

令和 3 年 5 月 21 日現在

機関番号：33910

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2018～2020

課題番号：18K03957

研究課題名(和文) 擬似衝撃波モデルを使った超音速タービン性能計算法の研究

研究課題名(英文) Study of supersonic turbine with pseudo-shock model

研究代表者

苅田 丈士 (Kanda, Takeshi)

中部大学・工学部・教授

研究者番号：50358545

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,400,000円

研究成果の概要(和文)：液体ロケットエンジン等で使用される超音速タービンで発生する損失を、擬似衝撃波モデルを用いて計算する研究を行った。
一般的な擬似衝撃波計算法を開発した(査読論文)。また実験及び数値計算を行い、擬似衝撃波による下流での圧力上昇のタービン性能への影響を明らかにした。(講演会発表2件)。
研究を進める中で、従来の擬似衝撃波メカニズムでは損失を説明しきれないこと、遠心力が擬似衝撃波損失の主要因であることを明らかにした。遠心力を入れた計算法を構築し、実験および数値計算結果と比較し妥当性を確認した。超音速タービンの性能計算では遠心力の減速効果(擬似衝撃波効果)を考える必要があることを示した。(論文投稿中)

研究成果の学術的意義や社会的意義

ロケットエンジンのタービン設計では従来、種々の損失を上げてその影響を検討してきた。実験および数値シミュレーションにおける大きな損失のメカニズムが不明であり、タービン性能向上を行うことが困難であった。従来の擬似衝撃波モデルを適用するだけでは、損失を説明できなかった。
今回の研究により、高速で急激に流れの向きをかえるタービン内の流れに働く遠心力が、タービン内の流れに大きく影響し、性能を下けていることが明らかとなった。損失を抑制するための方法についても提案を行った。
今後の超音速タービン設計において本研究の知見や計算方法を活用することで、高性能なタービンを設計することが可能となった。

研究成果の概要(英文)：Study of the supersonic turbines with the pseudo-shock model was conducted. A pseudo-shock model was created.(1 peer-reviewed paper) Experiments and numerical simulation were conducted, and they showed the effect of increased pressure caused by the pseudo-shock on the turbine performance was.(2 conference papers)
It was found out the centrifugal force affected flow condition in the turbines and it greatly degraded the turbine performance. Calculation model was constructed which included the effect of the centrifugal force on the turbine performance. The model results were verified by comparison with the experimental and numerical results. It was made clear the centrifugal force had to be included in estimation of the supersonic turbine performance. The result is now in submission to a journal.

研究分野：推進工学、流体力学、熱力学

キーワード：タービン 超音速 遠心力 擬似衝撃波

1. 研究開始当初の背景

産業界では広く動力源としてタービンが使用されている。タービンの設計開発では、(a)速度三角形法で速度や角度、翼形状や配置を決め、損失をモデルとして速度三角形計算に取り入れる方法と、(b)大型計算機による流体計算や試験を行う方法が行われている。タービンは圧力比が大きいほど発生動力が大きくなり、コンパクトにすることができる。しかし圧力比の大きなタービンで流れが超音速になると、流路内で衝撃波が発生する。(a)の速度三角形法では衝撃波を予測し計算することができないため、**現状では衝撃波の位置や影響が不明なまま損失モデルに含めて性能を計算**している。(b)の段階で初めて衝撃波の影響が明らかとなり、**大型計算機による計算結果や実機による実験結果を基に改良設計**を行っている。超音速タービンを設計しようとするとき、現在は(b)の段階に至るまで衝撃波を捉えその影響を評価することができない。

2. 研究の目的

タービンに**準一次元管内流れモデル**を適用し、**衝撃波の損失を含めた超音速タービンの性能を計算する方法を構築**する。開発初期段階で使用可能な計算手法である。準一次元流れモデルを超音速タービンの設計に適用することで、流量に対する流路断面の整合性や、衝撃波の影響を簡明に分析することが可能となる。これまでのタービン設計では CFD や試験の結果により改良設計を行っていたが、衝撃波の効果まで含めた計算が可能な**本計算方法を用いると開発初期段階でタービンの改良設計が可能**となり、開発経費や期間を抑えることができる。

3. 研究の方法

計算機による計算と模型を使った風洞実験を行った。準一次元擬似衝撃波計算プログラムをパソコンで作成した。市販ソフトである FLUENT を用いた 3次元シミュレーション計算も実施した。準一次元計算およびシミュレーション計算の検証、改良のためのデータを、**風洞実験によって取得した**。実験ではタービン翼模型を製作し、圧力測定およびシュリーレン光学観察を行った。風洞実験による検証を行ったあと、シミュレーション計算により風洞実験模型以外の形状での超音速タービンの研究を進めた。

4. 研究成果

最初に一般的な擬似衝撃波のモデル計算方法の検討を行った。一定断面流路およびステップ付き流路についての計算は可能であったが、図 1 に示すような一般的な拡大流路における擬似衝撃波の解析的な計算方法はなかった。

擬似衝撃波を中心部と低速の周辺部に分け、また音速点での条件を考慮するこ

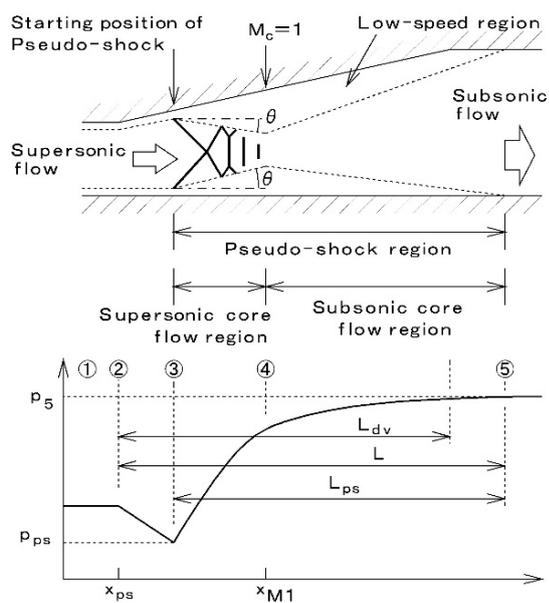


図 1 拡大流路における擬似衝撃波の概念図

とにより、拡大管における解析的な擬似衝撃波計算法を確立した。図2に計算結果と実験結果との比較を示す。これによりタービン内の流れのような一定断面積ではない流路においても擬似衝撃波の解析的な計算が可能となった。

次に擬似衝撃波が発生してタービン出口圧力が上昇する状態を、風洞実験において模擬した。図3に風洞の概念図を示す。流入圧力を下げ、相対的に出口圧力をあげた状態での実験、計算を行った。図4に下流圧の変化により翼にかかる力が増加する様子を示す。極値が現れるが、下流圧が高いと流路内での減速が大きくなり、タービン性能が低下した。図5にはシュリーレン写真とシミュレーション結果を示す。シミュレーション計算は実験をよく再現した。

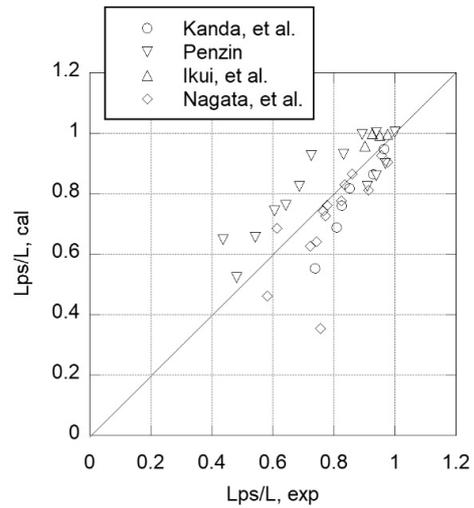


図2 計算結果と実験結果との比較

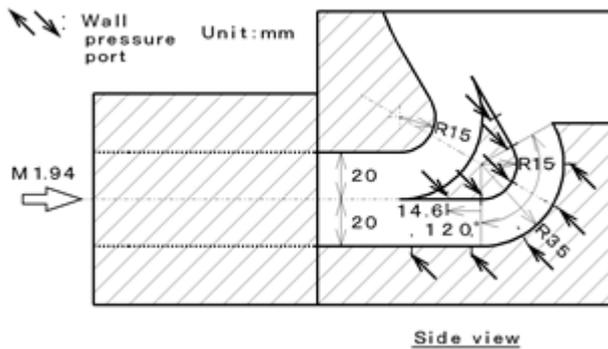


図3 風洞模型概念図

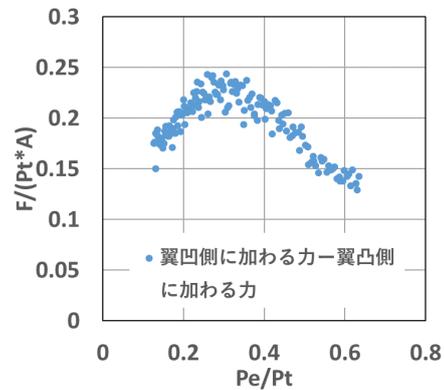


図4 タービン翼性能への下流圧の影響

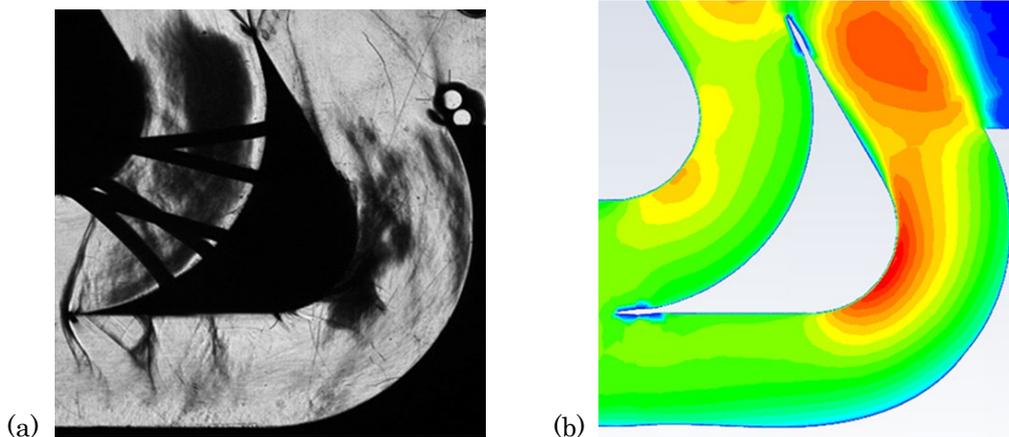


図5 風洞内の様子 (a)シュリーレン写真 (b)シミュレーション (マッハ数分布)

実験、計算を行う中で、下流圧力に関係なく翼前縁あるいは翼上流から衝撃波が発生し、翼間流路内のマッハ数が1前後に低下する事が観察された。この翼間流路入口での減速は、下流圧の高低よりもタービン性能を低下させていた。この翼前縁から衝撃波は、非粘性流れでも生じていた(図6)。過去の研究結果を調べたところ、今回の研究に限らず超音速タービンでは一般的に減速が翼列入口から始まること、そのために大きく性能を低下させていることが明らかとな

った。擬似衝撃波による一般的な下流での圧力上昇以外の原因で、従来の擬似衝撃波と同様に翼列上流に衝撃波が誘起され、タービン性能の低下が引き起こされていた。

原因は、高速で翼間を流れるガスが大きな回転角で曲がる時に遠心力を受けて圧力上昇し、そのときに減速するためであった。この遠心力の効果を解析計算により求める方法を考案した。この解析計算から、翼間流路の曲率や流路間隔などにより遠心力の効果が異なることが明らかとなった(図7、8)。流路幅が狭いほうが遠心力の影響は抑えられること等が明らかとなった。また翼列に流入するマッハ数にはほぼ依存しないこと、従ってタービン出力を上昇させるための噴射ガスの高速化は効果がなく損失を増やすだけであることも明らかとなった(図9)。

次に遠心力による性能低下を抑制する方法を検討した。翼間流路の幅を収縮・拡大させることにより、流路最小幅を小さくすることができる。その効果をシミュレーション計算により確認した。入口流路幅 20 mm に対し、最小流路幅を 17 mm とした。その結果、エントロピー上昇を抑え、総圧回復率を 0.59 から 0.80 に上げることができた(図10、11)。

本研究において、一般的な拡大流路における擬似衝撃波の解析計算モデルを作成した。また超音速タービンにおいては、従来の下流圧の上昇による擬似衝撃波の効果以外に、遠心力による衝撃波・擬似衝撃波の生成があり、減速・総圧低下効果が生じ、性能に大きく影響することを明らかにした。超音速ター

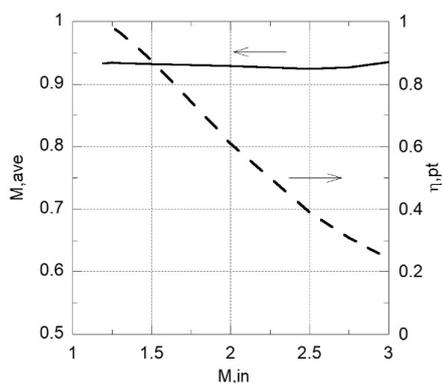


図9 流入マッハ数の効果

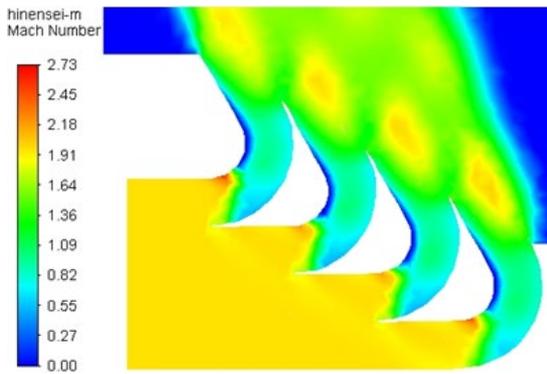


図6 非粘性条件での翼周りの流れ

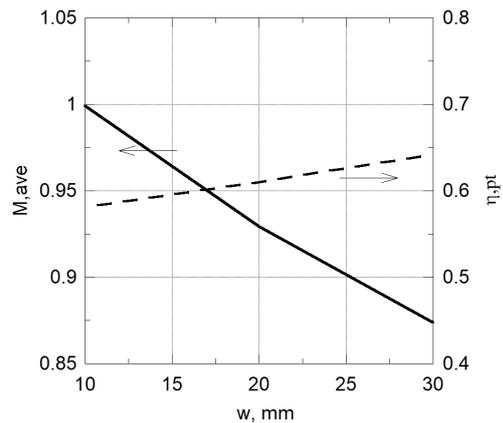


図7 曲率半径の効果 (外側曲率半径を大きくすると流路 w が拡大)

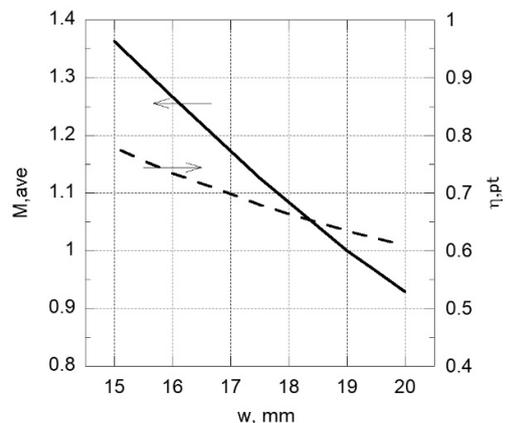


図8 流路間隔の効果

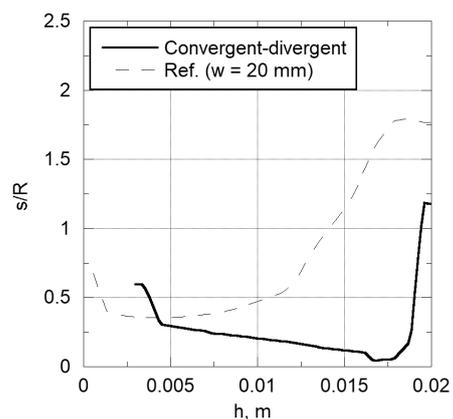


図10 流路断面でのエントロピー分布

ビン設計においては、遠心力を考慮した上で作動点設計および流路設計を行う必要があることを明らかにした。遠心力効果の解析計算モデルを作成した。

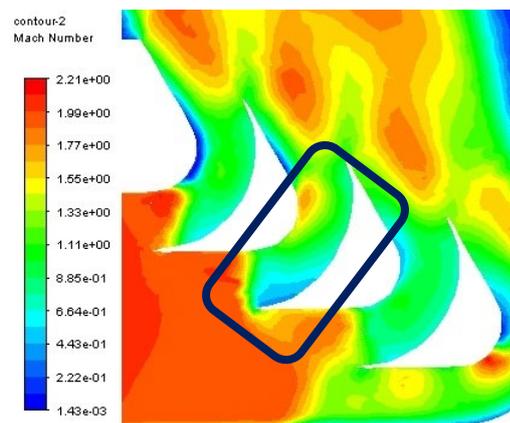


図 11 収縮・拡大流路（枠内）のマッハ数分布

(参考文献)

- Kanda, T., and Hikosaka, K., “A Sonic Condition Model for Pseudo-Shock in Divergent Duct,” Trans. JSASS, Vol. 63, 2020, pp. 1-9. doi: 10.2322/tjsass.63.1
- 浅野達郎、大熊康敬、苅田丈士、濱津正行、中村勝彦、“超音速タービン翼周りの流れの研究”、2019年度日本航空宇宙学会関西・中部支部合同秋期大会、2019年
- 中井亮夫、苅田丈士、“超音速タービン翼周りの流れの研究”、流体力学講演会／航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2020 オンライン、2020年
- 稲垣達也、苅田丈士、中井亮夫、“超音速タービンの遠心力が翼列間流れに与える影響”、日本機械学会 2021年度 年次大会、2021年（講演申込中）
- Knada, T., et al., “Effect of Centrifugal Force on Gas Flow in a Supersonic Turbine,” 投稿中

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計1件（うち査読付論文 1件/うち国際共著 0件/うちオープンアクセス 1件）

1. 著者名 Kanda, T. and Hikosaka, K.	4. 巻 63
2. 論文標題 A Sonic Condition Model for Pseudo-Shock in Divergent Duct	5. 発行年 2020年
3. 雑誌名 TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES	6. 最初と最後の頁 1~9
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.2322/tjsass.63.1	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスとしている（また、その予定である）	国際共著 -

〔学会発表〕 計3件（うち招待講演 0件/うち国際学会 0件）

1. 発表者名 浅野達郎、大熊康敬、苅田丈士、濱津正行、中村勝彦
2. 発表標題 超音速タービン翼周りの流れの研究
3. 学会等名 2019年度日本航空宇宙学会関西・中部支部合同秋期大会
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 彦坂健人、苅田丈士
2. 発表標題 拡大流路における擬似衝撃波の研究
3. 学会等名 第55回日本航空宇宙学会中部・関西支部合同秋期大会
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 中井亮夫、苅田丈士
2. 発表標題 超音速タービン翼周りの流れの研究
3. 学会等名 流体力学講演会 / 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム
4. 発表年 2020年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

刈田研究室・超音速タービンの研究
https://www3.chubu.ac.jp/faculty/kanda_takeshi/

6. 研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
--	---------------------------	-----------------------	----

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8. 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関
---------	---------