの解析結果から標準S/N比を計算した。標準S/N比が高い程、ノイズであるチップクリアランス変化に対してタービン出力が変化しない、即ちThomas Forceが小さいことを意味する。

4. 解析結果

4.1 L54直交表によるタービン形状

L54直交表の組合せに従い、54形態のタービン设计了。これら54個の形状特性値の中で、チップからの漏洩量への影響が大きいと考えられる「動翼高さ」、「動翼アスペクト比」、「動翼負荷係数」の履歴を図6に示す。今回用いた制御因子の組合せでは、現行条件に対し3割程度の変化幅を与えていることになる。また図5には軸出力の履歴も示すが、現行条件に対し1割程度の変化幅となっている。

4.2 要因効果図

図7に標準S/N比の要因効果図を示す。図7より、S/N比を大きく変化させるパラメータは以下に示す通りである。特に「動翼チップシュラウド（因子A）」の寄与が最も大きいという当然の結果に加え、その他のパラメー

タのS/N比改善効果についても、本要因効果図から把握することが出来る。

- ① 動翼チップシュラウド（因子A）
- ② 動翼反動度（因子B）
- ③ タービン子午面（因子C）
- ④ 1段ノズル出口角度（因子K）
- ⑤ 1段動翼出口角度（因子N）
- ⑥ 動翼入口迎角（因子Y）

4.3 最適条件の設定と再現性確認

図7の要因効果図を踏まえ、S/N比が最大となる最適条件を表3に示す。表3には現行条件も併せて示す。S/N比が最大となるのは、動翼チップシュラウド付き、反動度は現行条件、タービン子午面はHub径一定、1段ノズル出口角度と動翼入口迎角は小さく、1段動翼出口角度は大きくする組合せである。

表3の組合せに基づき、再現性の確認を行った結果を表4に示す。S/N比の推定利得5.35dBに対し確認計算結果は4.82dB、その差は0.53dBと、今回得られた利得の1割程度となっていることから、利得の再現性を有してい

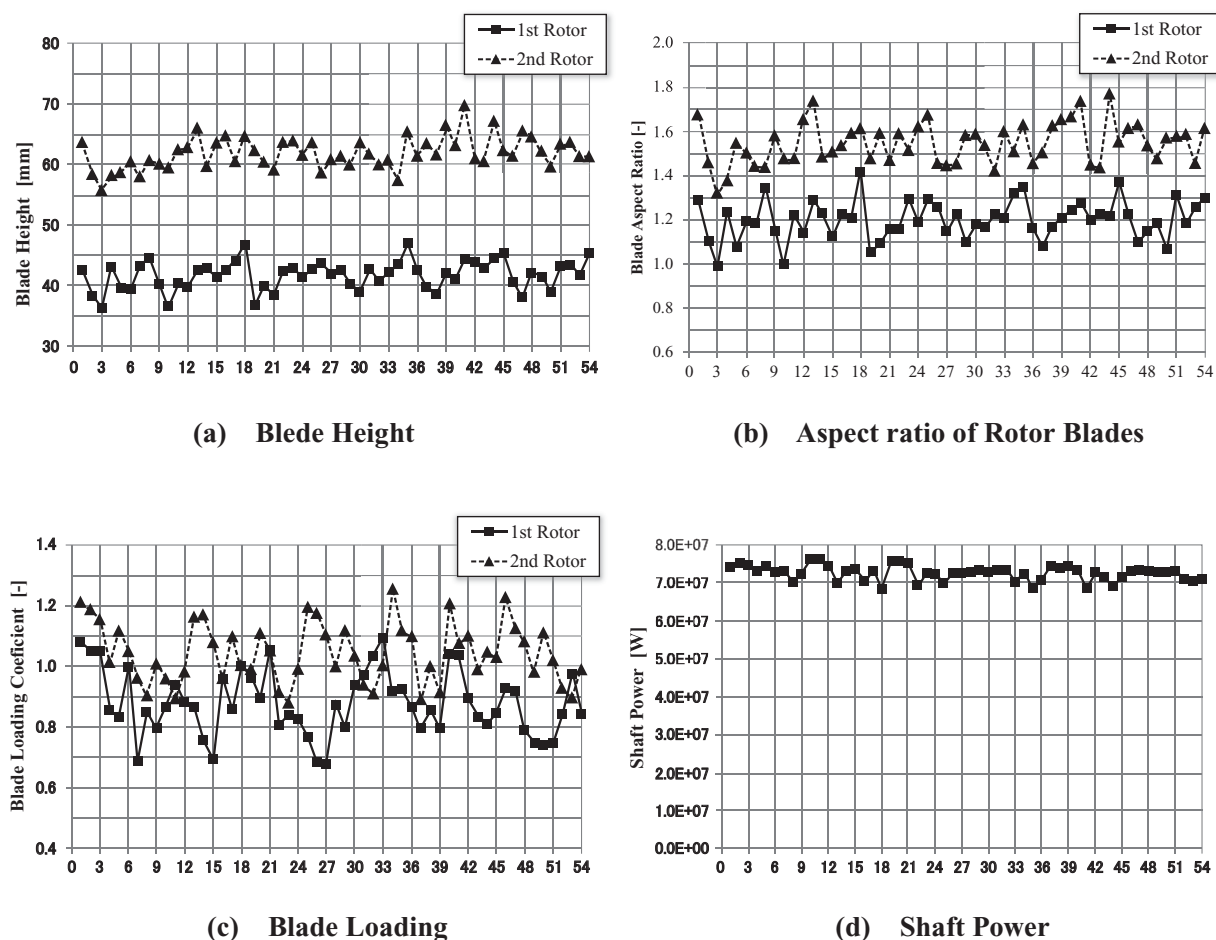


Figure 6: History of Turbine Characteristics of L54

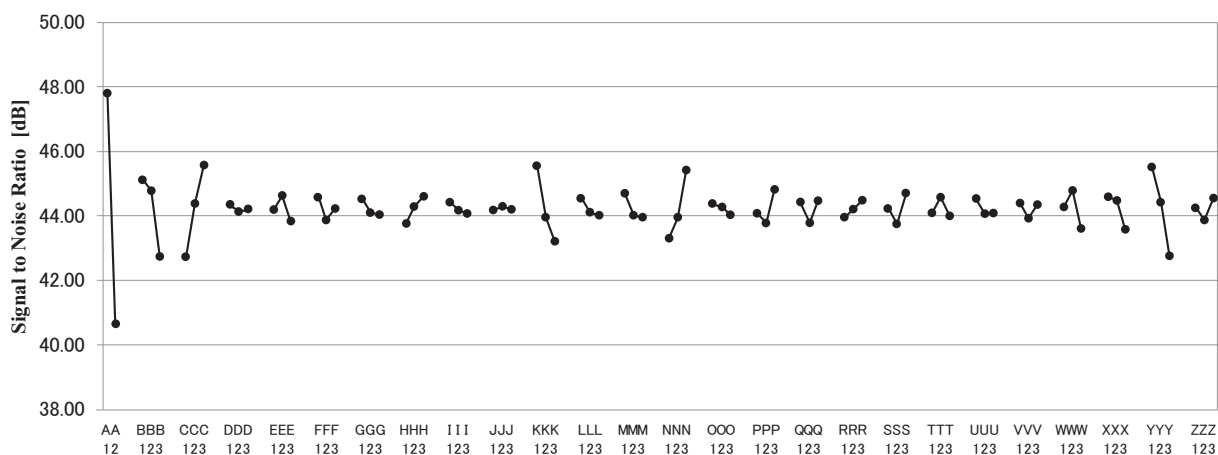


Figure 7: Graphs of Factorial Effects for Signal to Noise Ratio

Table3: Optimum conditions for Signal to Noise ratio

Control factors	A	B	C	K	N	Y
Optimum	1	1	3	1	3	1
Original	1	1	2	2	2	2

Table4: Confirmation of Reproducibility

	Estimation	Analysis
Optimum	53.84	53.75
Original	48.49	48.94
Gain	5.35	4.82
Reproducibility		0.53

ると判断した。

今回得られた5dBの利得は、チップクリアランス変化に対する出力変動のばらつきが4割低減する、即ちThomas Forceが現行条件に比べて4割低減することを意味する。

一方、図8に示す現行条件と最適条件の軸出力特性の相関図より、今回選定した最適条件の軸出力特性は現行条件よりも7%程度出力が低くなる。最適翼の軸出力特性を調整 (=チューニング) する方法としては、S/N比の改善には寄与しない制御因子を用いる方法、入力因子の水準を変える方法、があるが、ここでは後者を用いた結果を図9に示す。最適翼の圧力比を15%程度大きくすることで現行翼と同等の軸出力を得ることが出来る。

図9にはノイズとしてチップクリアランスを変化させた場合の軸出力特性も併記するが、動特性の最適化を行うことによって、タービンの作動範囲全域でのばらつきが改善されていることが分かる。

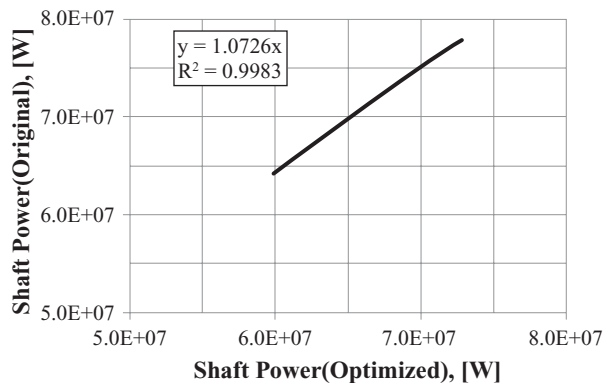


Figure 8: Correlation Diagram for Shaft Power

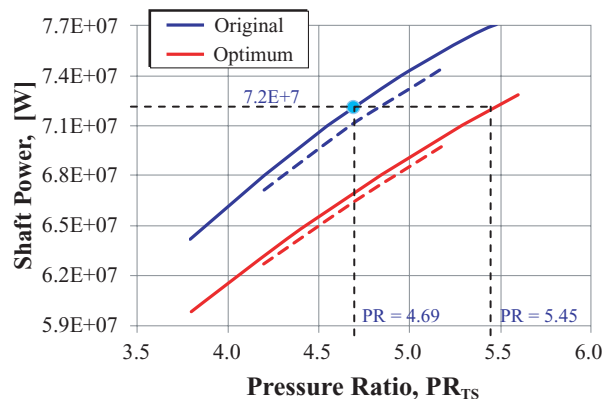
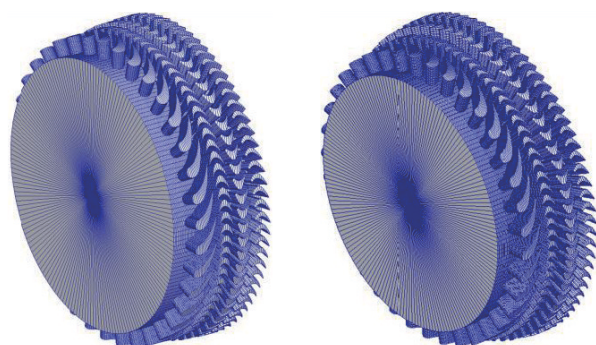


Figure 9: Comparison of Turbine Output Characteristics

4.4 タービン形状の比較 (現行/最適)

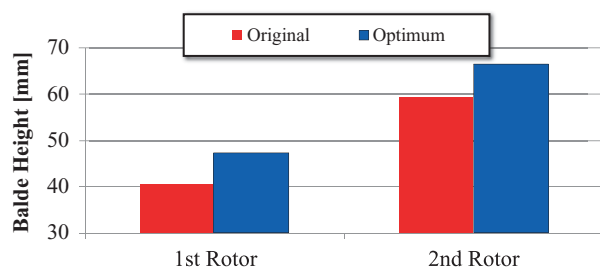
今回得られた最適タービン形状を図10に示す。図10には現行条件であるM-1タービンの形状も併せて示す。図11には、両者の動翼高さ、動翼アスペクト比を示す。

図11より、最適化翼では現行翼に比べて、動翼高さ、動翼アスペクト比、共に1割程度大きくなっている。これらの特性値の変化は何れもチップ洩れの影響を受けにくくなる方向であり、最適翼の形状は技術的感覚とも一

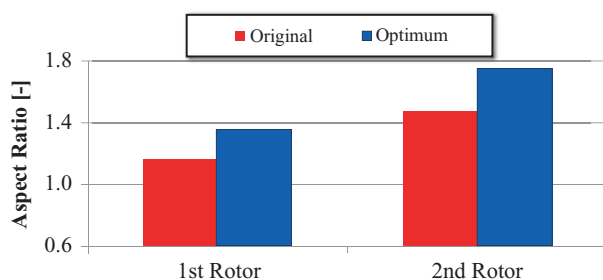


(a) Original (b) Optimized

Figure10: Comparison of the Turbine Geometry



(a) Blade Height



(b) Aspect Ratio of Rotor Blade

Figure11: Comparison of Blade Geometry

致する。

5. 結言

Thomas Force の低減を目的に NASA M-1 タービンを対象としたパラメータ設計を行い、以下の結論を得た。今後の課題や計画についても下記に示すが、今回実施したパラメータ設計により、ロケットターボポンプ用タービン設計の自在性が向上したと考える。

- (1) 今回選定した最適化翼のS/N比は現行翼に比べ5dB程度向上する。
- (2) 最適化翼の利得は再現性を有しており、今回実施した最適化プロセスが妥当であることを確認した。

今回L54直交表を用い、合計25個の設計パラメータによる最適化を行ったが、S/N比の改善に効果のあったパラメータは6個と少なかった。特に翼枚数(=翼ピッチ/コード比)はS/N比に対する感度が大きいものと予想していたが、実際には殆ど感度を示さなかった。この原因としては制御因子間の交互作用の影響が考えられる為、これら感度の小さい制御因子については水準幅を見直した上で再度最適化を行う予定である。

また本報では解析時間短縮の観点から1次元損失モデルによる解析手法を用いたが、最終的には解析手法をCFD解析に置換え、チップシュラウド無しの条件でもシュラウド付きと同程度のS/N比となるような最適化翼を目指し、引き続き最適化を行ってゆく。

参考文献

- 1) Thomas, H. J., “Instable Eigenschwingungen von Turbinenlaufern, Angefaucht durch die Spaltstromungen Stopfbuschsen und Beschaukelungen”, AEG-Sonderdruck, (1958).
- 2) Motoi, H., Kitamura, A., Sakazume, N., Uchiumi, M., Uchida, M., Saiki, K., Nozaki, O., Iwatsubo, T., “Sub-Synchronous Whirl in the LE-7A Rocket Engine Fuel Turbopump”, Second International Symposium on Stability Control of Rotating Machinery (ISCORMA-2), 4-8 August 2003.
- 3) Stabe, R. G., Kline, J.F., Gibbs, E. H., “Cold-Air Performance Evaluation of a Scale-Model Fuel Pump Turbine for the M-1 Hydrogen-Oxygen Rocket Engine”, NASA TN D-3819, 1967.
- 4) Ainley, D. G., Mathieson, G. C. R., “An Method of Performance Estimation for AXIAL-Flow Turbines”, R&M 2974 Aeronautical Research Council, 1957.
- 5) Dunham, J., Came, P. M., “Improvements to the Ainley - Mathieson Method of Turbine Performance Prediction”, Journal of Turbomachinery. April 1990, Vol.112, PP 267-276.
- 6) 瀧田, 船崎, 河津, 谷, 山西, 内海, “ロケットターボポンプ用タービンの空力損失に対するマッハ数の影響”, 日本機械学会2011年度年次大会(東工大), 2011.
- 7) 井上, 中野, 林, 芝野, 大場, “入門パラメータ設計”, 日科技連, ISBN978-4-8171-9254-7
- 8) 瀧田, 福岡, 内海, 國枝, 船崎, “ロケットターボポンプ用タービン設計へのQFDの適用”, 第41回信頼性・保全性シンポジウム発表報文集, PP 213-218.