

超音速衝動タービンにおける部分流入の影響に関する数値解析

○加藤健太(静岡大学大学院), 吹場活佳(静岡大学准教授), 平田邦夫(静岡大学教授)

1. 記号

z: 翼間距離

2. 研究背景及び研究目的

近年の石油・天然ガスを代表とする化石燃料の高騰及び世界人口増加に伴い、二酸化炭素の排出量が増加している。それに付随して、二酸化炭素を排出する飛行機や自動車といった輸送機器の高効率化が求められている。しかし、自動車を例に挙げると熱効率は20%~40%程度であり、60%~80%のエネルギーが排熱として無駄に捨てられているのが現状である。そこで、無駄に捨てられている排熱を回収・再利用する蒸気タービンを用いた排熱回収システムについての研究が行われている[1]。発電所等で使用される大型蒸気タービンの解析は広く実施されてきた。しかし、自動車への転用を考えた際の蒸気タービンには小型かつ軽量が求められる。その結果、超音速衝動タービンの採用が考えられるが超音速衝動タービンはロケットエンジンなどの限られた用途でしか採用されておらず、研究例が少ない[2]。また、タービンに流入する蒸気量は少なくなるために部分的に蒸気を投入する必要がある。過去の研究で部分流入率が50%程度の解析は行われた経緯がある[3]。しかしながら、部分流入率が低い小型蒸気タービンの解析例はあまり行われていないのが現状である。

そこで、本研究では部分流入率100%におけるタービン翼間距離による性能を把握した後、その翼間距離における部分流入率25%の超音速衝動タービンについて数値解析を実施して、特性を知ることがを目的とする。

3. 部分流入及び部分流入率について

流入流量が少ない衝動タービンでは、部分流入と呼ばれる技術が採用される場合がある。部分流入とはタービン流路の特定の一部分のみに流れを流入させる技術である。

部分流入率は図1に示す実線と破線の比を割合で表示したものである。図2の破線には壁がなく、ここから蒸気が流入する仕組みである[4]。

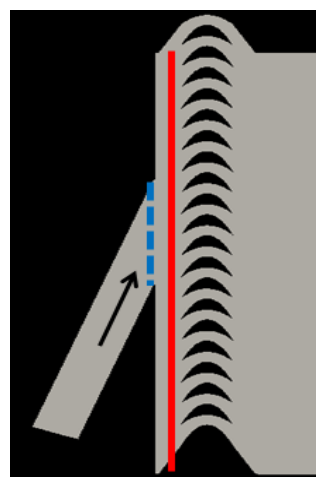


図1 タービン翼列

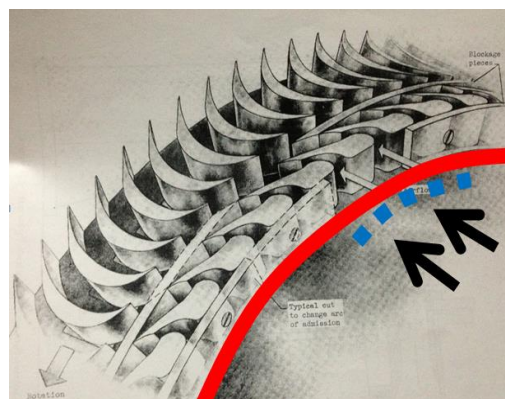


図2 タービン翼列(実際の場合)

4. 部分流入率100%

4.1 研究手法

本研究は①定常二次元 ②AUSM+UPスキーム法[5] ③LU-SGS法を用いて解析を実施した[6]。

図3に今回解析に用いた計算格子(240x80)を示す。また図4にタービン翼の拡大図を掲載する。

また、今回の解析は翼間距離及び部分流入率の変化による超音速衝動タービンの性能に焦点を置いたので、タービン翼形状についてはM1エンジンの動翼(図5)に近い形状かつ単純形状である放物線翼を採用した。放物線翼作成に用いた放物線の式を以下に示す。

$$y_1 = -1.0(x - 0.5)(x + 0.5) \quad (1)$$

$$y_2 = -2.2(x - 0.5)(x + 0.5) \quad (2)$$

今回のタービン翼は、翼弦長で無次元化されており、翼弦長1に対して翼高さ0.3である。

解析条件については、表1に代表例を示す。

4.2 結果

まず、一流路のみの計算結果を示す。この場合、部分流入率100%となる。また、先述のとおりピッチ

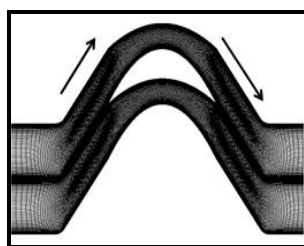


図3 計算格子

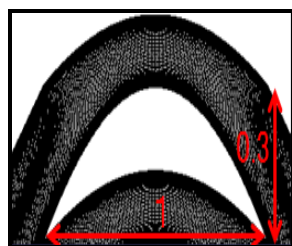


図4 拡大図

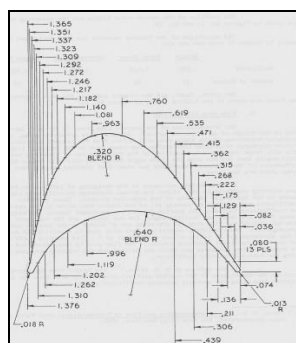


図5 M1エンジン動翼[7]

チ円直径は230mmと固定した。そのため、タービン翼間距離が異なると全体のタービン枚数が異なる。それゆえに、タービン翼1枚での性能が優れていても、全体での性能は優れるとは限らない。ここで翼間距離とタービン枚数の関係を図6に示す。

また、今回は翼弦長1に対して翼間距離を0.45～1.05まで変更させた。以下より結果を記載する。

4.2.1 マッハ数分布及び圧力分布

図7に翼間距離の違いによるマッハ数及び圧力分布への影響を示す。

図7より翼間距離が異なることで、マッハ数分布及び圧力分布の様相が異なることがわかる。特に圧力分布では、その違いが顕著になっている。翼間距離が大きいほど、動翼下面での圧力が高い領域が広がっている。衝撃波の種類が異なる事で動翼の性能にも影響が出ると考えられる。これについては、4.2.4で述べる。

表1 解析条件

ピッチ円直径	230[mm]
周速	240[m/s]
相対マッハ数	1.386
レイノルズ数	52200 (10mm 相当)

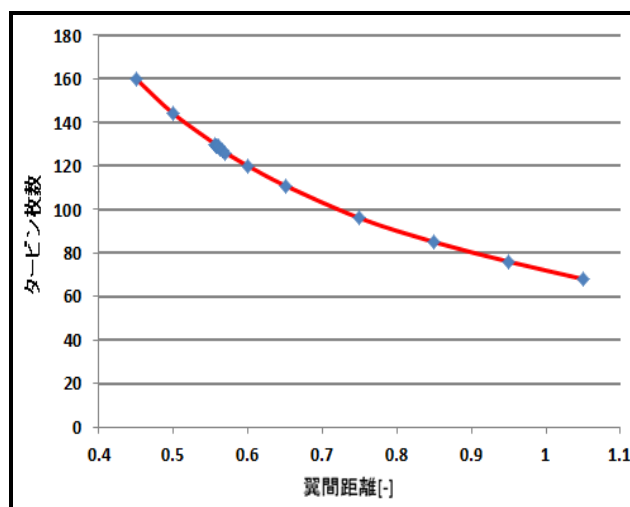
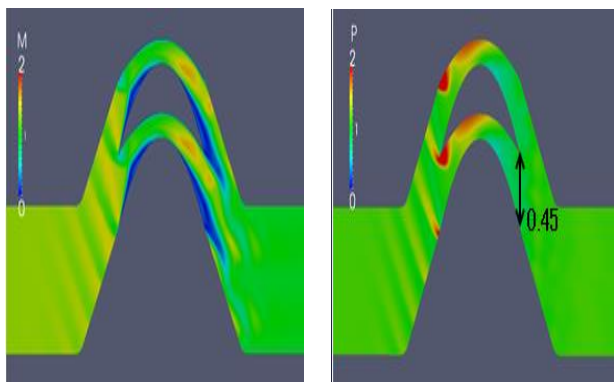
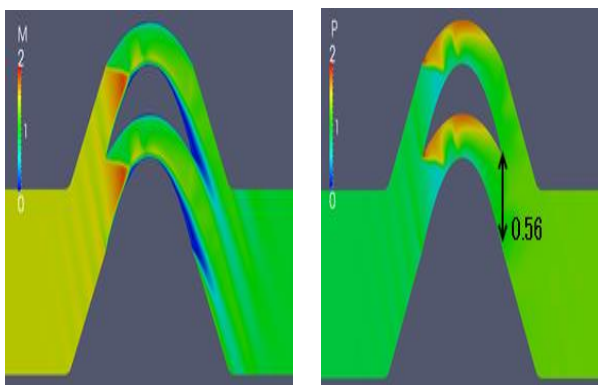


図6 翼間距離とタービン枚数の関係



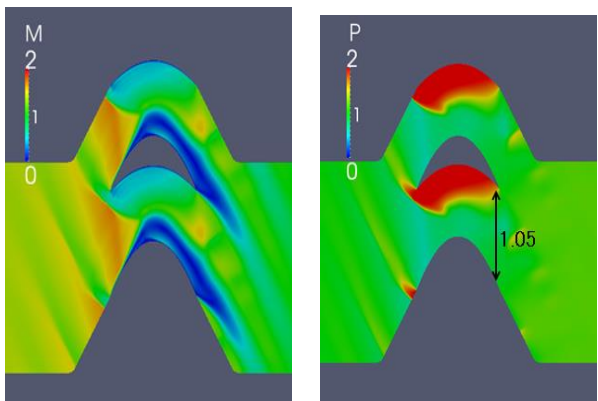
a)マッハ数分布, z=0.45

b)圧力分布, z=0.45



c)マッハ数分布, z=0.56

d)圧力分布, z=0.56



e)マッハ数分布, z=1.05

f)圧力分布, z=1.05

図7 翼間距離の違いによるマッハ数及び圧力分布への影響

4.2.2 揚力係数

図8にタービン1枚での揚力係数を示す。図8より、タービン単体の性能は翼間距離が広ければ広いほど優れていることがわかる。また、翼間距離0.56を境界として傾きが異なる事がわかる。

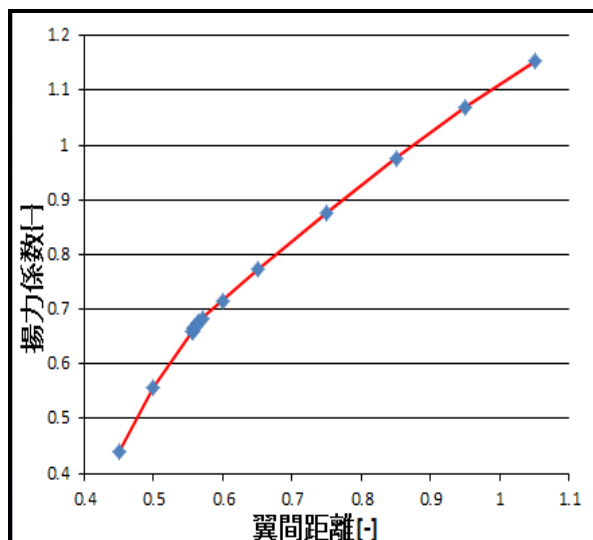


図8 揚力係数

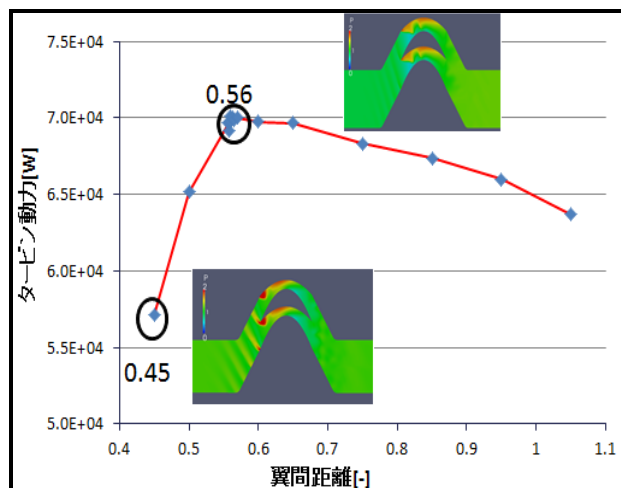


図9 トータル軸仕事

4.2.3 トータル軸仕事

図9にトータル軸仕事を示す。図9より、翼間距離0.56でタービンのトータル軸仕事は最大値を取った。また、翼間距離0.56を境界として翼間距離が狭くなっても広がっても、トータル軸仕事が小さくなる事がわかる。さらに、翼間距離が0.56以下になる場合と0.56以上になる場合を比較すると、前者の方がグラフの減少勾配が大きくなっており、トータル軸仕事の減少率が大きくなっている。

図8より、タービン1枚では翼間距離が広ければ広い方が性能は優れていた。一方で、トータル軸

仕事は、図9より翼間距離0.56で最大値を取った。これは、4.2で述べたように翼間距離が広ければ広い方がタービン全体での枚数が少なくなるために、1枚での性能が優れていても全体で考えると、翼間距離0.56より性能が劣るからである。

図9より設計点は0.56近傍であることが望ましいと考えられる。

4.2.4 流れ場比較及び検討

ここでは、トータル軸出力が最も大きかった(翼間距離0.56)流れ場と最も小さかった(翼間距離0.45)の流れ場を比較する。そして、その流れ場の違いがトータル軸出力に及ぼした影響について考察する。翼間距離0.45, 0.56, 1.05のうち代表として図10及び図11に各々翼間距離0.45と0.56の圧力分布図を記載する。翼間距離0.45では、タービン翼先端から離脱衝撃波が発生していることがわかる(丸印で囲った部分)。これは、流路が狭いために生じたと考えられる。また、翼間距離0.56では、タービン翼先端から付着衝撃波が発生していることがわかる

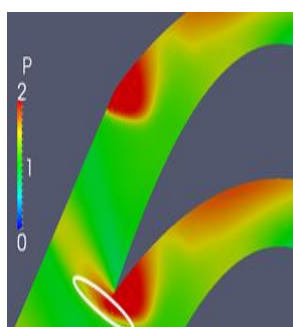


図10 翼間距離0.45

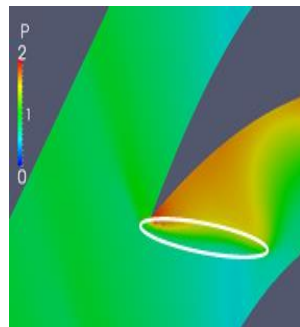


図11 翼間距離0.56

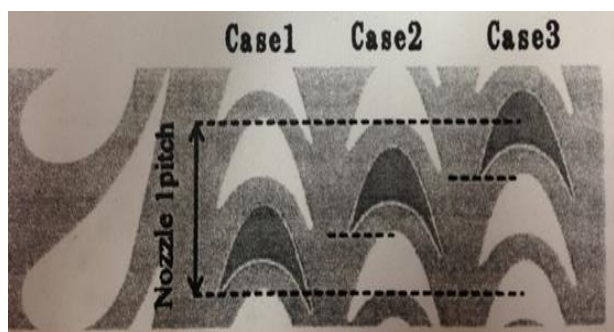


図12 Frozen Rotor解析説明図

(丸印で囲った部分)。これは、流路が広いために生じたと考えられる。図10で離脱衝撃波が垂直に近い形で生じる事で、下流域での圧力が上昇する。それが要因となり、境界層の剥離を引き起こし、翼間距離0.45では性能が低下して、今回の違いが生じたと考えられる。

5. 部分流入率25%

5.1 研究手法

部分流入率100%と違い、動翼の運動を考慮する必要があるためFrozen Rotor解析を用いる[8]。Frozen Rotor解析を行う事で、負荷の少ない定常計算により運動する動翼性能を解析できる。図12にFrozen Rotor解析の概念図を示す。静翼1ピッチ分を3等分して、各々ケース1、ケース2、ケース3として3通り計算する。そして、3ケースの平均値を部分流入率25%の解析結果として用いる。

5.2 結果

5.2.1 マッハ数分布及び圧力分布(翼間距離0.56)

部分流入率25%に関しては、部分流入率100%でトータル軸出力が最大であった翼間距離0.56について計算を行った。図13～図18に結果を示す。

なお、今回の計算では動翼側流路として、20流路作成して計算を行ったので、部分流入率25%の場合5流路に蒸気が流入することとなる。図において、丸印で示す部分は壁面で蒸気が流入しない。

5.2.2 トータル軸仕事

図19に4.2.1で示した流れ場のそれぞれの流路におけるタービン動力を示した。流路はグリッド番号を用いて示されており、最下部のグリッドが3番、最上部のグリッドが22番グリッドである。また、合わせて部分流入率100%のタービン動力も示した。更に部分流入25%時のマッハ数分布図と圧力分布図を図20及び図21に示す。

図19からわかる事として、グリッド番号12～17の6つのグリッドが、部分流入率25%時の動力発生

に寄与している事がわかる。更に、部分流入率100%のトータル軸出力より、グリッド番号14及び

15ではタービン動力が大きくなる結果となった。この理由を考察する。図20において、矢印の方向からの流れは超音速である。そして、出口流路か

ケース1

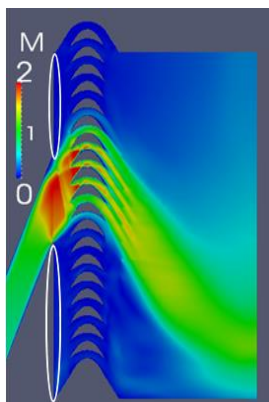


図13 マッハ数分布

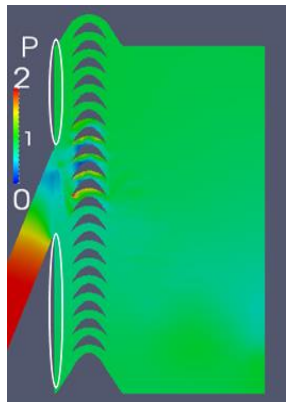


図14 圧力分布

ケース2

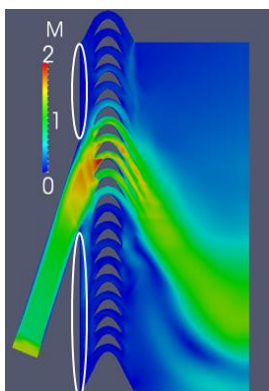


図15 マッハ数分布

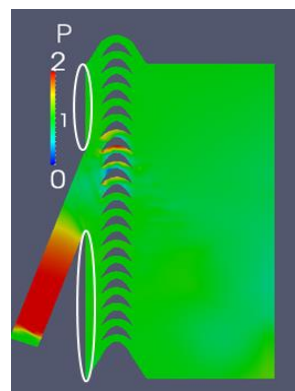


図16 圧力分布

ケース3

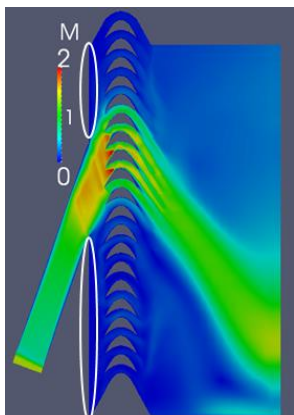


図17 マッハ数分布

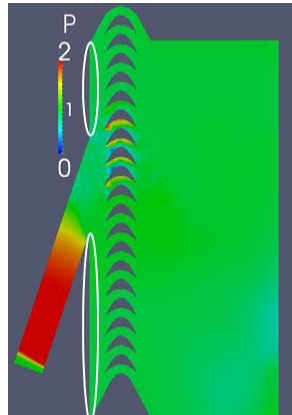


図18 圧力分布

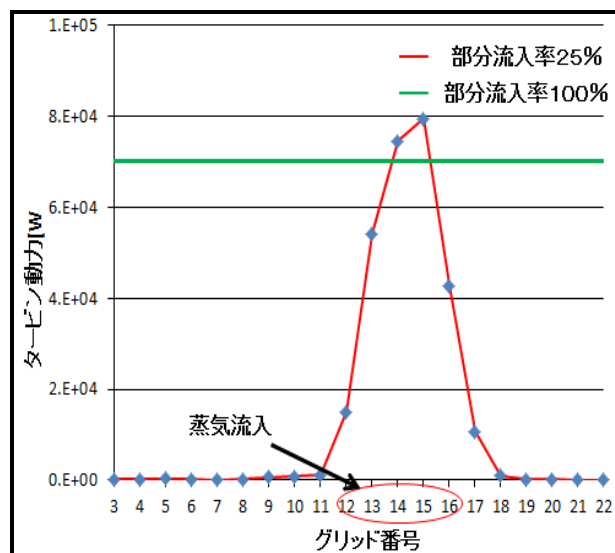


図19 タービン動力

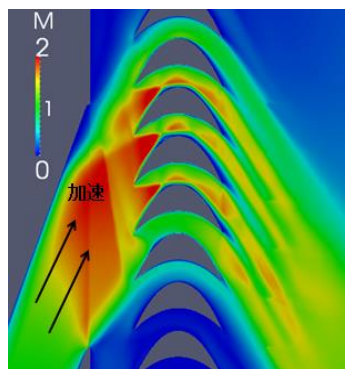


図20 マッハ数分布

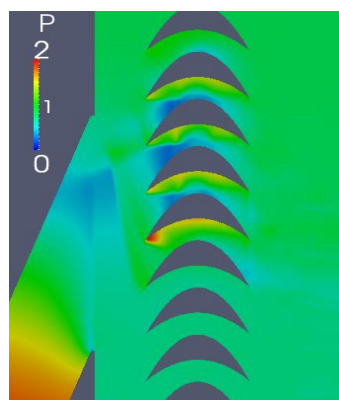


図21 圧力分布図

らタービン翼列の境界は広がりをもっている。それゆえ、超音速かつ広がり流路であると、流れが加速される。その影響で、グリッド14及び15では流れが加速した分、タービン動力が大きくなったと考える。また、部分流入率25%のトータル軸出力は部分流入率100%時と比較して20%達成した。ゆえに、アドミッション効率の観点でみると、 $20/25 \times 100 = 80\%$ という結果を得た。

6. 結論

翼間距離及び部分流入率による超音速衝動タービンのCFD解析を実施し特性調査を行った。その結果、(1) 部分流入率100%では、トータル軸出力は翼間距離0.56で最大値になる事がわかった。また、翼間距離が狭まる事で離脱衝撃波による境界層剥離が見られ、性能低下の要因となる事がわかった。(2) 部分流入率25%では、部分流入率100%時の20%の軸出力を達成し、アドミッション効率の観点では80%を達成した事が、今回の研究で得られた。

参考文献

- [1] 川尻正吾, 筒井壽博, 車載用廃熱回生システムの研究,ランキンサイクルによる挑戦, 日本機械学会誌, Vol. 110, p. 66(2007)
- [2] 田中道雄, 河嶋敬, 森田清司, 竹平昭暢, 超音速衝動タービン翼列の二次元性能の研究, 日本機械学会論文, Vol.443, p.1548-1556(1983)
- [3] 徳山雄巳, 船崎健一, 加藤大雅, 瀧田純也, ロケットエンジン用超音速タービンにおける部分流入機構が非定常流れ場に与える影響,航空原動機・宇宙推進講演会講演集(CD-ROM), Vol.53, (2013)
- [4] Thomas P. Moffitt and Frederick W.Klag,Jr.
,EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF THE PARTIAL-ADMISSION PERFORMANCE CHARACTERISTICS OF A SINGLE-STAGE

MACH 2 SUPERSONIC TURBINE, NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION,NASA TM X-80(1959)

- [5] Liou,M, A sequel to AUSM,Part II AUSM+up for all speeds,Journal of Computational Physics , Vol.214, p137-170(2006)
- [6] ANTONY JAMESON, SEOKKWAN YOON, Lower-upper implicit schemes with multiple grids for the Euler equations, AIAA Journal ,Vol.25, p929-935 (1987)
- [7] T.W.Reynolds, Aerodynamic design model II turbine M-1 fuel turbopump assembly, NASA CR 54820, (1966)
- [8] 増子仁美, 船崎健一, 加藤大雅, 瀧田純也, 翼負荷変動を考慮したロケットエンジン用タービンの多目的形状最適化と非定常流れ解析, 航空原動機・宇宙推進講演会講演集(CD-ROM), Vol.53, (2013)