

## 〔論文〕

## ロケットエンジンターボポンプ用タービン段の翼形状最適化に関する研究

難波 海<sup>\*1</sup> 船崎健一<sup>\*2</sup> 川崎 聡<sup>\*3</sup> 矢田和之<sup>\*1</sup>

## A Study on Blade Profile Optimization for Turbine Stages in a Rocket Engine Turbopump

Kai NAMBA, Kenichi FUNAZAKI, Satoshi KAWASAKI and Kazuyuki YADA

This study deals with an attempt to optimize blade profiles of 2-stage axial turbine section for a rocket engine turbopump, where the turbine section was originally designed by JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency) in the project called DDT (Dynamic Design Team). An optimization based genetic algorithm in cooperation with the surrogate-model constructed from RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes' Eqs) simulations is applied to the blade profile exploration under two-dimensional flow condition to achieve the stage efficiency maximization, along with blade shape morphing. Out of the all calculated combinations of blades profiles for 1R (First Stage Rotor), 2S (Second Stage Stator) and 2R (Second Stage Rotor), top-30 highly efficient combinations are then picked up and three-dimensionalized so that each three-dimensional (3D) stage efficiency is calculated in order to check whether the highly efficient combinations via 2D optimization still perform good in 3D situation.

**Keywords :** Turbine, Rocket Engine Turbopump, Blade Profile, Optimization, RANS Simulation

## 1. 緒言

人工衛星などの宇宙機は現代文明にとって欠くことの出来ない社会インフラである。宇宙機の更なる高機能化、高寿命化の流れは重量増大につながり、必然的にロケットには所定の軌道に大重量の宇宙機を打ち上げる能力が求められる。このような高い打ち上げ能力及び高信頼性が要求されるロケットの最も重要な構成要素の一つが、燃焼室に推進剤を供給するターボポンプである。我が国の次世代基幹ロケットH3では、経済性と信頼性の観点からエンジンシステムにエキスパンダーブリードサイクルが採用されているが<sup>(1)(2)</sup>、このサイクルでは燃料の一部をターボポンプの駆動に使用し、駆動後のガスは

そのまま排出される。現状のロケット用タービンの多くは古い手法で設計され、低いタービン効率に留まっていることが多いが<sup>(3)</sup>、タービン効率を向上させることで上記のように廃棄する燃料削減が可能になることから、更なるペイロード増加の実現のためにも、僅かな効率向上もタービン設計上の重要な課題である。

先行研究<sup>(4)</sup>での初段のみの最適化に続き、本研究では、JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency) が進めているターボポンプのダイナミック設計チーム (Dynamic Design Team, DDT) で試作された2段軸流タービン<sup>(5)</sup>を参照タービンとして、そのタービン効率最大化を目的とした翼形状最適化を行った。最適化に際しては、商用流れ解析ソフトウェア (ANSYS CFX) による二次元 (正確には準三次元) RANS解析及び三次元RANS解析を行い、高効率を示すタービン群が持つ特徴や各段の負荷割合を調査する。

\* 1 (株)IHI

\* 2 岩手大学 理工学部

\* 3 JAXA

原稿受付日 令和元年9月13日

## 2. 研究手法

### 2-1 解析手法

#### (1) 解析対象

本研究では、JAXAで設計された液体水素ターボポンプ用タービンのうち、初段動翼(1R)、2段静翼(2S)及び2段動翼(2R)の平均径円筒面翼断面形状の最適化を行っている。Fig. 1に参照(reference)タービンの子午面断面図を、Fig. 2には平均径での翼断面形状を示す。また、各翼列の諸元値をTable 1に記す。Fig. 1に示すように、実際のタービンでは、動静翼間開口部やディスクキャビティーなどを有し、それぞれが空力損失に影響するが、本研究では簡単のため翼部流路のみを対象としている。

#### (2) 二次元解析

翼断面形状の最適化では、計算負荷を考慮して二次元解析を実施した。ただし、使用した解析ソフトウェアの仕様の関係で完全な平面上の流れ解析が出来ないため、実際にはFig. 1に示す平均径からHub及びCasing方向へ±5%流路高さを拡張した領域を対象とした準三次元解析となっている。

格子の生成にはNUMECA社のAutoGrid5を利用した。格子点数は、初段静翼及び動翼まわり

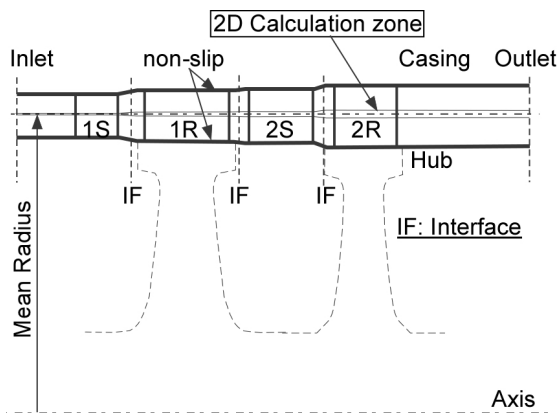


Fig. 1 Reference turbine stage designed by JAXA

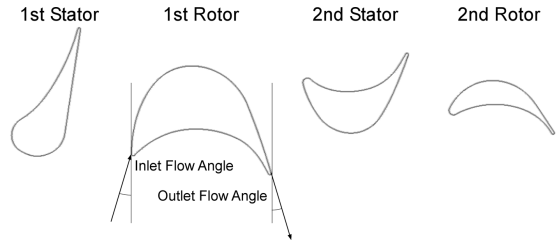


Fig. 2 Cross-sectional profiles of the reference Turbine

には約14万点及び約15万点、2段静翼及び動翼まわりには約15万点及び20万点であり、総格子点数は約64万点である。翼面上最小格子高さの $y^+$ は1未満である。Span方向には格子点を3点配置している。Table 2には、境界条件を含む解析に関する情報を示す。流れ解析にはRANS解析(乱流モデルはSST)を用い、Fig. 1に示す動静翼のインターフェースでの接続の扱いはstage (mixing planeに相当)としている。なお、超音速タービンの動静翼干渉を正確に評価するためには非定常解析が必要だが、後述する遺伝的アルゴリズム (Genetic Algorithm、GA) による最適化の際には多数の流れ解析を行うため、非定常解析は二次元流れ解析であっても現実的ではなく、非定常性効果による評価誤差は許容せざるを得ない。

#### (3) 三次元解析

本研究では、二次元解析での最適化を実行し、その結果得られた15個の高効率個体(二次元形状の2段タービン)と、最適化過程で得られた個体群から無作為抽出した30の個体に三次元解析を行い、三次元化された個体群の段効率変化を調べることで、二次元解析での妥当性検証を行う。

三次元解析における各翼は、二次元解析での翼断面形状をそのまま半径方向hub側及びcasing側に延長している。計算格子をFig. 3に示す。スパン方向の格子点数は45点配置しており、1

Table 1 Design values of the reference turbine

	1 <sup>st</sup> Stator	1 <sup>st</sup> Rotor	2 <sup>nd</sup> Stator	2 <sup>nd</sup> Rotor
Blade Counts	28	36	46	70
Chord Length [mm]	14.86	15.4	11.93	11.76
Mean Diameter [mm]	54.85	54.85	54.85	54.85
Blade Height [mm]	7.50	9.38	10.33	11.38
Throat Width [mm]	2.00	2.04	2.73	2.28
Inlet Flow Angle [deg]	90.0	16.0	18.2	43.1
Outlet Flow Angle [deg]	15.0	18.2	26.0	35.0
Leading Edge Radius [mm]	2.00	0.20	0.50	0.50
Trailing Edge Radius [mm]	0.20	0.20	0.20	0.20
Tip Clearance [mm]	-	0.3	-	0.3

Table 2 Calculation information including boundary conditions for 2D flow case

Solver	-	ANSYS CFX v15.0
Governing equation	-	RANS
Working gas	-	H <sub>2</sub> ideal gas
Rotational speed	[rpm]	60600
Inlet	Tot. pressure	[MPa] 7.55
	Tot. temperature	[K] 500
	Flow angle	- Normal to boundary
Outlet	Sta. pressure	[MPa] 1.71
Solid wall	Hub, Casing	- Slip
	Blade	- No slip
Turbulence model	-	SST
Interface type	-	Stage

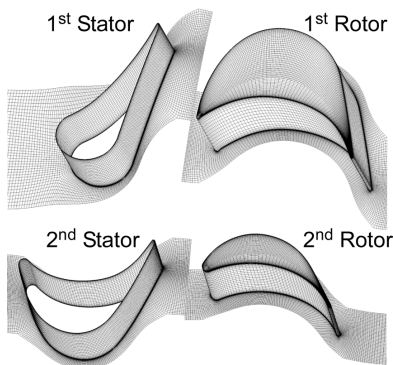


Fig. 3 Grid systems for 3D flow calculations

流路当たりの格子点数は約50万点、総格子点数は約200万点となっている。動翼先端とCasingとの隙間は0.3 mmとなっている。解析条件はHubおよびCasing壁面をすべりなし壁とし、それ以外は二次元解析と同様の条件とする。

三次元解析の計算負荷増を勘案し、翼面近傍の流れのには壁関数を適用しており、 $y^+$ は50程度である。壁関数適用による解析結果への影響は徳山<sup>(6)</sup>により取り扱って詳細に調査されており、若干の差異が壁関数使用の有無で生ずる

が、流れ場の捕捉にはほぼ支障がないことを確認している。

## 2-2 最適化

### (1) 最適化手法

本研究では、最適化手法としてGAを採用している。この手法は目的関数が多峰性となる問題に対しても有効であり<sup>(7)</sup>、初期解に依存することなく最適解を探索可能である。一方で、設計空間を広く探索するため、最適解を得るまでの計算量が多いことから、本研究ではSurrogate-Based Optimization (SBO) 手法を用いて目的関数を近似的に評価する。最適化前段階としての初期サロゲートモデル (SM) の構築には、実験計画法 (DoE) と Adaptive DoE を用いている。即ち、DoEによって設計パラメータ空間をラテン・ハイパーキューブ法 (Latin Hypercube Sampling) により探索し、さらに Adaptive DoE で予測性能が低くかつサンプリング密度が低い場所をサンプリングして SM の精度を高めた後に最適化に移行する。

### (2) 翼形状表現法

本研究では三つの翼 (1R、2S、2R) の断面形状をパラメータで表現し、それらを同時に変化させることで段効率を最大化するパラメータ群を探索する。翼形状表現法には Free-form para-

meterizationを採用した。これは、Fig. 4 に示すように、合計12個の制御点から作られるモーフィングネットを用いて翼形状を変更するものである。予め変更前のネット座標における初期翼形状の座標を算出しておき、DoEや最適化ルーチンから入力される設計変数ベクトルから制御点の移動、ネットの変形を行う。ネットの変形により変更された翼形状の座標データが算出され、最後にネット座標からデカルト座標へと変換し格子生成ソフトへと渡される。

使用したパラメータと初期翼形状 (reference profile) からの変更範囲は以下の通りである。

- ① 翼前縁、後縁メタル角  $\alpha$ 、 $\beta$  :  $\pm 2.5^\circ$
  - ② 翼厚み方向距離  $L_{T1}$ 、 $L_{T1}$   
(正圧・負圧面側は等距離) :  $\pm 10\%$
  - ③ 翼前後、後縁からの距離  $L_{LE}$ 、 $L_{TE}$   
:  $\pm 10\%$
  - ④ スタガ角  $\gamma$  :  $\pm 2.5^\circ$
- (3) 目的関数と制約条件

目的関数として、次の式(1)で計算される total-to-static 段効率を用いる。

$$\eta_{ts} = \frac{1 - T_{0,out} / T_{0,in}}{1 - (p_{out} / p_{0,in})^{(\kappa-1)/\kappa}} \quad \dots(1)$$

ここで、 $T_0$ 、 $in$ 、 $p_0$ 、 $in$ 、 $T_0$ 、 $out$ 、 $p_{out}$

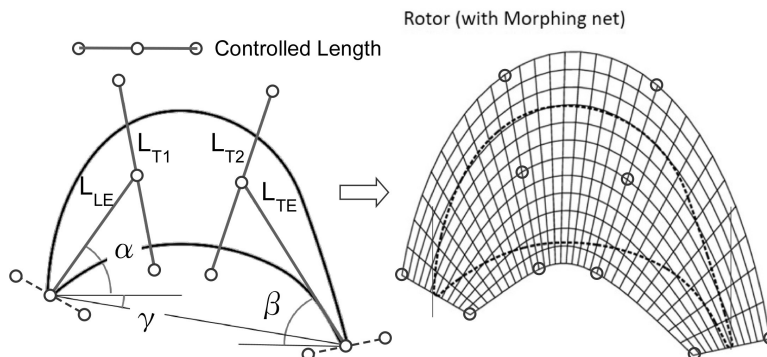


Fig. 4 Representation of blade profile

は、それぞれタービン段入口面での流量平均よどみ点温度、よどみ点圧、タービン段出口面での流量平均よどみ点温度、静圧、 $\kappa$ は比熱比である。

最適化の際の制約条件としては、タービン出力は参照タービンの出力の99%以上であること、また、タービン通過流量は参照タービンの $\pm 0.5\%$ 以内であることとし、条件を満たすものを適合解とする。

#### (4) 最適化過程

Fig. 5 に最適化に関するフローチャートを示す(GAの詳細については、先行研究<sup>(4)</sup>に詳述されている)。設計変数と目的関数、制約条件等が保存されたデータベースからSMを構築し、このSMを基にGAを行い、続いて上位1個体のCFDから目的関数の評価を行う。そこからデータベースを更新、再度SMを構築し、次のGAを行う。

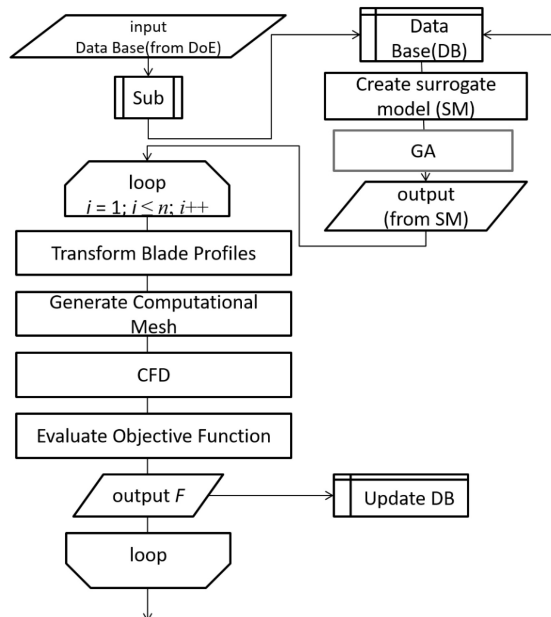


Fig. 5 Flowchart of optimization

### 3. 最適化結果

#### 3-1 二次元最適化

DoE及び最適化過程で得られた適合解から、段効率と全段の出力に対する初段出力  $W_{1st}$  の割合の関係をFig. 6 に示す。また、探索された最適タービンの翼形状(Opt)をFig. 7 に示す。この結果から、1R、2Sでは最大厚みが後方に移動していること、2Rではスタガ角が増加していることがわかる。Fig. 6 から、最適タービンは参照タービンと比べ5.5ポイント以上の効率向上が得られたこと、また、参照タービンでは初段出力  $W_{1st}$  は全体の75%程度を占めていたが、最適タービンは68%前後に低下していることがわかる。

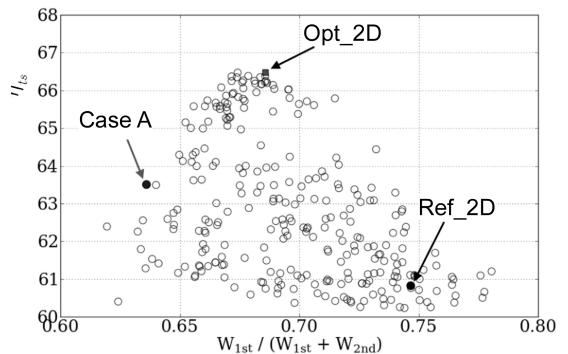


Fig. 6 Relation between stage efficiency and 1st stage output ratio (2D optimization)

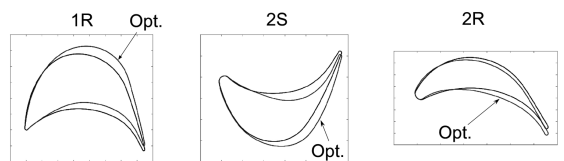


Fig. 7 Comparison between reference and optimized blade profiles (2D optimization)

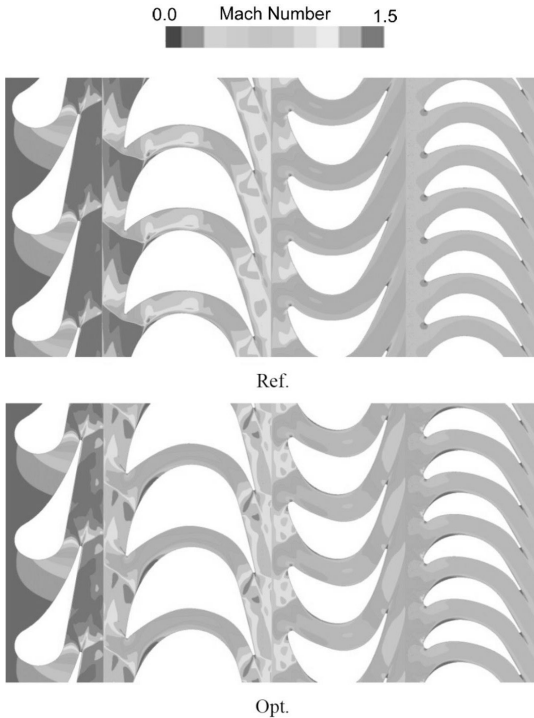


Fig. 8 Mach number contours for the reference and optimized turbines

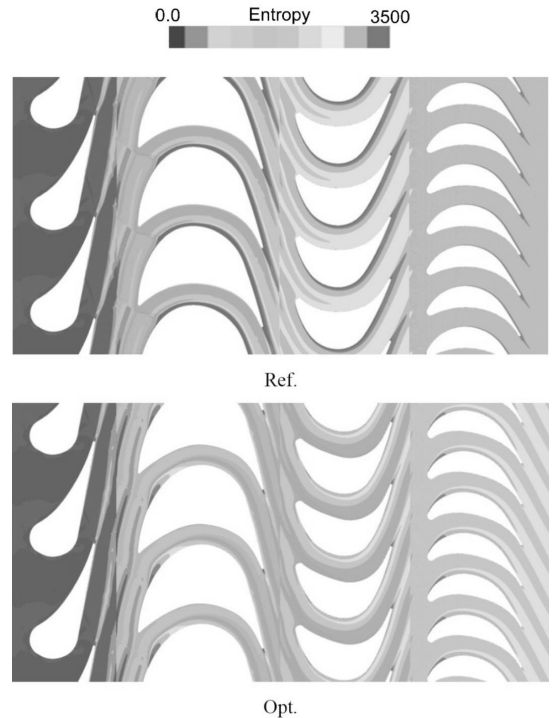


Fig. 9 Entropy contours contours for the reference and optimized turbines

段効率と初段出力割合との関係を理解するため、参照タービン、最適タービンのマッハ数分布をFig. 8に、また、エントロピー分布をFig. 9に示す。これらの図からも明らかなように、参照タービンでは1S出口マッハ数が高く、1Rでの離脱衝撃波による境界層損失、衝撃波損失が強く、1Rで成長した境界層がそのまま下流側に流出してエントロピーが蓄積していく状況が理解できる。最適タービンでは、1S出口でのマッハ数が下がることで損失増加が抑制され、その分1R出口でマッハ数が適切に上がることで、2段目での出力が上昇している。なお、参考までに更に初段出力割合を下げたCaseA (Fig. 6 参照)では、2Sの出口マッハ数が上がり、結果として2Rでのエントロピー急増が確認されており<sup>(8)</sup>、初段、2段における負荷のバランスが重要であ

ることを示唆している。

### 3-2 三次元最適化

前述のように、二次元での最適化で得られた高効率の個体群30個および参照タービンに対して三次元解析を行った結果をFig.10に示す。この図中のOpt\_3Dは三次元解析で最高効率を示したもので、Opt\_2Dは二次元解析での最適タービンを三次元化したものの結果である。また、参照タービン、二次元 (Opt\_2D) および三次元最適タービン (Opt\_3D) の二次元及び三次元での効率比較を図中に示す。この図から、三次元性を考慮した場合、高効率翼では効率が10ポイント程度効率が低下し、効率についての順位の入れ替えも発生しているが、二次元最適タービンの翼形状でも三次元解析で高効率を維持しており、三次元化された参照タービン (Ref\_3D) よ

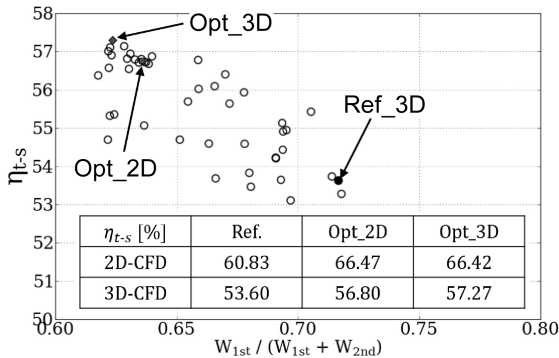


Fig.10 Relation between stage efficiency and 1st stage output ratio (3D optimization)

りも3.7ポイント効率が向上していることがわかる。初段の出力割合については、二次元解析との定量的差異はあるが、63%周囲の出力割合で高効率領域が集中しており、参照タービンよりも初段の負荷を適切に下げることが高効率が得られるという二次元解析での最適化過程での知見と同様の結果が得られた。

#### 4. 損失発生メカニズム

Fig.11に、最適タービンでの単位質量当たりのエントロピーの軸方向への増加状況を、参照タービンとの対比で示している。

二次元解析では、参照タービンの1S-1Rの間でエントロピーが著しく生成され、1Rの出口では全段エントロピー生成量の80%近くに達している。一方で、最適タービンでは、全段エントロピー生成量が参照タービンよりも小さく、1R出口では全体の48%、2S出口で80%と、負荷分散により急激なエントロピー上昇が抑制されている。なお、1R及び2Rでのエントロピー増加率は大きくはない。

一方、三次元解析の結果では、1R及び2R内でのエントロピー増加が著しい。これは、後述するように二次元解析にはない流れや翼負

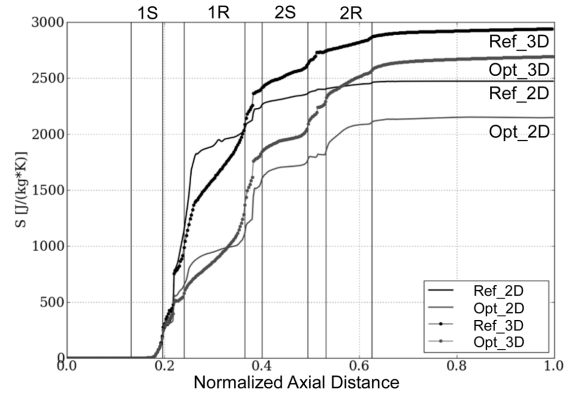


Fig.11 Entropy growth in the reference and optimized turbines

圧面でのコーナー流れの影響である。特徴的な点としては、Opt\_3Dの2S下流でのエントロピー増加が顕著な点である。これは、2段目の負荷増加にともなう三次元的な損失が原因である。

Fig.12、13には、1R及び2Rまわりの散逸関数  $\phi$  分布 (1 ピッチ間) を示す。ここでの散逸関数は、粘性応力テンソル  $\tau_{ij}$  及び速度勾配テンソル  $\partial u_i / \partial x_j$  の積として、次式で算出する。

$$\phi = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad \dots(2)$$

参照タービンは初段の負荷が高いため、1Rで衝撃波の影響に加え流れやコーナー流れでのエントロピー生成率が大きくなっている。一方、最適タービンでは、前述のように初段の負荷が軽減された分2段目の負荷が増加している。流れ場としては2Sの出口マッハ数が上昇し、インシデンスがプラス側に変化する。その結果として2Rでの流れ、コーナー流れのエントロピー生成率が大きくなっていることがわかる。

以上の結果から、三次元超音速タービンの高効率化には、各段からの出力割合の調整が重要であることが明らかとなった。

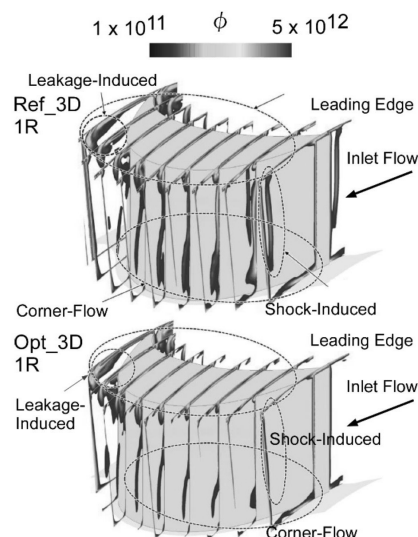


Fig.12 Dissipation function contours around the reference and optimized turbines (1R)

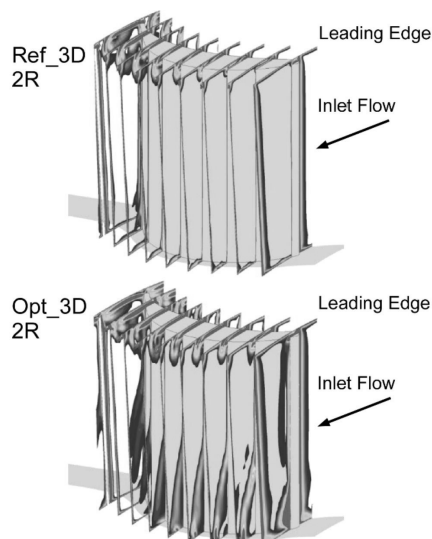


Fig.13 Dissipation function contours around the reference and optimized turbines (2R)

## 5. 結言

本研究では、2段のタービンの二次元翼形状最適化および三次元解析を実施し、以下の知見を得た。

- ① 二次元最適タービンの段効率は、参照タービンよりも5.5ポイント以上上昇した。
- ② 三次元解析の結果、二次元最適タービンの段効率は10ポイント程度低下するが、二次元最適化過程で得た高効率タービン群は三次元解析でも高効率を維持し、参照タービンよりも約3.7ポイントの効率向上を達成した。
- ③ 高効率タービンでは、二次元、三次元を問わず、参照タービンよりも初段での出力割合を軽減することで効率向上が得られた。これは、初段動翼で発生する衝撃波の強さが効率に関与していることを示唆している。
- ④ 三次元解析から、翼端漏れ流れ及び負圧面コーナー部による損失が大きく、三次元解析での効率低下の主要因となっている。

## <参考文献>

- (1) 奈良登喜雄・他5名, H3ロケットの開発—世界で戦えるロケットを目指して—, 三菱重工技報, Vol.54, No.4 (2017), p.30.
- (2) 川崎聡・船崎健一, ロケット用ターボポンプのタービン技術と今後の展望, ターボ機械, Vol.45, No.5 (2017), p.285.
- (3) 船崎健一, 次世代ロケット用ターボポンプタービン部の技術課題と取り組み, ターボ機械, Vol.40, No.6 (2012), p.340.
- (4) 角館薫哉, ロケットエンジン用タービンの翼形状最適化と設計探索に関する研究, 岩手大学修士論文 (2016).
- (5) 船崎健一, パーシャルアドミッションタービン段落の非定常・比軸対称流れによる非定常流体力, ターボ機械, Vol.46, No.7 (2018), p.425.
- (6) 徳山雄己, 流体—構造連成効果を考慮したロケットエンジン用高効率高信頼性タービン開発に関する研究, 岩手大学博士論文 (2016).
- (7) 後藤彰, ターボ機械流れの最適化技術の変遷と将来, エバラ時報, No.237 (2012), p.35.
- (8) 難波海, ロケットエンジン用タービン段翼形状最適化における三次元性効果に関する研究, 岩手大学修士論文 (2019).