

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

ロケットターボポンプ用タービンの翼損失に関する パラメータスタディ

瀧田 純也, 福田 太郎, 宇山 遼一,
船崎 健一, 内海 政春

2013年1月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

ロケットターボポンプ用タービンの翼損失に関する パラメータスタディ*

瀧田 純也*¹, 福田 太郎*², 宇山 遼一*², 船崎 健一*³, 内海 政春*¹

Parameter Study on Blade Losses of a Rocket Turbopump Turbine

Junya TAKIDA*¹, Taro FUKUDA*², Ryoichi UYAMA*², Kenichi FUNAZAKI*³
and Masaharu UCHIUMI*¹

ABSTRACT

Due to its special specification, rocket turbopump turbine blades have higher loading and its aspect ratio is extremely low. In such a situation, it is difficult to predict turbine efficiency accurately in system design phase of rocket engine. The purpose of the present work is to evaluate the accuracy of existing one dimensional loss model. By using the steady three dimensional CFD analyses, parametric studies against the major design variables such as tip clearance, blade loading, blade aspect ratio, were carried out. These simulation results were compared with the results that were also obtained by using the existing one dimensional loss models. The results clarified the cause of the reduction of accuracy of one-dimensional prediction of turbine efficiency. The one-dimensional loss model was found to underestimate the loss under the condition of a blade with a low aspect ratio. From comparison between the existing one-dimensional loss models, it was also found that the "Craig & Cox model" could reproduce the tendency for blade loading correctly.

Keywords : AMDC+KO Loss Model, Blade Aspect Ratio, Craig & Cox Loss Model, Zweifel factor

1. 緒言

ロケットターボポンプ用タービンの性能はロケットエンジン全体の性能に大きな影響を及ぼす要因の一つであるため、エンジンシステム検討の初期段階（概念設計）にて精度良くタービン性能の予測が出来る1次元損失モデルが求められている。ロケットターボポンプ用タービンは小流量・高圧力比での設計条件となるため翼高さが極めて小さく（低アスペクト比）、翼負荷も大きくなることが特徴である。その一方、従来のロケットターボポンプ用タービンの性能予測では、特定の翼型に対する翼列試験に基づく実験係数が用いられていたり、既存の1次元損

失モデルとして多用されている“AMDC+KOモデル^{(1)~(3)}”の適用範囲を超えている等の理由から、設計自由度が低く十分な確度で性能予測を行うことが困難である。

本研究はロケットターボポンプ用タービンに適用可能な1次元損失モデルの構築を最終目的とし、本報はその第一段階として、既存のロケットターボポンプ用タービンの仕様を用いた1次元損失による再現解析を行う。この1次元設計の結果を試験結果と比較することにより既存の損失モデルを用いた1次元設計の有用性を評価する。また、翼アスペクト比、翼負荷、チップクリアランスを変数としたパラメータスタ

* 平成24年12月18日受付 (Received 18 December 2012)

*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 ㈱第一システムエンジニアリング 第3技術部

(The Third Engineering Department, Daiichi System Engineering Co., LTD.)

*3 国立大学法人 岩手大学工学部

(Faculty of Engineering, Iwate University)

ディを1次元損失モデルによる解析（以下これを1次元解析を称す）と3次元定常CFD解析とで比較し、両者の差異について考察する。

2. 既存ロケットターボポンプ用タービンの再現解析

2-1 解析対象および解析手法

解析対象として用いた既存のロケットターボポンプ用タービン5式の諸元をTable 1に示す。タービンAはLE-5原型エンジン用液体水素ターボポンプのタービン⁽⁴⁾であり、部分挿入ノズルを有する2段衝動超音速タービンである。タービンBは同じくLE-5原型エンジン用液体酸素ターボポンプのタービン⁽⁴⁾であり、亜音速の2段衝動タービンである。タービンCは米国M-1エンジン用液体水素ターボポンプのタービン⁽⁵⁾であり、2段衝動超音速タービンである。タービンDおよびEはLE-7原型エンジン用ターボポンプで、前者が液体水素ターボポンプのタービン、後者が液体酸素ターボポンプのタービンである。Table 1に示すように、体格や圧力比、出力レベルの異なる様々な諸元のタービンを解析対象としているが、これは幅広い範囲で既存損失モデルの有用性評価を行うことを意図したものである。

この再現解析には米国Cocepts NREC社の1次元タービン解析ツールAXIALTM⁽⁶⁾を用い、

各段における静圧分布及び流出角度が設計値に合うよう解析している。

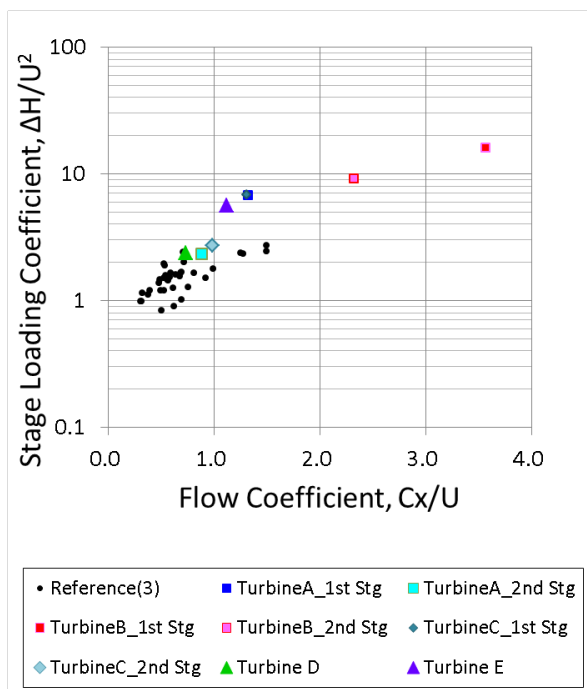
2-2 1次元再現解析結果と試験結果との比較

Fig. 1 (a)は解析対象としたタービンの流量係数と段負荷係数との散布図である。図中には文献(3)にて精度検証が行われた33式のタービンも併記しており、これらのタービン効率は3%以内の精度で予測可能であることが示されている。その一方で今回の解析対象は文献(3)の検証範囲に対し高負荷側に外れている。Fig. 1 (b)にはタービン効率の予測値と実績値との相関図を示す。図中には予測誤差3%の幅も示すが、タービンAおよびEを除き、その予測精度は良好であることが確認できる。

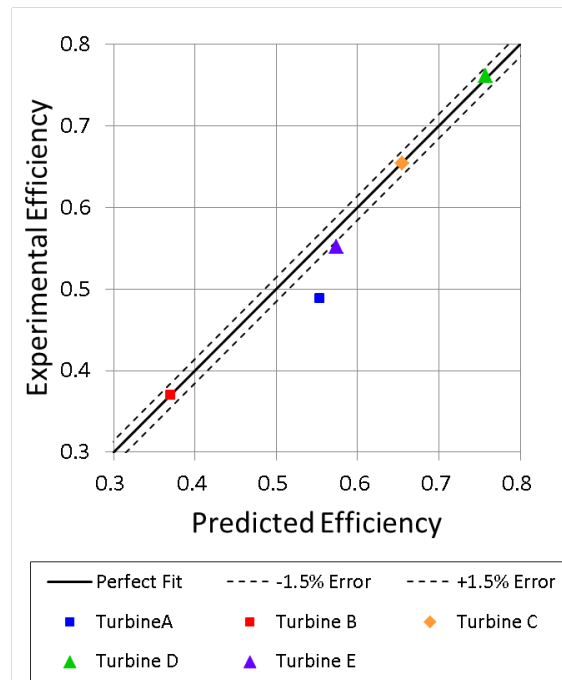
次に予測精度の低かったタービンの誤差要因について以下に検討する。タービンAの誤差要因については文献(7)にて部分挿入ノズルによる影響であることが示されているため、ここではタービンEに着目する。Fig. 1 (c)には動翼アスペクト比と段負荷係数の散布図を示す。この図からタービンEの動翼アスペクト比は極端に小さく(< 1.0)、かつ翼負荷が他に比べて高い特異な条件での作動となっている。このことからタービンEでは低アスペクト比(低翼高さ)に伴う損失を過小評価していると考えられることから、次節にて誤差要因を更に詳細に検討するためのパラメータスタディを実施する。

Table 1 Typical Specifications of Existing Rocket Turbopump Turbines

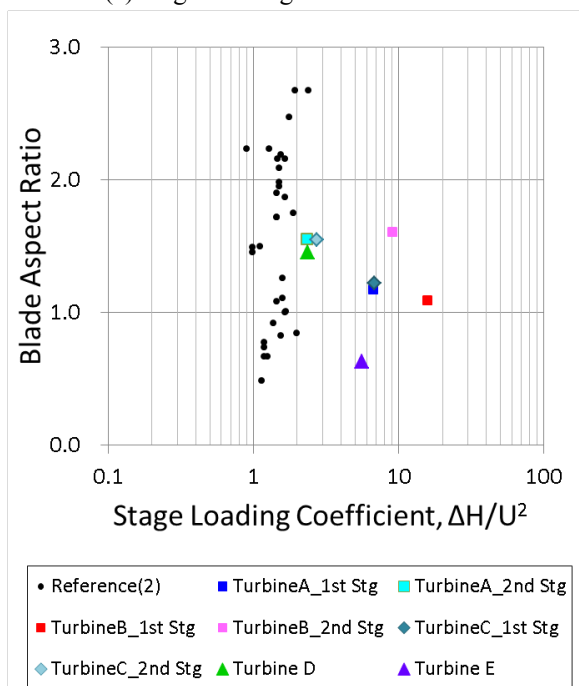
Turbine	A	B	C	D	E
Turbine Type	Supersonic Impulse	Subsonic Impulse	Supersonic Impulse	Subsonic Impulse	Subsonic Impulse
Partiality	Partial Admission	Full Admission	Full Admission	Full Admission	Full Admission
Stage Number	2 Stage	2 Stage	2 Stage	1 Stage	1 Stage
Mean Diameter	0.152 m	0.152 m	0.589 m	0.200 m	0.263 m
Rotational Speed	50,000 rpm	16,500 rpm	13,225 rpm	46,300 rpm	20,000 rpm
Pressure Ratio	4.63	2.25	4.69	1.46	1.47
Stage Loading	6.72	15.9	6.83	2.36	5.59
Shaft Power	440 kW	130 kW	64.3 MW	24.2 MW	6.4 MW



(a) Stage Loading vs. Flow Coefficient



(b) Comparison of Predicted Efficiency with Experimental Efficiency



(c) Blade Aspect Ratio vs. Stage Loading

Fig. 1 Results of 1D Analysis (AMDC + KO Loss System)

3. パラメータスタディ

3-1 CFD 解析条件設定のための予備解析

定常 CFD によるパラメータスタディに先立ち、格子品質や乱流モデルの違いが解析結果に与える影響を評価し、解析精度と解析時間との

バランスが取れた適切な条件を選定するための予備解析を実施する。この予備解析には米国 Cocepts NREC 社の PushbuttonCFD^{®(8)}を用いる。解析対象は Table 1 のタービン E とし、格子品質（総格子数）の異なる 3 つの解析格子を用い

る。タービン流れの数値解析では様々な乱流モデルが用いられている。例えば ASME TurboEXPO 2011 の Axial Turbine Aerodynamics セッションではタービン流れの数値解析の発表論文は 26 件で、その内 1 方程式モデルを使用しているものは 6 件、2 方程式モデルを使用しているものは 20 件である。これを踏まえ、今回の予備解析では Spalart-Allmaras 1 方程式モデル⁽⁹⁾ (以下 S-A と称す) と k-ε 2 方程式モデル⁽¹⁰⁾ (以下 k-ε と称す) を用いる。両者とも壁面近傍は壁関数を用いている。Table 2 に解析条件を、Fig. 2 には解析精度と解析時間の比較結果を示す。

Table 2 Computational Conditions

CFD Solver	Pushbutton CFD [®]		
Operating Fluid	Combustion Gas (Ideal Gas)		
Grid Size	Coarse	Nominal	Fine
	540,000	1,100,000	2,200,000
Y+	174	172	171
Turbulence Model	Spalart-Allmaras 1eq. model		
	k-ε 2eq. model		
Space Accuracy	2nd Order		
Cells in Tip Clearance	12 Cells (Clearance 0.35mm)		

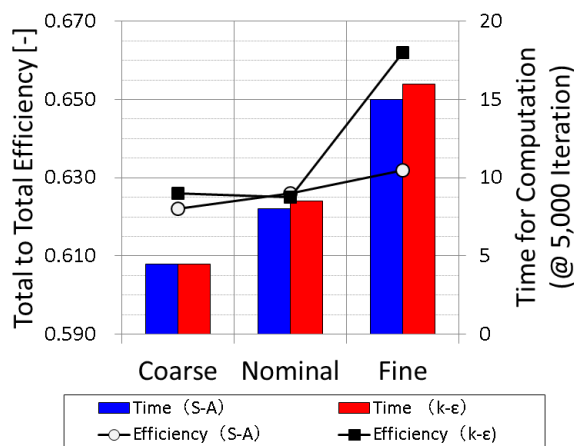


Fig. 2 Evaluation for Accuracy and Time of Computation

Fig. 2 の棒グラフは汎用ワークステーション (2.93GHz×2CPU) による 5,000 回到達時点での解析時間を示す。格子数の増加に伴い解析時間も増加しており、Coarse/Nominal 格子では 10 時間を下回り Fine 格子では 15 時間程度となった。

次に解析精度について、Fig. 2 の折れ線グラフは各ケースの効率値を示している。乱流モデル毎に比較すると、S-A では格子数の増加に伴い効率値も線形的に増加しているが k-ε では非線形な挙動を示している。これは k-ε の Nominal および Fine 格子で数値振動が生じているためであり、k-ε では収束安定性および解析精度の面で難がある結果となった。また S-A の解析精度検証のためには Fine 格子以上の解像度の格子を用いた格子依存性の評価が必要であるが、今回の Nominal および Fine 格子における性能誤差は効率値で 1%以下であること、また本章のパラメータスタディにて議論する効率値は±5%のオーダーであること、また解析時間も考慮した上で更なる格子依存性の評価は不要であると判断した。

以上の結果から、今回の定常 CFD によるパラメータスタディでは乱流モデルとして S-A を用い、解析格子として Nominal 格子の組合せを選択した。

3-2 パラメータスタディ条件の設定

パラメータスタディの設計変数として、動翼アスペクト比 (翼高さ)、翼枚数 (翼負荷)、チップクリアランスを用い、これらを組合せた合計 20 個の形状に対して定常 CFD を行った。設計変数の水準を Table 3 に、それらの組合せ条件を Table 4 に示す。解析格子および乱流モデルは 3-1 節の予備解析結果を反映し Nominal 格子と S-A モデルを、その他の解析条件は Table 2 を踏襲している。一方、定常 CFD と比較するた

めの1次元解析はCFD解析を包含する範囲で実施し、損失モデルは“AMDC+KO モデル^{(1)~(3)}”と“Craig & Cox モデル⁽¹¹⁾”の2種類を用いた。

1次元解析と定常CFD双方の解析結果を翼素効率を評価指標として比較した。CFDでの評価位置は動翼前縁から10%上流と動翼後縁から10%下流とし、双方の位置での全圧および全温の流量平均値により効率値を求めた。また、翼

枚数に関してはZweifelの翼負荷係数⁽¹²⁾として整理した。

3-3 パラメータスタディ結果

Fig. 3には翼素効率の1次元解析とCFD解析との相関図を示す。図中赤印が“AMDC+KO モデル”とCFDとの相関を、緑印が“Craig & Cox モデル”とCFDとの相関を表す。解析範囲における翼素効率の変化幅(絶対値として)は、CFD

Table 3 Design Variables and their Levels for Parameter Study

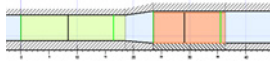
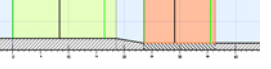
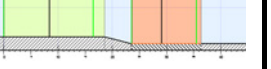
Design Variables	Level 1	Level 2	Level 3
Aspect Ratio			
	0.4	0.8	1.2
Blade Height	5.3 mm	10.6 mm	15.8 mm
Number of Blades	84	94	115
Tip Clearance	0.3 mm	0.4 mm	0.5 mm

Table 4 Combination of Design Variables

No.	Design Variables		
	Number of Blades	Aspect Ratio	Tip Clearance
1	115	0.400	0.300 mm
2		0.800	
3		1.200	
4	94	0.400	
5		0.800	
6		1.200	
7	84	0.400	
8		0.800	
9		1.200	
10	115	1.200	0.400 mm
11		0.400	0.500 mm
12		0.800	
13	1.200		
14	94	0.400	
15		0.800	
16		1.200	
17	84	0.400	
18		0.800	
19		1.200	
20		0.400	0.400 mm

が 16%であるのに対し，“AMDC+KO モデル”は 5%，“Craig & Cox モデル”では 8%となっており，今回用いた 2 つの損失モデルは何れも損失を過小評価する結果となっている。

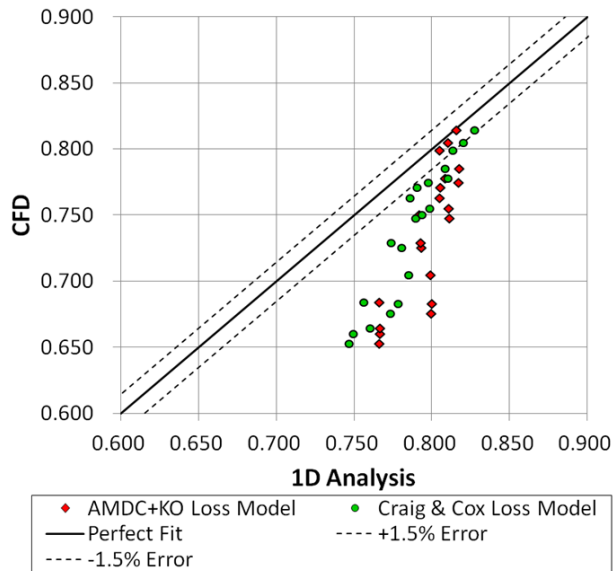
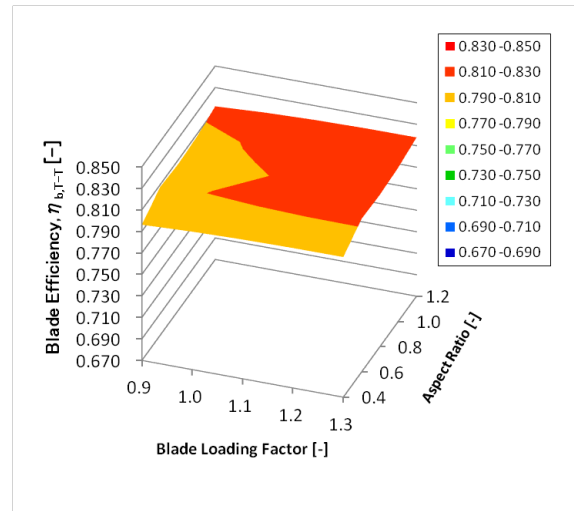


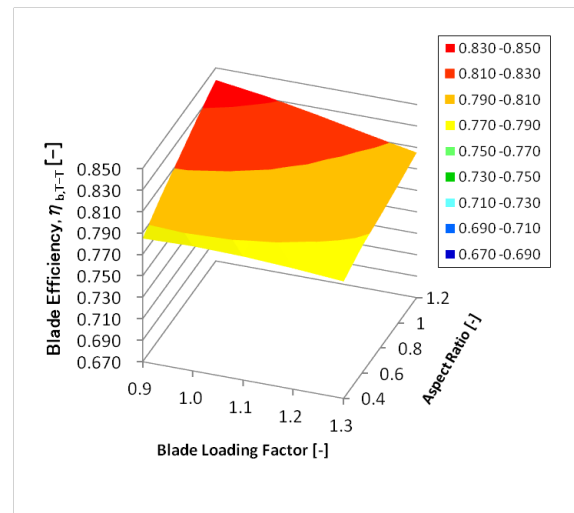
Fig. 3 Correlation with 1D Analysis and CFD

次に翼素効率に対する各設計変数の影響を比較するため，パラメータスタディの結果を翼素効率を指標とした 3 次元の等高線図で整理する．その結果を Fig. 4 に示す．Fig. 4 (a) が“AMDC+KO モデル”，(b) が“Craig & Cox モデル”，(c) が CFD 解析の結果である．何れも動翼チップクリアランスが 0.3mm の場合の結果を示している．これらの図から，動翼アスペクト比が大きく翼負荷が小さな領域では，1 次元解析と CFD 解析との差異は僅かである一方，動翼アスペクト比が小さく翼負荷の大きな領域においては，1 次元解析と CFD 解析との差異が顕著になることが分かる．

Fig. 5 には各設計変数と翼素効率との関係を示す．図中の破線が“AMDC+KO モデル”を，実線が“Craig & Cox モデル”を，プロットが CFD 結果を表す．Fig. 5 (a) には翼負荷との関係（動翼アスペクト比 1.2，チップクリアランス 0.3mm



(a) AMDC+KO Loss Model



(b) Craig & Cox Loss Model

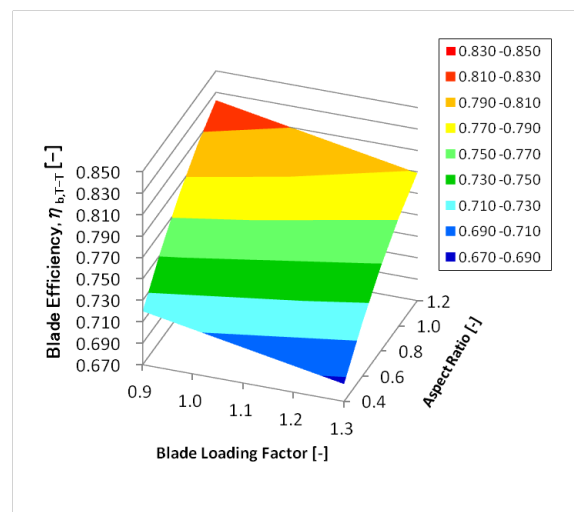
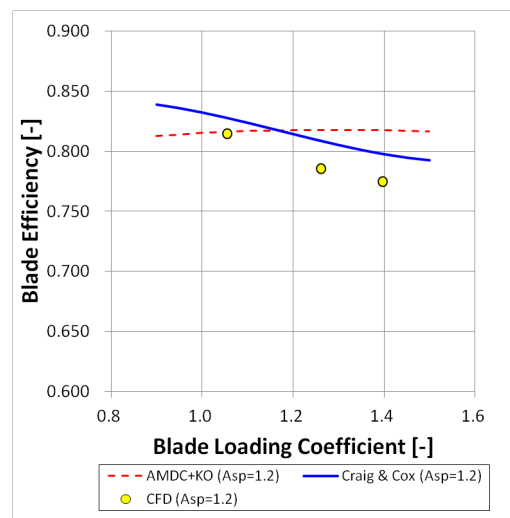


Fig. 4 Response Surface Diagram of Turbine Blade Efficiency (Tip Clearance: 0.3 mm)

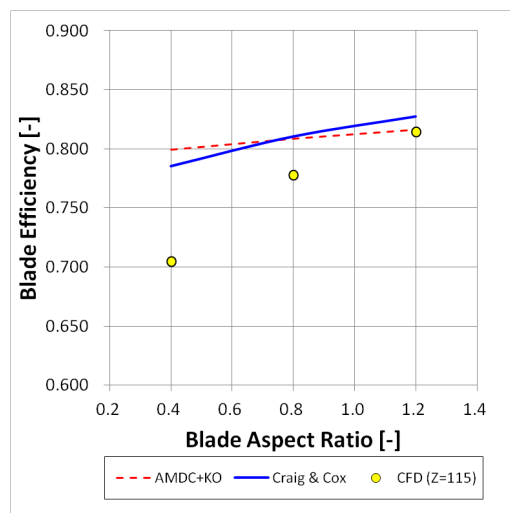
の条件)を示す。今回のCFD解析では翼負荷の変化幅に対し翼素効率が3~4%程度変化する結果となった。翼負荷がタービン効率に及ぼす影響は文献(13)により実験が行われており、翼負荷を50%増やすことによりタービン効率が2.5%低下する結果が得られている。文献(13)での供試タービンは今回の解析対象とは仕様や形状が若干異なる(段負荷係数:2.5, 動翼アスペクト比:1.6)ものの、両者はほぼ同等の効率低下量を示していることから、今回のCFD結果が1次元解析との差異を定量的に評価するに資するものと考えられる。1次元解析同士を比べると、“Craig & Coxモデル”では翼負荷の増加に伴い翼素効率も低下しており翼負荷に対する翼素効率の傾向はCFD結果に近い。一方の“AMDC+KOモデル”においては翼負荷の増加に対して翼素効率がほとんど変化しておらず、実際の傾向(=高負荷で効率低下)を正しく表現していないことが分かる。

Fig. 5 (b)には動翼アスペクト比との関係(動翼枚数115枚, チップクリアランス0.3mmの条件)を示す。動翼アスペクト比が大きい領域では1次元解析とCFD解析との差異は僅かであるが、動翼アスペクト比が小さくなるほど1次元解析とCFD解析との差異が大きくなっている。また1次元解析同士を比べると、動翼アスペクト比に対する翼素効率の変化量は“AMDC+KOモデル”よりも“Craig & Coxモデル”の方が大きい。

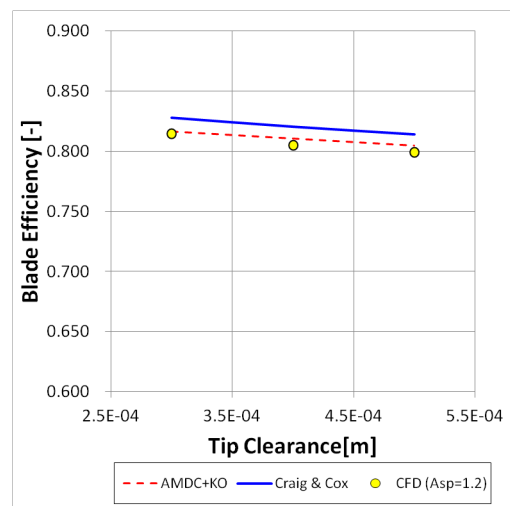
Fig. 5 (c)にはチップクリアランスとの関係(動翼アスペクト比1.2, 動翼枚数115枚の条件)を示す。チップクリアランスの拡大により翼素効率も低下するが、その傾向は1次元解析とCFD解析, また1次元解析同士も良く一致している。



(a) Blade Loading



(b) Blade Aspect Ratio



(c) Tip Clearance

Fig. 5 Effect of Design Parameters on Blade Efficiency

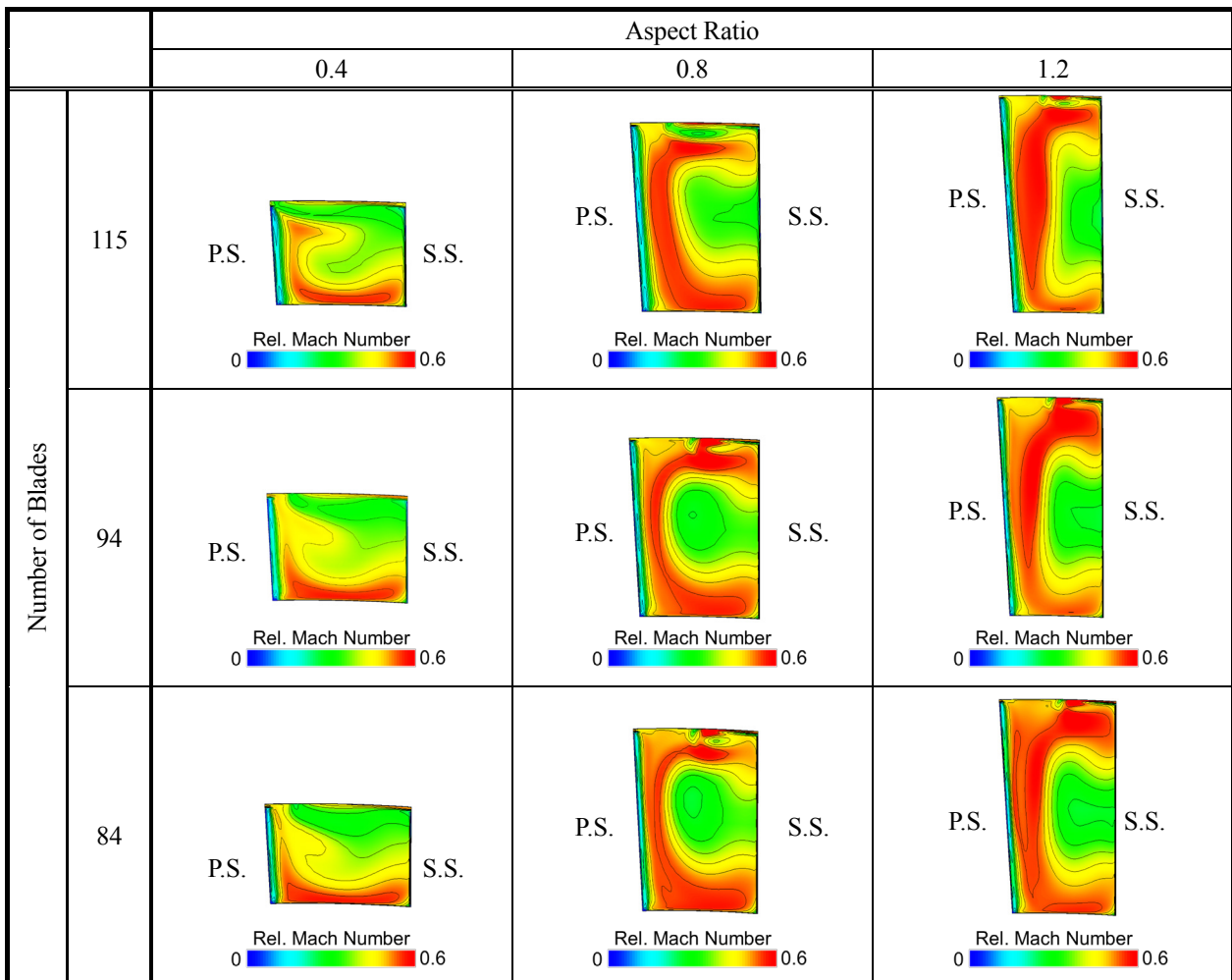
Table 5 には動翼出口位置での相対マッハ数の等高線図（定常 CFD 結果）を示す。Table 5 はチップクリアランス 0.3 mm の条件であり、Table 4 の Case1~9 に対応する。

Table 5 より、動翼チップ付近には圧力面（Pressure Surface）から負圧面（Suction Surface）に向かう洩れ流れに加え、流路全体に 2 次流れの影響が見られる。動翼アスペクト比について見ると、アスペクト比が大きい場合には流路全体に占める主流流れ（赤色部）の割合が多いが、アスペクト比が小さい場合には流路内部の流れは複雑な様相を示し、流路全体に占める主流流れの割合が僅かとなっている。次に翼枚数について見ると、翼枚数が少ない（=翼負荷が大きい）ほど流路全体に占める主流流れの割合が少

なくなっており、その傾向は特にアスペクト比が小さくなるほど顕著となる。このように翼アスペクト比が小さい場合、動翼内部の流れは複雑化し損失発生量も大きくなる。

ロケットターボポンプ用タービンは、仕様によっては極端な低アスペクト比翼になるが、既存の 1 次元損失モデル（AMDC+KO, Craig & Cox）では低アスペクト比翼における損失を過小評価するため、特にタービン動翼高さが小さくなる上段エンジンの場合には 1 次元損失モデルによるタービン性能の予測精度が悪くなってしまふ。今後は 1 次元解析によるタービン性能の予測精度向上に向けて動翼アスペクト比に対する損失モデルの改良が望まれる。

Table 5 Contour of Relative Mach Number at Blade Exit



* P.S. : Pressure Surface, S.S. : Suction Surface

4. 結言

既存の1次元損失モデルによるタービン性能予測の精度検証を目的に、1次元解析と定常CFDのパラメータスタディを行い両者の比較を行った。得られた結論は次の通りである。

- (1) 既存ロケットターボポンプ用タービンの仕様を用いた1次元損失モデルによる再現解析の結果、その予測精度は良好であることを確認した。但し、部分挿入ノズルを有する場合や低アスペクト比（低翼高さ）翼の場合には予測精度が低下する。
- (2) パラメータスタディの結果より、翼負荷が大きく動翼アスペクト比が小さな領域において1次元解析では損失を過小評価しており、1次元解析とCFD解析との差異が顕著になる。
- (3) 翼負荷に対する翼素効率の傾向は“Craig & Coxモデル”の方がCFD結果に近く、一方の“AMDC+KOモデル”では実際の傾向（=高負荷で効率低下）を正しく表現していない。
- (4) 動翼アスペクト比に対する翼素効率の傾向は、1次元解析とCFD解析とで大きく異なり、これが1次元解析とCFD解析との定量的な差異の要因となっている。ロケットターボポンプ用タービンは、仕様によっては極端な低アスペクト比翼になるため、1次元解析による予測精度の更なる向上に向けて動翼アスペクト比に対する損失モデルの改良が望まれる。

<参考文献>

- (1) Ainley, D. G., Mathieson, G. C. R., An Method of Performance Estimation for AXIAL-Flow Turbines, R&M 2974 Aeronautical Research Council, 1957.
- (2) Dunham, J., Came, P. M., Improvements to the Ainley-Mathieson Method of Turbine Performance Prediction, ASME Journal of Engineering for Power, July 1970, pp.252-256.
- (3) Kacker, S. C., Okapuu, U., A Mean Line Prediction Method for Axial Flow Turbine Efficiency, ASME Paper No. 81-GT-58, 1981.
- (4) 橋本亮平, 上條謙二郎, 渡辺義明, 長谷川敏, 藤田敏彦, 液酸・液水ロケットエンジン用タービンの性能, 航空宇宙技術研究所報告, NAL TR-691, 1981.
- (5) Stabe, R. G., Kline, J. F., and 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.
- (6) <http://www.conceptsnrec.com/Solutions/CAE-CAM-Software/CAE-Software/Axial-Turbines.aspx>
- (7) 瀧田純也, 船崎健一, 河津要, 谷直樹, 山西信宏, 内海政春, 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), J051023, 2011.
- (8) <http://www.conceptsnrec.com/Solutions/CAE-CAM-Software/CAE-Software/CFD-3D-Flow-Analysis.aspx>
- (9) Spalart, P. R., Allmaras, S. R., A one-equation turbulence model for aerodynamic flows, AIAA Paper 92-439, 1992.
- (10) Patel, V., Rodi, W., and Scheuerer, G., Turbulence Models for Near-Wall and Low Reynolds Number Flows: A Review, AIAA Journal, Vol.23, No.9, 1984, pp.1308-1319.
- (11) Craig, H. R. M., Cox, H. J. A., Performance Estimation of Axial Flow Turbines, Proc. I. Mech. E., Vol. 185 32/71, 1970-71, pp.407-424.
- (12) Zweifel, O., The Spacing of Turbomachine Blading, Especially with Large Angular Deflection, Brown Boveri Rev., Vol.32, 1945, p.12.
- (13) Moustapha, S. H., Okapuu, U., and Williamson, R.G., Influence of Rotor Blade Aerodynamic Loading on the Performance of a Highly Loaded Turbine Stage, ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 109, 1987, pp.155-162.

