

第 5 章 部分挿入タービンの3次元流れ場

5. 1 本章の目的

前章までは、1980 年代に NAL によって研究^[38]がなされた JAXA M-1 タービンを対象として、準 3 次元および 2 次元の非定常 CFD 解析を実施した。その解析から、部分挿入タービンの閉塞部周囲における複雑な流動パターンを確認し、閉塞部開始端における流れの加速や周方向への転向、閉塞部侵入時の動翼に作用する流体力の増加や大規模剥離について知見を得た。また、初段動翼に作用する変動流体力は非常に複雑である一方、後段動翼ではおよそサインカーブを描くことを確認したほか、ノズル閉塞方法がタービン性能に与える影響についても考察した。

本章では、第 3 章と同様の汎用 CFD コードを用いて M-1_ParAd_3 の 3 次元非定常流れ場解析を実施する。しかし、部分挿入タービン全段の 3 次元解析は計算規模が極めて大きくなるため、非定常解析を実施することは困難である。そこで、本章では前章の結果から動静翼干渉が特に強いことが確認されたタービン初段部に対象を絞り、さらに周期境界条件を用いることで解析規模を低減することで非定常解析を実施し、その解析結果から閉塞部周囲における流れ場や損失生成の 3 次元性について考察する。さらに、2 次元的なアプローチは計算コストを大幅に削減できる利点があることから、周期境界条件を用いた準 3 次元計算（2 次元解析に相当）も実施し、3 次元流れ場と比較することで準 3 次元解析によって予測できる点とできない点を明らかにする。

本章では、上記の検討からロケット用超音速部分挿入タービン段における流れ場の 3 次元性や 3 次元損失分布、流体力変動のメカニズムについて知見を得ると同時に、比較的計算コストが軽い準 3 次元解析がタービン設計時にどの程度有用であるか明らかにすることを目的とする。

5.2 解析対象タービン

本章では、第3章および第4章で対象とした JAXA M-1 タービン^[38]の初段部分を対象とする。

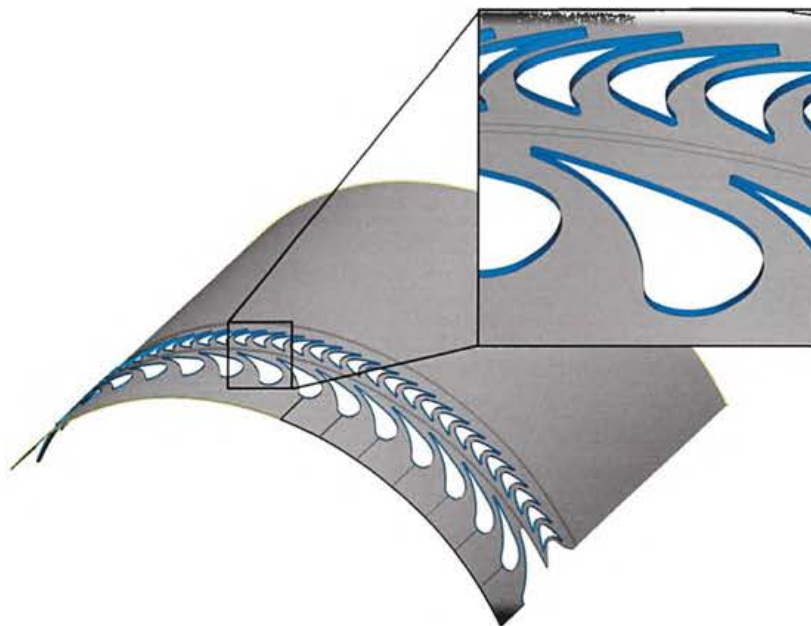
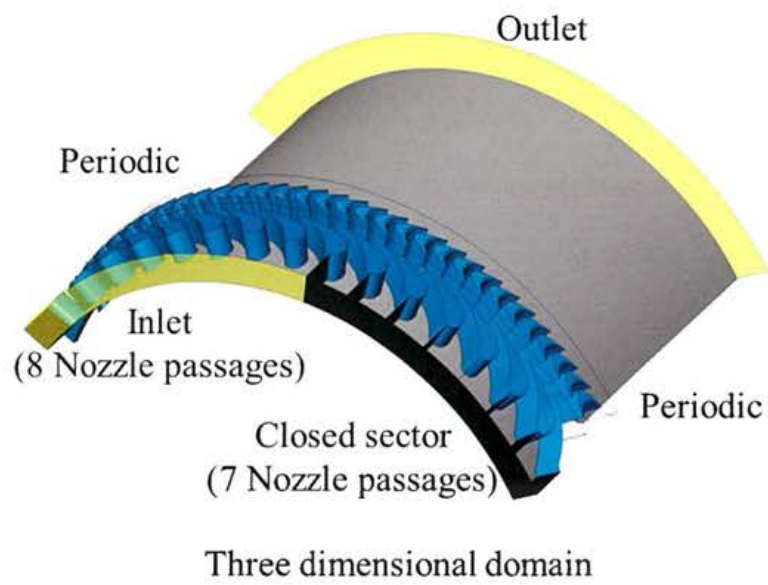
5.3 解析ケース

本章では JAXA M-1 タービン初段部の非定常解析を実施する。ここでは、3次元解析に加え、平均径を中心にスパン高さ 5%の薄肉円筒ドメインを用いた準3次元解析（2次元解析に相当）も実施する。これらの結果から、流れ場の3次元性や比較的計算コストの軽い2次元解析によって予測できることの限界について知見を得る。

- 3D : 単段3次元非定常解析
- Q3D : 単段準3次元非定常解析

5.4 解析ドメイン

本章の解析ドメインを Fig.5.1 に示す。第4章と同様のスケーリングを施し、周期境界条件を用いてタービン 1/3 周を解析する。準3次元解析のドメインは、平均径を中心にスパン高さ 5%の薄肉円筒ドメインとして作成している。このドメインにおいて、第3章と同様に内径側および外径側の円筒面を滑り境界条件として取り扱うことで、2次元解析に相当する解を得る。また、本章で解析する閉塞方法は前章における Case B の方法であり、Fig.5.1 中の黒色で示す壁面を固体壁として扱うことでノズル入口からの作動ガス流入を塞ぐ。また、部分挿入タービンでは極端な周方向分布が表れるため、出口境界位置は最終段動翼軸コード長のおよそ 10 倍の位置に設定した。これは Husmandi^[43]らの部分挿入タービン解析よりも十分下流に位置する。



Quasi three dimensional domain

Fig.5.1 Computational domains

5.5 計算格子

5.5.1 格子依存性調査

第4章で述べたように、格子依存性調査は部分挿入タービンを対象として実施することが理想である。しかし、3次元の部分挿入段を対象とすると解析規模が極めて大きくなり、格子点数を大きく振ることが困難となるため格子依存性調査そのものが成り立たなくなる。そのため、本章での格子依存性調査は周期境界条件を用いてノズル1枚：動翼2枚の解析モデル（全周挿入に相当する）によって実施した。また、部分挿入タービンを対象とした過去の研究^[42]では、解析規模の低減を目的として壁面近傍に壁関数処理が適用されており、Kalkkuhl らは y^+ を 50 程度以下にすれば格子依存性の影響が十分小さくなることを報告している^[44]。そこで、本章でも壁関数処理の適用による解析規模低減を図るために壁関数の適用による影響についても評価する。本章の格子依存性調査で用いた格子の点数と翼周りの解像度および平均 y^+ の値を Table 5.1 に示す。本章では、第3章と同様に汎用流体解析ソフトである ANSYS CFX13.0 によって解析を実施し、乱流モデルには Shear Stress Transport (SST) モデルを使用している。本解析ソフトでは (A)、(B)、(C) の y^+ 値では壁面近傍に壁関数処理が施され、(A_2) の格子では低レイノルズ数型モデルが適用される。また、(A) と (A_2) の格子の差異は壁面近傍の格子解像度のみであり、壁面から離れた領域の格子解像度はほぼ同じである。

Fig.5.2 に (A)、(B)、(C) の格子における T-T 効率を示す。ここで、T-T 効率の算出方法は第3章と同様である。これらの格子は大きく格子点数が異なるため効率値に差が表れている。しかし、(A) と (C) では格子点数がおおよそ1オーダー異なるのに対して、効率値の差はわずか 0.3Pt 程度である。一方、Fig.5.3 はノズル出口での軸流速分布と動翼下流でのヨー角分布を表しており、その定量値には各格子によって差が確認でき、ノズル下流の軸流速分布では 0~30% スパンのハブ側、動翼下流のヨー角分布では 80~90% スパンにおいて定量値にずれが生じている。しかし、(A) の格子であってもその分布の傾向は十分に捉えることができている。また、Fig.5.4 は (A) および (A_2) の格子における動翼ミッドスパンでの翼面圧力分布を示している。両者の結果は負圧面 5~30% 軸コード長付近で定量的な差が生じており、壁関数を適用していることの影響が表

れている。しかしながら、(A) では (A_2) に比べて格子点数をおよそ半減できており、負圧面 5~30%軸コード長付近での定性的な分布やその他の領域での定量的な分布を捉えることができています。以上の結果から、本章における部分挿入タービン 1/3 周の大規模解析は (A) の格子解像度をベースとしてその計算格子を作成し実施する。

Table 5.1 Grid resolution used in the grid dependency check

		(A)	(A.2)	(B)	(C)
Number of grid points par one passage	Nozzle	430,000	750,000	1,500,000	4,500,000
	Rotor	520,000	1,200,000	1,500,000	4,500,000
Number of grid points in O-mesh	Nozzle	17	29	25	25
	Rotor	13	29	21	25
Cell width on the solid wall	[m]	5.0E-06	5.0E-08	5.0E-06	5.0E-06
y^+ value on the solid wall	-	Approx.30	Approx.0.3	Approx.30	Approx.30

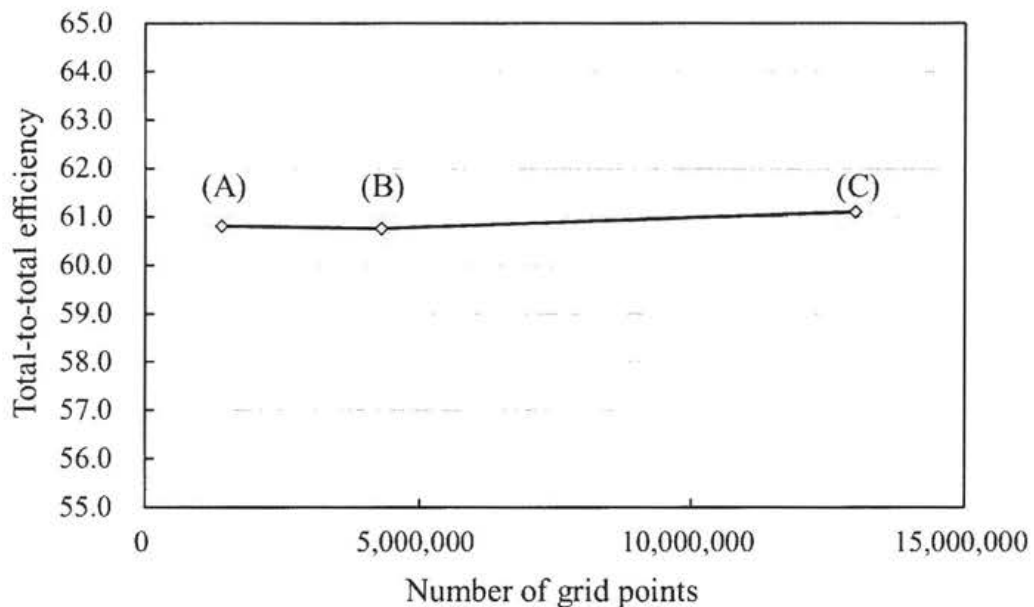


Fig.5.2 Grid dependency check in terms of the total-to-total efficiency

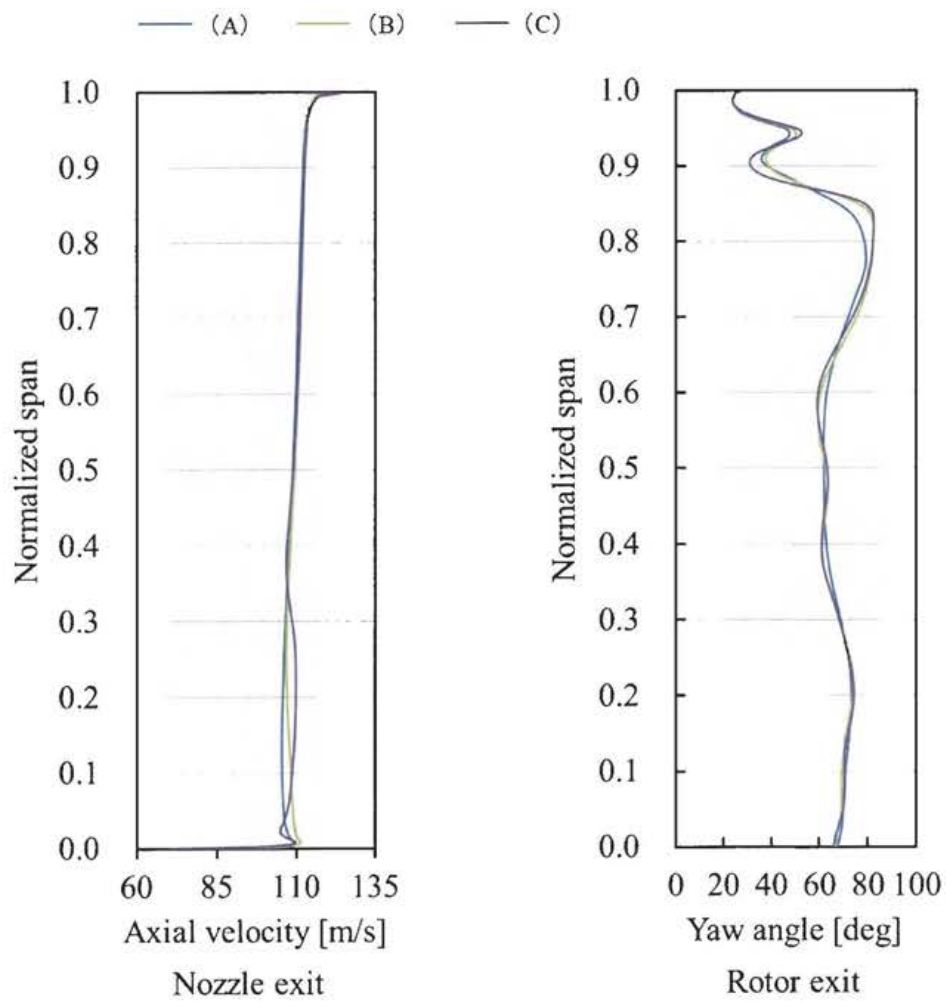


Fig.5.3 Grid dependency check in terms of the axial velocity distributions at the nozzle exit and yaw angle distributions at the rotor exit

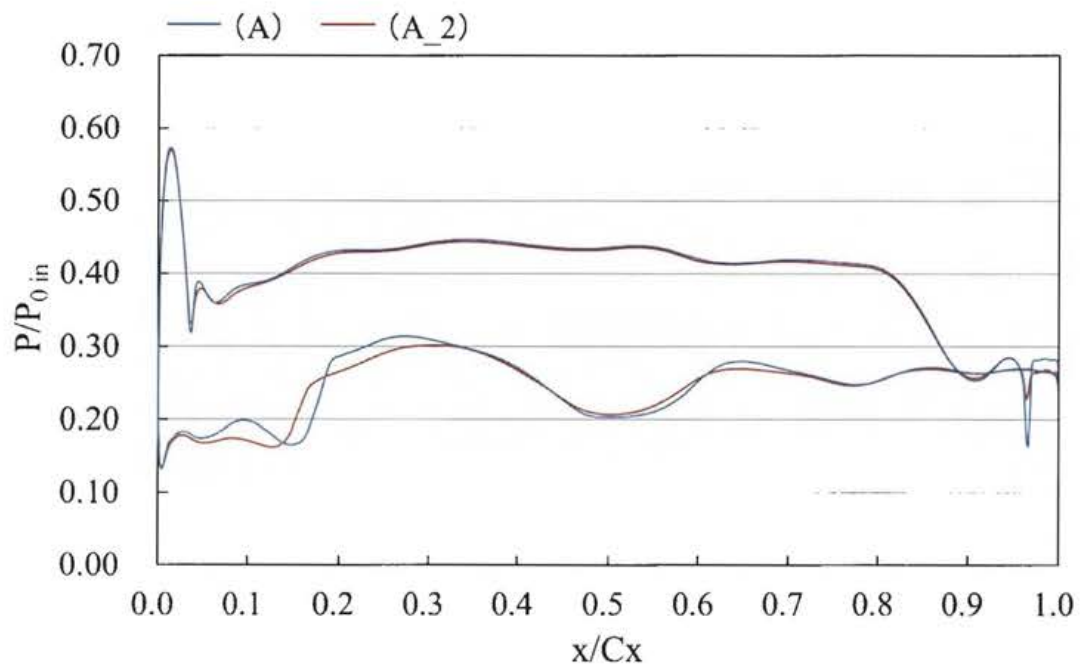


Fig.5.4 Comparison of the static pressure distributions on the rotor blade mid-span section calculated by using wall-function treatment and low-Re model treatment near the wall boundary

5. 5. 2 部分挿入解析用計算格子

前項の格子依存性調査をもとに部分挿入解析における計算格子を作成した。格子は Numeca Autogrid5 によって作成している。3 次元解析と準 3 次元解析それぞれの格子点数を Table 5.2 に示し、3 次元解析用計算格子を Fig.5.5 に示す。

Table 5.2 Number of grid points used in the three dimensional and quasi three dimensional simulations

	JAXA M-1
Three dimensional analysis	20,000,000
Quasi three dimensional analysis	1,000,000

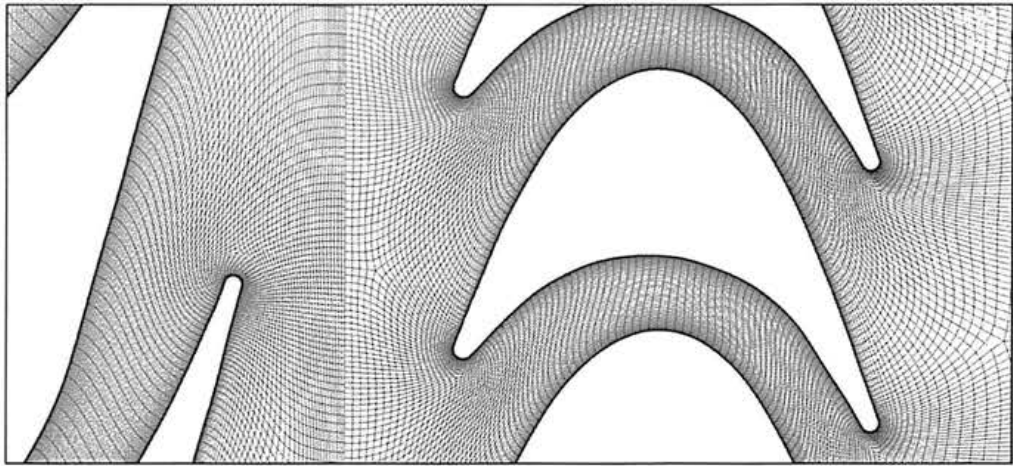
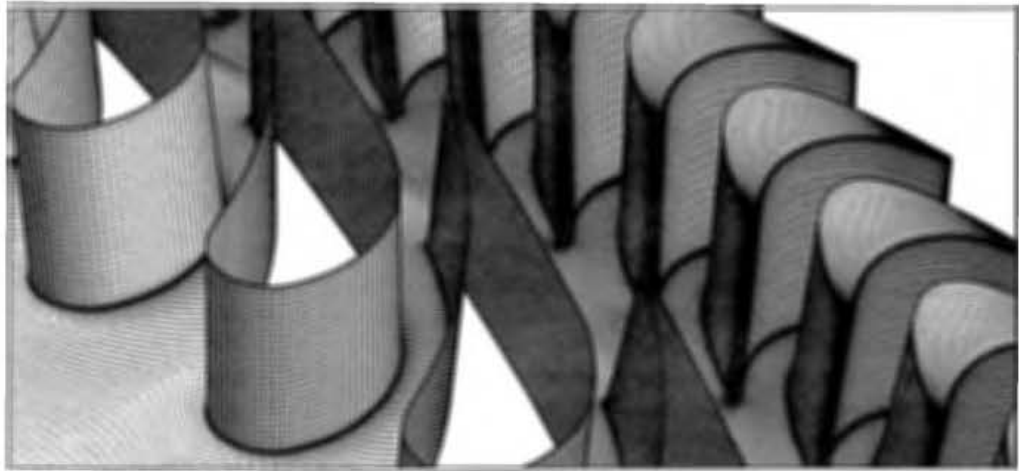


Fig.5.5 Computational grid for the three dimensional simulation

5.6 境界条件

本章の計算は、ANSYS CFX13.0 を用いて実施した。支配方程式は非定常 RANS であり、境界条件は第 3 章と同じである。周期面には、周期境界を設定し、乱流モデルには SST モデルを用いている。なお、準 3 次元解析では第 3 章同様に円筒内径面および外径面を滑り境界条件として扱っている。また、非定常解析における時間刻みはノズル 1 ピッチをおよそ 40 分割する値としている。この時間刻みは、部分挿入段における複雑な流動現象を詳細に解像するには十分とはいえない。しかしながら、過去の蒸気タービンの研究^[43]においてもこの程度の時間解像度における計算を行い、実験とおよそ一致した解が得られているほか、Kalkkuhl^[45]らも同程度の解像度で計算を行っている。よって、本章における解析ではこれらの先行研究と現実的な計算負荷を考慮し、この時間刻みを設定した。Table 5.3 に本解析における境界条件を示す。

Table 5.3 Boundary conditions for the transient simulation

		JAXA M-1
Working gas	-	N ₂ Ideal gas
Rotational speed	[RPM]	10,080
Inlet	Total pressure	[MPa] 2.35
	Total temperature	[K] 273
	Inflow angle	- Normal to boundary
Outlet	Static pressure	[MPa] 0.645
Solid wall	-	No slip and adiabatic
Turbulence model	-	SST
Transient time step (Nozzle blade passing period)	-	Approx. 1/40

5. 7 結果と考察

5. 7. 1 流れ場の周方向分布とフローパターンの3次元性

ノズル - 動翼間および動翼下流における時間平均静圧の周方向分布を Fig.5.6 に示す。3次元・準3次元解析結果ともにノズル - 動翼間の閉塞部開始端側では静圧の低下が生じており、第4章と同様の傾向が表れている。しかし、本章の解析結果と第4章の解析結果では静圧の周方向分布とその値が異なっている。前章のノズル - 動翼間では、閉塞部よりもノズル開口部での静圧値の方が高い結果となったが本章の結果では閉塞部とノズル開口部での静圧値の差はさほど小さくなく、ノズル開口部での静圧値は前章の計算結果のよりも低い。また、前章では動翼背後の圧力分布がおよそサインカーブを示したのに対して、本章の場合はほぼ一様分布である。これらの要因はいくつか考えられ、例えば、本章の背圧条件は別途実施した全周挿入相当の2段3次元解析から得られた値を用いており、前章の2段部分挿入タービンとは軸方向の静圧分布が必ずしも一致しないことや本章の単段解析では出口に一様静圧条件を与えている要因などが大きいと考えられる。また、本章の解析ではスパン方向の流路の拡大が考慮されていることなども要因として挙げられる。中でも、一様な出口静圧分布を与えている影響は大きいと考えられ、部分挿入タービンの単段解析における課題の一つであるといえる。

Fig.5.6 の静圧分布では、3次元解析のミッドスパンと準3次元解析でその分布は良く類似している。閉塞部開始端からノズル3ピッチ程度までの範囲や動翼がノズル開口部へ侵入する位置（ノズル8～9ピッチ）では定量値に差は生じるものの、周方向分布の傾向は比較的計算負荷の軽い準3次元的なアプローチであっても予測できている。

Fig.5.7 は3次元解析の10%、50%、90%スパンおよび準3次元解析における絶対マッハ数コンターの瞬時値を示している。前章までに確認したように、準3次元解析では閉塞部背後において周方向に高速流れ（図中 A）が表れる。一方、3次元解析結果に着目すると10%および50%スパンでは閉塞部背後において周方向高速流れは表れず流れが淀んでいる（図中 B）。しかし、90%スパンでは図中（C）に示すように周方向流れが表れており、準3次元結果と似たフローパターンを示している。そこで、ノズル - 動翼間

における流線の様子と絶対マッハ数コンターの瞬時値を Fig.5.8 に示す。この領域における流線に着目すると、ミッドスパン～ケーシングをソースとする流線（青色）は一部が動翼流路へ流入しその他は周方向に流れている。一方、ハブ～ミッドスパンをソースとする流線（赤色）はケーシング側に向かって流れ、その一部は動翼流路に流入するがその他はケーシング側を周方向に流動している。このようなフローパターンの結果、閉塞部背後では閉塞部開始端からノズル 1 ピッチ程度の位置におけるハブ側を起点として大規模な剥離が生じていることがマッハ数コンターからわかる。このように大規模な剥離が発生する要因として、閉塞部開始端での流れの加速とスパン方向の圧力分布が考えられる。ターボ機械では、作動流体に作用する遠心力とスパン方向の圧力勾配による力が釣り合うことで一定半径面上を流体が流れる。しかし、これまでに確認したように超音速部分挿入タービンの閉塞部開始端側ではノズル流れの膨脹による流れの加速が生じる。したがって、この領域では作動ガスの遠心力が増加することになる。その一方で、閉塞部開始端側でのスパン方向の圧力勾配はさほど大きくないことが Fig.5.6 からわかる。このような結果、遠心力とスパン方向の圧力勾配による力のバランスが崩れ、遠心力によって作動ガスがケーシング側に吹き飛ばされることとなり、ハブ側から大規模に剥離していると考えられる。このように、閉塞部背後の流れは強い三次元性を有しており、フローパターンの把握には準 3 次元的なアプローチでは限界がある。

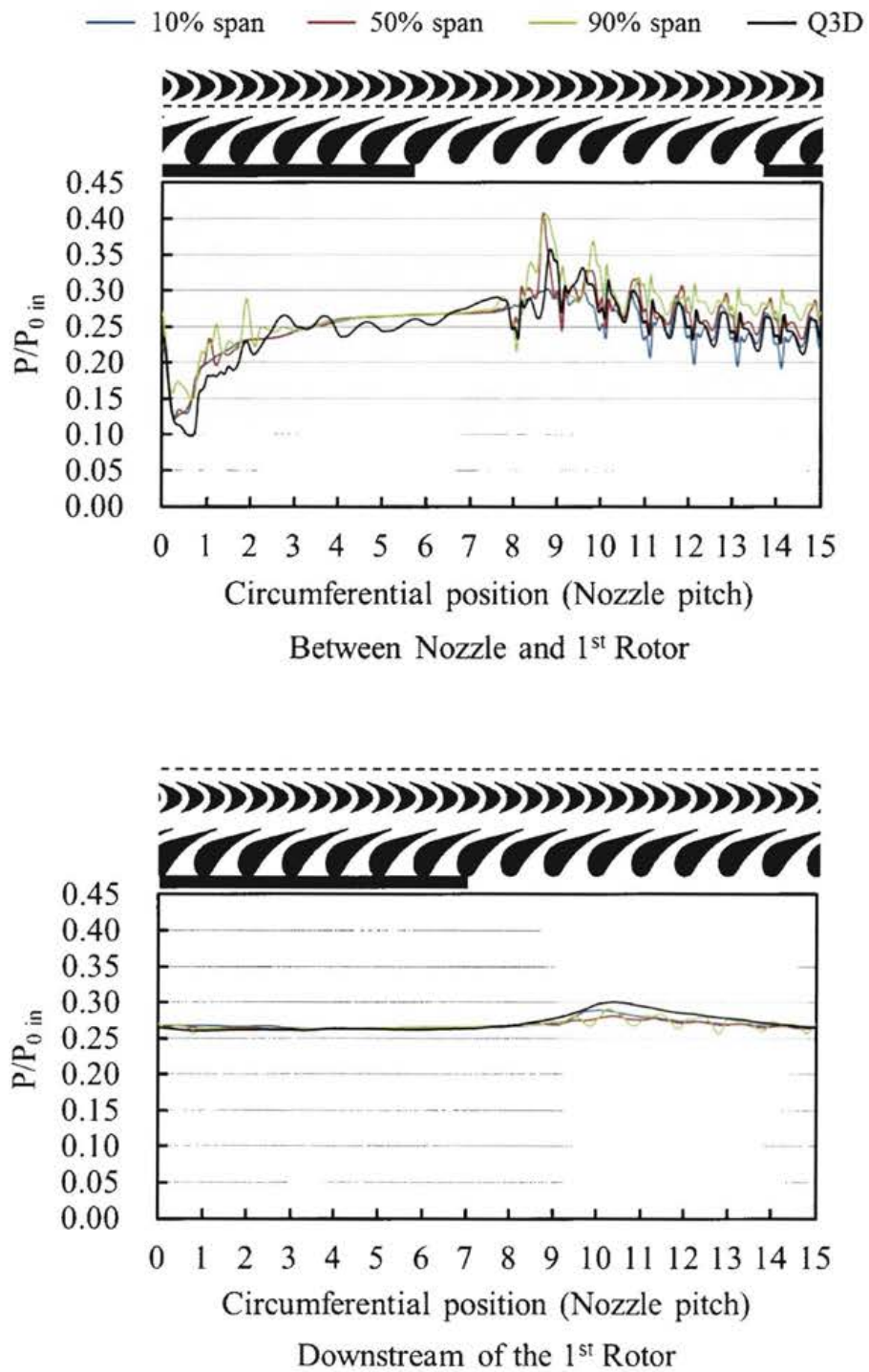


Fig.5.6 Circumferential pressure distributions between inside and exit of the stages

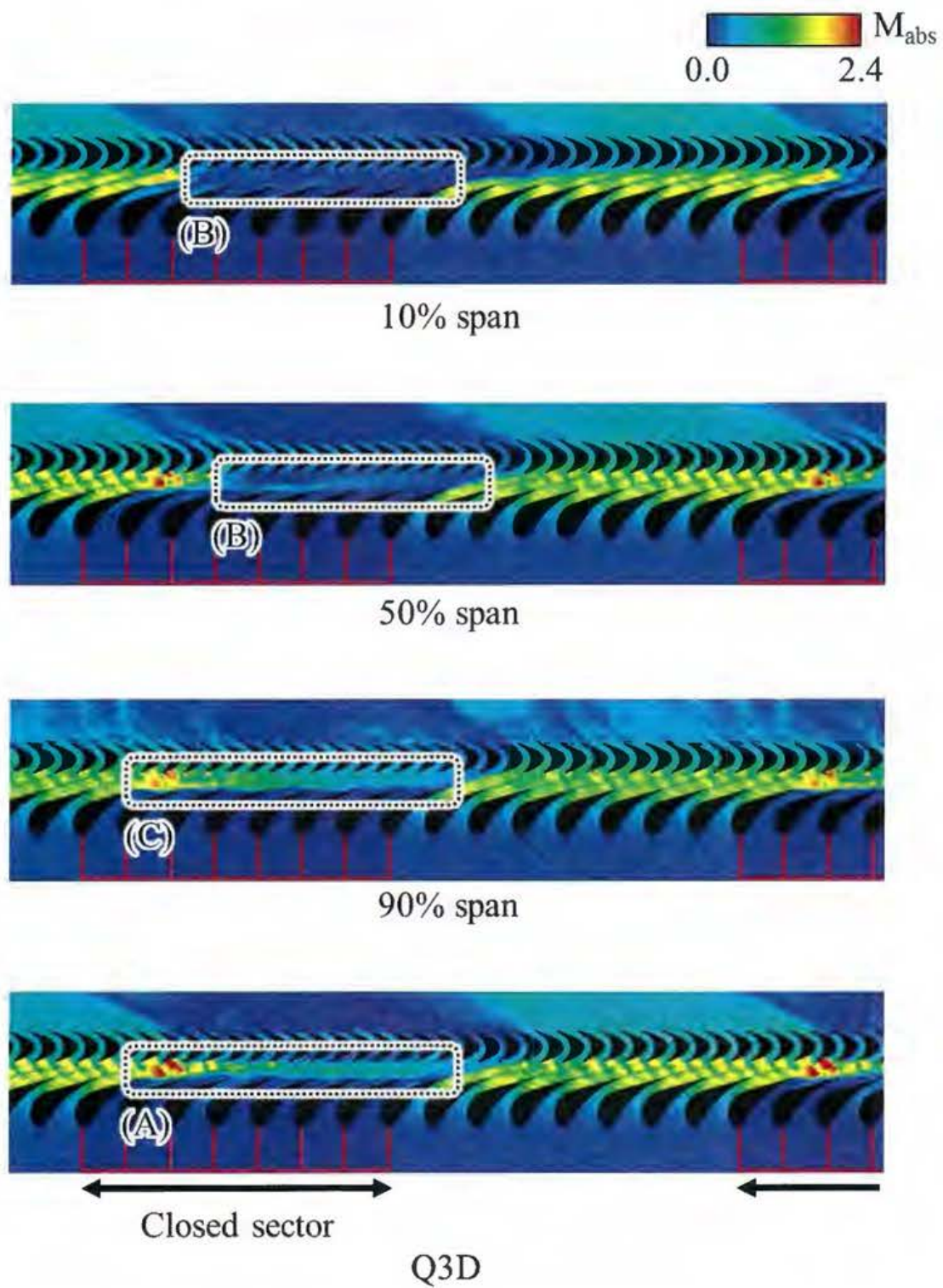


Fig.5.7 Absolute Mach number contours

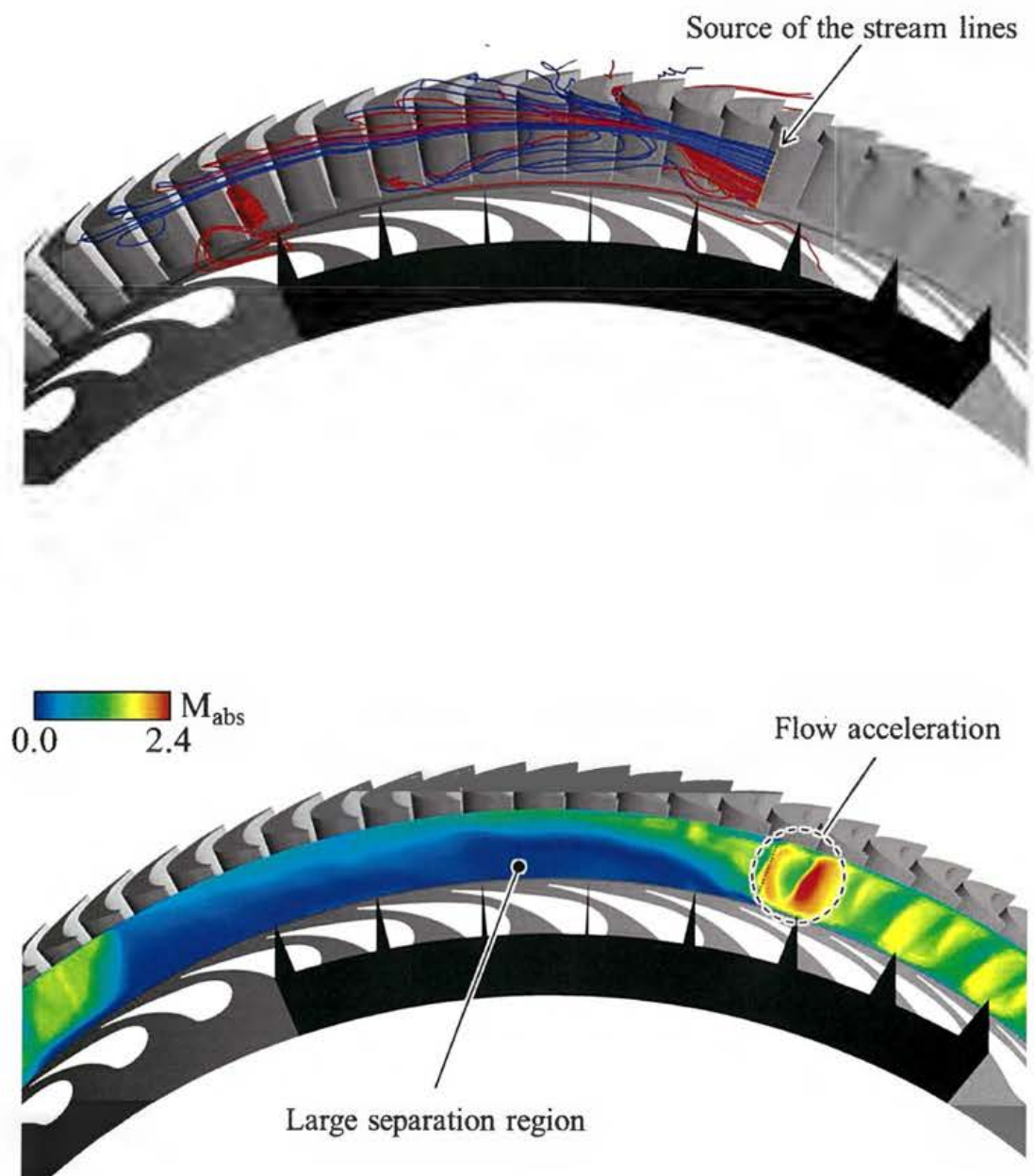


Fig.5.8 Streamlines and absolute Mach number contours between nozzle and 1st Rotor

5.7.2 損失生成の3次元分布とタービン効率

第3章と第4章では、散逸関数コンターによって2次元流れ場における損失生成箇所を特定した。ここではまず、3次元解析結果に対して散逸関数を可視化することによって、部分挿入タービンにおける損失の3次元分布を把握する。Fig.5.9に3次元解析結果における散逸関数コンターを示す。なお、散逸関数は前章までと同様の式により算出している。流れ場の至る領域において散逸生成を確認することができ、これらは図に示す(A)～(E)におよそ分類することができる。まず、(A)における散逸は流路渦・隣接動翼前縁衝撃波の衝突による剥離・翼端漏れ渦によって生じるものである。したがって、(A)の散逸は部分挿入タービンだけではなく全周挿入タービンでも生じるものである。一方、(B)に示す散逸は周方向ガスと動翼流路の滞留ガスとのミキシングによるもので、前章までの2次元のアプローチにおいても確認されたものである。ただし、3次元解析では周方向ガスがケーシング側に限定されるため、散逸生成もケーシング側でのみ生じている。また、(C)は閉塞部終了端のノズル後縁の延長線上に位置しており、閉塞部背後の淀んだ流れとノズル開口部からのガスとの速度差で生まれる散逸が表れたものである。(D)では動翼流路全域にわたって顕著な散逸生成が生じている。これは閉塞部に侵入する際の動翼流路で生じており、前章で確認された負圧面での大規模な剥離によるものが主である。また、(D)では翼端漏れ渦による強い散逸がノズル開口部よりも上流側から生じているが、これはインシデンスの増加によって前縁側での漏れ量が増加するためと考えられる。さらに、(E)は閉塞部背後を通過している動翼翼端で生じる散逸である。本来、この位置ではノズルから動翼への作動ガスの供給は無いため翼翼端を超える流れは発生しないはずである。しかし、Fig.5.8の流線からわかるように閉塞部開始端からの周方向ガスの一部は閉塞部背後の動翼翼端を通過しており、この流れによって散逸が生じる。

次に、準3次元解析と3次元解析におけるTotal-to-total効率の比較を行うことにより3次元損失の影響について考察する。ここで、部分挿入に対する比較対象として、第4章と同様にノズル開口部で周期的な分布が得られている区間のデータから算出したものをFull admissionとして用いる。なお、ここではFig.5.6に示すノズル12～14ピッチ

の区間を用いた。Fig.5.10 にそれぞれにおける Total-to-total 効率を示す。当然ながら、準 3 次元解析と 3 次元解析ともに部分挿入の方が効率は低い。流れ場の 3 次元性による効率への影響について着目すると全周挿入相当では 3 次元性によって効率値が 7Pt 程度減少している。一方、部分挿入での効率低下量はおよそ 9Pt であり、3 次元性が効率に与える影響は全周挿入よりも大きいことがわかる。この要因の一つとして、閉塞部周囲での翼端漏れ流れの影響が考えられる。先に述べたように、閉塞部開始端側ではインシデンス増加によって動翼の前縁付近から漏れ流れが発生する。さらに、閉塞部背後では周方向に流動するガスの一部が翼端を通過する。このことは、全周挿入よりも部分挿入の方がタービン全流量に占める漏れ流量の割合が相対的に大きくなることを意味している。そこで、翼端漏れ量とタービン流量との比を全周挿入相当および部分挿入それぞれで求めた結果を Table 5.4 に示す。この表からわかるように、全周挿入ではタービン流量に対する漏れ流量の割合がおよそ 13.4%であるのに対して、部分挿入では 17.6%となっており、相対的な漏れ流量が増加している。したがって、準 3 次元と 3 次元結果を比較すると、部分挿入の方が翼端漏れ流れによる損失の影響を受けやすく、全周挿入よりも 3 次元性による効率低下が大きく表れたと考えられる。次に、全周挿入と部分挿入での効率差に着目する。効率差は準 3 次元解析でおよそ 4.5Pt、3 次元解析ではおよそ 6.5Pt であり、効率差は 3 次元解析の方が大きくなる。このように全周挿入と部分挿入での効率差が解析領域の詳細化に伴って大きくなる傾向は、阪井^[42]による蒸気タービンの研究で報告されており、本研究対象のタービンでも同様の傾向が確認された。

このように、流れ場の 3 次元性によって損失生成分布にも 3 次元性が表れ、Fig.5.9 の (B) における散逸では平均径面上でのアプローチと 3 次元アプローチによってその領域の見積もりに差が生まれ、(E) での散逸は 3 次元解析でなければ発生しないものであることがわかった。さらに、このような損失生成によって部分挿入タービンでは全周挿入時よりも 3 次元性による効率低下が大きくなることがわかった。

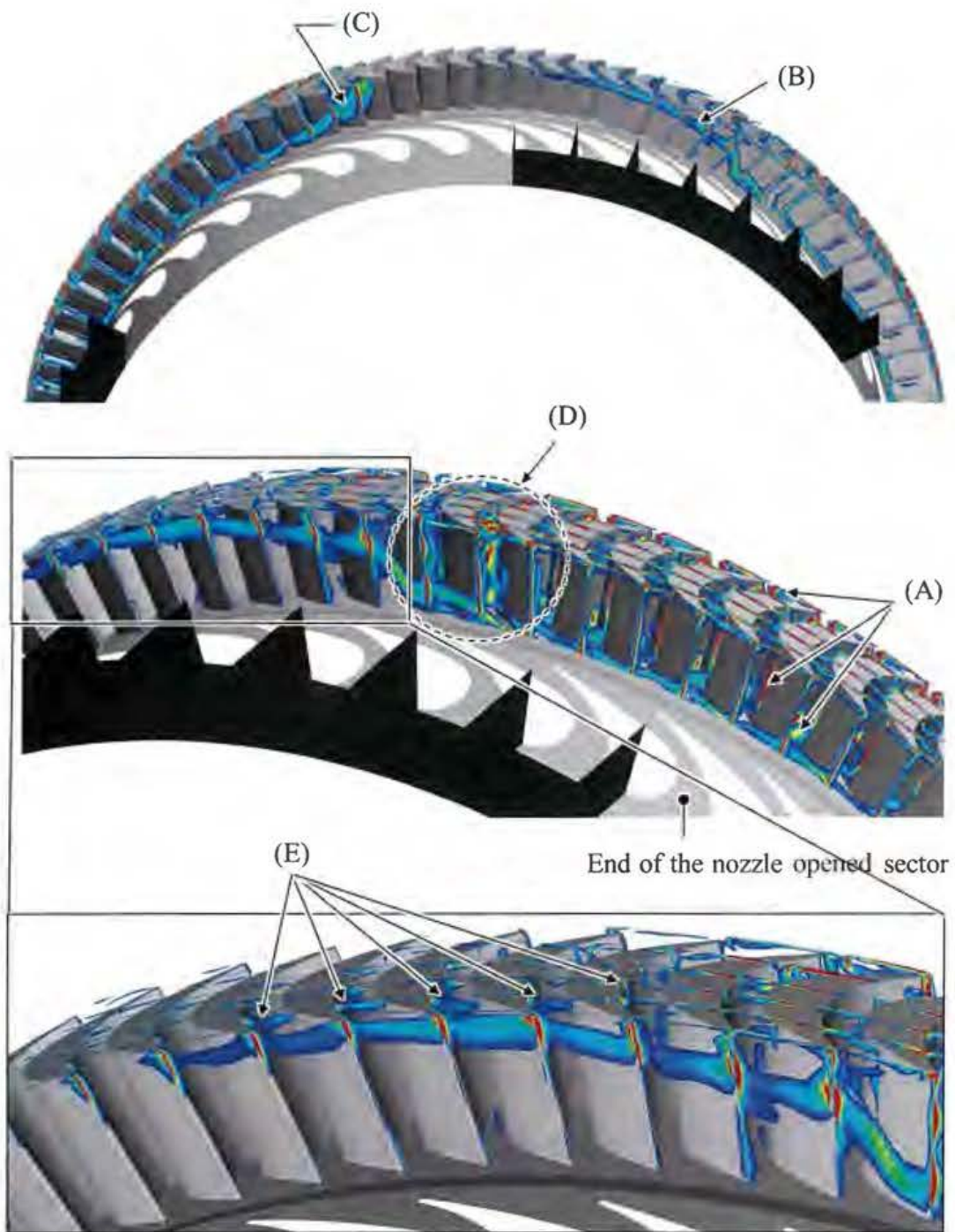


Fig.5.9 Instantaneous dissipation function contours

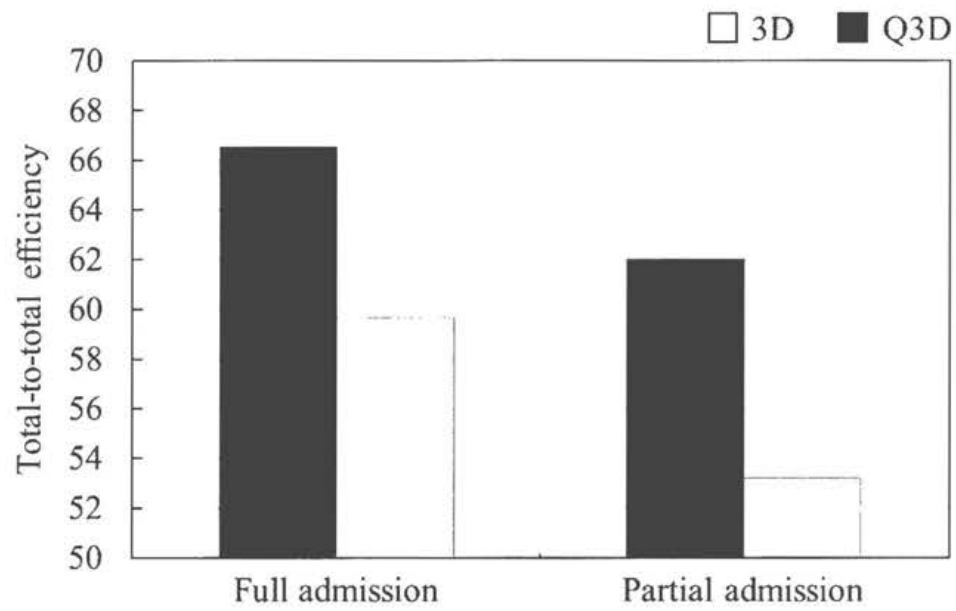


Fig.5.10 Total-to-total efficiency

Table 5.4 Ratio of the mass flow rate of the tip leakage flow and turbine mass flow rate

	Full admission	Partial admission
$\dot{m}_{TC \text{ leakage}} / \dot{m}$	0.134	0.176

5. 7. 3 非定常流体力に対する3次元性の影響

本項では、1枚の動翼に作用する非定常流体力について準3次元解析と3次元解析の結果を比較する。Fig.5.11 に1枚の動翼に作用する軸トルクの時間変動結果を示す。軸トルクは翼面の圧力と粘性応力によって算出されており、ここではそれぞれの時間平均値によって正規化している。したがって、Fig.5.11 は周方向流体力変動を比較していることにおよそ相当する。動翼が閉塞部へ侵入する際の周方向流体力の増加の大きさは、準3次元解析と3次元解析で定量的にはほぼ一致しており、この位置における流体力増加は準3次元解析であっても予測できるといえる。一方、ノズル2～9ピッチを通過する際は流体力が無負荷状態を中心に変動するが、その振幅は両解析において大きく異なっており、準3次元解析では明らかに振幅を過大評価している。そこで、この流体力変動振幅の差が生じる要因を Fig.5.12 に示す準3次元解析におけるある瞬間の静圧コンターと速度ベクトルから考察する。ここで、Fig.5.12 に示す (A) および (B) の翼はそれぞれ Fig.5.11 の (A) と (B) に位置しており、ともに負の周方向流体力（動翼回転方向と反対）が作用している。まず、(A) の翼に着目すると、閉塞部開始端側で加速した作動ガスによって負圧面側に隣接する動翼前縁で強い衝撃波が生じていることがわかる。この衝撃波によって負圧面側の流路全域で静圧が上昇し、その値が正圧面側流路の静圧値を上回ることによって負の流体力が作用している。また、(B) の動翼では動翼前方の周方向ガスの一部が過度に大きなインシデンスで負圧面側流路に流入している。さらに、この流路の出口側ではその強さは弱いものの渦が表れ、流路出口を塞ぐような構造となっており、このような流れの構造によって (B) の負圧面側流路での静圧値が上昇し、負の流体力が作用する。このように、準3次元解析において閉塞部開始端からノズル2～9ピッチを通過する動翼では、ノズル - 動翼間の周方向ガスに起因する流路内の静圧増加が生じることで流体力変動の振幅が大きくなる。一方、3次元解析では前項までに確認したように周方向ガスがケーシング側に限定される。そのため、周方向ガスによる流体力変動への影響は準3次元解析に比べて相対的に弱くなり、変動振幅は準3次元解析よりも小さくなったと考えられる。

次に、Fig.5.11 の結果を FFT 処理し、周波数ドメインで比較した結果を Fig.5.13 に示す。ここで、振幅はそれぞれの解析における閉塞部通過周波数成分 (3EO) の値で正規

化している。Fig.5.13 からわかるように、準 3 次元解析と 3 次元解析では多くの周波数において差が表れており、そのほとんどにおいて準 3 次元解析ではピーク値を大きく見積もっている。したがって、部分挿入タービンにおいて広い周波数範囲にピークが表れるという特徴とそのピーク値は閉塞部背後における流体力変動と強く関連していると考えられる。また、70EO 付近でのピークは 3 次元解析ではほとんど表れておらず、両解析では振幅のピーク値だけではなくピークが表れる周波数についても差が生じることがわかった。一方、閉塞部が無い場合のノズル BPF (45EO) 成分については、両解析でピーク値にほとんど差は無く、準 3 次元解析であっても予測できていることがわかる。

このように、準 3 次元解析と 3 次元解析では、特に閉塞部背後における動翼の流体力変動に差が表れ、準 3 次元解析では変動を過大評価してしまうことがわかった。一方、動翼が閉塞部に侵入する際の流体力増加は準 3 次元解析であっても定量的に予測できる。したがって、超音速部分挿入タービンにおける閉塞部背後での流体力変動を評価するには準 3 次元解析では限界があり、3 次元解析によるアプローチが重要である。

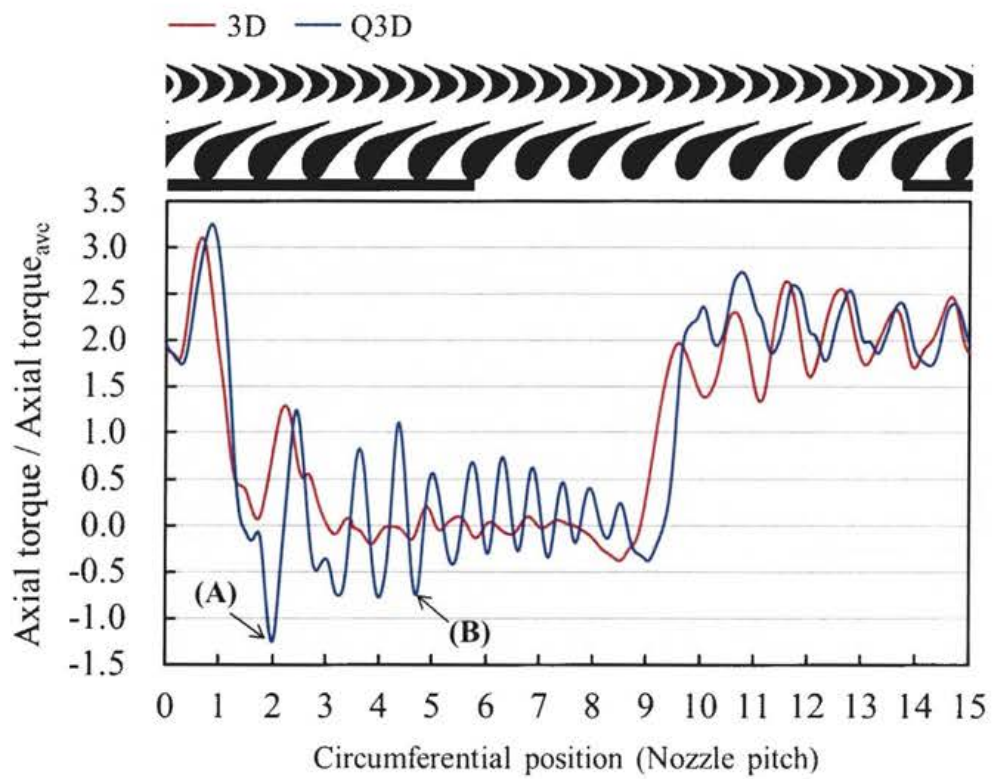


Fig.5.11 Normalized unsteady axial torque on a 1st Rotor blade in time domain

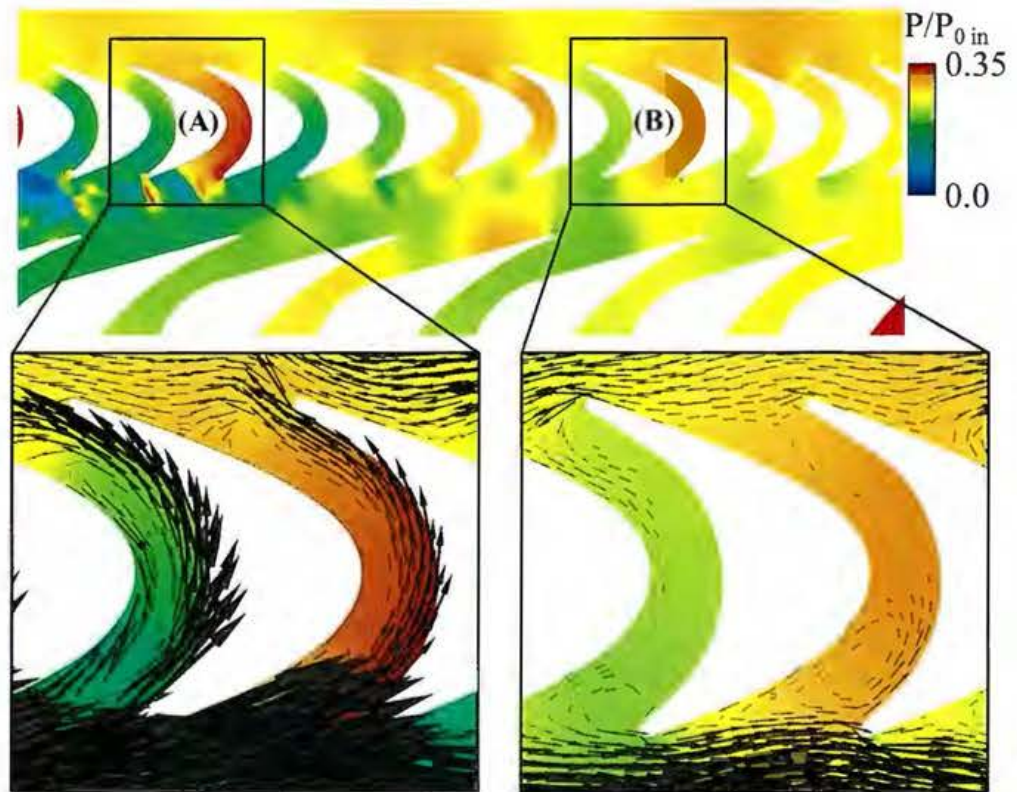


Fig.5.12 Instantaneous static pressure contours and velocity vectors behind the closed nozzle sector

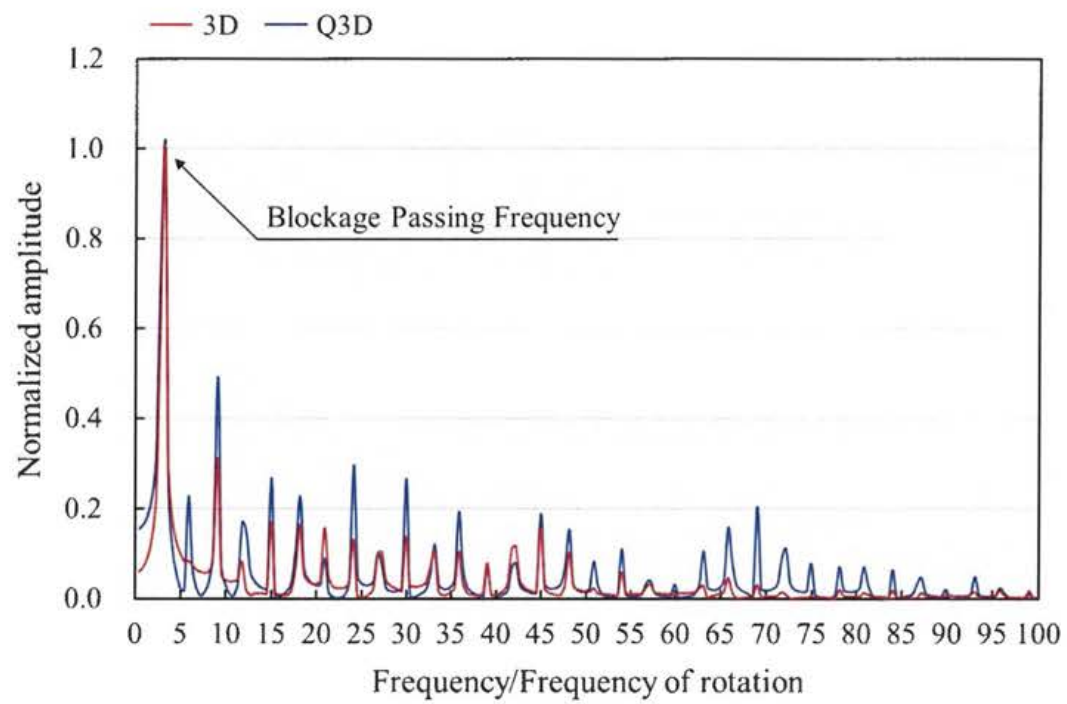


Fig.5.13 Unsteady axial torque on a 1st Rotor blade in frequency domain

5. 8 結論

第 5 章では、JAXA M-1 タービンの初段部を対象として、汎用 CFD 解析ソフトによる準 3 次元および 3 次元の非定常解析を実施し、超音速部分挿入タービンにおける流れ場の 3 次元性やそれが効率・流体力へ与える影響、準 3 次元解析による予測の限界について論じた。本章で得られた知見と結論は以下の通りである。

1. 超音速部分挿入タービンでは周方向に強い分布を持つ静圧場が形成されるが、静圧の周方向分布は準 3 次元解析によってその傾向を十分に把握することができる。
2. 準 3 次元解析と 3 次元解析では閉塞部背後の流れ場に大きな差が表れ、3 次元解析ではハブ側から大規模な剥離が生じ、ノズル - 動翼間の周方向流れはケーシング側に限定される。したがって、フローパターンの予測には準 3 次元解析では限界が表れる。
3. 流れ場の 3 次元性によって損失生成分布にも 3 次元性が表れた。3 次元解析では閉塞部背後の周方向流れがケーシング側に限定されるため、このミキシングによる散逸もケーシング側にのみ表れた。また、閉塞部を通過する動翼では周方向ガスが翼端を通過することで散逸が生じ 3 次元損失の一つとなっている。
4. 流れ場の 3 次元性が効率低下に与える影響は部分挿入の方が全周挿入よりも大きい。これは、部分挿入の方が動翼翼端からの漏れ流れ流量が全周挿入と比べて相対的に大きくなることがその要因の一つである。
5. 閉塞部背後を通過する動翼の流体力変動にはノズル - 動翼間の周方向流れが大きく影響しており、準 3 次元解析と 3 次元解析ではその様子に大きな差が表れ、準 3 次元解析では振幅を過大評価する。一方で、動翼が閉塞部へ侵入する際の流体力増量は準 3 次元解析であっても定量的に予測できる。したがって、閉塞部背後での

変動流体力を評価するためには準 3 次元解析では限界があり、3 次元解析による評価が必要となる。

本章で得られた結果によって、超音速部分挿入タービンにおける流れ場の 3 次元性とその影響の大きさについて明らかになった。次章では、同じ要求仕様でそれぞれ設計された超音速部分挿入タービンと超音速全周挿入タービンの 3 次元 CFD 解析を実施し、その結果を比較することで空力性能の観点から高効率高信頼性に適したタービン形態について考察を行う。

第 6 章 タービン形態による空力性能比較

6. 1 本章の目的

前章までは、1980 年代に NAL（現 JAXA）によって試験的な研究^[38]がなされた JAXAM-1 タービンを対象として、超音速部分挿入タービンにおける流れ場に関する調査を行った。これらの調査において、閉塞部が存在することによって閉塞しない場合よりもタービン効率が低下することを確認した。また、過去の研究^[37]でも閉塞部の存在によってタービン効率が低下することが報告されている。しかし、この比較は単にノズル閉塞部の有無による損失量やタービン効率の比較に過ぎない。つまり、タービン流量と出力が全く異なる状態での比較であり、この結果から部分挿入と全周挿入の空力性能面での優劣を判定することは出来ない。したがって、そのような判定には、同じ要求仕様で設計されたそれぞれの形態を比較することが求められるが、新規エンジン開発の乏しさなどが要因となってこのような直接比較研究はこれまで報告されていない。

本章では、同じ要求仕様でそれぞれ設計された全周挿入タービンと部分挿入タービンの全段定常 CFD 解析と単段非定常 CFD 解析を行う。タービン全段の 3 次元非定常部分挿入解析は計算規模の観点から困難であるため、効率面での空力性能は定常解析によって比較評価する。また、蒸気タービンの研究^[43]から部分挿入タービンにおけるディスクキャビティ流れと主流との干渉が報告されている。そこで、ロケット用タービンにおける流れ場予測にディスクキャビティが与える影響を把握するために、キャビティまでを考慮した解析モデルと省略したモデル双方の定常解析を行い、各形態の流れ場予測時にディスクキャビティを考慮することの必要性についても考察する。また、第 7 章では初段動翼の変動流体力に対する構造強度について比較評価する。そのために、本章では初段部の非定常解析を実施し、各タービン形態で生じる変動流体力の特徴とその差についても把握・考察を行う。

本章では、上記の検討から各タービン形態におけるディスクキャビティの影響把握や空力性能面での優劣の判断を行い、空力面での設計指針獲得を目的とする。

6. 2 解析対象タービン

本章では、DDT (Dynamics Design Team) 試行タービンの全周挿入タービン (以下、DDT_FullAd) と部分挿入タービン (以下、DDT_ParAd) を対象とする。これらのタービンは、推力 20 トン級の上段エンジンを想定し、全周挿入と部分挿入の性能比較を目的として宇宙航空研究開発機構 (JAXA) において設計されたペーパーエンジンである。Table 6.1 に本タービンの設計諸元、Table 6.2 に形状諸元、Fig.6.1 に各タービンの様子をそれぞれ示す。共に同じ回転数・流量・膨脹比・出力で設計された 2 段からなるタービンである。部分挿入タービンは 61.5% のノズルパーシャリティを有しており、ノズル 39 流路中 24 流路から駆動ガスを挿入する。この際、ノズル 5 流路分の閉塞区間を周方向 3 か所に均等に配置している。その結果、DDT_FullAd よりもタービン径を大きくとることができ、高い速度比での駆動が可能となっている。なお、これらのタービンの設計に関する詳細は付録にて記載する。

Table 6.1 DDT trial turbine design specifications

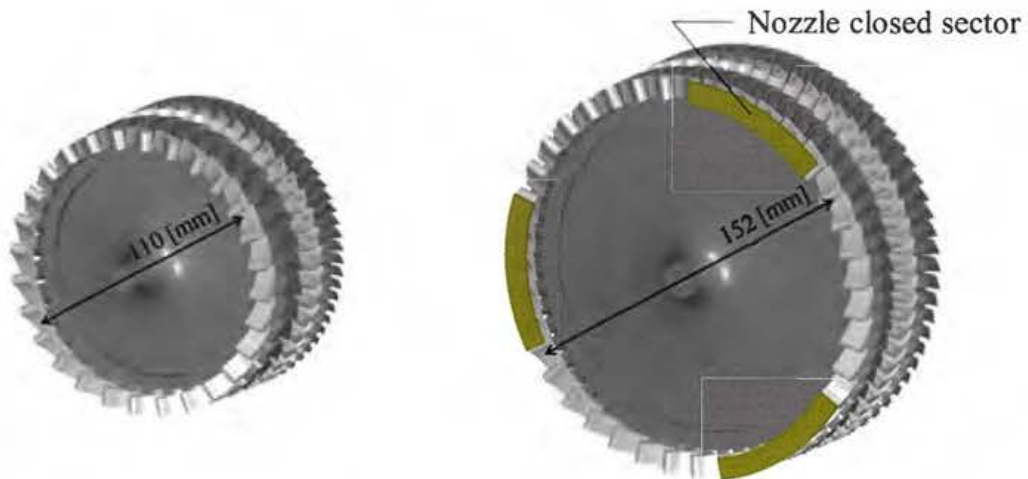
Working gas	-	H ₂
Rotational speed	[RPM]	60,600
Mass flow rate	[kg/s]	1.45
Inlet total pressure	[MPa]	7.55
Inlet total temperature	[K]	500
Outlet static pressure	[MPa]	1.71
Outlet temperature	[K]	390
Expantion ratio	-	4.41
Turbine output power	[kW]	2,050

Table 6.2 DDT trial turbine characteristics

		DDT FullAd				DDT ParAd			
		Nozzle	1 st Rotor	2 nd Stator	2 nd Rotor	Nozzle	1 st Rotor	2 nd Stator	2 nd Rotor
Number of turbine blades	-	28	36	46	70	24/39	63	66	71
Chord length	[mm]	14.86	15.40	11.93	11.76	13.87	11.48	13.36	12.96
Blade height	[mm]	7.5	9.4	10.3	11.4	8.8	9.7	10.7	11.8
Mean diameter	[mm]	110				152			
Tip clearance	[mm]	-	0.3	-	0.3	-	0.3	-	0.3
Solidity	-	1.21	1.61	1.59	2.39	1.14	1.52	1.86	1.94
Aspect ratio	-	0.5	0.61	0.87	0.97	0.64	0.85	0.8	0.91
Partiality	[%]	100	100	100	100	61.5	100	100	100
Number of nozzle admission sector	-	1				3			
Relative Mach number at TE	-	1.24	1.12	0.55	0.47	1.08	0.69	0.7	0.48
Degree of reaction	-	0.1		0.21		-0.11		0.09	
Velocity ratio (U/C0)	-	0.155				0.213			

Nozzle 1st Rotor 2nd Stator 2nd Rotor Nozzle 1st Rotor 2nd Stator 2nd Rotor

Blade profiles



Overview of the turbines

Fig.6.1 DDT trial turbine, left ; DDT_FullAD, right ; DDT_ParAd

6.3 解析ケース

本章では、全周挿入タービンと部分挿入タービンそれぞれに対して、下記に示す3つの解析を実施した。定常解析2ケースはいずれもタービン全段を対象としており、ディスクキャビティを考慮したモデルと考慮しないモデルである。一方、非定常解析はタービン初段部を対象とし、ディスクキャビティまでを考慮したモデルで実施した。なお、これら解析領域の図は次節で示す。

Two Stages With Disk Cavity	: 2 段定常解析 ディスクキャビティあり
Two Stages Without Disk Cavity	: 2 段定常解析 ディスクキャビティなし
Single Stage With Disk Cavity	: 単段非定常解析 ディスクキャビティあり

6.4 解析ドメイン

6.4.1 タービンディスク形状と周辺空間

本章では、ディスクキャビティまでを含めた解析を行う。その際、キャビティの形状や解析領域のモデル化は、JAXA M-1 エンジン用液水ターボポンプや過去の蒸気タービンを対象とした研究^[42]を参考に、現実的な数値解析規模を考慮して以下に述べる簡略化を行いその概要を決定した。Fig.6.2 に JAXA M-1 エンジン用液水ターボポンプの子午面図^[38]とそれをもとに決定した DDT タービンの子午面図を示す。ここで、本研究対象タービンの子午面図における黒線部は静止壁面、赤先部は回転壁面を示している。

《簡略化》

Fig.6.2 (a) : 初段ディスク上流空間から回転軸を通じてポンプ側へ漏れる流れは無いものと仮定

Fig.6.2 (b) : 初段動翼－2 段静翼間のラビリンスシールでの漏れ流れは無いものと仮定

Fig.6.2 (c) : 2 段動翼下流のラビリンスシールでの漏れ流れは無いものと仮定

それぞれの簡略化について述べる。本研究では、初段ディスク上流空間から回転軸部の隙間を通じてポンプ側へ漏れる流れは無いものと仮定し、Fig.6.2 の (a) に示すラビリンスシールは再現していない。また、JAXA M-1 タービンの初段動翼と 2 段静翼間では、2 段静翼前縁ハブ側から径方向内側へ鉛直に向かう突出部と初段ディスク下流バランスランドとの間にラビリンスシール (Fig.6.2 の JAXA M-1 (b)) が設置されており、数値解析においてもこのラビリンスシールを考慮することが望ましい。しかし、先に述べたように本研究対象タービンは全周挿入と部分挿入を比較するために設計されたペーパーエンジンであり、バランスランドを設計していない。また、ラビリンスシールまでを解析領域として格子を作成すると計算規模が飛躍的に増加してしまい計算そのものが困難となる。そこで、本研究ではラビリンスシールを通過する流れは無いものと仮定し、Fig.6.2 の DDT タービン (b) に示すように 2 段静翼ハブからの突出部を折り返すことで初段動翼－2 段静翼間の空間を再現した。なお、この折り返した部分の厚さは計算格子の作成において障害とならない程度としている。また、Fig.6.2 の JAXA M-1 タービンの図では省略されているが、本来は 2 段動翼下流でもハブ面に相当する壁面が存在し、初段動翼－2 段静翼間と同様のシール機構が設けられている。そこで、本計算では 2 段動翼下流でも先に述べたのと同様の仮定・解析領域のモデル化を行った (Fig.6.2 の (c))。Fig.6.3 に各計算ケースにおける解析領域の子午面図を示す。

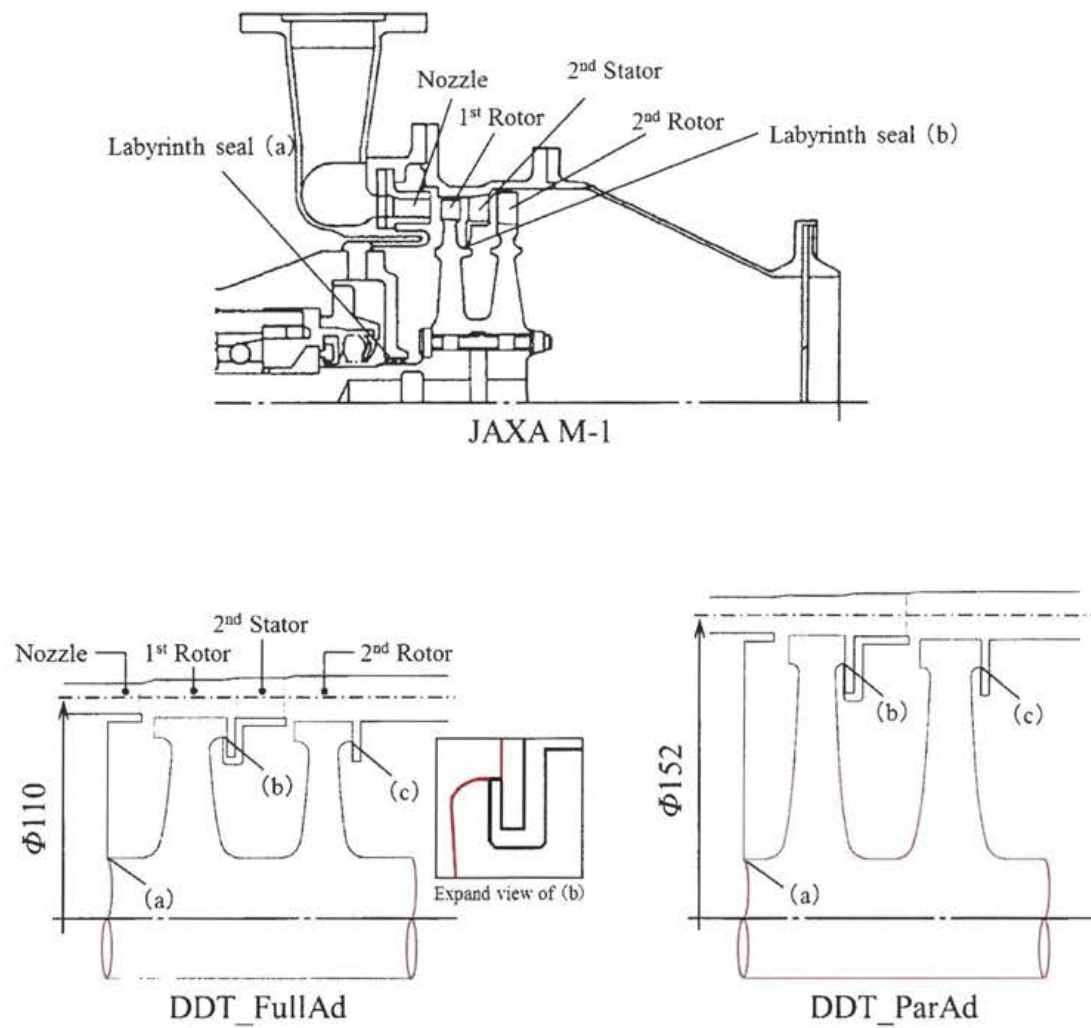
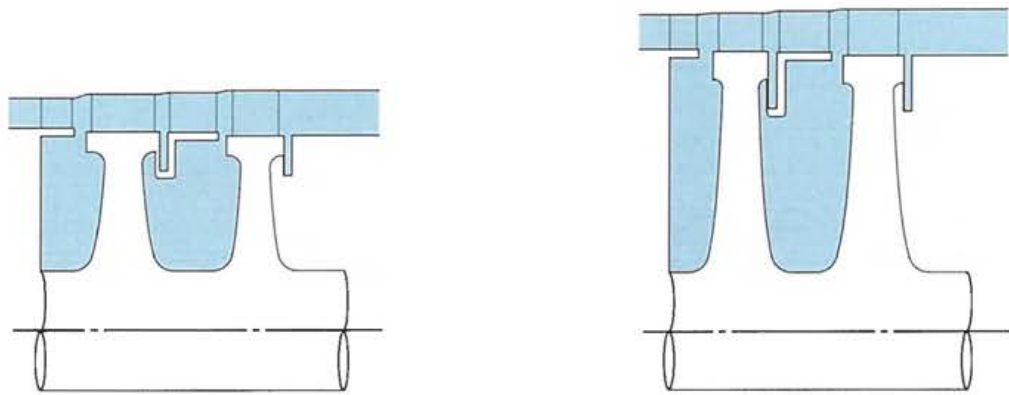
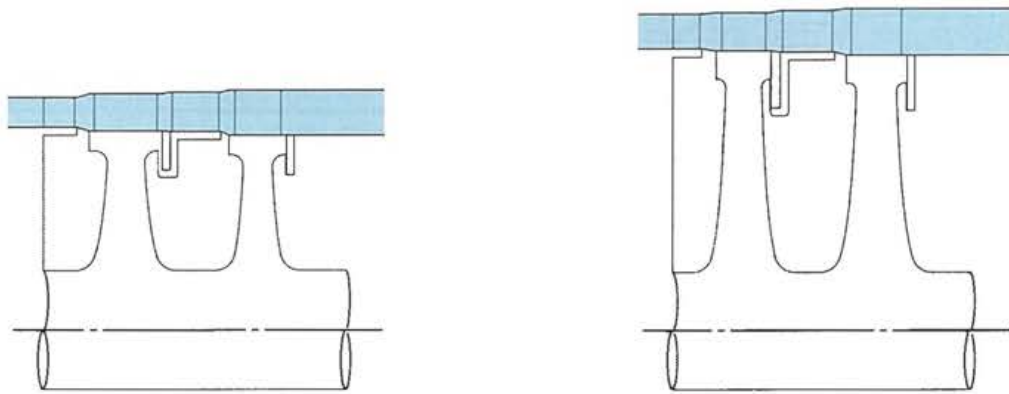


Fig.6.2 Meridional planes of the FTP turbine of the JAXA M-1 engine and DDT trial turbines



Two Stage With Disk Cavity



Two Stage Without Disk Cavity



Single Stage With Disk Cavity

Fig.6.3 Simulation regions of the each case, left ; DDT_FullAD, right ; DDT_ParAd

6. 4. 2 スケーリングによる解析領域の低減

一般的にターボ機械の CFD 解析では、解析規模を低減するためにスケーリングによって翼サイズと翼枚数を調整し、周期境界条件を用いて最も小さな整数比となる翼枚数で解析をすることが多い（第 4 章参照）。しかしながら、本章で取り扱うような部分挿入タービンでは、第 4 章同様にスケーリングによる解析規模低減にも限界があり、DDT_ParAd の場合最も解析規模を低減してもタービン 1/3 周の解析が必要となる。また、本章の非定常解析結果は第 7 章で実施するタービン初段部の振動特性解析における荷重条件として用いる。したがって、スケーリングによる翼やタービンディスクの振動特性変化は避けることが望ましい。このような背景から、本章の解析は全周挿入・部分挿入ともにタービン後段部のみに必要最小限のスケーリングを施して行うこととする。したがって、DDT_FullAd では 2 段静翼枚数を 46 から 44 枚に、2 段動翼を 70 から 68 枚にスケーリングしてタービン 1/4 周を解析する。また、DDT_ParAd では 2 段動翼を 71 枚から 72 枚にスケーリングしてタービン 1/3 周の解析を行う。なお、このようなスケーリング手法を適用するとタービン全体効率が設計翼枚数での効率値に対して変化してしまう恐れがある。しかし、本章の解析では翼枚数の変更が少ないこと、翼枚数変更の大きさに応じて翼の軸コード長がスケールリングされ、翼端漏れ流量に影響する動翼翼端隙間の総面積がスケーリング前後で変化しないことなどから、効率値の変化は小さいと判断した。

6. 5 計算格子

6. 5. 1 格子依存性調査

6. 5. 1. (1) 概要

各解析を実施するのに先立ち、格子依存性の調査を行った。先に述べたように、本研究の解析は非常に大規模なものとなる。したがって、1 流路当たりの格子点数の制約は強く、格子点数を削減しつつ流れ場の特徴を捉えることが重要となる。本来であれば、DDT_FullAd と DDT_ParAd それぞれにおいて解析する流れ場全域を対象に格子点数を変化させ、その依存性を確認することが理想である。しかし、タービン全段や部分挿入タービンを対象として格子依存性調査を実施すると、解析規模の観点から格子点数を大きく振ることができず、依存性調査そのものが成り立たない。そこで、本研究では下記に示す 2 つのステップによって主流部とキャビティ部それぞれに着目した格子依存性調査を実施した。

Step1 : ディスクキャビティを含まない DDT_FullAd 初段部の解析モデルによる主流の格子依存性調査

Step2 : ディスクキャビティを含む DDT_FullAd2 段の解析モデルによるキャビティ部の格子依存性調査

6. 5. 1. (2) Step1 主流の格子依存性調査

Step1 ではタービン主流部分に関する格子依存性調査を実施する。前述したように、部分挿入としての格子依存性調査は解析規模の観点から困難である。しかし、本研究で対象とするタービンは DDT_FullAd と DDT_ParAd とともに初段部で衝撃波が生じ、初段部における動静翼干渉は後段部よりも強いと考えられる。また、DDT_FullAd と DDT_ParAd では翼高さや翼端隙間、アスペクト比等に大きな違いは無い。したがって、DDT_FullAd の初段部で十分に格子依存性を確認したうえで後段部や DDT_ParAd も同程度の格子解像度とすれば、DDT_ParAd と DDT_FullAd とともに後段部まで十分な格子解像度の解析となると考え、Step1 によって主流部分の依存性調査を実施する。なお、ここでは第 4 章や第 5 章と同様の手法によってノズル枚数を 28 枚から 27 枚に変更し、解析翼枚数の低減を図っている。その結果、本来は初段部の最も小さい翼枚数比がノズル 7 枚：動翼 9 枚（タービン 1/4 周）であるのに対して、スケーリング後の翼枚数比はノズル 3 枚：動翼 4 枚（タービン 1/9 周）となり解析翼枚数が削減され、格子点数を大きく振ることが可能となった。Fig.6.4 に Step1 での解析ドメインを示す。また、本章でも第 5 章と同様に壁関数の適用による解析規模低減を図るために、Step1 の格子依存性調査では壁関数の適用による影響も評価する。Step1 の格子依存性調査は、異なる 4 つの格子によって実施した。各格子の点数を Table 6.3 に、ハブ面上の格子の様子（1 流路分）を Fig.6.5 にそれぞれ示す。本章では、第 5 章と同様に ANSYS CFX によって解析を実施し、乱流モデルには Shear Stress Transport (SST) モデルを使用している。したがって、(A)、(B)、(C) の y^+ 値の場合、壁面近傍に壁関数処理が施され、(A_2) の y^+ 値では低レイノルズ数型モデルが適用される。また、(A) と (A_2) の差異は壁面近傍の格子解像度のみであり、壁面から離れた領域の格子解像度はほぼ同じである。

Fig.6.6 および Fig.6.7 はノズル出口と動翼出口におけるスパン方向のエントロピー分布と速度分布を表している。なお、各図において S はエントロピーを示し、V は流速を示す。ノズル出口では、エントロピー・流速ともに格子間の差は極めて小さいことが確認できる。一方、動翼出口では 10%～30%スパンと 80%～100%スパンのエントロピー、90%～100%スパンの流速において定量値に差が表れている。しかしながら、解像度の粗い格子でも定性的な分布は十分に捉えることができているうえ、(A) と (A_2) の差

も極めて小さいことがわかる。また、Fig.6.8 は各格子における質量流量とタービン効率（T-T 効率）を示している。なお、質量流量は（C）の値で正規化し、T-T 効率は第 4 章と同様の方法で算出している。質量流量の値には、各格子間で大きな差は無く、最も解像度の低い（A）と最も解像度の高い（C）の差は 0.2% 程度である。また、（A）と（C）ではおよそ 0.25Pt の T-T 効率差が表れている。しかし、（A）の格子点数は（C）の 1/4 であることを考慮すれば、（A）は十分にタービン効率を予測できていると考えられる。以上から、壁関数処理を用いた（A）による格子によってタービン主流部分の流れ場の特徴を十分に捉えられると判断し、（A）の空間解像度を参考に本研究における主流部の格子を作成した。



Fig.6.4 Computational domain used in the Step1 grid dependency check

Table 6.3 Grid resolution used in the Step1 grid dependency

		(A)	(A.2)	(B)	(C)
Number of grid points per one passage	-	500,000	900,000	1,000,000	2,000,000
Number of grid points in the span direction (Nozzle / Rotor)	-	45 / 45	55 / 65	61 / 70	73 / 85
Number of grid points around the blade (Nozzle / Rotor)	-	272 / 228	272 / 228	340 / 308	448 / 456
Number of grid points in O-mesh	-	17	29	17	17
Cell width on the solid wall	[m]	5.0E-06	2.5E-07	5.0E-06	5.0E-06
y^+ value on the solid wall	-	40	2	40	40

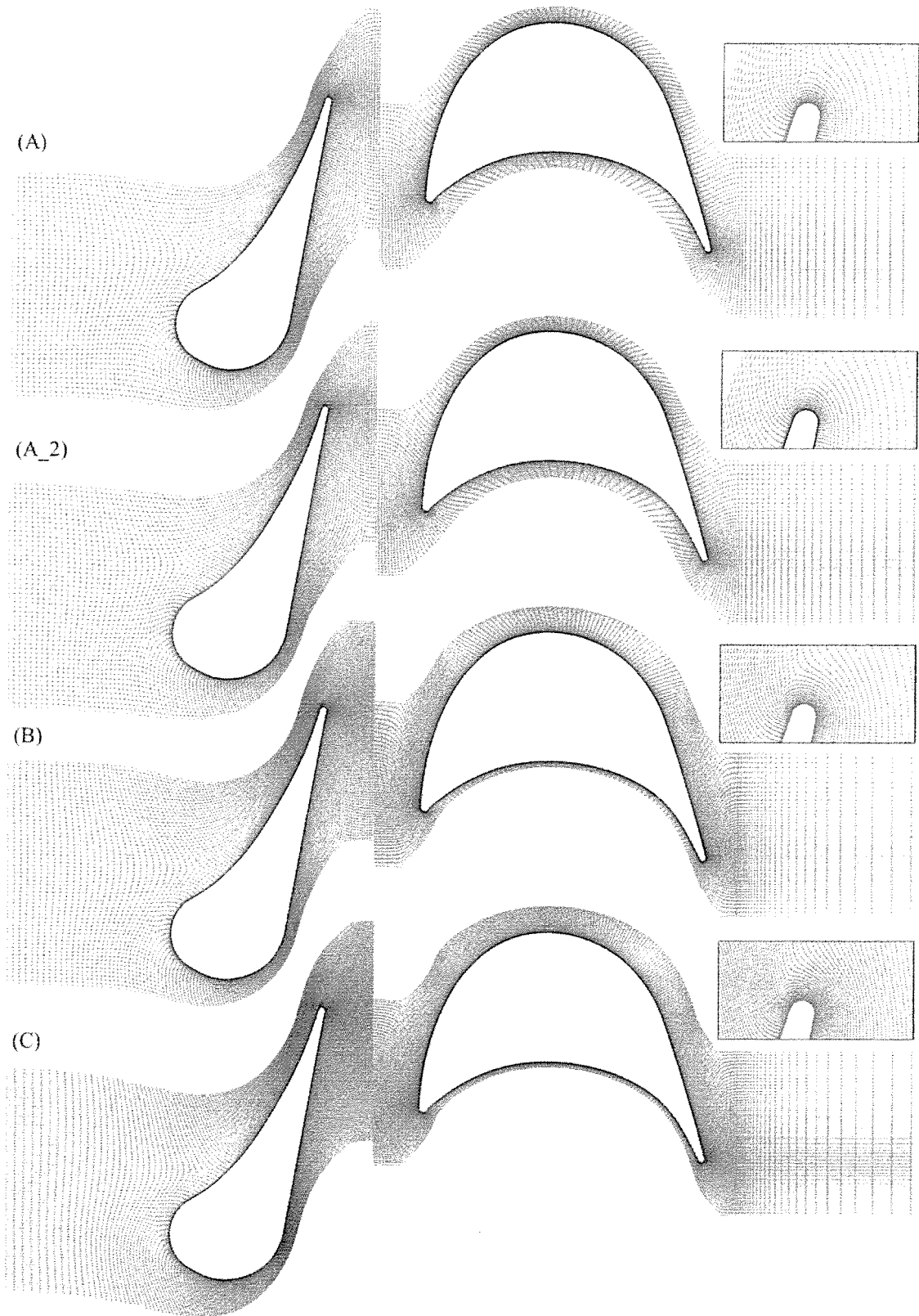


Fig.6.5 General view on the hub wall and enlarged view around the nozzle trailing edge of the computational grids used in the grid dependency check

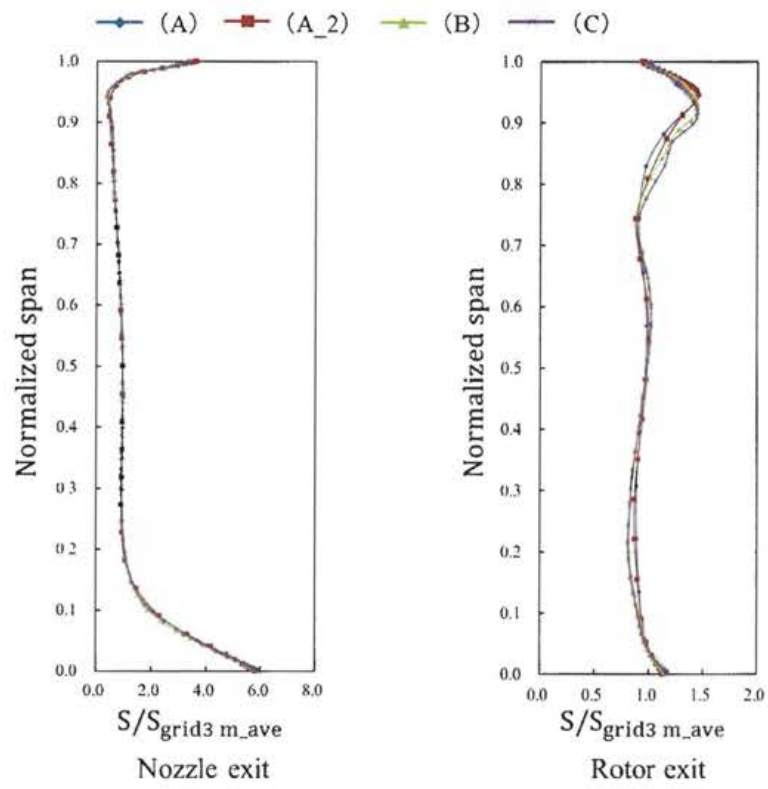


Fig.6.6 Grid dependency check in terms of the entropy distributions

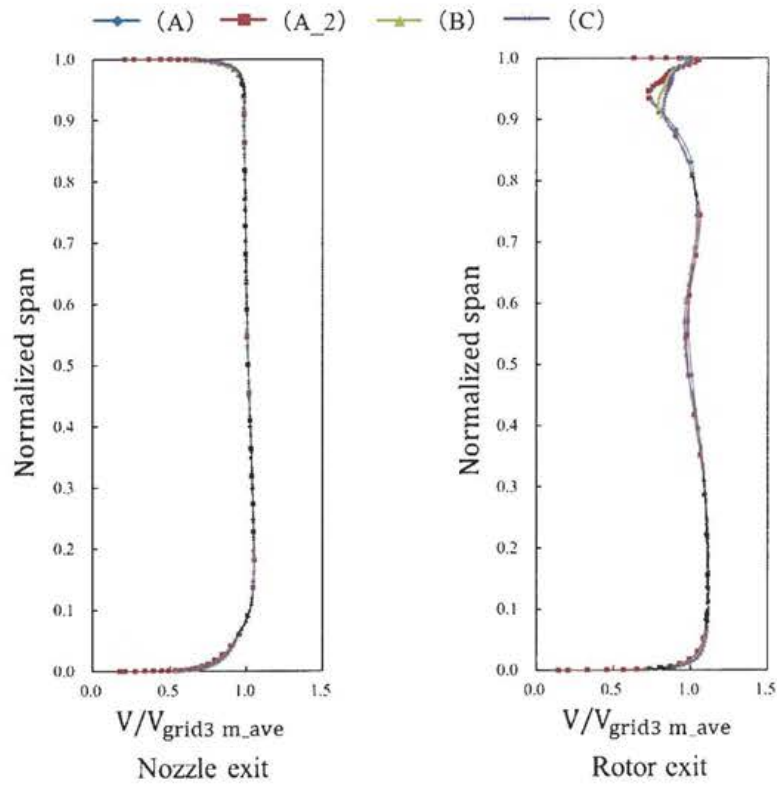


Fig.6.7 Grid dependency check in terms of the velocity distributions

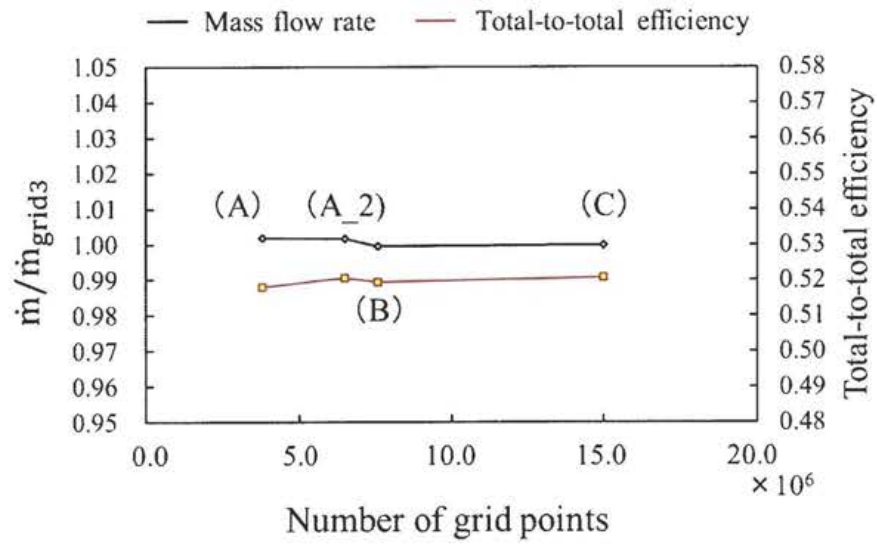


Fig.6.8 Grid dependency check in terms of the mass flow rate and total-to-total efficiency

6. 5. 1. (3) Step2 キャビティ部の格子依存性調査

次に Step2 によるキャビティ部の格子依存性調査について述べる。本研究では、ディスク周囲のキャビティを含めた解析を実施する。そのため、主流とキャビティの間のクリアランス部における流れ場の格子依存性を評価することが望ましい。そこで、DDT_FullAd において翼列間とキャビティ部の格子点数が異なる 2 つの計算格子によって定常解析を行うことでキャビティ部の格子依存性調査を実施する。なお、ここでの格子依存性調査は Step1 で用いた 1/9 周モデルではなく、後に Fig.6.11 で示すタービン 1/4 周の 2 段モデルである。また、ここでの調査では翼列間とキャビティ部の格子点数のみを変化させており、翼列部の格子は Step1 の依存性調査で決定した格子解像度で作成した。なお、高解像度格子は低解像度格子に対して軸方向と周方向の点数を 2 倍にしており、径方向については各翼のハブ径より内径側の点数を 2 倍にしている。その結果、Step2 の調査で用いた格子の総格子点数は低解像度格子 (Coarse) で 2、700 万点、高解像度格子で 4、400 万点となり、両者の翼列間とキャビティ部における格子点数は 1、700 万点異なっている。それぞれのノズル - 初段動翼間の格子の様子を Fig.6.9 に示す。なお、DDT_ParAd でも同様の調査を実施することが理想であるが、解析規模が極めて膨大となり現実的ではないことから、DDT_FullAd の格子依存性調査の結果をもとに翼列間とキャビティ部の格子を作成する。

Fig.6.10 にノズル - 初段動翼間のクリアランス部に定義した一定半径上の周方向評価ラインにおける絶対マッハ数 (Mabs) 分布を示す。評価ラインの位置は同図に示す通りであり、ノズルからの高速ガスとキャビティ部の低速ガスとのおよそ境を通る。この結果から、Coarse 格子と Fine 格子におけるマッハ数の周方向分布は非常に良く一致しており、その差は最大 0.02 程度であることがわかる。したがって、Coarse 格子によって十分に流れ場を予測できると判断した。

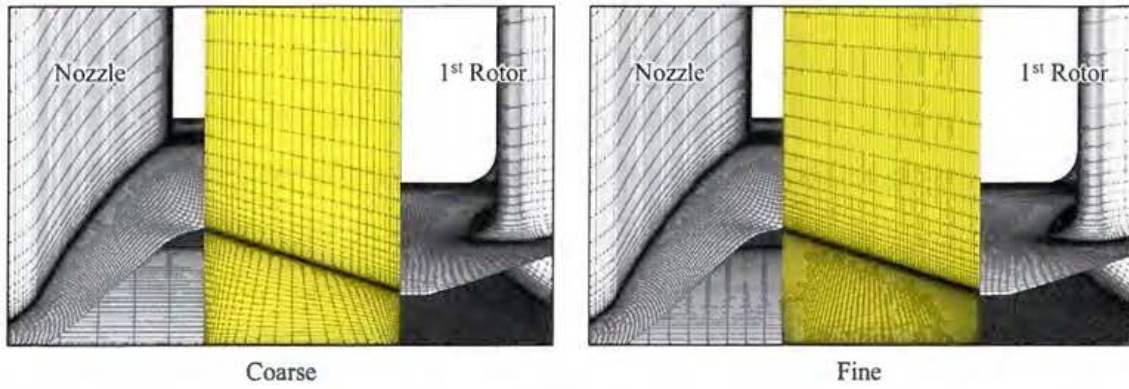


Fig.6.9 Computational grid at the gap between nozzle and 1st rotor used in the Step2 grid dependency check

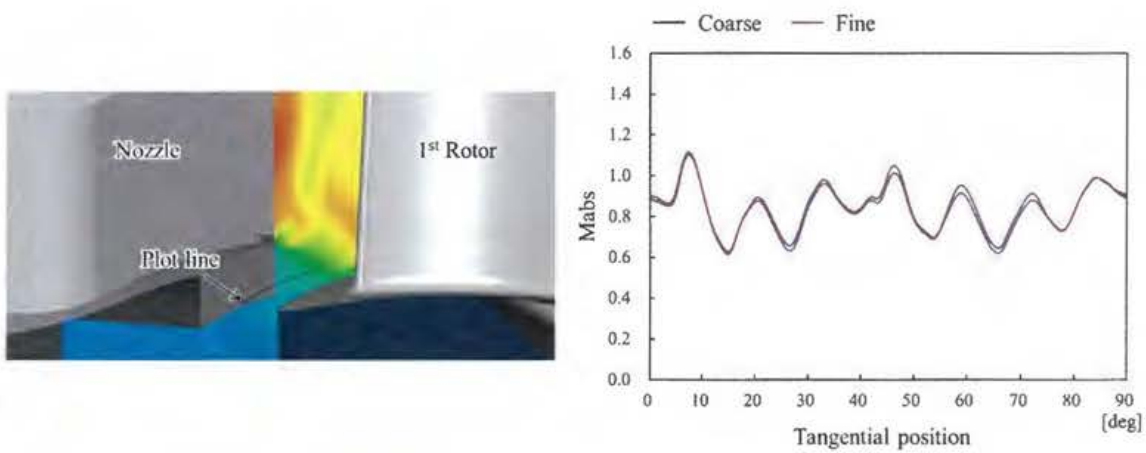


Fig.6.10 Grid dependency check in terms of the absolute Mach number distributions in the circumferential direction.

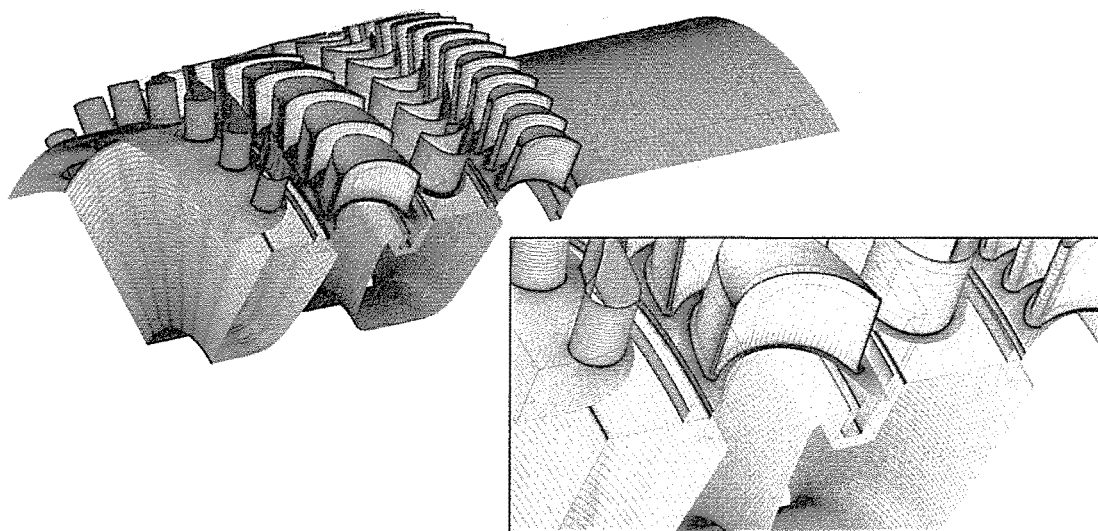
6. 5. 1. (4) 各ケースの計算格子

格子依存性調査の結果を踏まえ、各計算ケースにおける格子を作成した。計算格子は、計算領域ごとに Numeca Autogrid5、Numeca Hexpress および Pointwise 社の Pointwise を併用して作成することで、格子点数の削減を図った。なお、2 段ディスクキャビティなしの計算格子は、ディスクキャビティありの格子からキャビティ部分を削除して作成しており、両ケースで共通する計算領域は完全に同じ格子が用いられている。なお、部分挿入における閉塞部の取り扱いは、第 5 章と同じく第 4 章の Case B の方法とした。また、タービンの製造時には、翼根本に切削工具の半径に相当するフィレットが生じ、このフィレットは応力集中に影響を与える。そこで、本章における CFD 解析では、タービン動翼根本に半径 0.5mm のフィレットを設けて計算格子を作成し、第 7 章で実施する構造解析において応力集中を評価できるようにしている。なお、DDT_FullAd における出口境界位置は、最終段動翼からその軸コード長のおよそ 5 倍の位置に設けた。一方、DDT_ParAd では第 5 章と同様に最終段動翼軸コード長のおよそ 10 倍の位置に設定した。

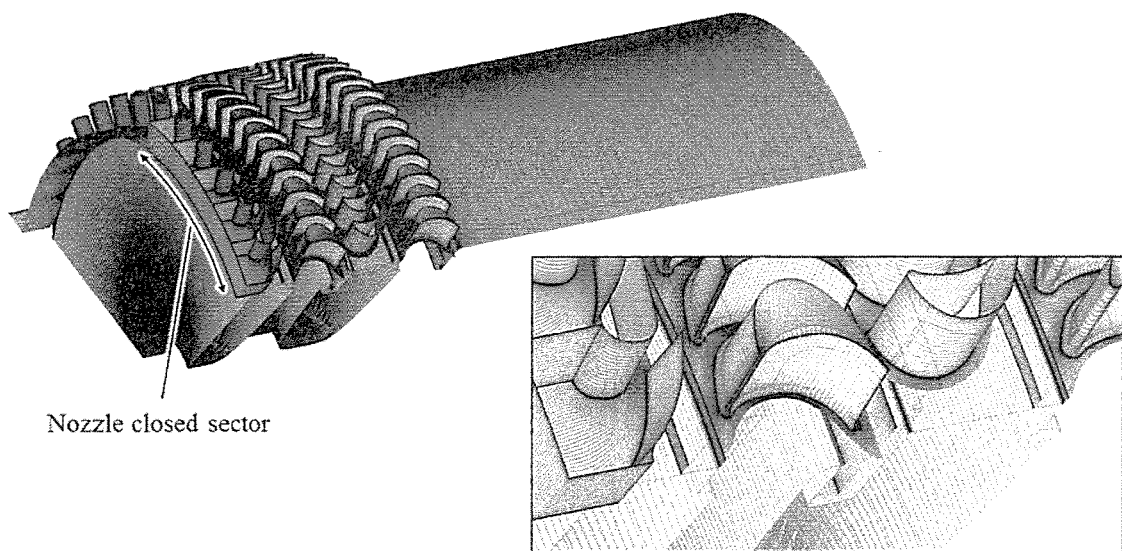
各計算ケースにおける格子点数と計算格子を Table 6.4 および Fig.6.11 (a)～Fig.6.11 (c) にそれぞれ示す。

Table 6.4 Number of grid points used in the each simulation

	DDT_FullAd	DDT_ParAd
Two stages with disk cavity	27,000,000	53,000,000
Two stages without disk cavity	22,000,000	42,000,000
Single stage with disk cavity	13,000,000	27,000,000

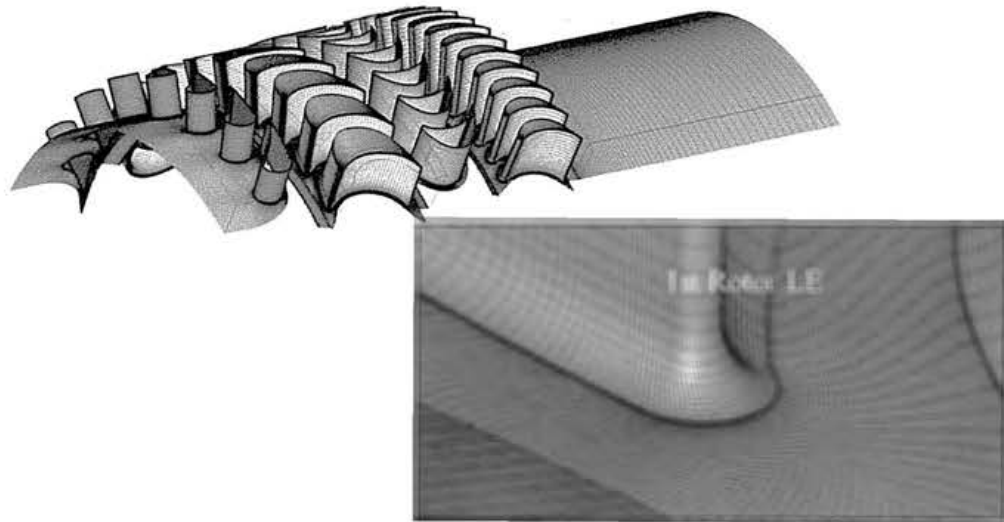


DDT_FullAd

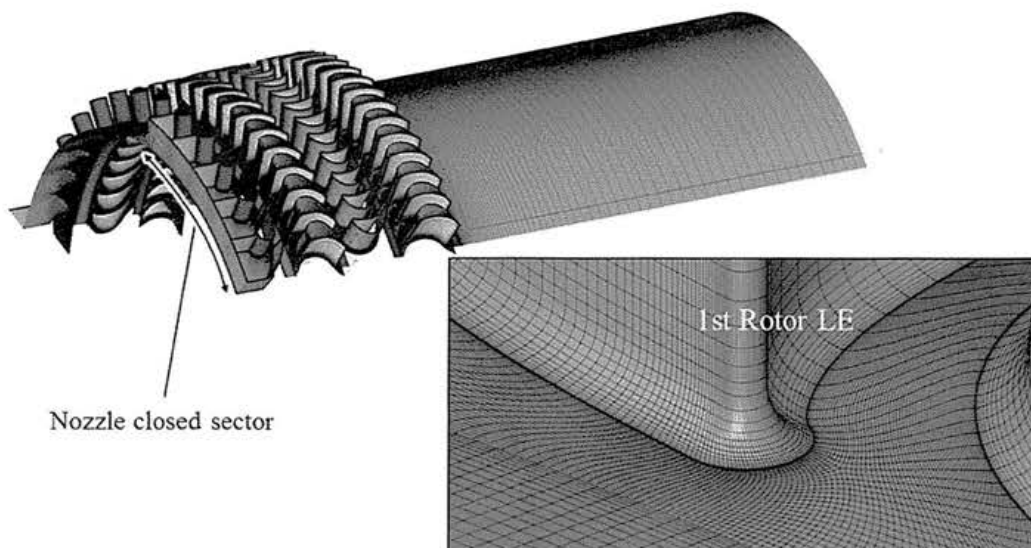


DDT_ParAd

Fig.6.11 (a) Computational grid for the two stages with disk cavity case

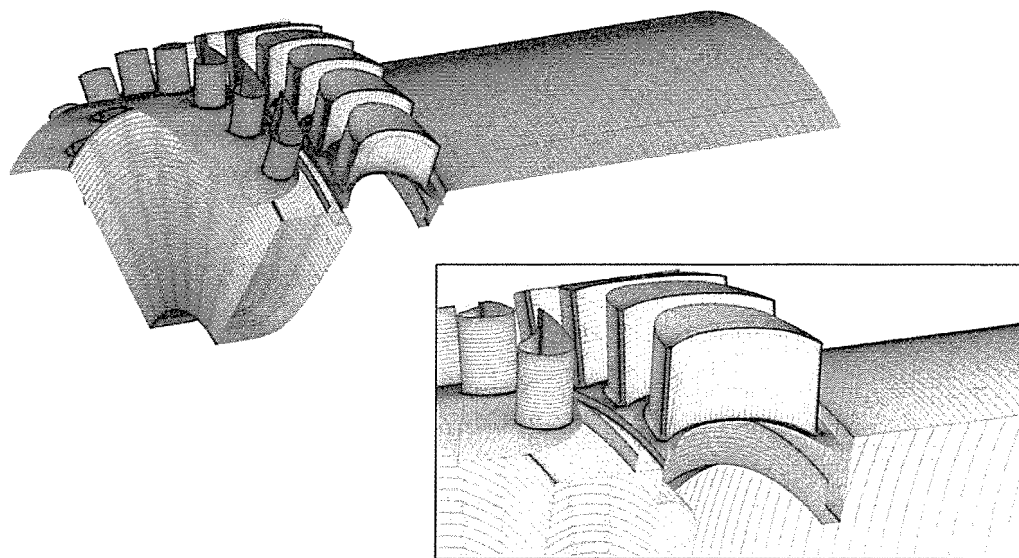


DDT_FullAd

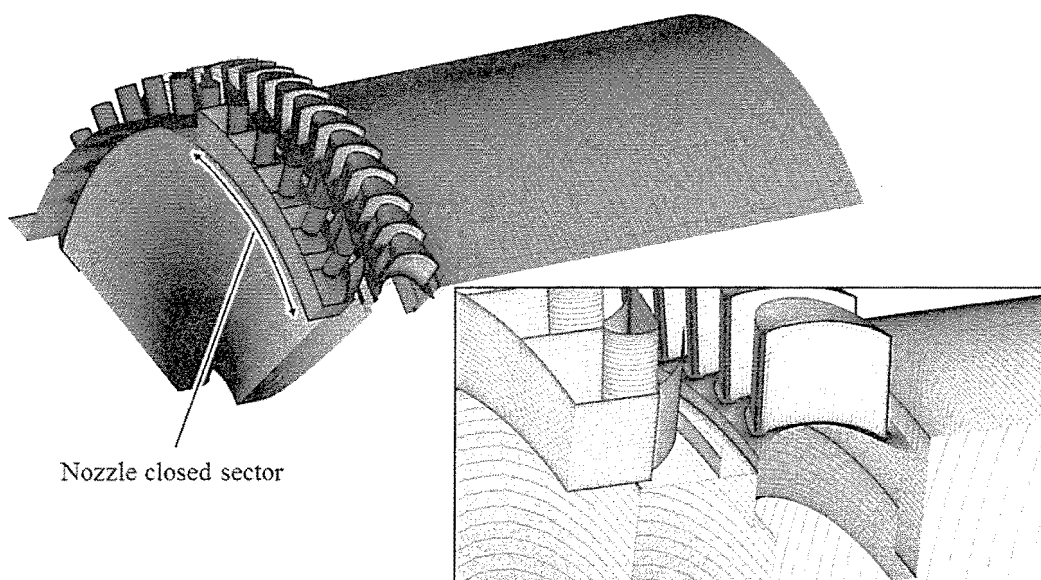


DDT_ParAd

Fig.6.11 (b) Computational grid for the two stages without disk cavity case



DDT_FullAd



DDT_ParAd

Fig.6.11 (c) Computational grid for the single stage with disk cavity case

6.6 境界条件

本章の計算は、ANSYS CFX15.0 を用いて実施した。支配方程式は RANS であり、2 段定常解析における境界条件を Table 6.5 に、単段非定常解析における境界条件を Table 6.6 にそれぞれ示す。2 段定常解析では、要求仕様が同じであるため入口および出口の全圧や静圧は両タービン同じである。一方、単段非定常解析では出口静圧値が両者で異なり、1 次元設計の結果から得た値をそれぞれ与えている。周期面には、周期境界を設定し、乱流モデルには SST モデルを用いている。また、DDT_ParAd では前節の計算格子の図に示すように、ノズル 5 流路を閉塞区間とし、残り 8 流路からのみ駆動ガスが挿入される。なお、キャビティを含まないモデルでは、翼列間のクリアランスに相当するハブ側の流路拡大部は滑りなし断熱条件として扱っている。非定常解析における時間刻みは、DDT_FullAd でノズル 1 ピッチを 70 分割、DDT_ParAd でノズル 1 ピッチを 50 分割する値としており、第 5 章同様に過去の蒸気タービンの研究^[43] ^[45]と現実的な計算負荷を考慮して設定した。

Table 6.5 Boundary conditions for the two stages steady simulation

Working gas		-	H ₂ Ideal gas
Rotational speed		[RPM]	60,600
Inlet	Total pressure	[MPa]	7.55
	Total temperature	[K]	500
	Inflow angle	-	Normal to boundary
Outlet	Static pressure	[MPa]	1.71
Solid wall		-	No slip and adiabatic
Turbulence model		-	SST

Table 6.6 Boundary conditions for the single stage transient simulation

		DDT_FullAd	DDT_ParAd
Working gas		-	H ₂ Ideal gas
Rotational speed		[RPM]	60,600
Inlet	Total pressure	[MPa]	7.55
	Total temperature	[K]	500
	Inflow angle	-	Normal to boundary
Outlet	Static pressure	[MPa]	1.53 2.62
Solid wall		-	No slip and adiabatic
Turbulence model		-	SST
Transient time step (Nozzle blade passing period)		-	1/70 1/50

6. 7 結果と考察 2段定常解析

本節では、2 段定常解析の結果から、各タービン形態の効率比較、それぞれにおけるディスクキャビティが流れ場に与える影響について考察する。

6. 7. 1 タービン形態によるタービン効率の差

Fig.6.12 にディスクキャビティを含むモデルにおける DDT_FullA と DDT_ParAd のタービン効率 (T-S 効率) を示す。なお、タービン効率は式 (4.7.2.1) より算出した。この結果から、DDT タービンでは DDT_ParAd の効率値の方が高いことがわかり、その効率差はおよそ 3.5Pt である。そこで、タービン内での軸方向のエントロピー分布を Fig.6.13 に示す。なお、エントロピー値は DDT_FullAd のタービン出口における値で正規化しており、Fig.6.13 (a)の実線は翼間 (前縁～後縁)、破線部は翼列間を表している。ノズル - 初段動翼間におけるエントロピー生成は DDT_ParAd の方が大きく、これは閉塞部の存在による付加的な損失によるものである。しかし、初段動翼後縁では両タービンのエントロピー値がほぼ同じになっている。Fig.6.13 (b)は初段動翼前縁から後縁までを 10%Cx 毎にプロットした結果である。この図から DDT_FullAd では前縁～20%Cx におけるエントロピー増加が大きいことがわかる。これは、同図に示す絶対マッハ数コンターからわかるように、隣接動翼前縁からの強い衝撃波の衝突によって生じる大きな剥離が要因と考えられる。また、初段動翼 - 2 段静翼間では部分挿入損失の影響によって DDT_ParAd でのエントロピー生成の方が大きい、タービン後段では DDT_FullAd の損失の方が大きく、タービン出口ではわずかに DDT_FullAd のエントロピー量が DDT_ParAd を上回る。これは、両タービンの翼枚数の差が大きく影響していると考えられる。例えば、2 段動翼の設計枚数は DDT_FullAd で 70 枚、DDT_ParAd で 71 枚でありほとんど変わらない。しかし、DDT_ParAd では部分挿入率の分だけ実質的な動翼枚数は減少し、本タービンでは翼枚数に部分挿入率 (61.5%) を乗じて概算するとおよそ 44 枚となる。したがって、その分だけ DDT_ParAd ではプロファイル損失や翼先端漏れ損失が小さくなる。このような結果、DDT タービンでは両タービンそれぞれのタービ

ン出口までに発生する損失量に大きな差は表れず、部分挿入損失は発生するものの速度比を大きくとり高効率側で作動するよう設計された DDT_ParAd の方が高効率となったと考えられる。

このように、本研究で対象としたタービンでは部分挿入損失を加味しても全周挿入として設計するよりも部分挿入として設計し、高い速度比を得た方が空力性能面で優勢であることがわかった。

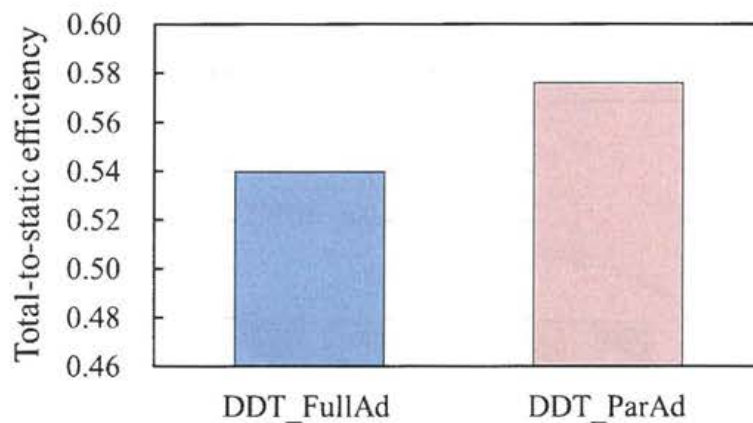


Fig.6.12 Total-to-static efficiency calculated by the 3D simulation including disk cavity

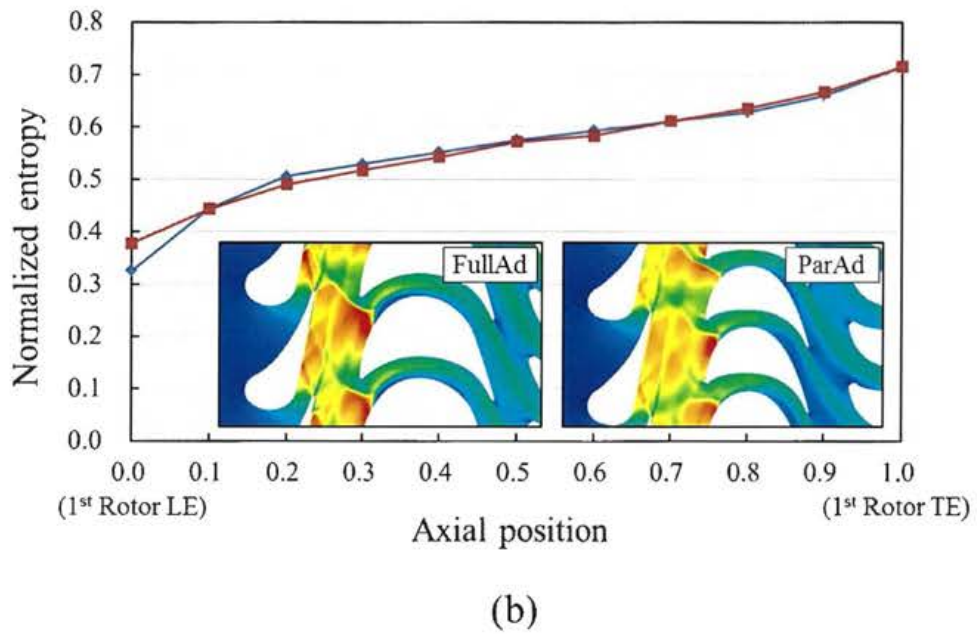
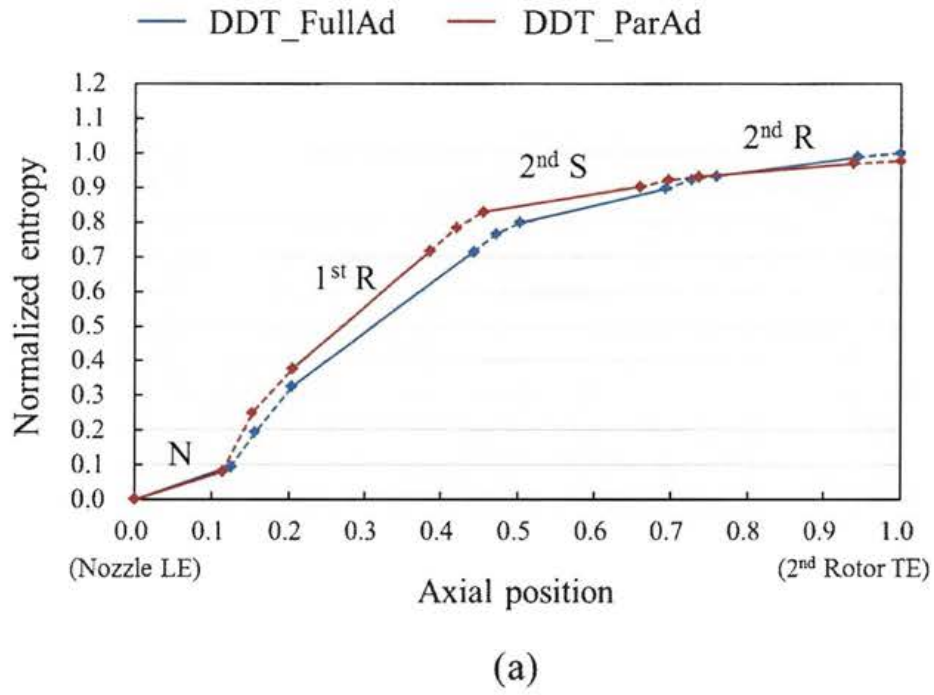


Fig.6.13 Entropy distributions in the axial direction, (a) ; Between nozzle LE and 2nd rotor exit, (b) ; Between 1st rotor LE and 1st rotor TE, and absolute Mach number contours around the 1st stage on the mid-span.

6. 7. 2 1次元設計と3次元定常 CFD における効率差

本タービンのように、アスペクト比が小さい場合や部分挿入を有するロケット用タービンでは、1次元損失モデルと CFD 結果の間で効率値の差が大きくなることが Takida^[2]によって報告されている。これは、現在の設計においてよく用いられる1次元損失モデルは蒸気タービンや航空用・産業用ガスタービンを想定して構築されており、ロケット用タービンの仕様はこれら損失モデルの適用範囲を逸脱しているためである^[2]。したがって、1次元設計段階で予想される両タービンの空力性能の差と CFD 解析から得られる結果にはかい離が発生する可能性がある。そのため、CFD 解析によって各タービンの効率差を把握し、1次元設計での効率差とどの程度のずれがあるかを把握することは、高効率タービンを設計するに当たり重要な知見となる。

各タービンの1次元設計[付録]でのタービン Total-to-static (T-S) 効率とディスクキャビティありの CFD 解析における T-S 効率を Fig.6.14 に示す。Fig.6.14 から、1次元設計では DDT_FullAd で 55.9Pt、DDT_ParAd で 62.8Pt の効率値となっており、DDT_ParAd の方が 6.9Pt 高効率であることが示されている。一方、前項で述べたように3次元 CFD 解析でも DDT_ParAd の方が高効率であるが、その効率差は 3.6Pt である。つまり、1次元設計では両タービンの効率差を2倍近く過大評価していることになる。先に述べたように、1次元損失モデルと CFD では効率予測に差が生じる。そこで、それぞれのタービンにおける1次元設計と CFD との効率差に着目する。まず、DDT_FullAd では1次元設計と CFD との効率差はおよそ 2Pt である。そのため、DDT_ParAd でもノズル挿入部において同程度の差が生じるとすると DDT_ParAd における CFD の効率値は 60.8Pt となるが、実際に解析した結果ではさらに 3.2Pt 低い。したがって、この 3.2Pt の差は部分挿入損失の見積もりによる差であると考えられ、1次元設計では DDT_ParAd の効率を過大評価（部分挿入損失を過小評価）していることがわかる。

以上から、CFD で予想される両タービンの効率差は1次元設計段階での効率差に比べて小さく、1次元設計では部分挿入損失が過小評価されることを十分に注意して両タービン形態の効率性能における優劣を判断する必要がある。

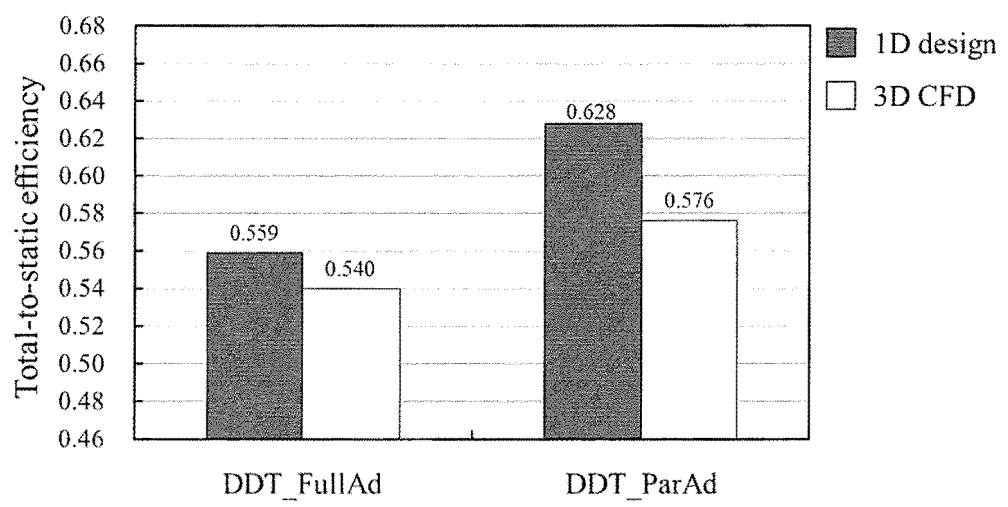


Fig.6.14 Total-to-static efficiency calculated by the 1D design and 3D simulation including disk cavity

6. 7. 3 ディスクキャビティの有無が流れ場に与える影響

6. 7. 3. (1) 流れ方向の物理量変化

Fig.6.15 (a)～Fig.6.15 (c)は、DDT_FullAd および DDT_ParAd 双方のディスクキャビティありとなしの解析における圧力、温度、マッハ数の流れ方向変化を示している。ここで、各量はタービン入口、翼列間、動翼下流の面における流量平均値として算出している。まず、DDT_FullAd に着目すると、キャビティの有無によらずいずれの物理量も分布が極めて良く一致している。したがって、全周挿入タービンの場合、流れ方向の物理量変化を評価する際は解析領域にディスクキャビティを含める必要性は低いといえる。一方、DDT_ParAd では極わずかな差がディスクキャビティの有無によって生じているが、キャビティを含めないモデルであっても流れ方向の分布は十分に予測できていることがわかる。

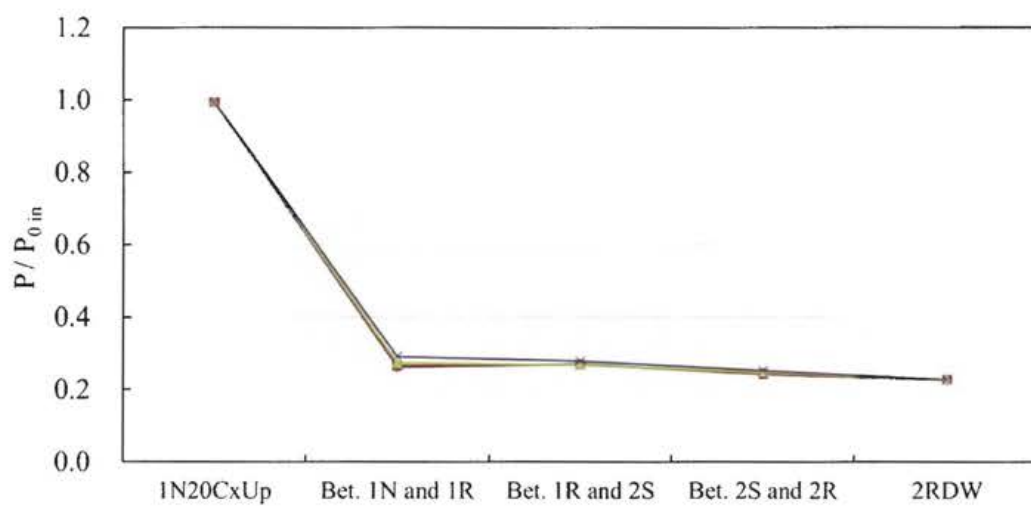
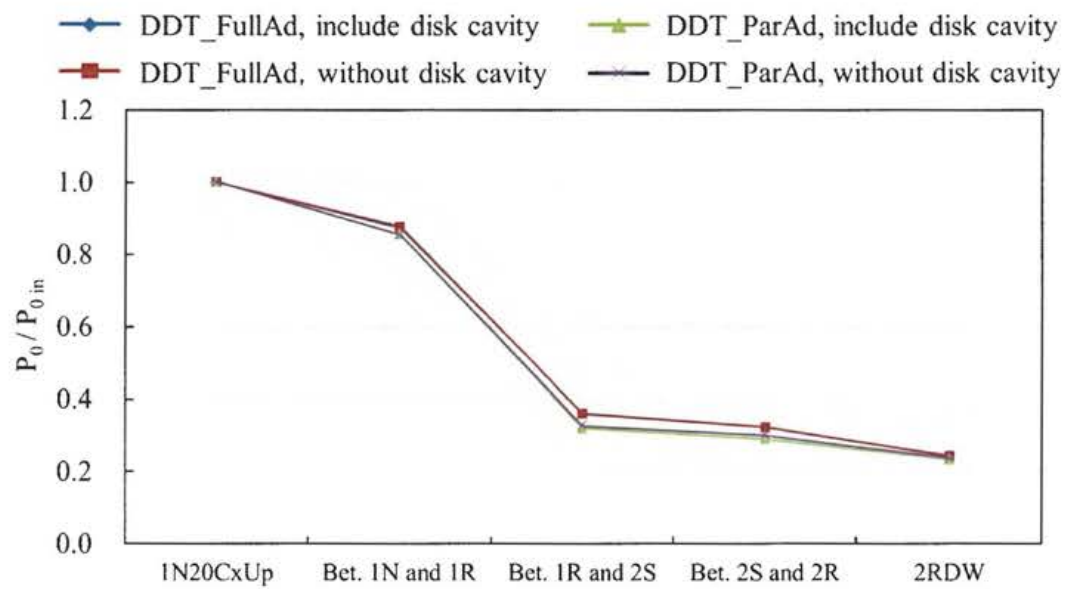


Fig.6.15 (a) Axial distributions of the total pressure and static pressure

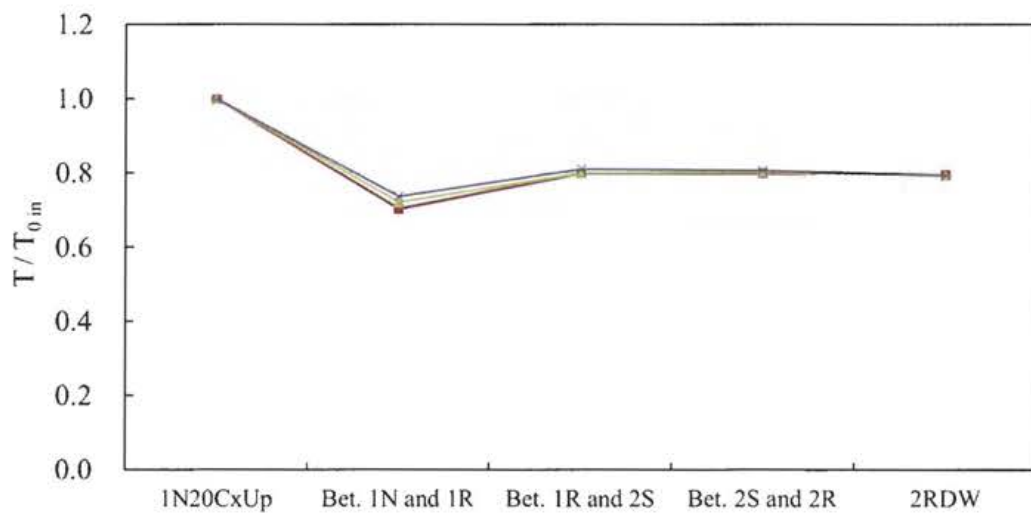
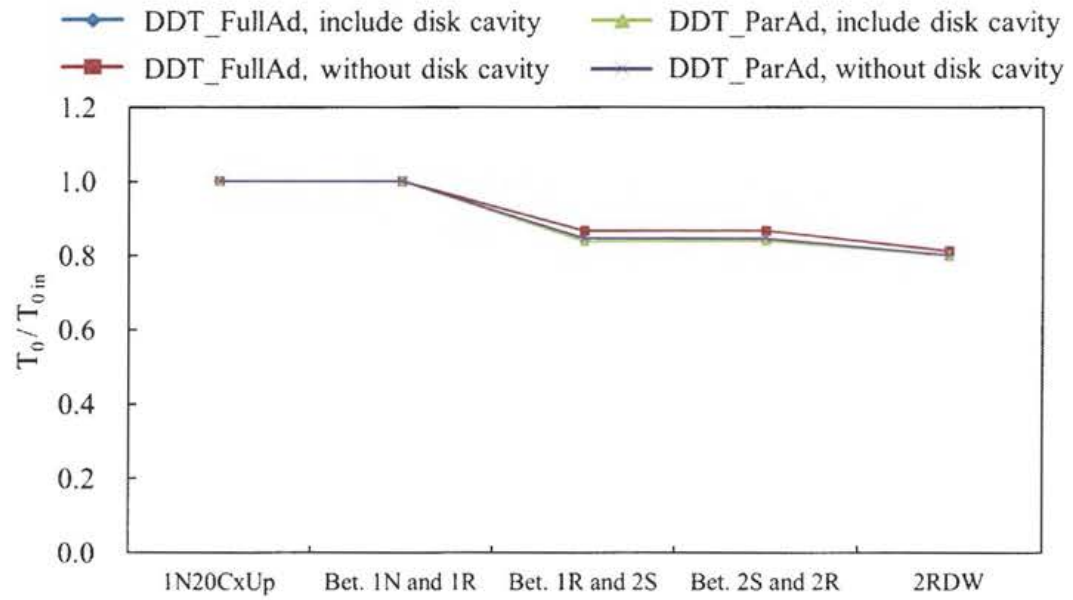


Fig.6.15 (b) Axial distributions of the total temperature and static temperature

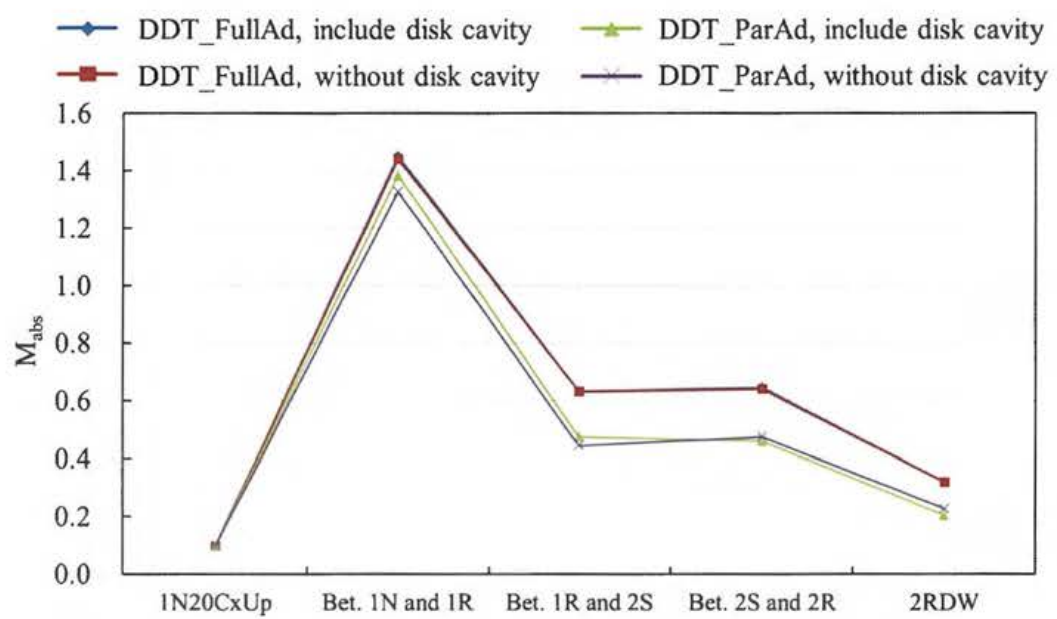


Fig.6.15 (c) Axial distributions of the absolute Mach number

6. 7. 3. (2) 流れ場とタービン効率

キャビティの有無が流れ場や効率値に与える影響について考える。Fig.6.16 はディスクキャビティを含む解析モデルと含まないモデルそれぞれにおける T-S 効率を示している。ディスクキャビティを含む解析モデルでは、動翼ディスク壁面で摩擦損失 (Windage loss) が生じるためタービン効率はキャビティを含まないモデルよりも低いことが予想される。しかし、Fig.6.16 に示すように DDT_FullAd ではわずかに、DDT_ParAd では 0.5Pt 程度、ディスクキャビティを含む解析モデルの効率の方が高く、先に述べた予想と逆の結果となった。ロケット用タービンでは、その効率がエンジンの成立性に大きく影響するため、設計初期段階でより精度良く効率を予測できることが望まれる。そこで、Windage loss と流れ場の双方に着目して、キャビティを含むモデルの方が高効率となった要因について考察する。

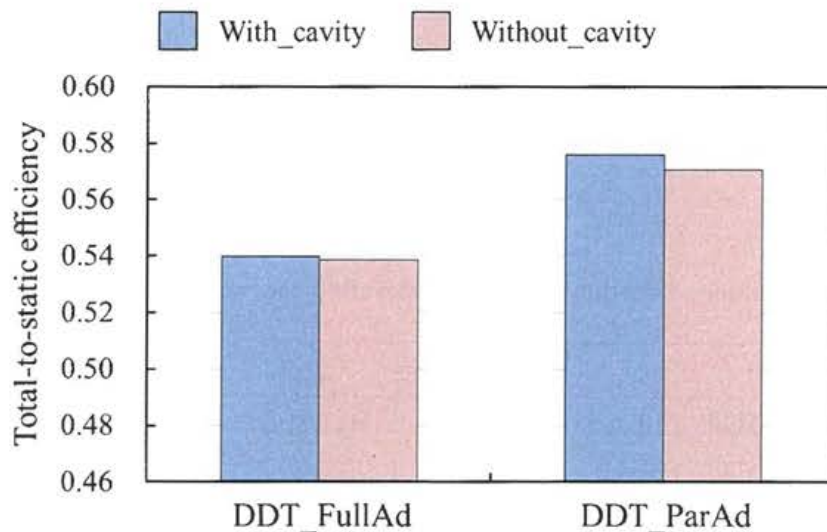


Fig.6.16 Total-to-static efficiency calculated by the 3D simulation including and without disk cavity

まず、ディスク壁面での摩擦力和 Windage loss について着目する。Table 6.7 はディスクキャビティを含む解析結果において、タービン全体での動力に対してディスク壁面での摩擦力が生みだす負の動力の割合と式 (6.7.3.1) より求めた Windage loss による効率低下量を表している。ここで、式 (6.7.3.1) の η_{fric} は Windage loss による効率低下量、 P_{fric} はディスク壁面でのせん断応力による動力を表しており、分母はタービン段で等エントロピー膨脹した場合の動力を意味している。

$$\eta_{fric} = \frac{P_{fric}}{C_p T_{0in} \left\{ 1 - (P_{out}/P_{0in})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\} \dot{m}} \quad (6.7.3.1)$$

Table 6.7 に示すように、ディスク壁面での摩擦力による負の動力や Windage loss はタービン径が大きい DDT_ParAd の方が大きい。しかし、負の動力はタービン全体での動力に対して極めて小さく、DDT_FullAd で 0.04%、DDT_ParAd で 0.126%であることがわかる。さらに、Windage loss による効率低下量も小さく、DDT_FullAd でおよそ 0.02Pt、DDT_ParAd で 0.07Pt であった。なお、過去の蒸気タービンによる研究^[42]においても、Windage loss による効率低下量が評価されており、本研究対象のタービンとは作動流体や回転数・タービン径が大きく異なるため直接の比較はできないものの、蒸気タービンにおいても効率低下量は極めて小さいことが報告されている。

Table 6.7 The magnitude of the power and efficiency drop caused by the disk friction

	$ P_{fric} /Power$	η_{fric}
DDT_FullAd	0.00040	-0.00021
DDT_ParAd	0.00126	-0.00072

次に、DDT_FullAdにおけるディスクキャビティの有無が流れ場と効率値に与える影響について考察する。Fig.6.17 はディスクキャビティを含む解析の各翼列間面における絶対マッハ数コンターと速度ベクトルを示している。この図から DDT_FullAd では、顕著な主流のディスクキャビティへの吸い込みやキャビティ内部から主流への吹き出しは生じておらず、キャビティ内作動ガスと主流との干渉はさほど強くないと考えられる。しかし、2 段動翼を除き各翼列前後でのスパン方向の流れの膨脹によって、ハブ面より内径側においても作動ガスが流動していることを確認できる。

ディスクキャビティの有無による効率値の差をタービン出力の観点から考察するために、DDT_FullAd におけるディスクキャビティを含むモデルと含まないモデルそれぞれのタービン出力を Fig.6.18 に示す。なお、出力はキャビティを含むモデルのタービン全段での出力値で正規化している。出力値を見ると、2 段動翼の出力が双方のモデルで同じであるのに対して、初段動翼の出力はキャビティを含めた方がわずかに大きいことがわかる。したがって、この出力差が効率値の差となっていると考えられる。そこで、初段動翼前縁から $0.09C_x$ 上流でのマッハ数とインシデンスのスパン方向分布を Fig.6.19、初段動翼の 10%、50%、90% スパンにおける翼面静圧の全動翼にわたる平均値を Fig.6.20 に示す。この様子から、ディスクキャビティの有無によってハブ側の流速分布に差が表れており、キャビティを含まないモデルの流速の方が遅いことが確認できる。その要因として、このモデルでは各翼列間のハブをつなぐ流路拡大部を滑り無しの固体壁として扱っていることが考えられる。そこで、ノズル出口角度と平行な評価ラインをハブ面上に定義し、そのライン上の壁面せん断応力ベクトルの評価ラインへの投影値をノズル出口での動圧で無次元化した値 C_τ を Fig.6.21 に示す。なお、ハブ拡大部終了位置で C_τ の値がジャンプしているが、これは絶対座標系と相対座標系の違いによるものである。また、Fig.6.21 には評価ラインと評価ラインを通る面での流線と絶対マッハ数コンターも併せて示している。壁面せん断応力から、ハブ拡大部では急激にせん断応力が低下する位置があり、特に拡大部終了端手前では負のせん断応力が表れ、流れが剥離していることがわかる。このような剥離と固体壁面での摩擦によって、キャビティを含まないモデルではハブ側の流速が遅くなりインシデンスにも差が表れた。その結果、Fig.6.20 に示すように 50% スパンや 90% スパンでは翼面圧力分布にキャビティの有無はほとんど影

響していない一方で、10%スパンでは流速が大きいキャビティを含むモデルで前縁淀み点圧力が大きく、キャビティを含まないモデルよりも前縁付近での負荷が大きくなった。このことがキャビティの有無によって初段動翼での出力に差を生み、キャビティを含めたモデルでは Windage loss による効率低下よりも出力が大きいことによる効率増加の寄与の方が大きくなったことで、ディスクキャビティを考慮した方が僅かながら高効率となったと考えられる。

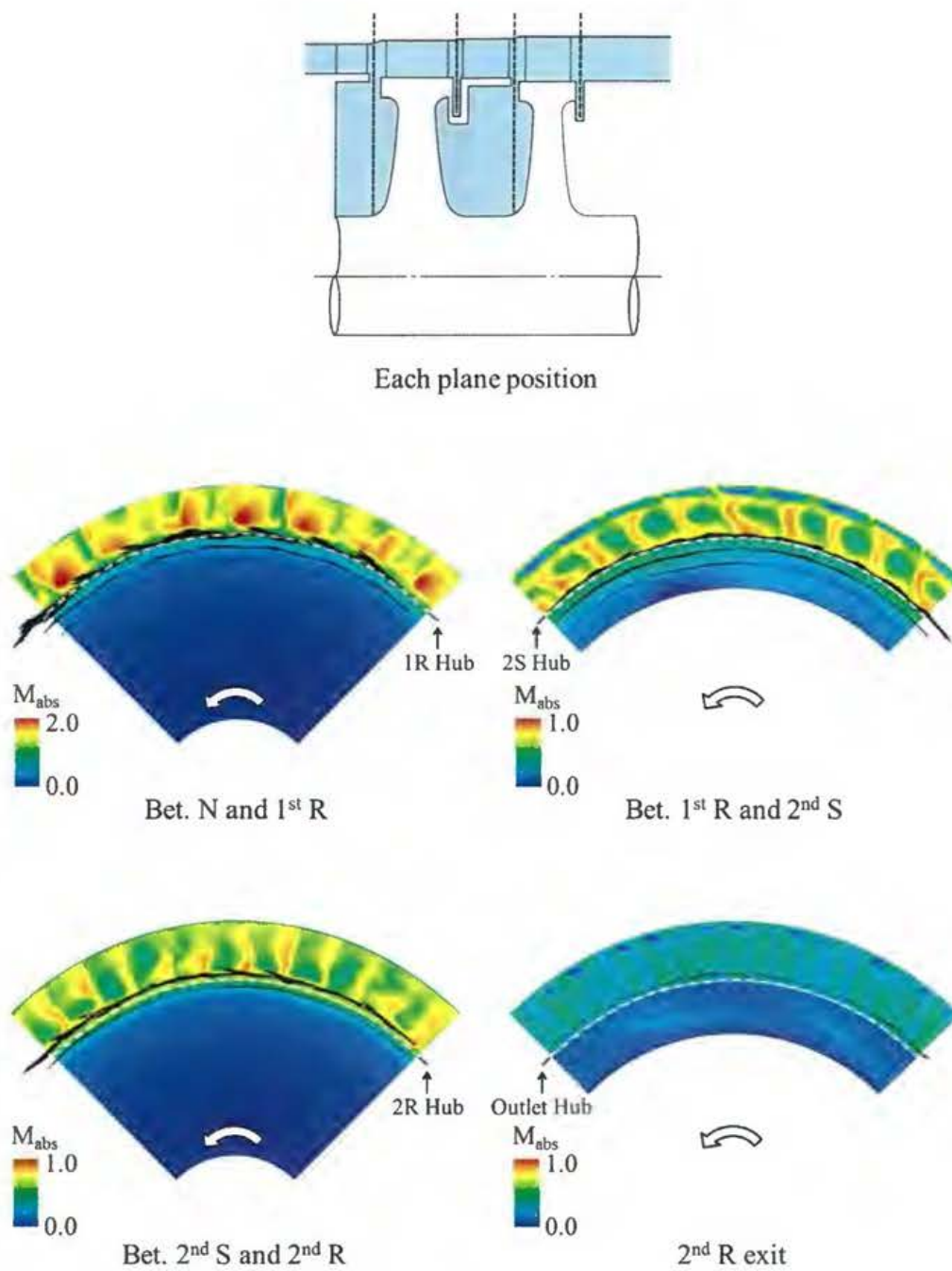


Fig.6.17 Absolute Mach number contours and velocity vectors between and exit of the stages in the DDT_FullAd including disk cavity case

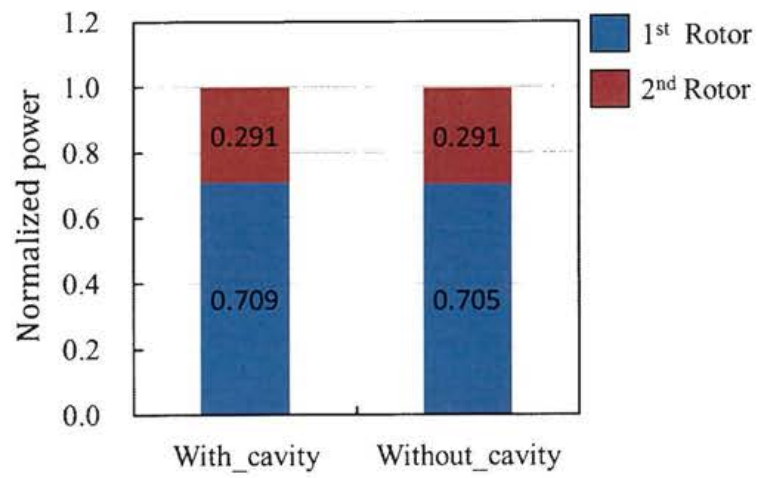


Fig.6.18 Turbine output power of the DDT_FullAd

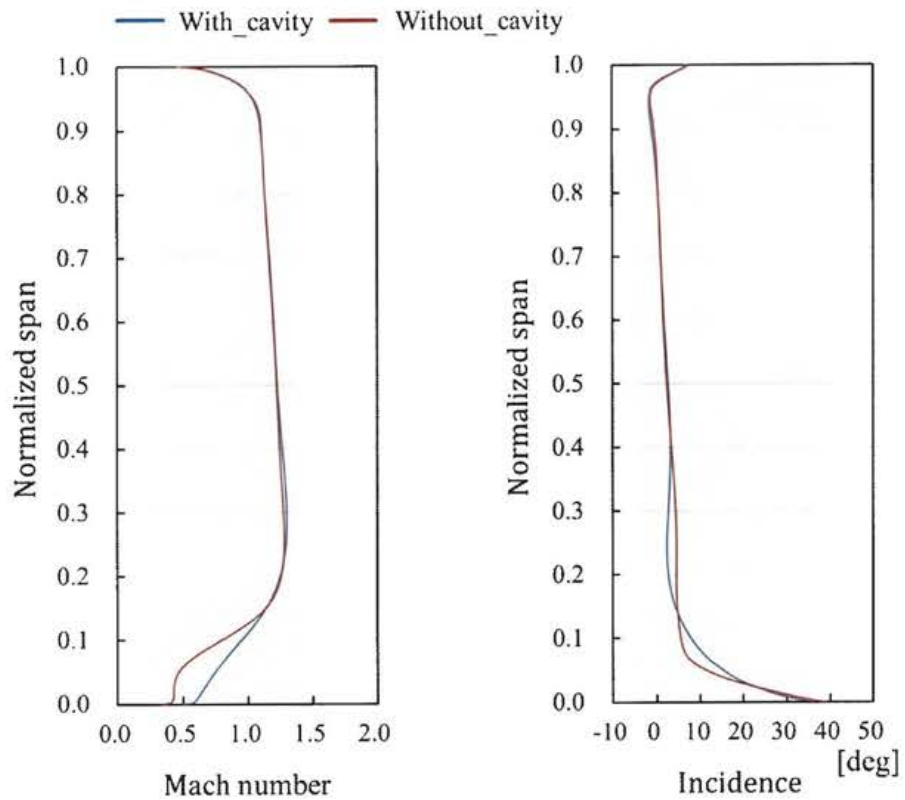


Fig.6.19 Span directional distributions of the relative Mach number and incidence at the in front of the 1st rotor of the DDT_FullAd

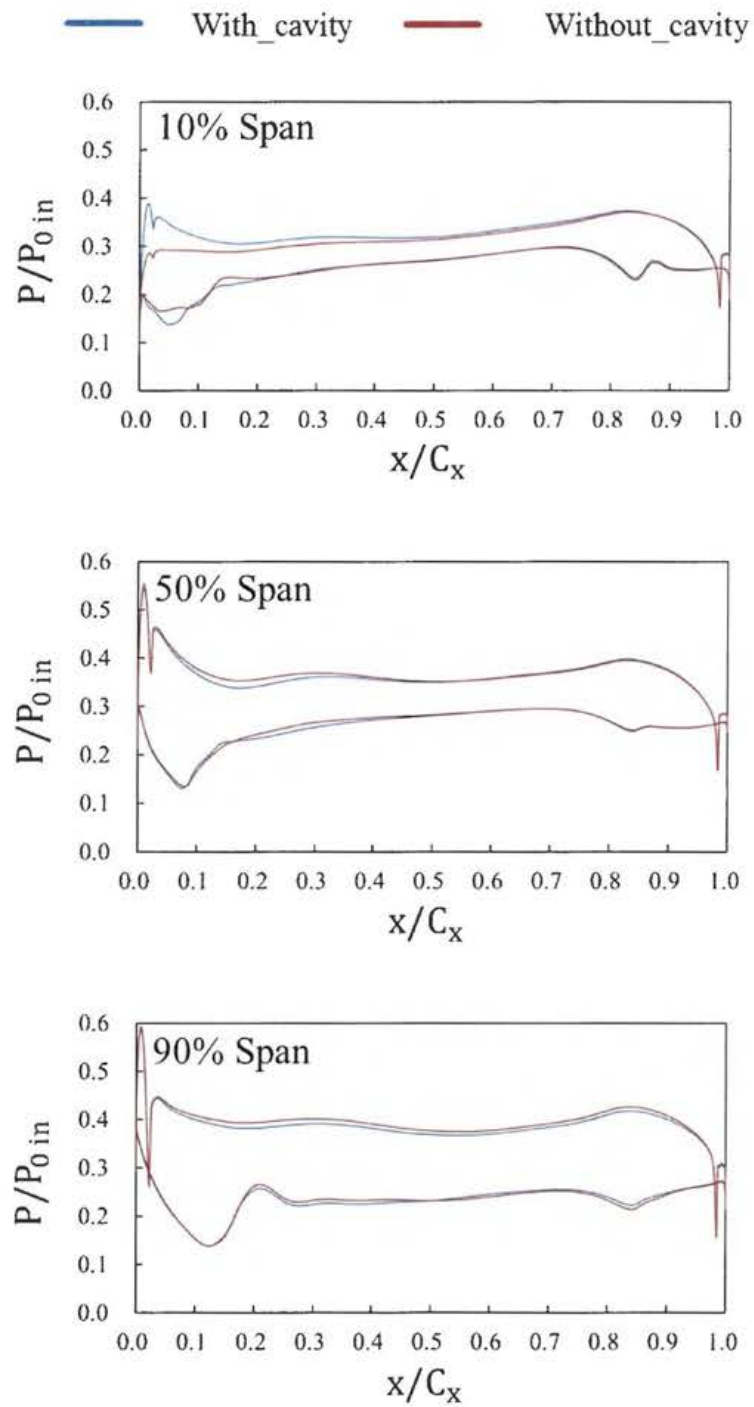


Fig.6.20 Pressure distributions on the 1st rotor blade at 10%, 50% and 90% span of the DDT_FullAd

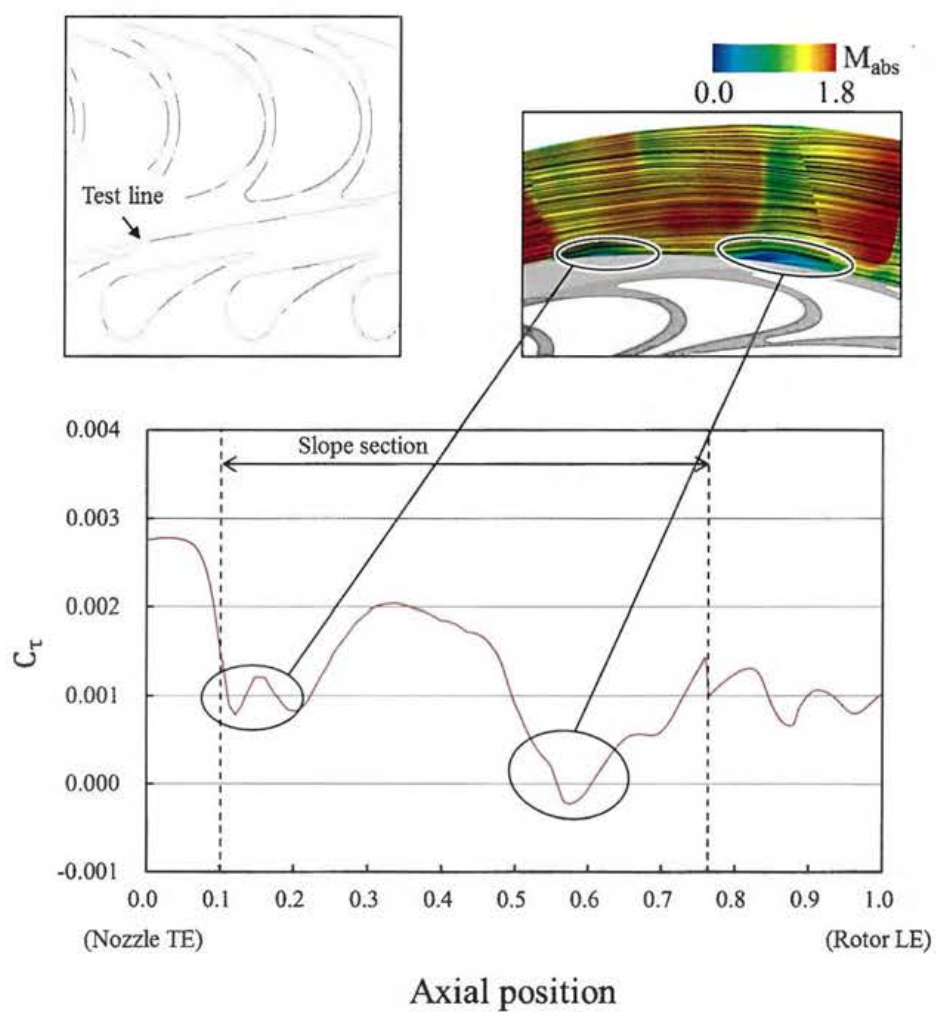


Fig.6.21 Nondimensionalized wall shear stress at a test line on the hub wall between nozzle trailing edge and 1st rotor leading edge and absolute Mach number contours with streamlines of the DDT_FullAd

次に、DDT_ParAd におけるディスクキャビティの有無が流れ場と効率値に与える影響について考察する。DDT_FullAd と同様に、キャビティの有無による効率差をタービン出力の観点から考察するために DDT_ParAd におけるタービン出力を Fig.6.22 に示す。なお、ここでもキャビティありの全段での出力で正規化している。DDT_FullAd では、キャビティの有無による出力の差は初段動翼でのみ表れていたが、DDT_ParAd では初段動翼・2 段動翼双方で表れており、初段動翼ではキャビティあり、2 段動翼ではキャビティなしの出力の方がそれぞれ大きい。しかし、初段動翼での出力差の方が 2 段動翼での出力差よりも大きいため、タービン全体ではキャビティを含めたモデルの方が高出力となっている。

このような出力差がどのようにして生じるかを把握するために、流れ場に注目する。Fig.6.23 はディスクキャビティを含むモデルと含まないモデルそれぞれにおける各翼列間面での絶対マッハ数を示しており、キャビティありのモデルでは速度ベクトルも表示している。DDT_ParAd では、2 段動翼背後を除いて明らかに主流とディスクキャビティ内作動ガスとの間で吹き出しや吸い込みが発生していることがわかる。前章までに、超音速部分挿入タービンにおける流れ場の特徴として、ノズル初段動翼間の動翼が閉塞部に侵入する側端部での流れの加速を確認したが、この領域での加速の強さにキャビティの有無が影響し、キャビティを考慮しない場合の方が流れの加速が強いことがわかる。さらに、キャビティを含むモデルではこの位置においてキャビティ内から主流への流れの吹き出しが生じており、逆に閉塞部終了端ではメイン流路からキャビティ内への流れの吸い込みが確認できる。また、閉塞部背後での低速領域はキャビティを含むモデルの方が僅かに広いことも確認できる。このような初段ノズル動翼間における流れの吸い込みと吹き出しは、蒸気タービン用部分挿入タービンに関する研究^[43]でも報告されていることから、亜音速・超音速問わずに部分挿入タービンで発生する流れの特徴といえる。初段動翼－2 段静翼間においても強い吸い込みと吹き出しが生じており、ノズル開口部では主流がキャビティへ吸い込まれ、そのガスは周方向に流動して閉塞部背後でメイン流路へ吹き出している。この流れについて、キャビティを含むモデルのこの面における圧力コンターを Fig.6.24 に示す。ノズル開口部では、メイン流路とキャビティにおいて径方向の圧力勾配が顕著であり、この圧力勾配によって主流の作動ガスがキャビティ

内部へ押し込まれていると考えられる。さらに、閉塞部背後ではノズルからの作動ガス供給が無いため圧力は低く、キャビティに流入した作動ガスはこの低圧領域に向かってキャビティ内を流動し、メイン流路へ吹き出していることがわかる。このような流れは、キャビティ部を考慮しなければ確認することはできないものであり、キャビティの有無は初段動翼－2 段静翼間でのフローパターンに強く影響することが確認された。一方、タービン後段では初段動翼－2 段静翼間ほど強くはないものの 2 段静翼－2 段動翼間で主流とキャビティ内ガスとの干渉が生じ、2 段動翼背後ではそのような顕著な吸い込みや吹き出しは表れない結果となった。

このような主流とキャビティ間での吸い込みや吹き出しの有無によって、各動翼に作用する軸トルクの大きさにどのような差が生じるか比較した様子を Fig.6.25 に示す。ここで、軸トルクはキャビティありにおける全段の合計値で正規化している。初段動翼、2 段動翼ともに軸トルクの分布に差が生じており、特に初段動翼が閉塞部に侵入した直後ではキャビティありのモデルに作用する軸トルクがキャビティなしのおよそ 2 倍になっている。また、2 段動翼ではノズル開口部での軸トルクはキャビティなしの方が大きく、ノズル閉塞部ではキャビティありの方が僅かに大きいという差が表れた。そこで、各動翼と 2 段静翼に流入する作動ガス流量の周方向分布を Fig.6.26 に示す。1 流路当たりの流量は同図に示すように各翼列上流の流路 1 ピッチ分の面で算出しており、タービン全体での流量で正規化している。翼に作用する軸トルクは流量だけではなく流入角などにも依存するため、流量だけで全てを説明することはできない。しかし、軸トルク分布と流量分布を見ると、両解析モデルにおける軸トルクの大小関係と流量の大小関係が類似していることから、ディスクキャビティの有無により引き起こされる流量分布の差がタービン出力に少なからず影響を与えていると考えられる。ノズル－初段動翼間では、動翼が閉塞部に侵入した直後での流量が急激に減少するのに対して、キャビティありでは動翼に対して作動ガスが流入している。ミッドスパンにおける各モデルの絶対マッハ数コンターを Fig.6.27 に示す。キャビティなしのノズル閉塞部では、ノズルからの作動ガス供給がないためノズル閉塞部開始端（動翼が閉塞部に侵入する側）においてノズル流れが強く膨脹し、閉塞部背後に向かって流れていることがわかる。しかし、キャビティありのモデルでは Fig.6.23 に示すようにキャビティ内の作動ガスが閉塞部背後に吹き

出すため、キャビティが無い場合に比べてノズル流れの膨張は弱く、流れの加速も弱い。このような違いから、初段動翼での閉塞部開始端付近の動翼流路に流入する作動ガス流量に差が生じ、流量が大きいキャビティありのモデルの方が高出力になったと考えられる。一方、2 段静翼と 2 段動翼のノズル開口部ではキャビティなしの流量の方が大きく、閉塞部ではキャビティありの方が大きい。これは、前述したように初段動翼－2 段静翼間においてノズル開口部での主流の一部がキャビティ内に流入し、閉塞部背後でメイン流路に吹き出すことから理解できる。その結果、キャビティを含むモデルではノズル開口部で 2 段動翼に流入する流量が減ることによって軸トルクも減少し、キャビティから作動ガスが供給される閉塞部では軸トルクが増加した。しかし、キャビティに侵入したガスはキャビティ内の低運動量ガスと干渉することで運動量を失うほか、2 段動翼への流入も本来 2 段動翼で意図した設計とは全く異なるものであるため、2 段動翼の出力はキャビティを含まないモデルの方が高くなったと考えられる。しかし、タービン段全体では初段動翼での出力差が 2 段動翼での差を上回り、キャビティを含むモデルの方が高出力となった。そして、出力が高いことによる効率への寄与がタービンディスク壁面での Windage loss を上回ったことで、キャビティを考慮した方が考慮しない場合に比べて高効率となった。

以上のように、全周挿入と部分挿入タービンでは、ディスクキャビティの有無によって流れ場とタービン効率に差が表れ、特に部分挿入タービンで顕著であった。したがって、ロケット用タービンのように高い効率予測精度が求められるタービンでは、流れ場と効率をより詳細に把握するためにはディスクキャビティまでを含めた解析が望ましいと考えられる。

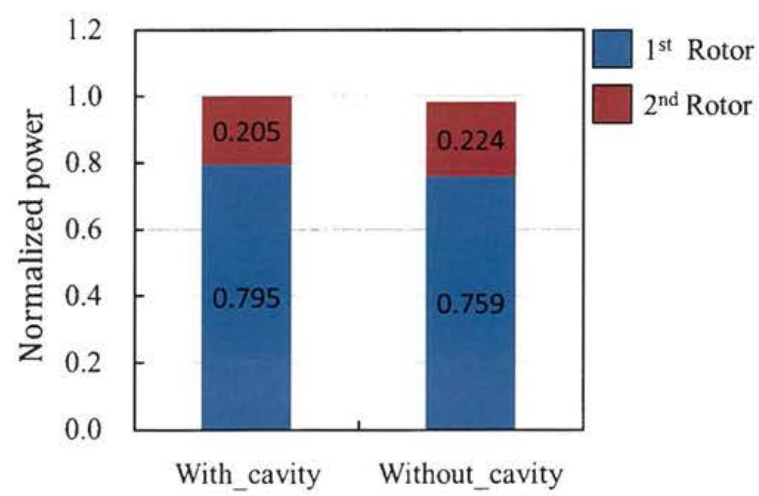


Fig.6.22 Turbine output power of the DDT_ParAd

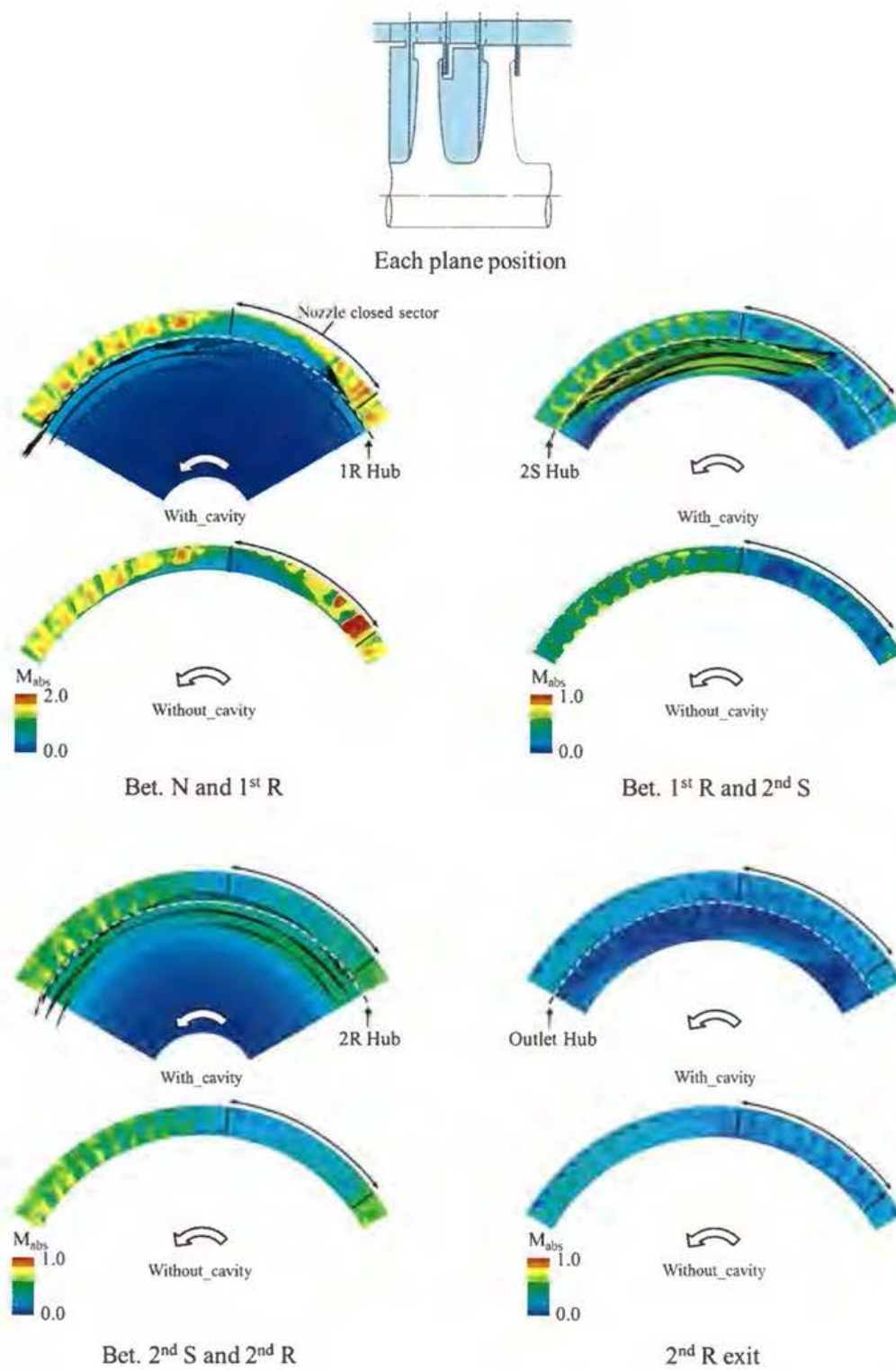


Fig.6.23 Absolute Mach number contours and velocity vectors between and exit of the stages in the DDT_ParAd

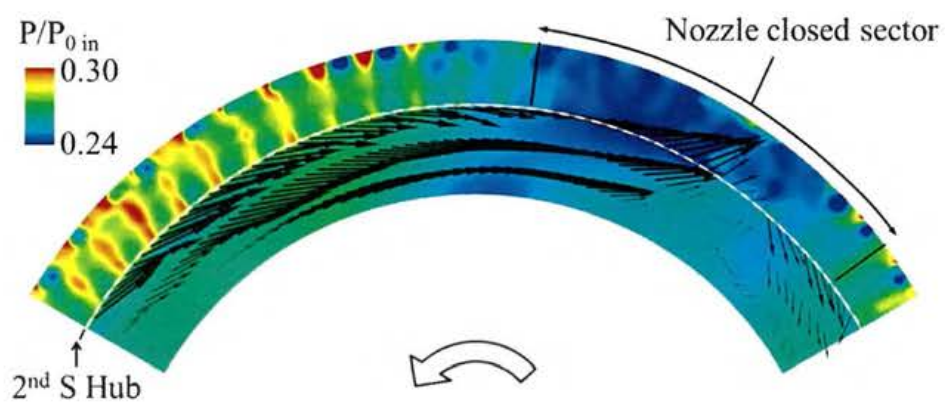


Fig.6.24 Pressure contours and velocity vectors between 1st rotor and 2nd stator in the including disk cavity case of the DDT_ParAd

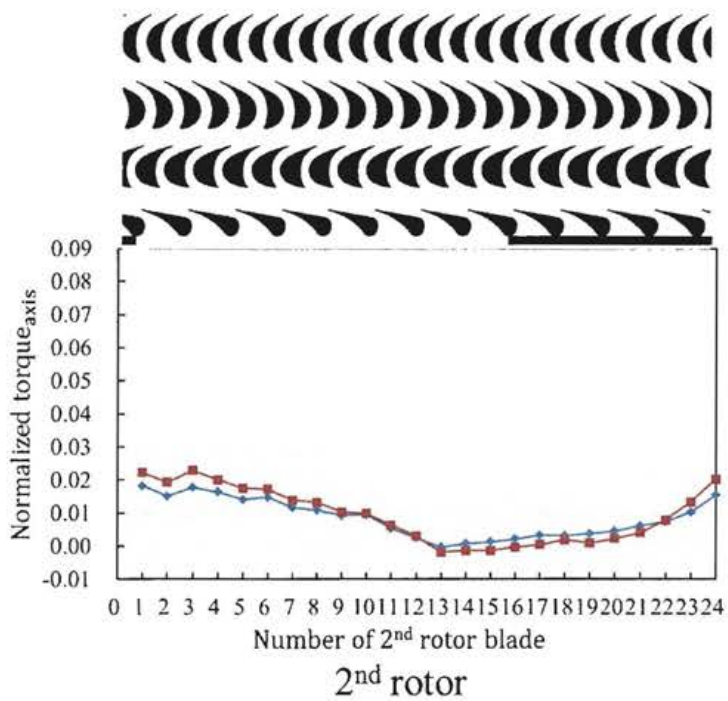
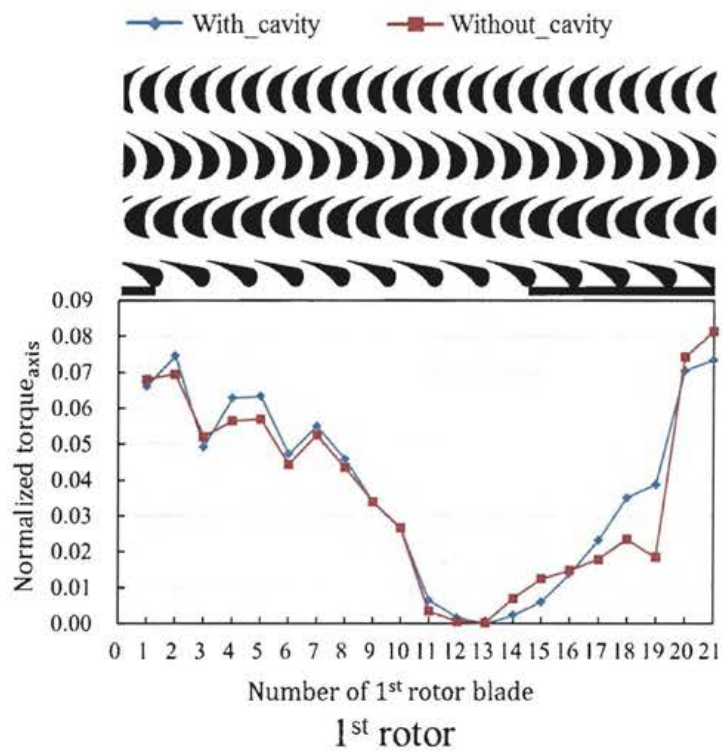
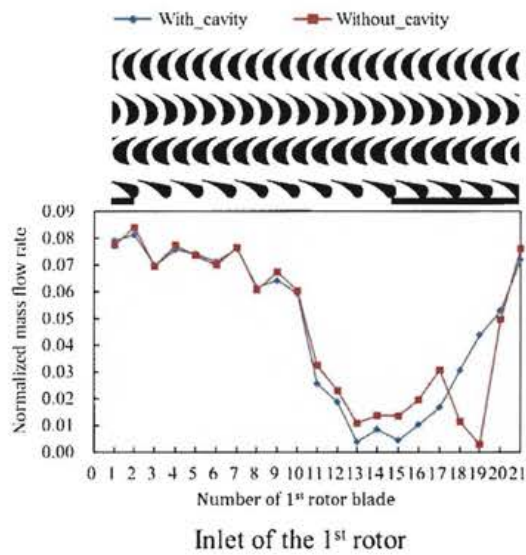


Fig.6.25 Circumferential distributions of the axial torque generated by each rotor blade in the DDT_ParAd



One of the mass flow rate calculate plane in front of the 1st rotor.

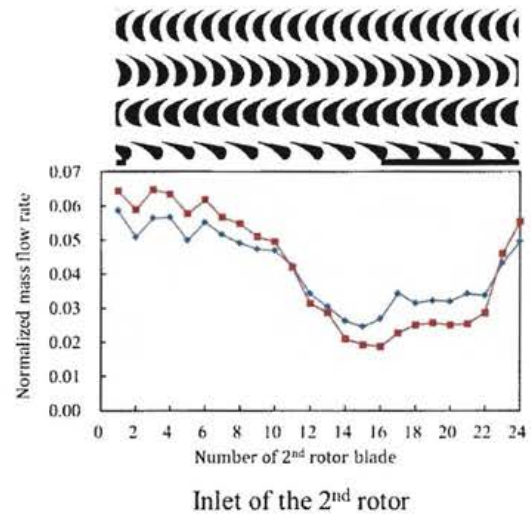
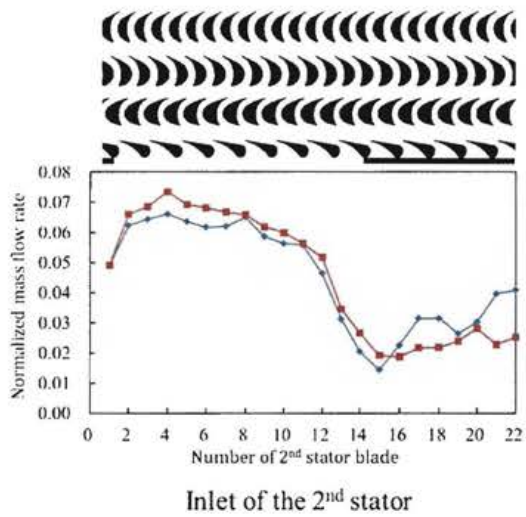
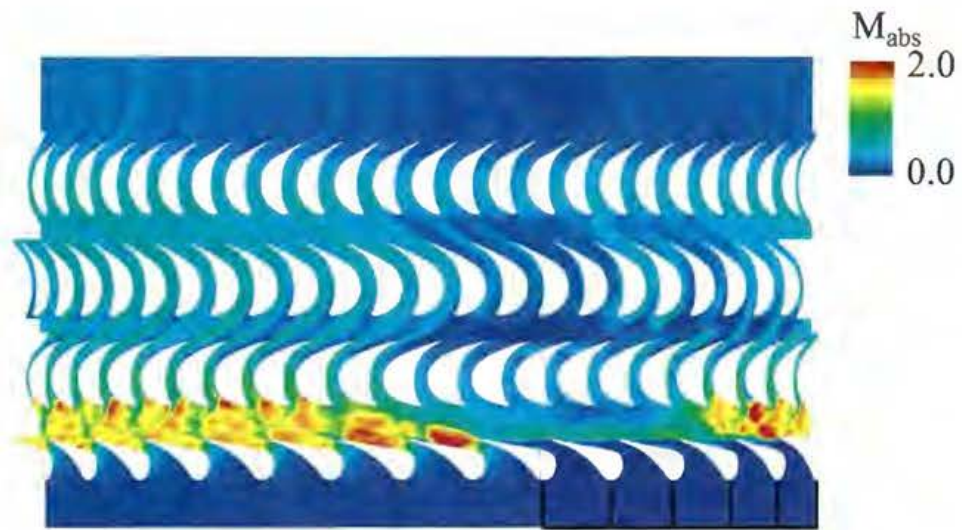
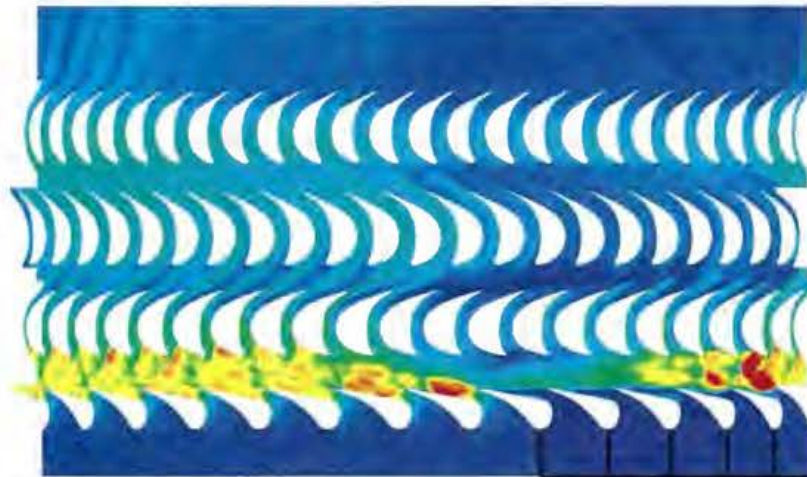


Fig.6.26 Mass flow rate distributions in front of the 1st rotor, 2nd stator and 2nd rotor in the DDT_ParAd



With cavity



Without cavity

Fig.6.27 Absolute Mach number contours on the mid-span plane in the DDT_ParAd

6. 8 結果と考察 単段非定常解析

本節では、閉塞部背後のノズル - 初段動翼間における流れ場の非定常性や各タービンの初段動翼に作用する非定常流体力について把握・考察する。また、JAXA M-1 タービンと DDT_ParAd との流体力変動パターンを比較し、仕様が異なる部分挿入タービンでの流体力変動の共通点について把握する。

6. 8. 1 ノズル-初段動翼間における流れの非定常性

Fig.6.28 は、動翼が 1 ピッチ通過する間の DDT_ParAd におけるノズル - 初段動翼間面とミッドスパンでの絶対マッハ数コンターおよび速度ベクトルを示している。また、Fig.6.29 は Fig.6.28 と同じ瞬間におけるノズル - 初段動翼間面での静圧および散逸関数コンターである。前節の定常解析では、Fig.6.23 に示すように閉塞部背後でのキャビティから主流への吹き出しは閉塞部開始端側に限定されていた。しかし、Fig.6.28 に示す非定常解析結果では、閉塞部背後のほぼ全域にわたって吹き出しが生じている。特に、閉塞部中央付近では常にキャビティから主流へ作動ガスの吹き出しが表れている。一方、閉塞部開始端側では吹き出しの様子に非定常性が表れており、 $t/T=0.5$ および $t/T=0.75$ では主流からキャビティへの吸い込みも生じている。Fig.6.28 の絶対マッハ数と Fig.6.29 の静圧分布を見ると、この領域では動翼とノズルとの相対的な位置関係に応じて速度や静圧分布が顕著に変動していることがわかる。特に、作動ガスの加速による局所的な静圧低下 (Fig.6.29 の A) と動翼前縁衝撃波による局所的な静圧増加 (Fig.6.29 の B) が周期的に表れることが確認でき、このような流れ場の変化によってキャビティと主流間での非定常的な吹き出しと吸い込みが発生していると考えられる。また、散逸関数の様子から閉塞部背後で生じる損失はミッドスパンからケーシング側を中心として常に生まれていることがわかる。

このように、閉塞部における非定常性は、動翼とノズルの相対的な位置関係による流れ場の変動が強い閉塞部開始端側で特に顕著であることが確認された。

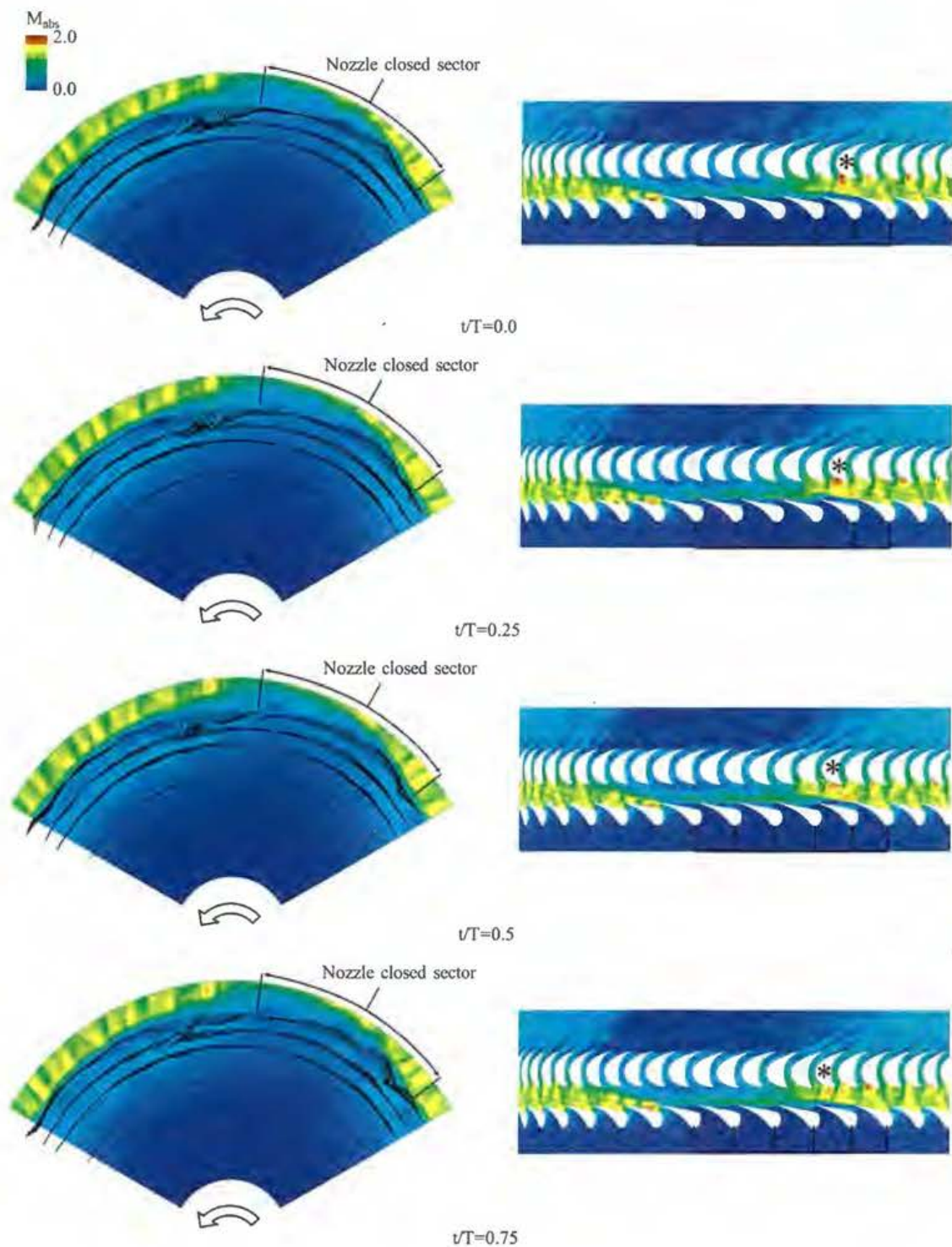


Fig.6.28 Instantaneous absolute Mach number contours and velocity vectors between nozzle and 1st R and mid-span in the DDT_ParAd

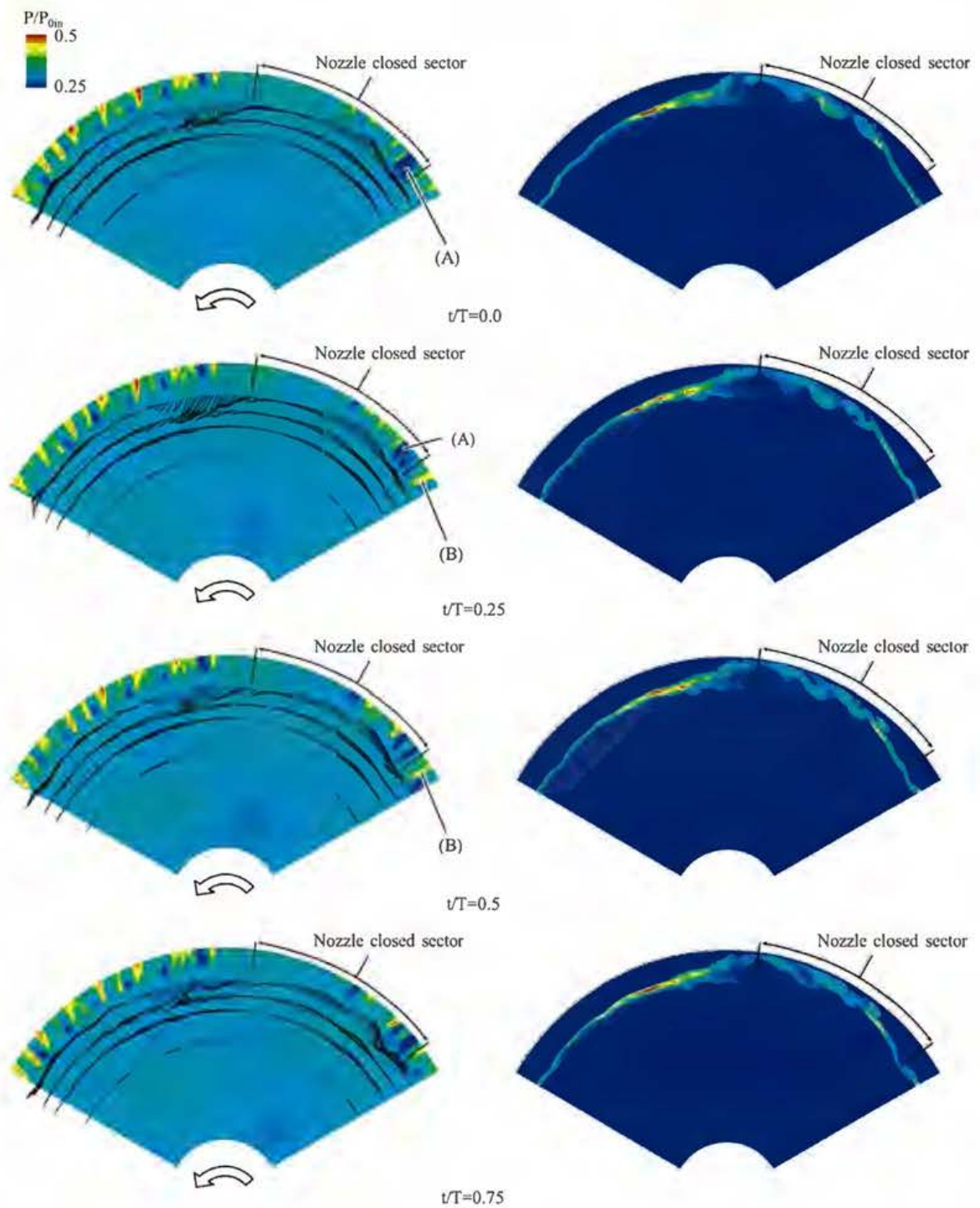


Fig.6.29 Instantaneous static pressure contours and velocity vectors (left) and dissipation contours (right) between nozzle and 1st R in the DDT_ParAd

6. 8. 2 初段動翼に作用する非定常流体力

Fig.6.30 に DDT_FullA と DDT_ParAd の 1 枚の初段動翼に作用する周方向の非定常流体力を示す。ここで、流体力は動翼に作用する軸トルクをそれぞれの平均径で除すことによって定義した。また、それぞれの流体力は DDT_FullAd の時間平均値で正規化している。DDT_FullAd の初段動翼では、ノズル通過に伴って極めて周期的な変動流体力が作用していることがわかる。DDT タービンでは、DDT_ParAd の初段動翼翼負荷が DDT_FullAd よりも低く設計されているため、DDT_ParAd のノズル開口部における流体力は DDT_FullAd よりも小さい。しかし、前章までに考察した JAXA M-1 タービンと同様に閉塞部の存在によって非常に強い流体力変動が生じている。JAXA M-1 タービンでは、動翼が閉塞部に侵入する際に周方向流体力が急激に増加した。DDT_ParAd でもこの領域における周方向負荷の増加が確認できるが、その増加量は JAXA M-1 タービンに比べて弱い結果となっている。そこで、DDT_ParAd の閉塞部開始端側周囲のミッドスパンにおける絶対マッハ数コンターの瞬時値を Fig.6.31 に示す。なお、同図には比較のために JAXA M-1 における絶対マッハ数も示す。この図を見ると、DDT_ParAd では閉塞部開始端からノズル 2 ピッチ程度の領域において、動翼負圧面での剥離が JAXA M-1 タービンに比べて小さく、その流路に対して作動ガスが流入していることがわかる。その結果、正圧面と負圧面の圧力差が JAXA M-1 タービンほど大きくなり、流体力の増加も弱くなったと考えられる。また、DDT_ParAd の初段動翼の流体力変動はおおよそサインカーブを示しており、JAXA M-1 に比べて閉塞部とノズル開口部の境が曖昧である。以上のような差は、ノズルパーシャリティや翼枚数、ノズルー動翼間距離による閉塞部周囲のフローパターンの違いによる影響が強いと考えられ、各設計パラメータと流体力変動との関係を明らかにするためにはパラメトリックな調査が必要となる。

次に、動翼の変動流体力の振幅を周波数ドメインで表した結果を Fig.6.32 に示す。なお、各値は DDT_FullAd のノズル BPF 成分 (28EO) の値で正規化している。DDT_FullAd では、ノズル 1 次 BPF (28EO) が最大成分であり、その半分の振幅を持つ 2 次 BPF 成分 (56EO) が次いで表れる。しかし、それ以外の周波数では大きなピークは表れない結果となった。一方、DDT_ParAd では JAXA M-1 タービンと同様に閉塞部通過周波数成分 (3EO) が最大成分でとなり、その振幅は DDT_FullAd のノズル BPF 成分の 2 倍と

なっている。また、JAXA M-1 タービンでは 2 番目に振幅が大きい成分として 9EO 成分が表れていたが (Fig.5.13)、DDT_ParAd では全ノズル枚数に相当する 39EO が 2 番目に大きく、その振幅は DDT_FullAd のノズル BPF のおよそ半分となった。また、その他広い周波数域にわたってピークが表れている点は JAXA M-1 と同様の特徴である。

このように、DDT_FullAd と DDT_ParAd の初段動翼に作用する非定常流体力の様子は、時間ドメイン・周波数ドメインそれぞれにおいて大きく異なっている。また、DDT_ParAd と JAXA M-1 タービンは共に部分挿入タービンであり、閉塞部侵入時に周方向負荷が増加する点は双方で一致した。しかし、その増加量は両者で大きく異なるほか、DDT_ParAd ではノズル開口部と閉塞部における負荷状態の境が不明瞭である点が JAXA M-1 との差異として表れた。このような差は、設計仕様や軸間距離、翼枚数、ノズルパーシャリティなどのパラメータが異なることで生じるものであると考えられる。

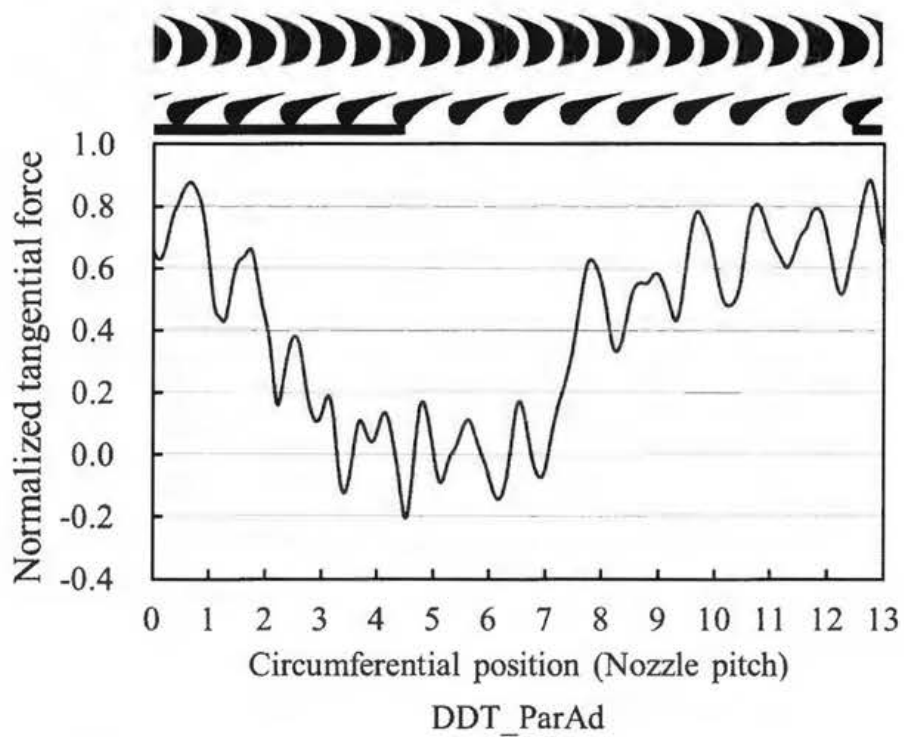
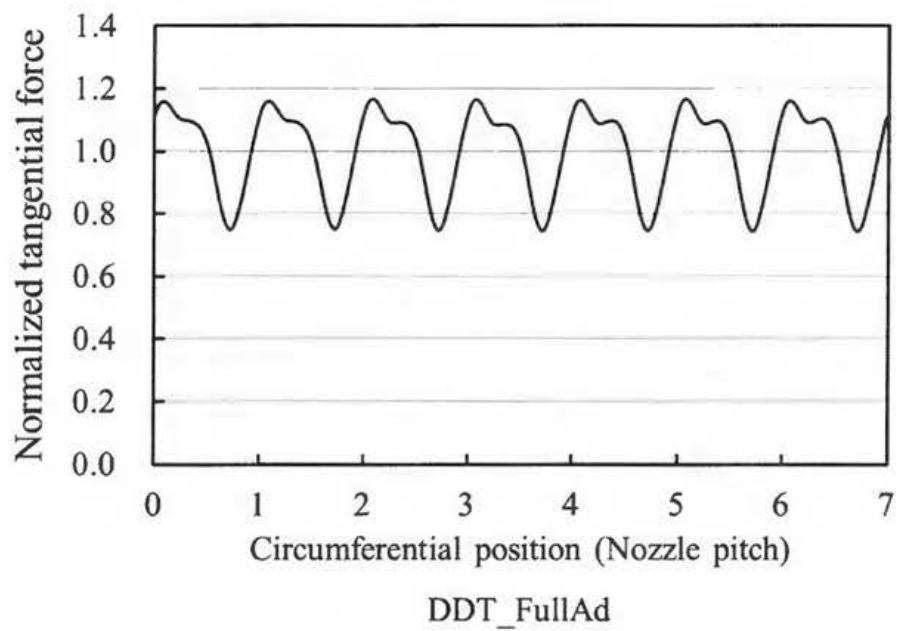
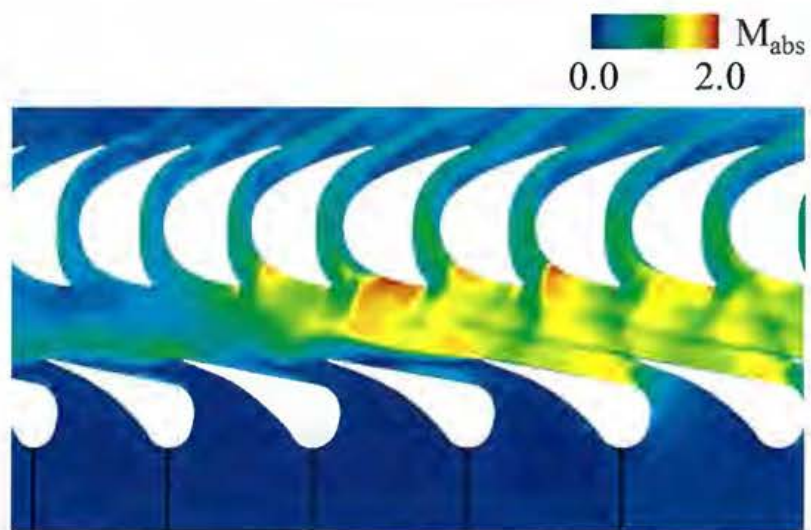
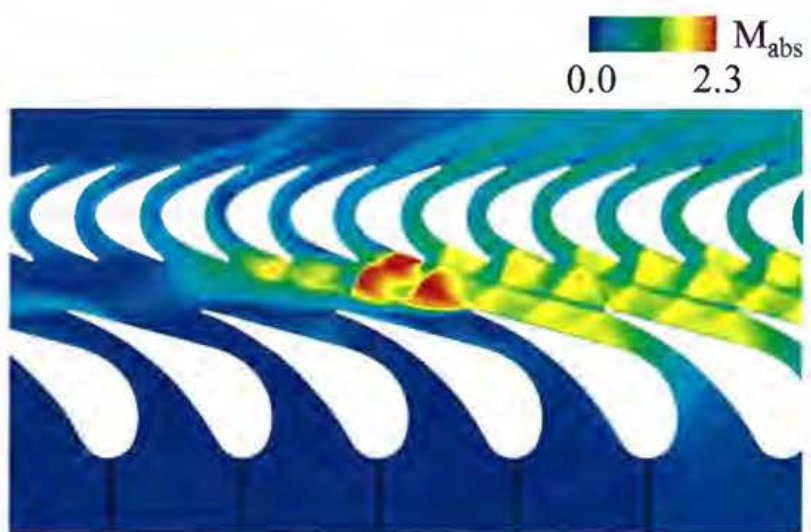


Fig.6.30 Normalized unsteady tangential force on a 1st Rotor blade in time domain



DDT_ParAd



JAXA M-1

Fig.6.31 Absolute Mach number contours around the start side of the nozzle closed sector on the mid-span

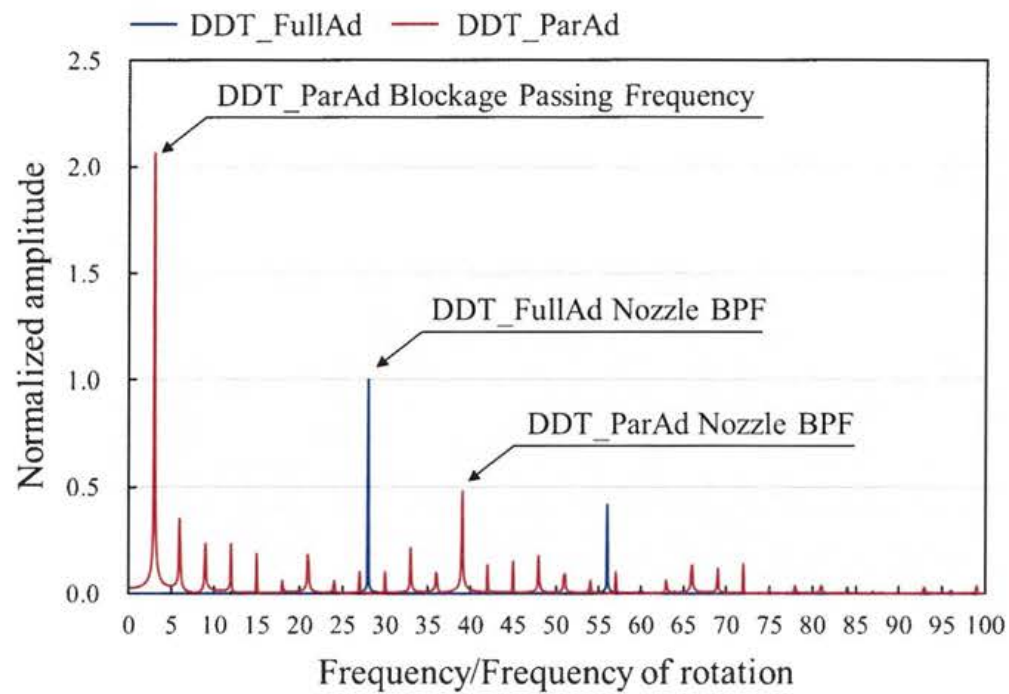


Fig.6.32 Normalized amplitude of the tangential force on a 1st Rotor blade in frequency domain