

6.9 結論

第6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を対象として、汎用 CFD 解析ソフトによる 3 次元流れ場解析を実施し、全周挿入タービンと部分挿入タービンの空力性能面における優劣や 1 次元設計における効率予測精度の確認、ディスクキャビティが流れ場や性能予測に与える影響について論じた。本章で得られた知見と結論は以下の通りである。

1. DDT タービンの場合、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。
2. 1 次元設計と 3 次元 CFD 解析では、全周挿入タービンと部分挿入タービンの効率差の見積もりにおよそ 2 倍の差が表れた。特に、1 次元設計では部分挿入損失を過小評価している。
3. 流れ方向の物理量分布の予測には、ディスクキャビティが与える影響は小さい。
4. 動翼ディスク面における摩擦損失は、全周挿入・部分挿入ともに非常にわずかである。
5. ディスクキャビティの有無によって、全周挿入と部分挿入それぞれの流れ場とタービン効率には差が表れた。特に部分挿入タービンではキャビティ内ガスと主流との干渉が顕著に表れ、キャビティの有無によって 0.5Pt の効率差が生まれた。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。

6. DDT_ParAd のノズル - 初段動翼間における閉塞部開始端側では、ノズルと動翼の相対的な位置関係が流れの加速や衝撃波による静圧増加を生み、非定常的な流れの吸い込みと吹き出しが生じる。
7. 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大きく異なる。DDT_FullAd では、ノズル 1 次 BPF 成分が最大であり、次いで 2 次成分が表れ、それ以外の周波数では大きなピークは表れない。一方、DDT_ParAd では JAXA M-1 タービンと同様に複雑な流体力変動を示した。しかし、閉塞部侵入時の流体力増加量や全体的な変動の様子は JAXA M-1 とは異なる様子を示した。また、最大成分は閉塞部通過周波数であり、次いでノズル 1 次 BPF が表れたほか、JAXA M-1 タービンと同様に広い周波数範囲にピークが表れた。

本章で得られた結果によって、全周挿入タービンと部分挿入タービンの空力性能面での優劣を判断することができた。ただし、本結果は今回想定したタービンの要求仕様による一例であり、異なる要求仕様の下ではその優劣関係が逆転する可能性は十分にあることに注意が必要である。

次章では、本タービンにおいて遠心力による応力や本章で確認した変動流体力の各周波数成分に対する振動特性を評価することで、構造強度面での優劣関係について考察を行う。

第 7 章 タービン形態による構造強度比較

7. 1 本章の目的

前章では、同じ要求仕様で設計された全周挿入タービン（DDT_FullAd）と部分挿入タービン（DDT_ParAd）について、3 次元 CFD 解析による空力性能評価を行った。その結果、タービン効率の観点からみると、部分挿入損失を加味しても部分挿入タービンとして設計し、速度比を大きくとることの優位性が示された。しかし、第 1 章で述べたようにタービンには高効率化だけではなく高信頼性も強く要求される。そのため、構造強度の観点からみた両タービン形態の比較が必要となる。

本章では、DDT タービンの初段部に着目し、遠心力による応力評価や前章の非定常 CFD 解析結果から得られた流体力を荷重条件とする流体 - 構造一方向連成解析を行う。一方向連成解析では、特に流体力による強制振動に着目し、共振点が設計点から離れているか、共振時の応力が材料強度の安全領域内に存在するかについて評価する。その評価ではまず、タービンの固有値解析を実施し、キャンベル線図を作成する。その後、変動流体力を周波数分解し、特に大きな変動成分や設計点付近でタービン固有振動数と一致する荷重周波数成分に対して周波数応答解析を行い、応答時の応力を修正 Goodman 線図で評価する。なお、近年のロケット用タービンでは Inconel718 および 64 チタンが材料選択肢となる。そこで、本研究ではこれら 2 つの材料を想定してその強度評価を実施する。

本章では、これらの検討から各タービン形態の構造強度を比較評価し、設計時の留意点や高信頼性タービンに適した材料とタービン形態を明らかにすることを目的とする。

7.2 解析対象タービン

本章では、前章で対象とした DDT 試行タービンの全周挿入タービン (DDT_FullAd) と部分挿入タービン (DDT_ParAd) の初段動翼を対象とする。なお、本タービンは翼とディスクが一体として製造される “Blisk” である。

7.3 解析モデルと解析内容

本章では、タービン初段部の動翼単体モデルとタービンディスクモデルの解析を行う。各解析モデルの様子は次節に示す。翼単体モデルは動翼 1 枚とそのプラットフォーム部をモデル化している。一方、ディスクモデルは全ての初段動翼を 3 次元モデル化した全周モデルである。翼単体モデルでは、遠心力や時間平均流体荷重に対する線形静解析と固有値解析、周波数応答解析を行う。タービンディスクモデルでは、遠心力荷重による線形静解析、固有値解析に加え、DDT_ParAd では周波数応答解析も実施する。一方、DDT_FullAd では変動流体力の周波数とタービンディスク低次固有モードの固有振動数が大きく離れていることが予想されるため、周波数応答解析は実施しない。また、本章では Inconel718 および 64 チタン 2 つの材料を想定してこれらの解析を実施する。各解析モデルの解析内容を Table 7.1 に示す。

Table 7.1 FEM simulation contents

		Linear Static	Modal	Frequency Response
Blade model	DDT_FullAd	○	○	○
	DDT_ParAd	○	○	○
Disk model	DDT_FullAd	○	○	-
	DDT_ParAd	○	○	○

7. 4 計算格子

7. 4. 1 格子依存性調査

7. 4. 1. (1) 翼単体モデル

DDT_FullAd の動翼単体モデルについて格子依存性調査を行った結果についてまとめる。Table 7.2 は翼単体モデルの格子依存性調査で使用した要素分割モデルの要素数とノード数であり、Fig.7.1 はそれら要素分割モデルの様子である。いずれも、各頂点のみにノードを持つ 4 面体要素 (CTETRA4) と中間ノードを持ち 10 ノードから構成される 4 面体要素 (CTETRA10) を用いている。これらの要素分割モデルは、ノード数が同程度であっても分割時のトポロジーなどに差異を与えている。ただし、Mesh ID の末尾の数字のみが異なる格子どうしは、中間ノードを持つかどうかのみが異なり、その要素数と分割モデルの様子は同じである。

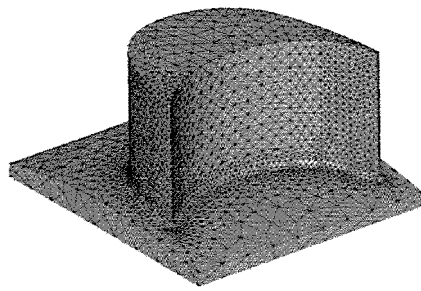
格子依存性調査は、①定常 CFD 解析による流体力を荷重条件とする静解析、②固有値解析により実施した。Fig.7.2 および Fig.7.3 は①の結果において翼前縁先端部の変位と翼後縁ハブにおける Von Mises 応力をプロットしたものである。翼先端の変位を見ると、要素タイプとして CTETRA4 を用いたものでは、他の格子に比べて変位を過小評価している。一方、その他の格子では翼先端変位に差は表れていない。翼後縁における Von Mises 応力では、格子によって結果に差が表れているが、Blade_D_T10 と最もハブ付近の要素分割数が多い Blade_G_T10 では差は表れていないことがわかる。

変位と応力の結果から、Blade_D_T10 を今後の解析で用いる格子の候補とし、この格子とスパン方向の分割数が多い Blade_B_T10 の格子において固有値解析を実施してその結果を比較した。Fig.7.4 は Model1～Mode5 における固有振動数をプロットしたものである。この結果から、2 つの格子では固有振動数が高い側でわずかに差が表れるものの、ノード数の差に比べてその影響は小さいと考えられる。

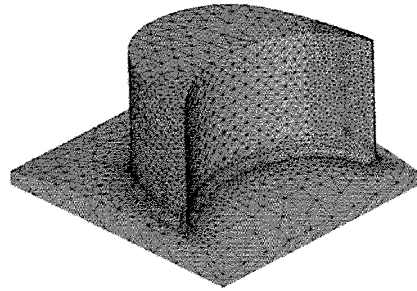
以上から、DDT_FullAd では今後の解析に Blade_D_T10 の格子を選定する。なお、DDT_ParAd の格子は、Blade_D_T10 のトポロジーを参考とし、要素分割数のハブにおける応力集中および固有振動数への影響を確認したうえで作成した。

Table 7.2 Number of elements and nodes used in the FEM grid dependence check of the
DDT_FullAd turbine blade model

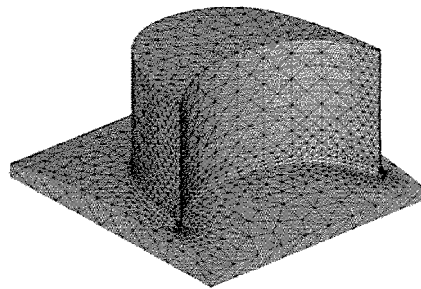
Mesh ID	Element type	Number of elements	Number of nodes
Blade_A_T4	CTETRA4	29,346	6,618
Blade_B_T4	CTETRA4	39,731	9,053
Blade_C_T10	CTETRA10	12,237	20,035
Blade_D_T10	CTETRA10	14,163	23,278
Blade_E_T10	CTETRA10	18,265	28,901
Blade_F_T10	CTETRA10	24,923	39,172
Blade_A_T10	CTETRA10	29,346	45,878
Blade_B_T10	CTETRA10	39,731	62,420
Blade_G_T10	CTETRA10	84,961	131,618



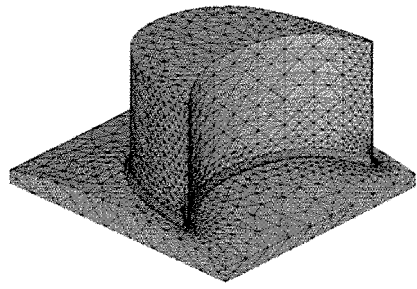
Blade_A_T4, Blade_A_T10



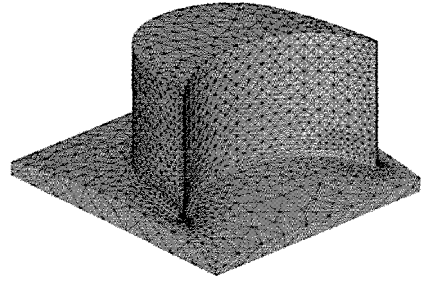
Blade_B_T4, Blade_B_T10



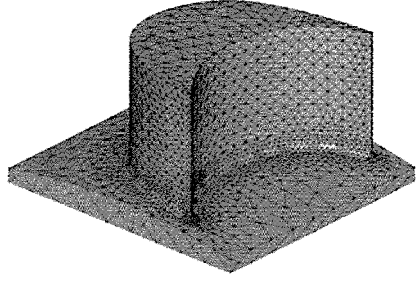
Blade_C_T10



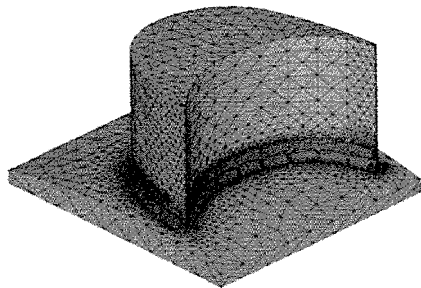
Blade_D_T10



Blade_E_T10



Blade_F_T10



Blade_G_T10

Fig.7.1 Computational meshes used in the FEM grid dependency check of the DDT_FullAd turbine blade model

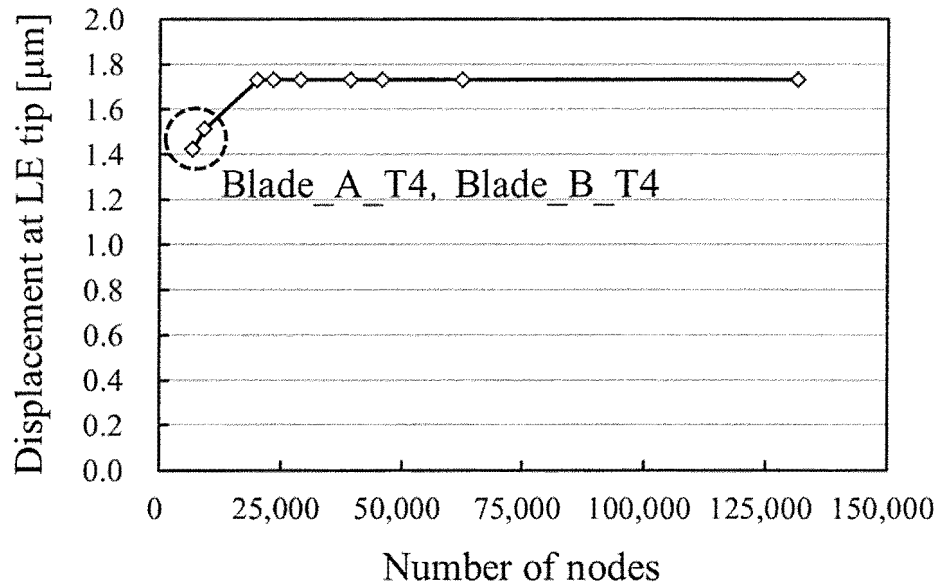


Fig.7.2 Mesh dependency check in terms of the displacement at the tip of the leading edge

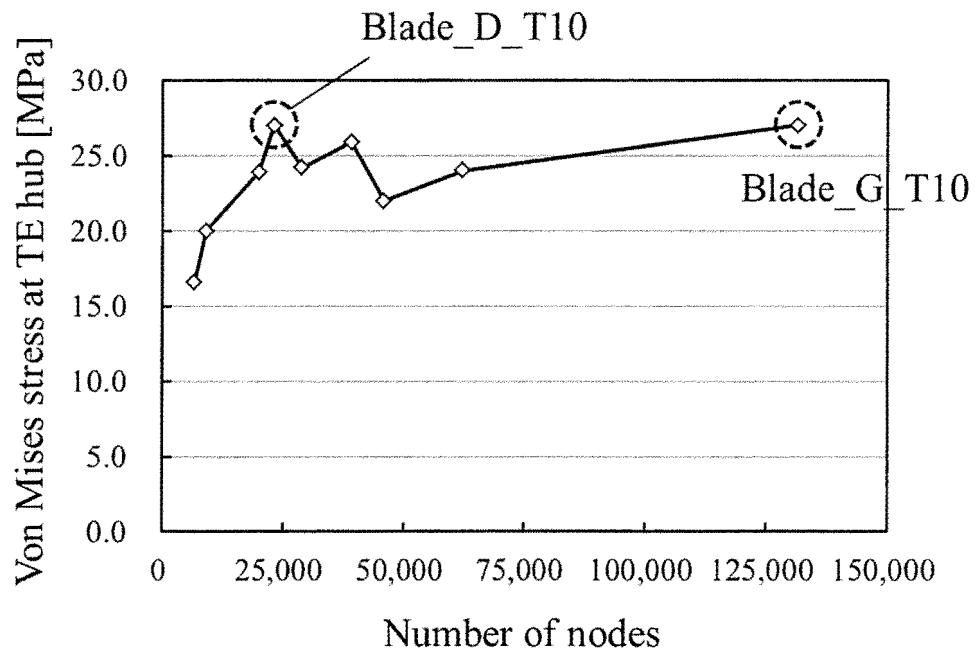


Fig.7.3 Mesh dependency check in terms of the Von Mises stress at the hub of the trailing edge

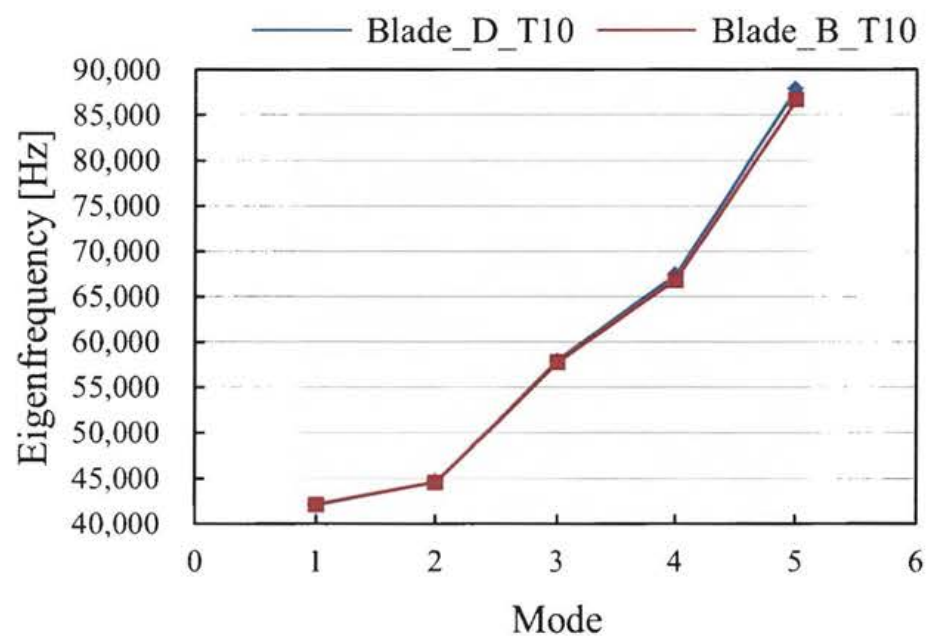


Fig.7.4 Mesh dependency check in terms of the eigenfrequency

7. 4. 1. (2) タービンディスクモデル

DDT_FullAd のタービンディスクモデルについて格子依存性調査を行った結果についてまとめる。Table 7.3 はディスクモデルの格子依存性調査で使用した要素分割モデルの要素数とノード数であり、Fig.7.5 はそれら要素分割モデルの様子である。いずれも、翼単体モデルと同様 4 面体要素 CTETRA4 および CTETRA10 で作成した。また、翼部の要素分割解像度は翼単体モデルの依存性調査の結果より選定した要素分割モデルと同程度とした。

ここでの依存性調査は、設計回転数時の定常遠心力荷重に対する静解析と固有値解析により行った。Fig.7.6 および Fig.7.7 は静解析における最大変位と最大応力を示している。この結果から、Disk_A_T4 では変位や応力を過小評価していることがわかる。一方、Disk_A_T10 と Disk_B_T10 では大きな差は無いことが確認できる。さらに、固有値解析の結果を Fig.7.8 に示す。この結果からも Disk_A_T4 は他の 2 つの格子に比べて固有振動数が一致しないが、残り 2 つにおいては固有値に差は表れていない。

以上から、DDT_FullAd のタービンディスクモデルについては Disk_A_T10 の格子を選定する。なお、DDT_ParAd の格子は、Disk_A_T10 の結果を参考とし、低節直径モードの固有振動数への影響を確認したうえで作成した。

Table 7.3 Number of elements and nodes used in the FEM grid dependence check of the DDT_FullAd turbine disk model

Mesh ID	Element type	Number of elements	Number of nodes
Disk_A_T4	CTETRA4	586,368	130,652
Disk_A_T10	CTETRA10	586,368	913,011
Disk_B_T10	CTETRA10	750,564	1,144,383

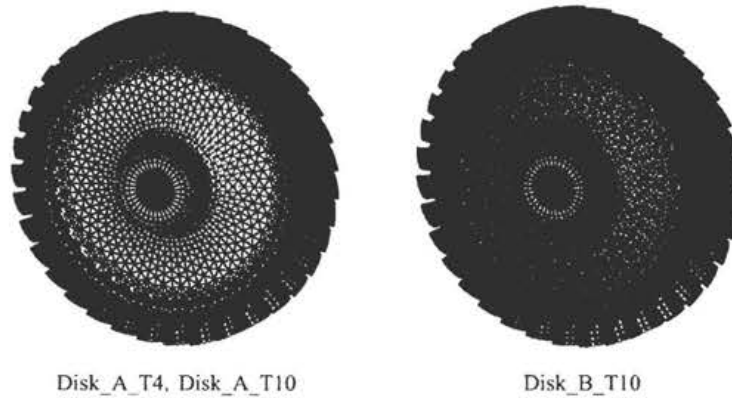


Fig.7.5 Computational meshes used in the FEM grid dependency check of the DDT_FullAd turbine blade model

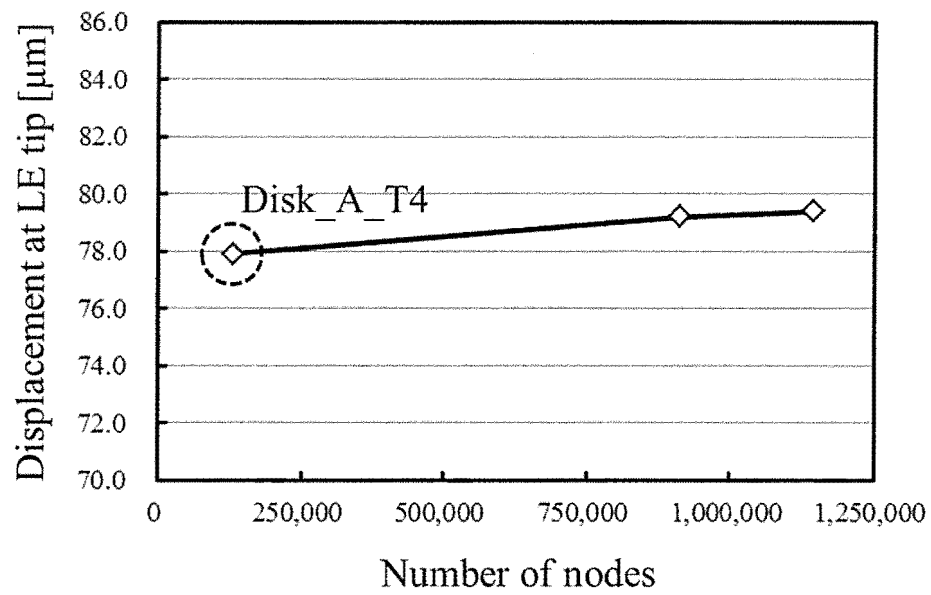


Fig.7.6 Mesh dependency check in terms of the displacement at the tip of the leading edge

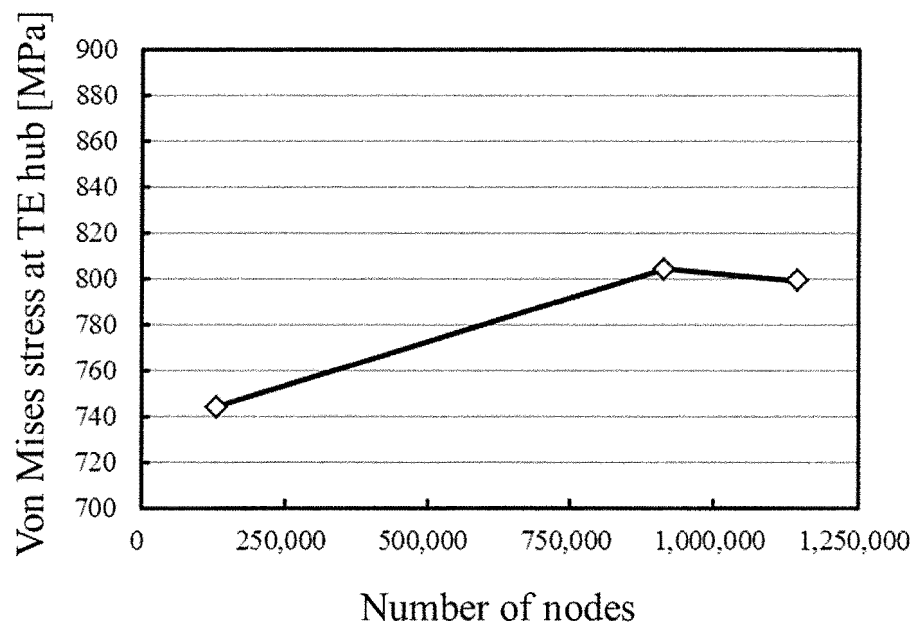


Fig.7.7 Mesh dependency check in terms of the Von Mises stress at the hub of the trailing edge

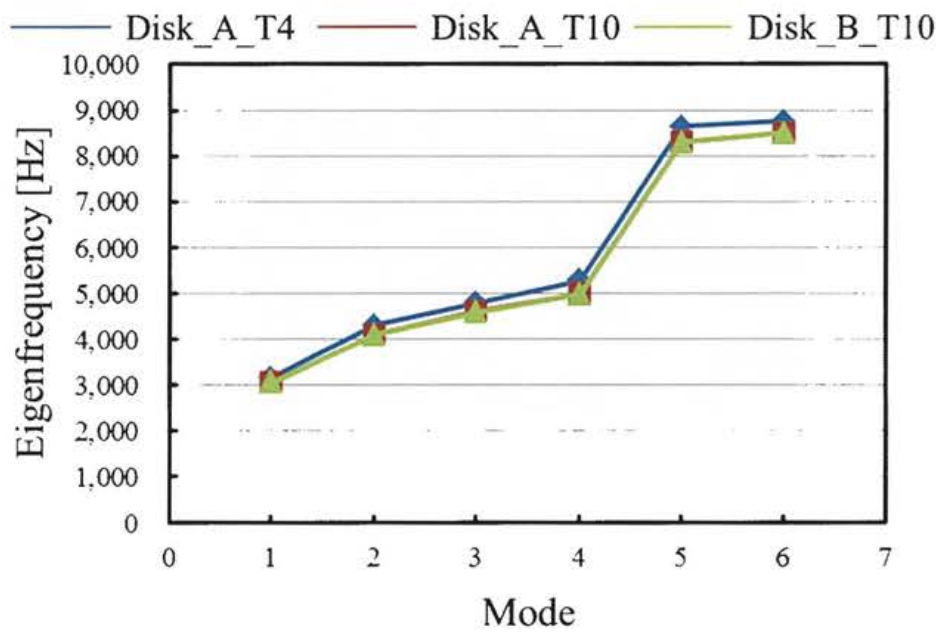
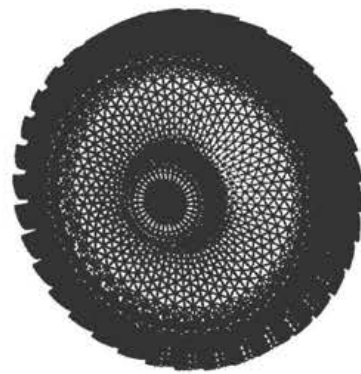


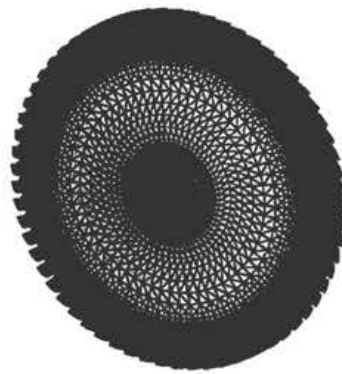
Fig.7.8 Mesh dependency check in terms of the eigenfrequency

7. 4. 2 各モデルの計算格子

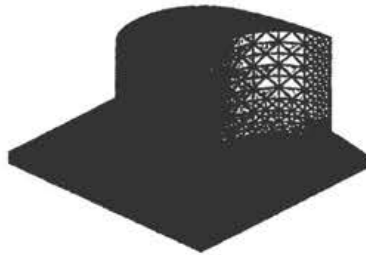
前項の格子依存性調査の結果選定した DDT_FullAd の計算格子およびその結果をもとに作成した DDT_ParAd の計算格子を Fig.7.9 にまとめて示す。また、各格子のノード数と要素数を Table 7.4 に示す。



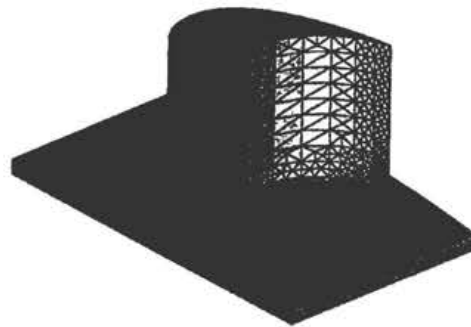
DDT_FullAd disk model



DDT_ParAd disk model



DDT_FullAd blade model



DDT_ParAd blade model

Fig.7.9 Computational meshes used in the FEM analysis

Table 7.4 Number of elements and nodes used in the FEM analysis

		Element type	Number of elements	Number of nodes
Disk model	DDT_FullAd	CTETRA10	586,368	913,011
	DDT_ParAd	CTETRA10	879,228	1,400,316
Blade model	DDT_FullAd	CTETRA10	14,163	23,278
	DDT_ParAd	CTETRA10	13,592	22,513

7. 5 材料特性と拘束条件

7. 5. 1 材料特性

近年のロケット用タービンでは、その材料として Inconel718 および 64 チタンが想定される。そこで、本研究ではそれぞれの材料で解析を行い各タービン形態の強度を評価する。Table 7.5 に各タービン材料の材料特性を示す^{[77][78]}。

Table 7.5 Material properties

	Young's Modulus [GPa]	Poisson's Ratio	Density [t/mm ³]
Inconel718	193	0.28	8.19E-09
Ti-6Al-4V	117	0.31	4.43E-09

7. 5. 2 拘束条件および減衰

各解析モデルの拘束条件は下記のようにした。

【動翼単体モデル】

プラットフォームの底面およびピッチ方向の側面上の格子点を完全拘束。

【タービンディスクモデル】

タービン軸端面上の格子点の自由度のうち、下流側軸端面上格子点の軸方向自由度以外を拘束。

先に述べたように、本研究対象タービンは Blisk として製造されることを想定しており、タービンに作用する減衰は極めて小さい。そこで、本研究では減衰を与えずに解析している。これは、材料強度をより安全側で評価していることに相当する。

7.6 線形静解析

本節では、タービン動翼の線形静解析を実施する。ここでは、第6章で得られた時間平均流体力を荷重条件とする動翼単体モデルの解析と設計回転数での遠心力に対するタービンディスクモデルの解析を行い、これらの荷重に対する応力と変位をタービン形態や材料の観点から比較評価する。

7.6.1 荷重条件

本章の荷重条件を Table 7.6 に示す。翼単体モデルでは前章で実施した非定常 CFD 解析結果より得た翼面非定常圧力の時間平均データを用いている。また、ディスクモデルにおける遠心力は、タービン作動点における回転数を与えている。Fig.7.10 に DDT_FullAd および DDT_ParAd における入口全圧で無次元化した時間平均翼面圧力分布を示す。

Table 7.6 Load conditions for the linear static analysis

Blade model	Time averaged pressure
Disk model	Centrifugal force (60,600 [rpm])

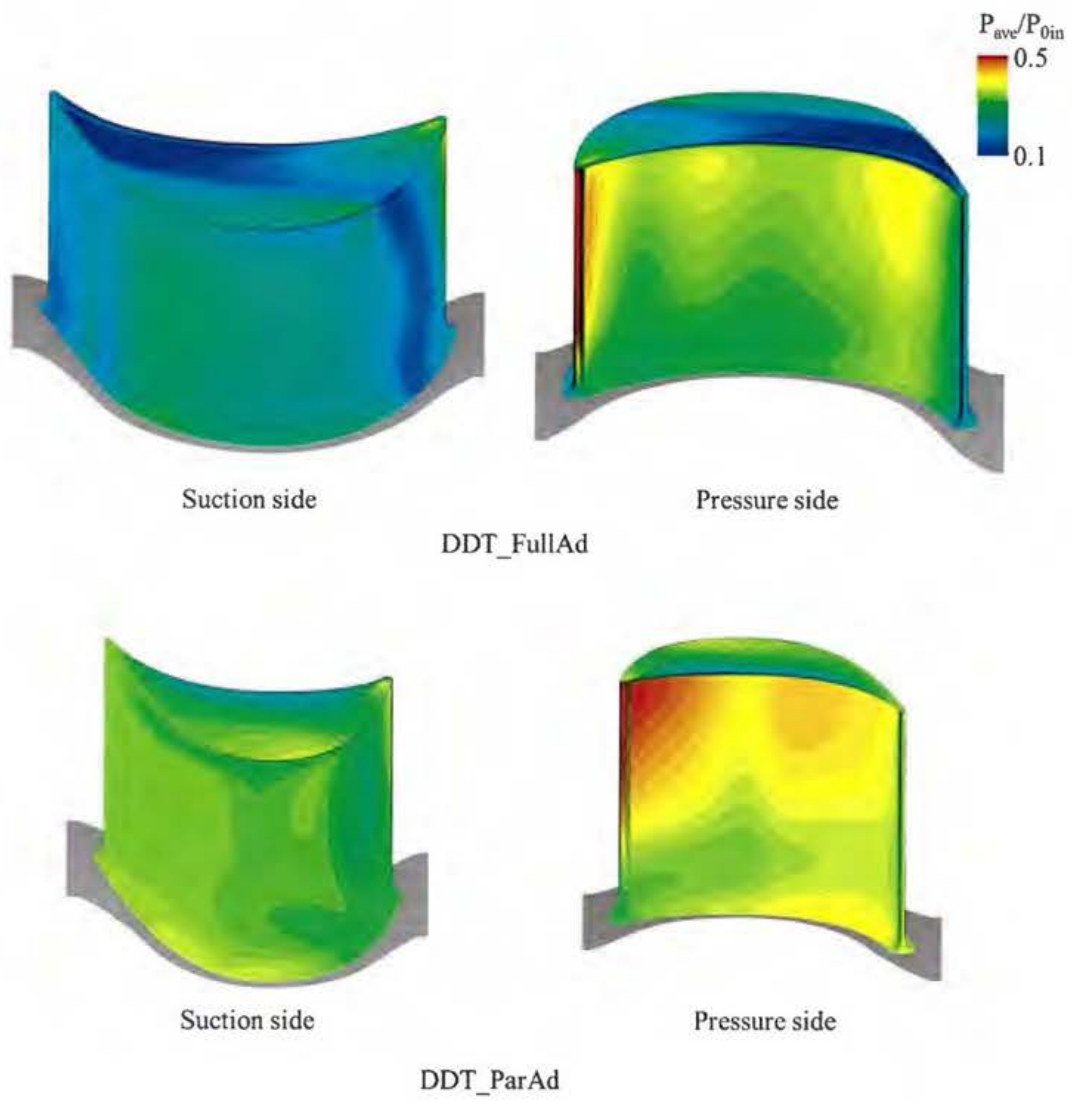


Fig.7.10 Nondimensionalized time averaged pressure distributions on a 1st rotor blade

7. 6. 2 線形静解析の結果と考察

7. 6. 2. (1) 翼単体モデル

Fig.7.11 に翼単体モデルの時間平均流体力に対する Von Mises 応力分布を示す。なお、図の変位は 1000 倍にスケールして表示している。さらに、各翼・各材料における最大応力と最大変位のグラフを Fig.7.12 に示す。いずれの結果においても、最大応力は後縁側ハブフィレット部に発生した。DDT_FullAd と DDT_ParAd では、いずれの材料でも最大応力は DDT_FullAd の方が大きい。これは、前章でも述べたように DDT_ParAd の方が初段動翼 1 枚当たりの翼負荷が小さく設計されていること、DDT_ParAd ではノズル閉塞部による無負荷状態が流体力の時間平均値を低下させることによって、DDT_FullAd に作用する流体力の方が大きくなることが主な要因である。また、最大変位は翼後縁の翼先端で表れ、その大きさも DDT_FullAd の方が大きい結果となった。しかし、変位量は非常に小さく、数 μm オーダーである。次に、材料による応力と変位の差に着目すると、どちらのタービン形態でも 64 チタンでわずかに応力が低減する程度でありその差は小さい。一方、最大変位は 64 チタンの方が大きく、どちらのタービン形態でも 64 チタンの変位は Inconel718 での最大変位よりもおよそ 48%大きくなったものの、その絶対値は数 μm オーダーであり非常にわずかである。

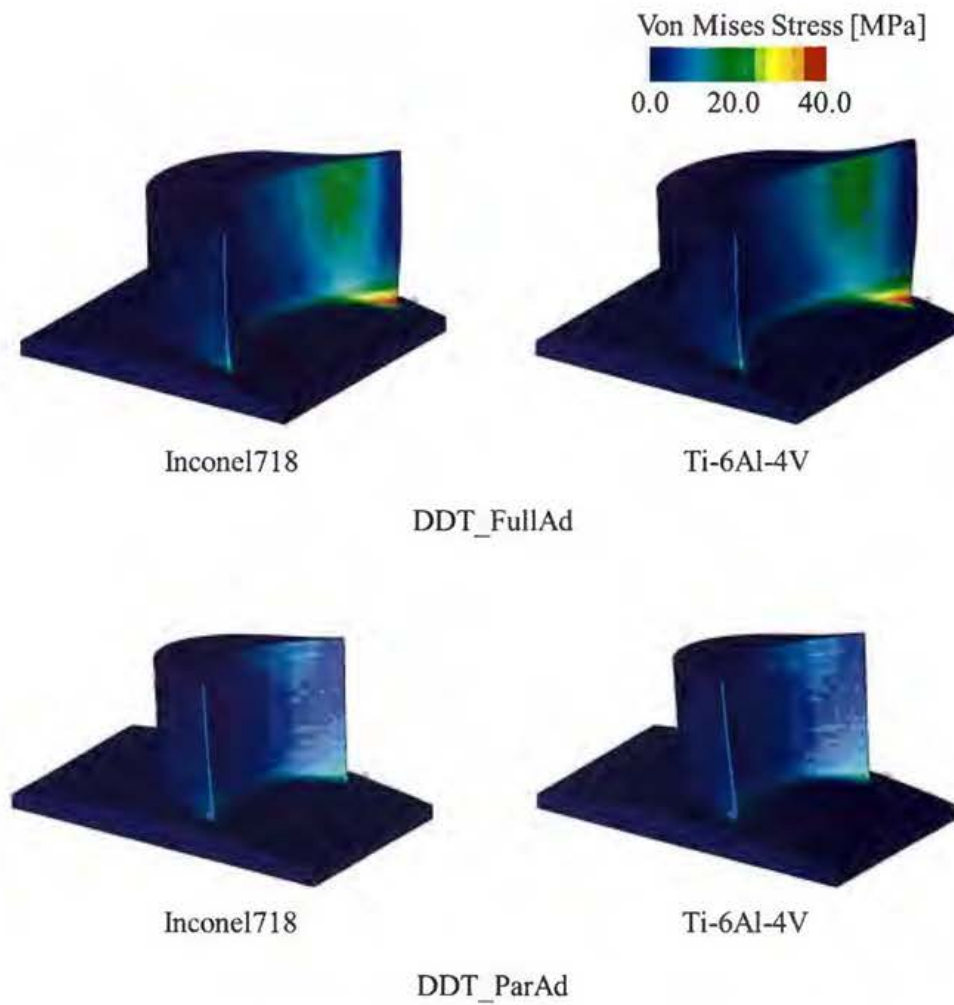


Fig.7.11 Von Mises stress distributions of the 1st rotor blade model due to the time averaged aerodynamic load

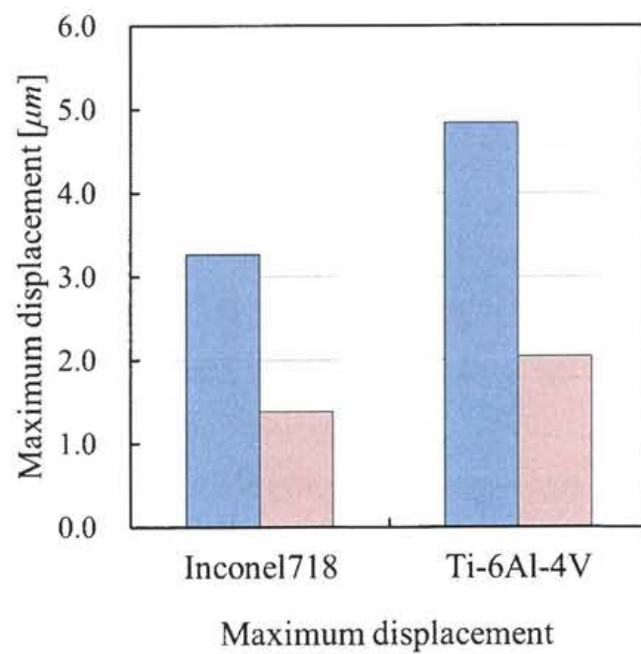
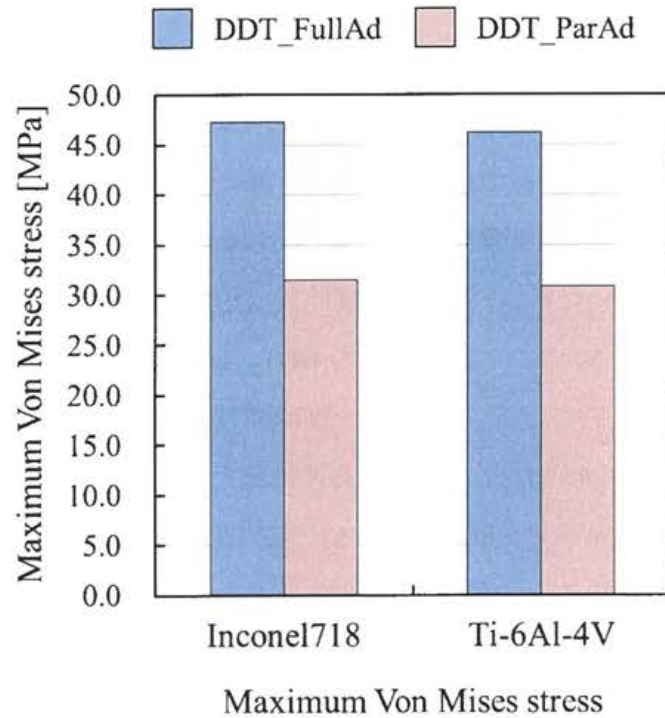


Fig.7.12 Maximum Von Mises stress and maximum displacement of the 1st rotor blade model due to the time averaged aerodynamic load

7. 6. 2. (2) タービンディスクモデル

Fig.7.13 は遠心力荷重に対するディスクモデルの応力分布、Fig.7.14 は各ディスク・各材料における最大応力と最大変位のグラフを示している。最大応力は DDT_FullAd で前縁フィレット部、DDT_ParAd で後縁フィレット部に発生しており、それぞれの拡大図を Fig.7.13 に示す。なお、最大変位は翼先端に表れた。DDT_ParAd では DDT_FullAd よりもタービン径が大きいので、いずれの材料でも DDT_FullAd に比べておよそ 1.5 倍の最大応力が発生している。また、最大変位も DDT_ParAd の方が大きく、DDT_FullAd のおよそ 2 倍の変位が生じている。さらに、その絶対値は $100\mu\text{m}$ オーダーであり、これは翼先端隙間 (0.3mm) の 30%以上に達する変位量である。次に、材料による応力の差に着目する。どちらのタービン形態でも、64 チタンの最大応力は Inconel718 に比べておよそ半減している。特に、DDT_ParAd の場合 Inconel718 では最大応力が降伏応力を大きく超えてしまい、十分な強度を得ることができないが、64 チタンでは降伏応力よりも最大応力を低減できることがわかる。一方、DDT_FullAd の最大応力はどちらの材料でも降伏応力以下となっている。このように、64 チタンにおける最大応力が Inconel718 に比べておよそ半減する要因として、各材料の密度の差が挙げられる。そこで、各材料の密度を Inconel718 の密度で正規化したグラフを Fig.7.15 に示す。遠心力による応力は材料密度に比例するが、Fig.7.15 からわかるように 64 チタンの密度は Inconel718 のおよそ半分である。したがって、このような密度の差によって 64 チタンにおける最大応力は Inconel718 に対しておよそ半減したと考えられる。

このように、遠心力によって作用する最大応力も翼ハブ側フィレット部に発生し、その応力値はタービン径の大きい DDT_ParAd の方が大きく、Inconel718 の場合その値は降伏応力を超えてしまう。しかし、材料密度の小さい 64 チタンの場合、最大応力を降伏応力未満に低減することが可能であることがわかった。一方、DDT_FullAd の最大応力はどちらの材料であっても降伏応力未満であることが確認された。このように、タービン設計ではその初期段階で翼フィレットまでを考慮した強度解析を行い、タービン径や材料の選定を行うことが重要である。

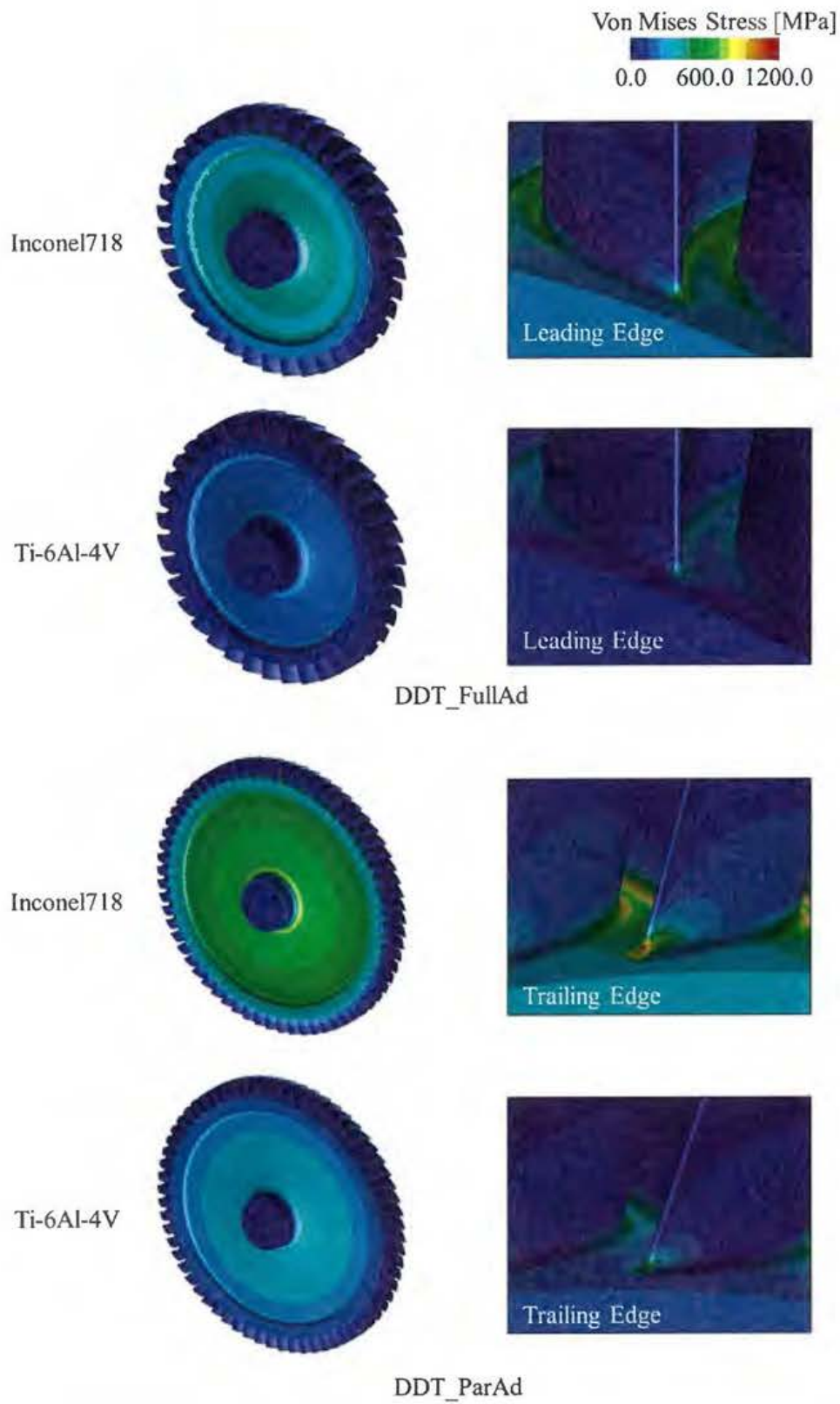


Fig.7.13 Von Mises stress distributions of the 1st rotor disk model due to the centrifugal force

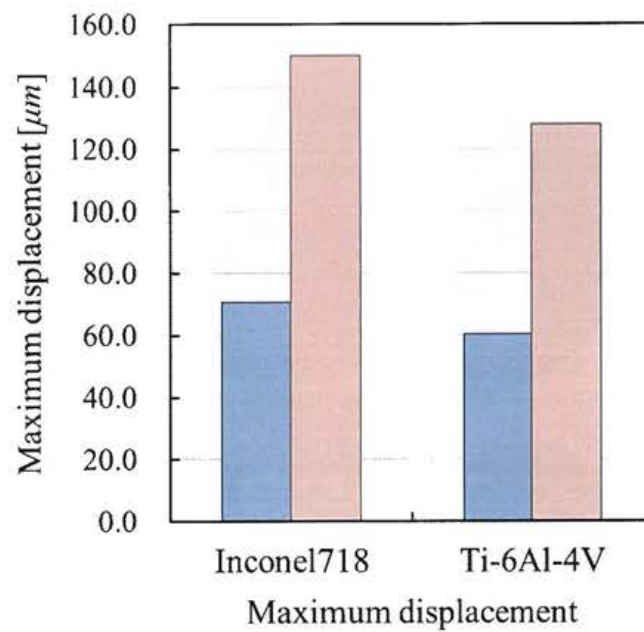
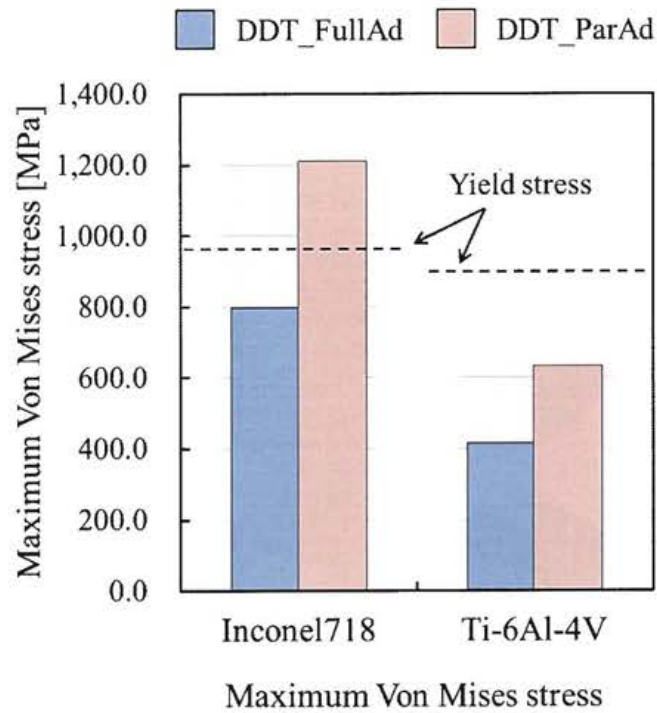


Fig.7.14 Maximum Von Mises stress and maximum displacement of the 1st rotor disk model due to the centrifugal force

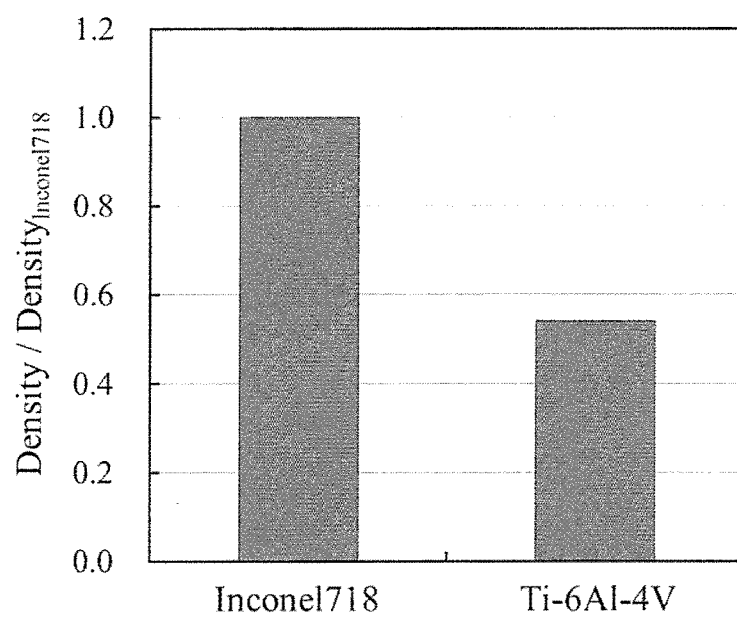


Fig.7.15 Normalized density of the Inconel718 and Ti-6Al-4V

7.7 固有値解析

本節では、タービンの固有値解析を実施する。前節と同様に翼単体モデルとディスクモデル双方を対象とし、それぞれの固有値解析により振動モードと固有周波数を求め、キャンベル線図を作成する。

7.7.1 初期応力条件

本章の固有値解析では、初期応力条件として時間平均流体力と遠心力を与えており、これらの荷重による剛性の変化を考慮している。

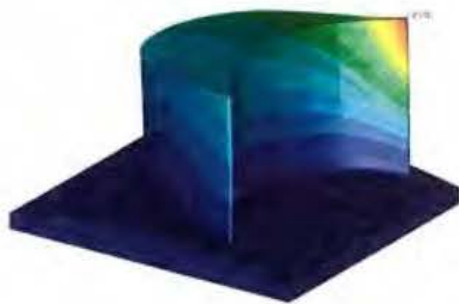
7.7.2 固有値解析の結果と考察

7.7.2.(1) 翼単体モデル

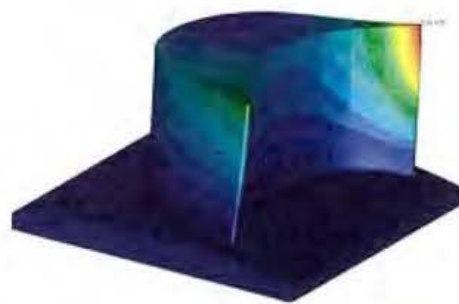
Fig.7.16 に DDT_FullAd の翼単体モデルにおける固有モード形状、Fig.7.17 に各材料でのキャンベル線図を示す。なお、固有モードは両材料とも同様の形状を示した。また、キャンベル線図には、動翼に作用する非定常流体力の FFT 処理結果 (Fig.6.30) において明瞭なピークが表れたノズル 1 次 BPF (28EO) と 2 次 BPF (56EO) の Engine Order ラインを示している。一般的にある程度アスペクト比が大きな翼では、1 次の曲げやねじりモードが低次側に表れるが、本タービンではアスペクト比が小さいため、そのようなモードが明瞭に表れるのではなく、いずれのモード形状も翼後縁部の変位が目立つモードとなっている。また、いずれの材料でも翼単体の固有振動数は 40,000Hz 以上と高く、64 チタンでは Inconel718 よりもさらに 2,000Hz 程度高い固有振動数を示した。翼単体の固有振動数が非常に高いため、Inconel718・64 チタンともにいずれの固有モードも設計回転数付近でノズル 1 次 BPF と十分に離れていることがわかる。したがって、DDT_FullAd ではタービン作動点付近において動翼と変動流体力のノズル 1 次 BPF 成分との共振は生じないと考えられる。また、ノズル 2 次 BPF も作動点近傍ではいずれの固有振動数とも一致せず、Inconel718 の Mode3 とのみ回転数±10%範囲内で一致する。しかし、その荷重周波数はノズル 1 次 BPF に比べて Mode1~Mode3 の固有振動数に近いことから、次節ではこの周波数成分に対する周波数応答解析を実施し、各モードが共振する可能性を確認する。

次に、DDT_ParAd の翼単体モデルに着目する。Fig.7.18 および Fig.7.19 に固有モード形状と各材料でのキャンベル線図をそれぞれ示す。DDT_FullAd に比べてアスペクト比が大きく、Mode1 は 1 次曲げモード、Mode2 は 1 次ねじりモードであることがわかる。また、Mode3~Mode5 は DDT_FullAd と同様に後縁側が強く振れるモードである。キャンベル線図の様子から、固有振動数はいずれの材料でも 35,000Hz 以上であり、ここでも 64 チタンでは Inconel718 よりも 2,000~3,000Hz 程度高いことがわかる。また、キャンベル線図には Fig.6.30 においてピークが表れたノズル閉塞部通過周波数 (3EO)、21EO、

ノズル 1 次 BPF 成分 (39EO) とその周辺の周波数における Engine Order ラインを示している。前章までに述べたように、部分挿入タービンでは低周波側を含む広い周波数域に流体力変動のピークが表れる。特に、本タービンの場合 3EO が変動流体力の最大成分となるが、その周波数は Mode1 の固有振動数に比べてはるかに低い。また、21EO は低周波域の変動ピークの中では高周波側に位置する成分であるが、その周波数も設計回転数付近でいずれの固有振動数よりもはるかに低く、設計点付近では閉塞部の存在により生じる低周波側の流体力変動成分と動翼とが共振する恐れはないと考えられる。一方、ノズル 1 次 BPF (39EO) とその周辺の周波数成分は、設計回転数 $\pm 10\%$ の付近で Mode1 および Mode2 と交差する。次章では、これらの荷重周波数成分のうち、ノズル 1 次 BPF である 39EO、設計点近傍で Mode1 と交差する 36EO、Inconel718 において設計回転数付近で Mode2 と交差する 42EO 成分に対する周波数応答解析を実施し、これらの荷重周波数による各モードの応答を調査する。



Mode1



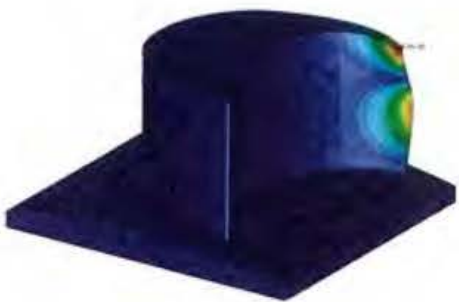
Mode2



Mode3



Mode4



Mode5

Fig.7.16 Modal shapes of the DDT_FullAd blade model

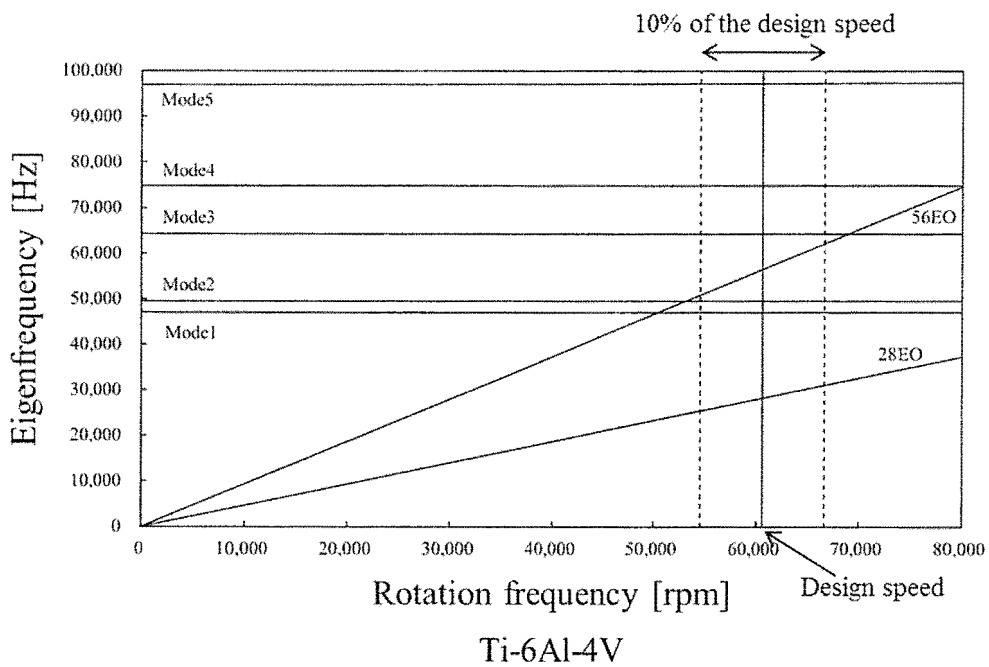
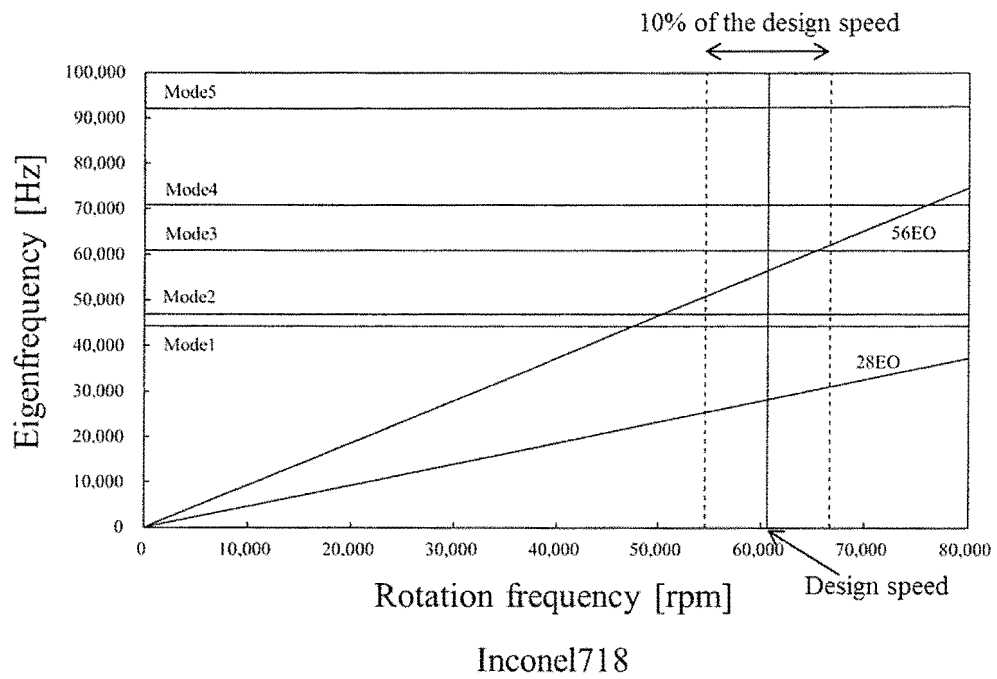
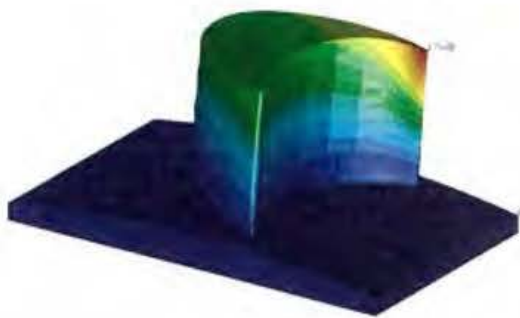
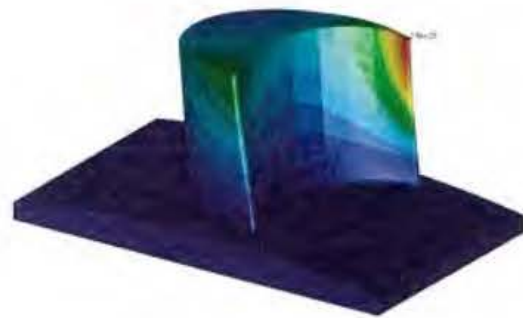


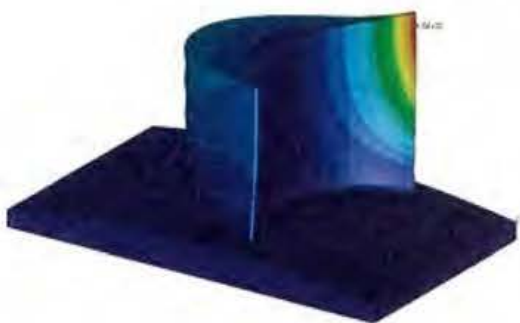
Fig.7.17 Campbell diagrams of the DDT_FullAd blade model



Mode1



Mode2



Mode3

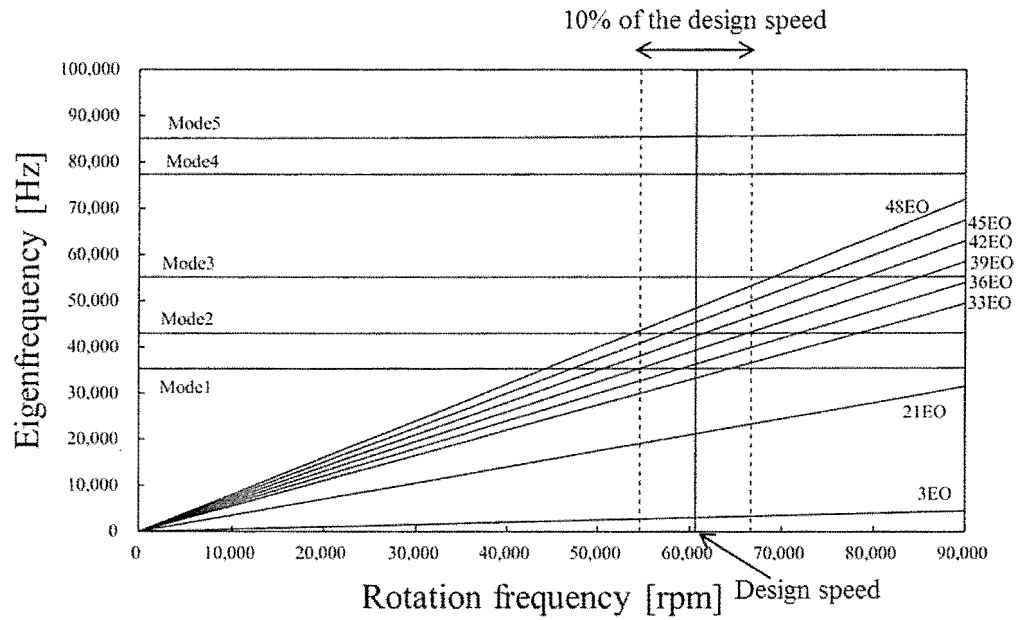


Mode4

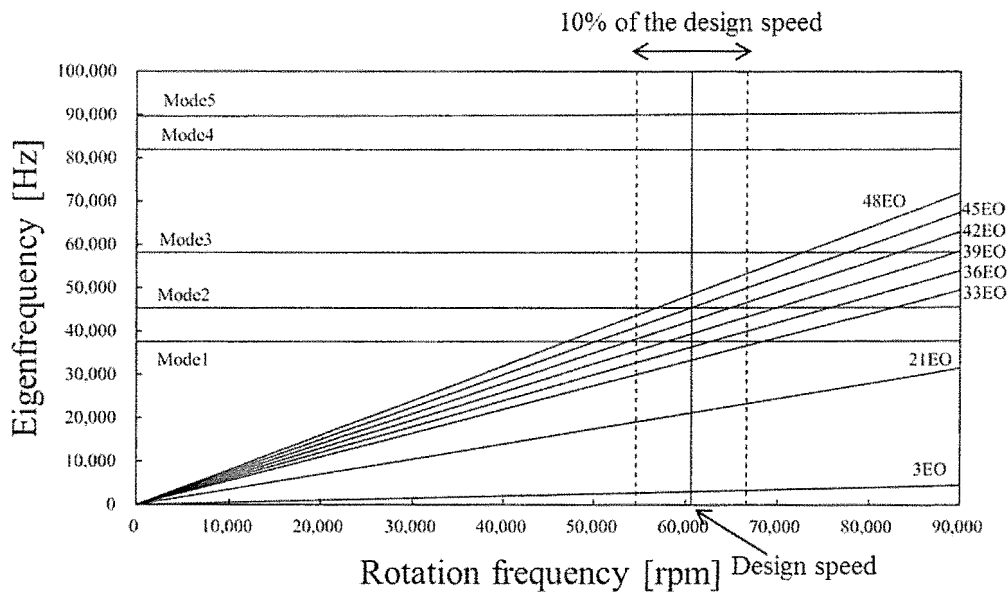


Mode5

Fig.7.18 Modal shapes of the DDT_ParAd blade model



Inconel718



Ti-6Al-4V

Fig.7.19 Campbell diagrams of the DDT_ParAd blade model

7.7.2.(2) タービンディスクモデル

Fig.7.20 および Fig.7.21 に DDT_FullAd ディスクの固有モード形状とキャンベル線図、Fig.7.22 と Fig.7.23 に DDT_ParAd ディスクの固有モード形状とキャンベル線図をそれぞれ示す。なお、DDT_FullAd のキャンベル線図にはノズル 1 次 BPF の Engine Order ライン、DDT_ParAd のキャンベル線図には閉塞部通過周波数 (3EO) と 6EO、9EO の Engine Order ラインを示している。

DDT_FullAd の固有値解析結果から、NC (Nodal Circle) モードと ND (Nodal Diameter) モードが表れていることがわかる。DDT_FullAd の場合、流体力変動の最大成分はノズル 1 次 BPF となるが、この荷重周波数はディスク低次モードの固有振動数よりもはるかに高く、設計点付近で共振する恐れはないと考えられる。また、64 チタンでは Inconel718 に比べて数百 Hz 程度固有振動数は高い結果となった。

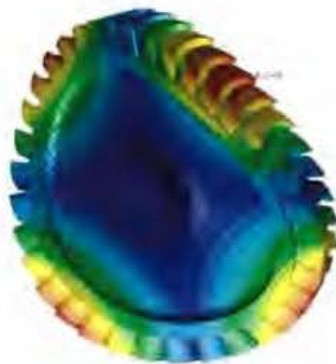
DDT_ParAd の結果から、DDT_FullAd と同様に 1NC や節直径モードが表れていることがわかる。DDT_ParAd では 3EO が荷重の最大成分となるが、設計点付近での荷重周波数と 1ND、1NC、2ND の固有振動数の差は数百～1000Hz 以内と近いことがわかる。一方、本タービンは 3 つ穴の部分挿入タービンであり、その周方向圧力分布は 3ND モード形状と類似する。そのため、この荷重周波数と 3ND の固有振動数は離調することが望ましいが、設計点付近では 2,000Hz 程度離調できており、このモードと 3EO との共振の恐れは低いと考えられる。また、6EO の荷重周波数は設計点－10%回転数付近で 3ND の固有振動数を通過するが、それ以上の次数の Engine Order ラインは設計点と大きく離れた位置で低次固有モードの固有振動数曲線を通過する。このように、部分挿入タービンでは流体力の閉塞部通過周波数成分とタービンディスクの低次固有モードの固有振動数が設計点付近において非常に近くなることが十分に想定される。したがって、設計初期段階でディスクを含めた固有値振動数を把握し、低周波流体力との離調について十分注意する必要がある。



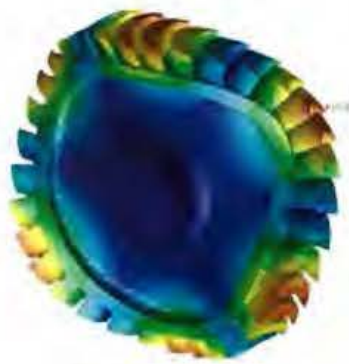
1NC



1ND



2ND



3ND

Fig.7.20 Modal shapes of the DDT_FullAd disk model

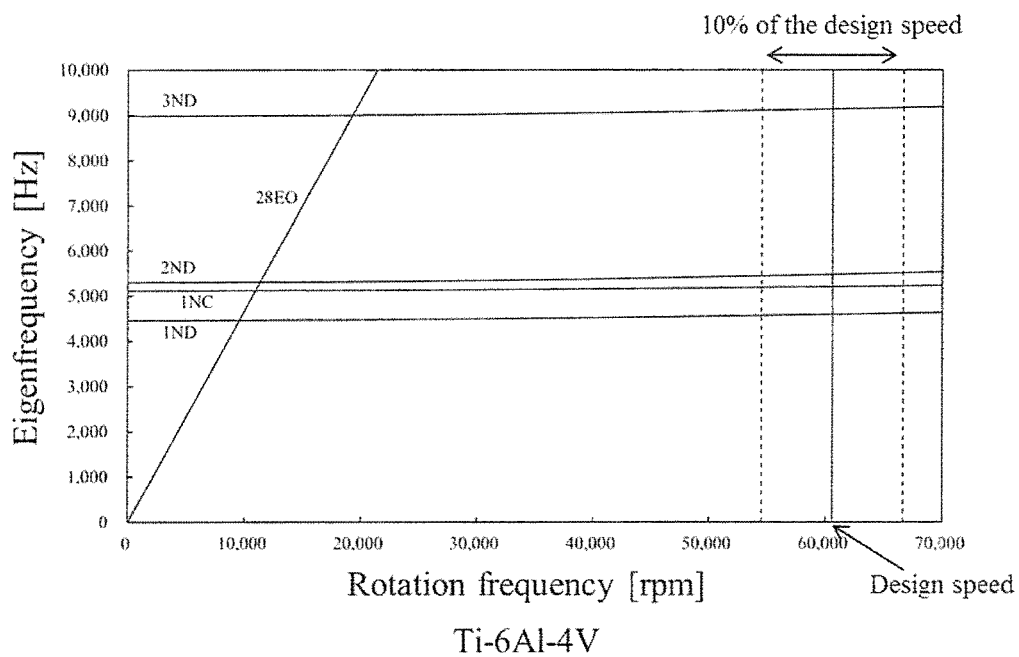
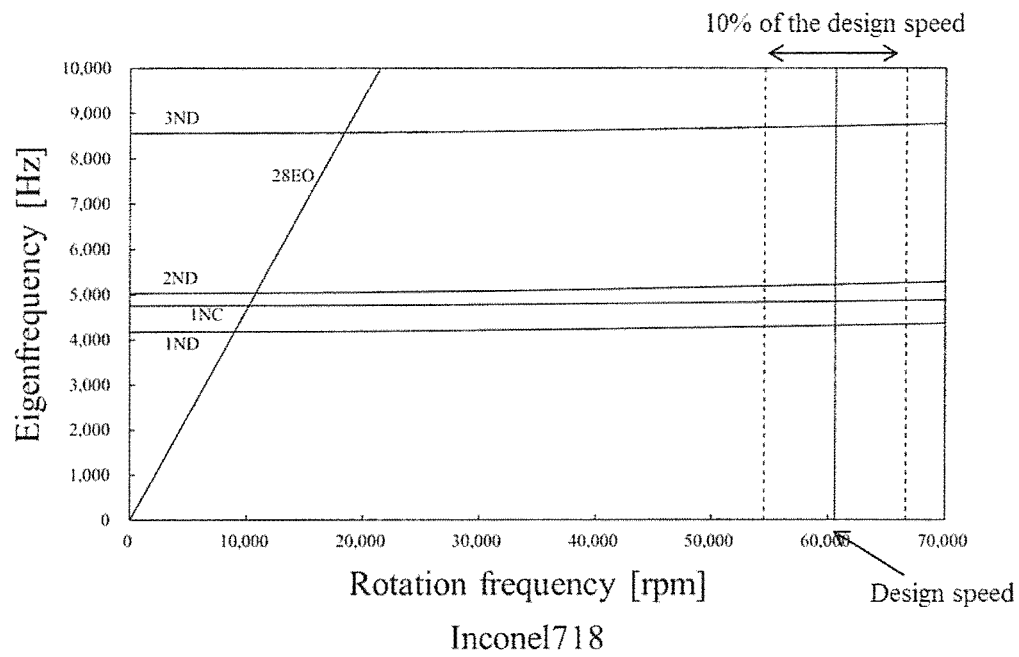
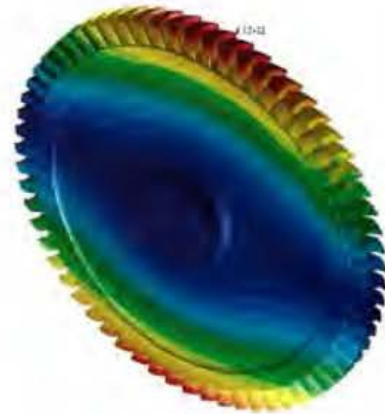


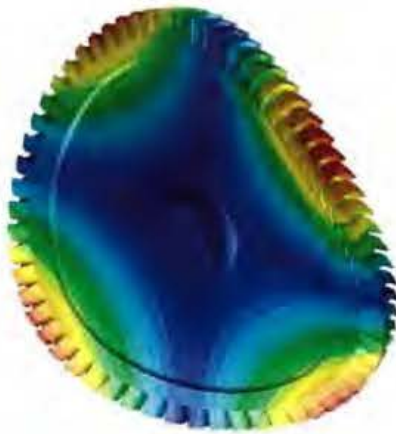
Fig.7.21 Campbell diagrams of the DDT_FullAd disk model



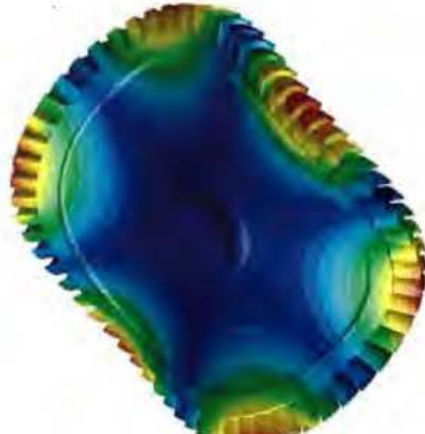
1NC



1ND



2ND



3ND

Fig.7.22 Modal shapes of the DDT_ParAd disk model

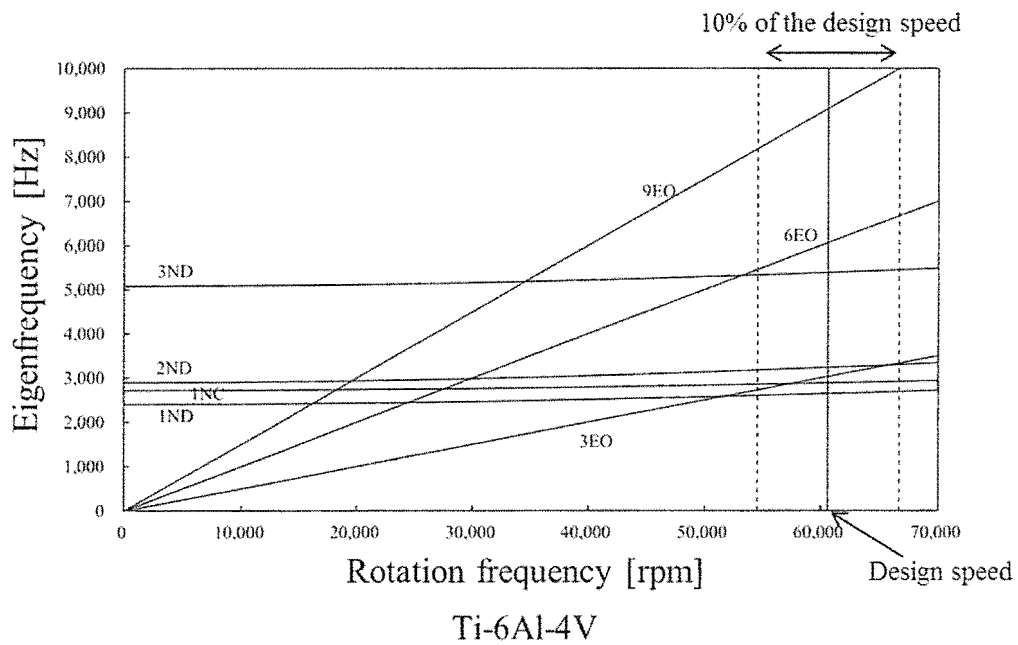
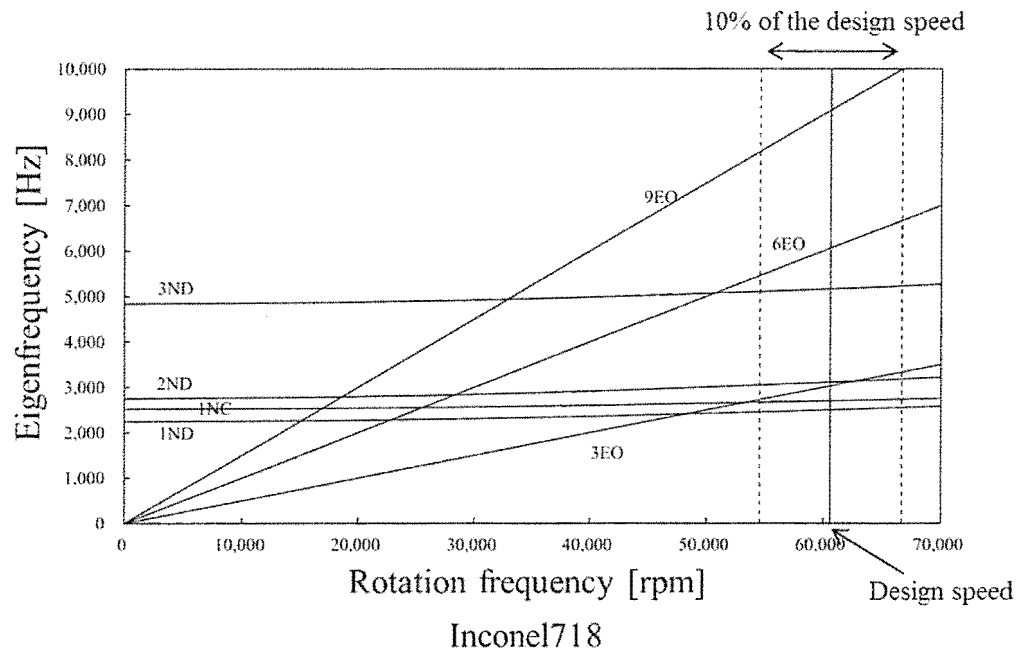


Fig.7.23 Campbell diagrams of the DDT_ParAd disk model

7.8 周波数応答解析

本節では、タービン初段部の周波数応答解析を実施する。まず、非定常 CFD 解析より得た非定常圧力分布を FFT 処理することで周波数毎に分離する。分離した荷重成分のうち、前章の非定常流体力 FFT 処理結果で大きな振幅を示した周波数成分や前節のキャンベル線図において設計点付近で固有振動数と一致する周波数成分を選定し、その周波数を変化させて周波数応答解析を行うことにより、仮にその荷重によって共振した場合の翼の応答を求め、応答時の応力に対する材料の疲労強度を評価する。

7.8.1 荷重条件

本章では、Table 7.7 に示す荷重周波数成分についてその周波数を変化させることにより、その荷重とタービンの各モードが共振する可能性と共振時の応力を評価する。なお、初期荷重条件には時間平均流体力と設計回転数での遠心力を与えている。

DDT_FullAd 翼単体モデルでは 56EO 成分に対する応答を評価する。この成分は、設計点 $\pm 10\%$ 回転数付近においてその振動数が低次固有モードの固有振動数と同オーダーとなる。一方、28EO（ノズル 1 次 BPF）成分は流体力変動としては最大成分であるが、設計点付近での振動数は固有振動数よりも十分に低いことから周波数応答解析は実施しない。

DDT_ParAd 翼単体モデルでは、36EO、39EO（ノズル 1 次 BPF）、42EO 成分に対する応答を評価する。これらの周波数成分は、ノズル BPF 付近の成分であり、設計回転数 $\pm 10\%$ 範囲内とその近くにおいて Mode1～Mode2 の固有振動数と一致する。

DDT_ParAd ディスクモデルでは、3EO（閉塞部通過周波数）に対する応答を評価する。この周波数成分は最大の変動荷重成分である。

Table 7.7 Unsteady aerodynamic load frequency components for the frequency response analysis of the rotor blade model

	Unsteady load frequency component	Frequency range [Hz]
DDT_FullAd Blade model	56EO (Nozzle 2 nd BPF)	40,000~80,000
DDT_ParAd Blade model	36EO, 39EO (Nozzle BPF), 42EO	30,000~60,000
DDT_ParAd Disk model	3EO (Nozzle closed sector passing frequency)	42,000~115,000

7. 8. 2 周波数応答解析の結果と考察

7. 8. 2. (1) DDT_FullAd 翼単体モデル

Fig.7.24 は DDT_FullAd の翼面に作用する非定常圧力を FFT 処理し、56EO 成分をコンター化した結果であり、周波数応答解析における入力荷重分布に相当する図である。なお、図のグレー部は入力（荷重）がゼロ、赤と青はそれぞれ正負の入力を示し、図中 T は荷重変動の周期である。この図から、56EO 成分の特徴として翼面全域にわたって複雑な荷重分布を持ち、比較的狭い領域内に異なる位相の荷重が作用することがわかる。負圧面頂点の前方では特に荷重分布が複雑であり、この領域に表れているスパン方向に広がる変動領域は隣接動翼前縁で生じる衝撃波の衝突によるものである。一方、負圧面頂点後方では変動がさほど強くない。また、正圧面側でも正負の位相が混在した大きな変動が表れており、正圧面側では後縁近くにおいても荷重変動は大きい。

Inconel718 と 64 チタン各材料でのこの非定常荷重に対する翼前縁フィレットおよび後縁フィレット部の応答（Von Mises 応力）を Fig.7.25 と Fig.7.26 に示す。Inconel718 では Model 1 が強く応答し、前縁フィレットではおよそ 200MPa の繰り返し応力が作用する。Fig.7.27 は Model 1 応答時の Von Mises 応力分布であり、翼前縁と後縁、負圧面頂点のフィレット部に応力集中が表れていることがわかる。Model 1 が応答する一方で、この荷重による Mode2～Mode4 の共振は生じていないことがわかる。一方、64 チタンでは Model 1 と Mode3 が励起され、50MPa 程度の応力が発生するが、この場合も Mode2 は応答しないことがわかる。

このように、DDT_FullAd では変動荷重の 56EO 成分によって Inconel718 で Model 1、64 チタンでは Model 1 と Mode3 が励起されることがわかった。そこで、その際に発生する繰り返し応力を 10^7 サイクルの修正グッドマン線図にプロットすることで、材料の疲労限度の観点からその共振回避の必要性について評価する。なお、64 チタンでの応答は Model 1 と Mode3 でほぼ同程度であることから、ここでは各材料とも Model 1 が励起された場合の応答について評価する。Fig.7.28 にその結果を示す。ここで、平均応力は遠心力荷重を付加した際の線形静解析の結果から得た値を用いている。図中のハッチング領域が材料の安全寿命領域であるが、Inconel718 では前縁と後縁ハブフィレットでの応答

が安全領域と危険領域の境界付近に存在する。したがって、Inconel718 では設計点付近で変動荷重の 56EO 成分が Model 1 と共振することは避けなければならないが、本タービンでは共振点と設計点が大きく離れて設計できていることがわかる。一方、64 チタンでは Inconel718 に比べて安全領域の範囲は狭くなる。しかし、Fig.7.26 に示すように Inconel718 よりも応答が小さいうえ、遠心力による応力も低下するためその応答結果は修正グッドマン線図上では十分に安全域内に存在する。したがって、64 チタンを用いる場合は 56EO 成分と Model 1 を必ずしも離調する必要性は低いと考えられる。

以上から、DDT_FullAd の初段動翼では、Inconel718 の場合、変動荷重の 56EO 周波数成分に対して Model 1 が大きく応答し、この共振は回避するべきであることがわかった。一方、64 チタンでは Model 1 と Mode3 が応答するが、ともに共振点は設計点から離れているうえ、共振時の応力は修正グッドマン線図上で安全領域に入ることから必ずしも離調する必要性は低いことが判明した。

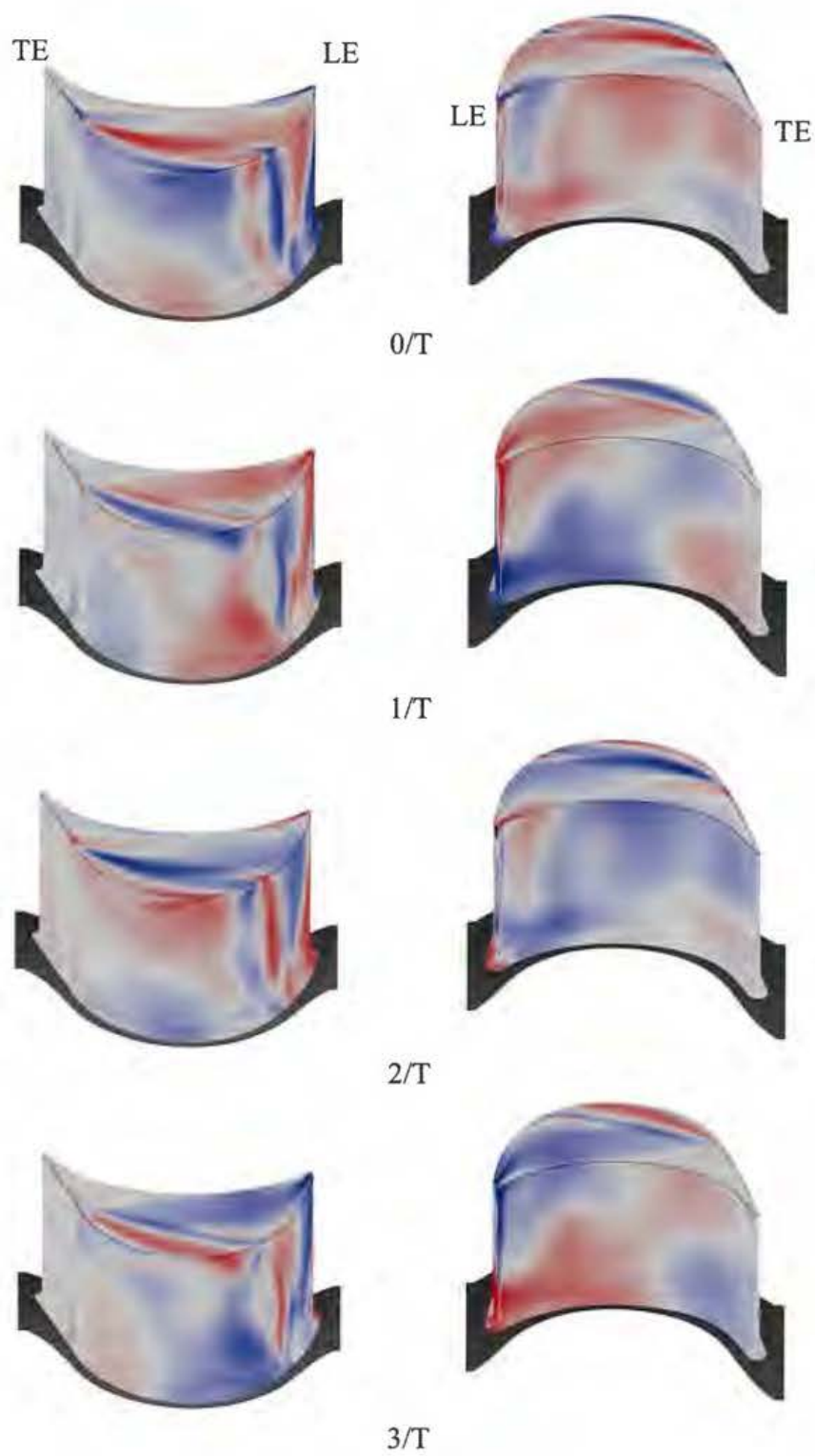


Fig.7.24 Load distributions of the 56EO frequency component of the unsteady aerodynamic load on the DDT_FullAd blade

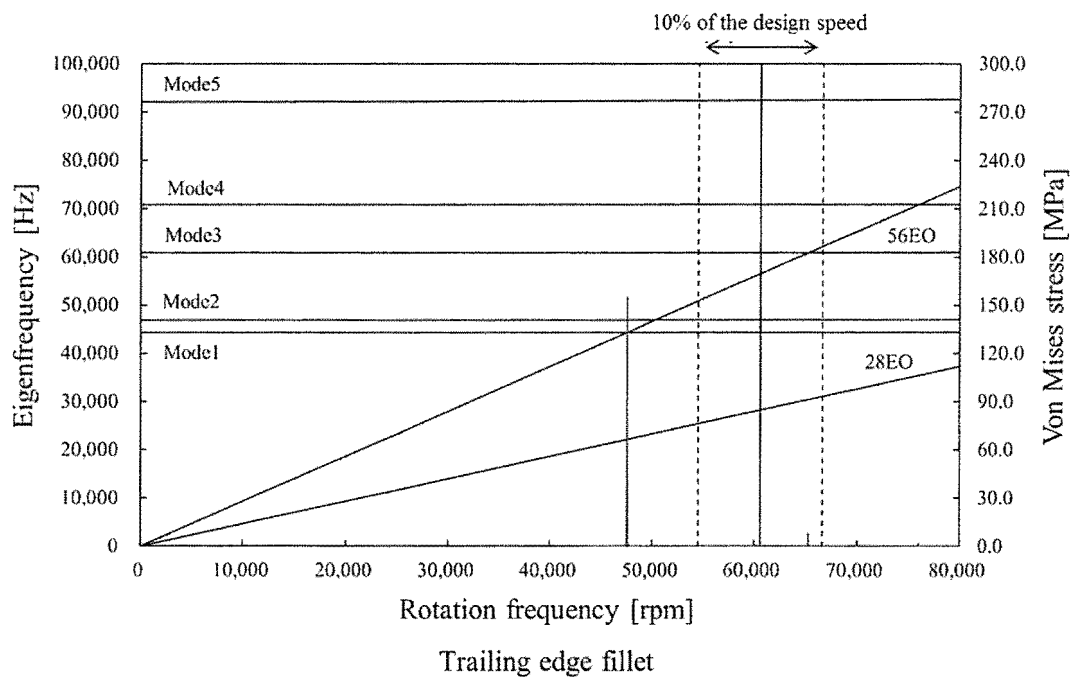
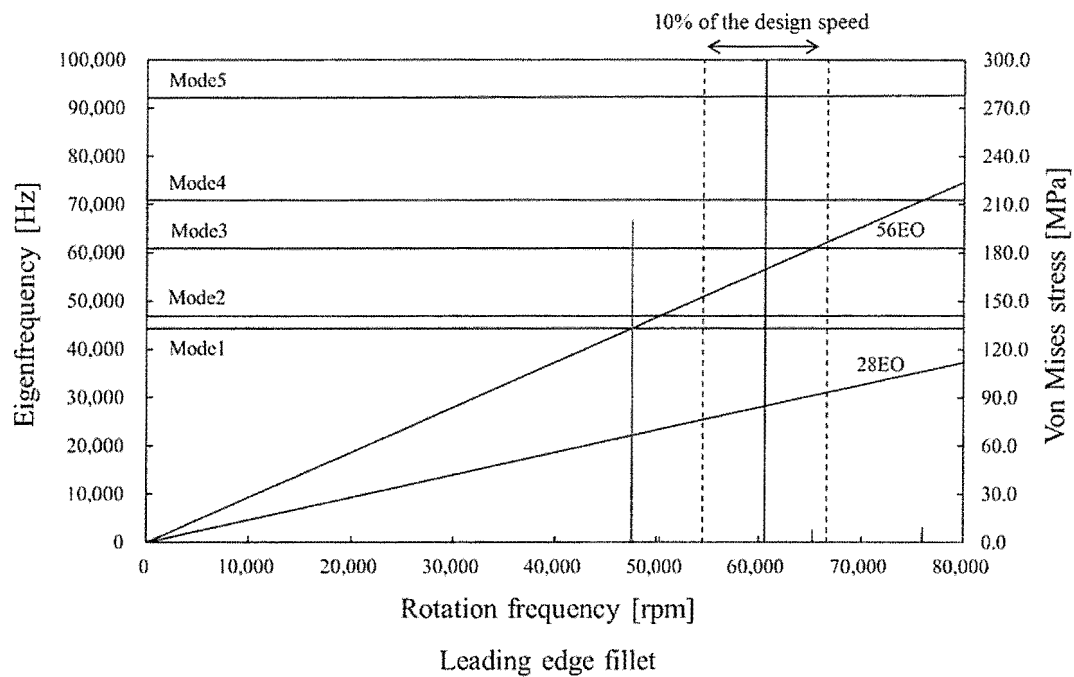
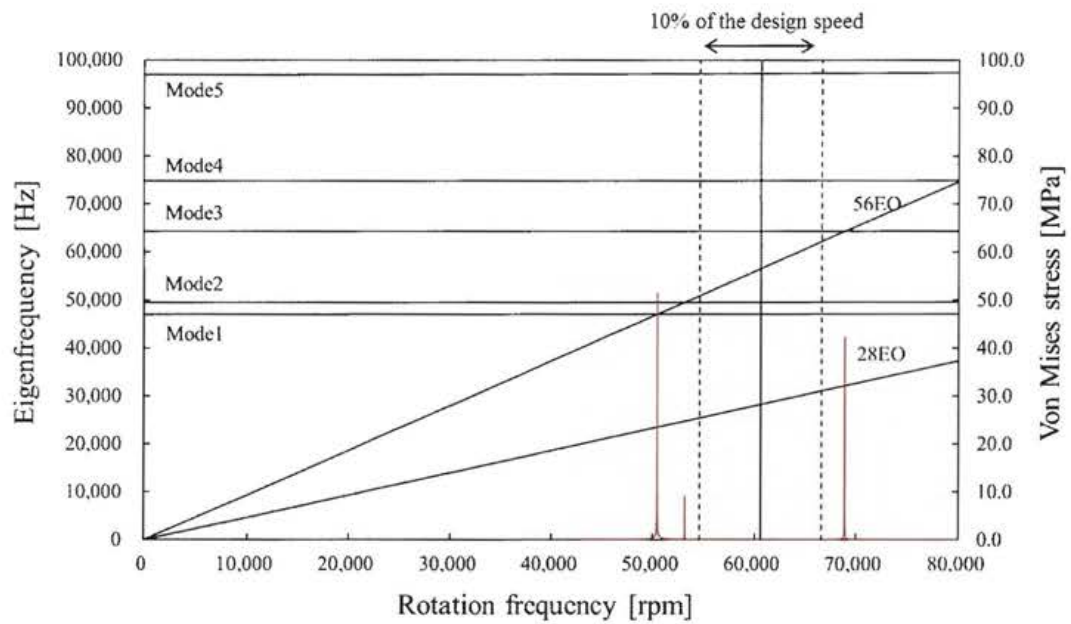
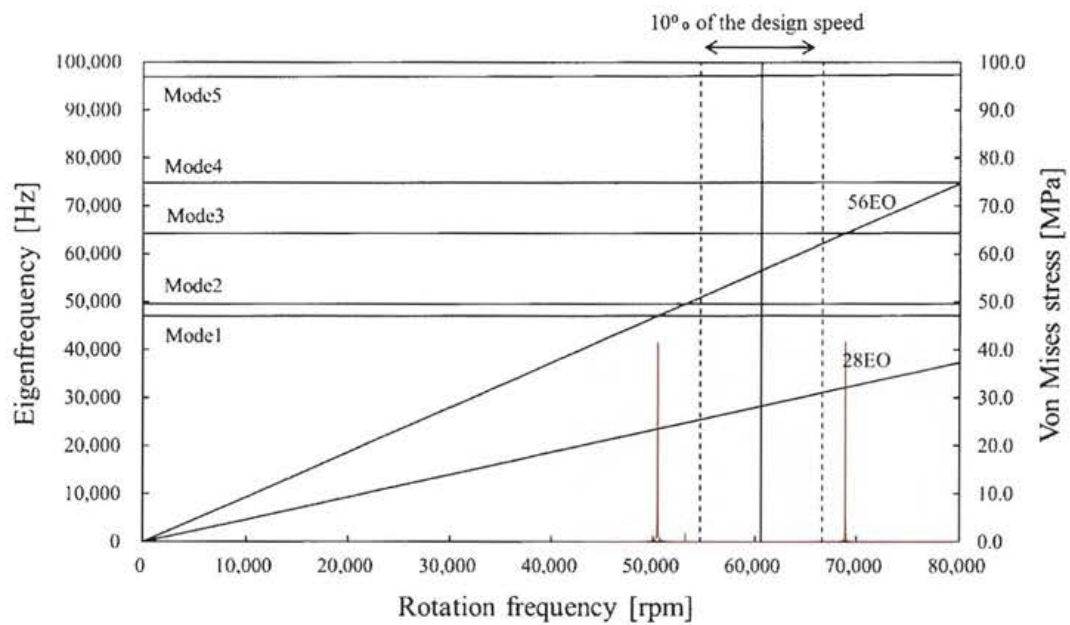


Fig.7.25 Frequency responses of the DDT_FullAd blade to the 56EO frequency component of the unsteady aerodynamic load. Material : Inconel718



Leading edge fillet



Trailing edge fillet

Fig.7.26 Frequency responses of the DDT_FullAd blade to the 56EO frequency component of the unsteady aerodynamic load. Material : Ti-6Al-4V

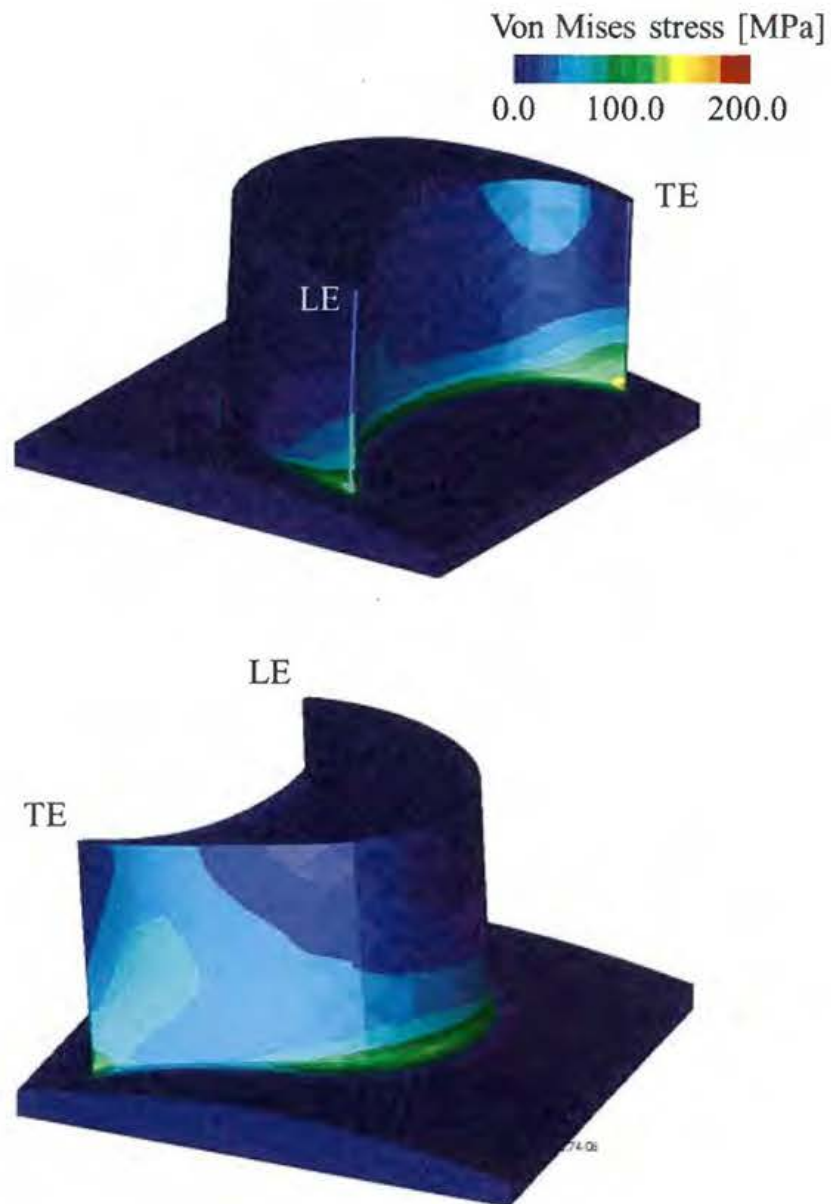


Fig.7.27 Von Mises stress distributions of the time the model of the DDT_FullAd blade is excited by the 56EO frequency component of the unsteady aerodynamic load.
Material : Inconel718

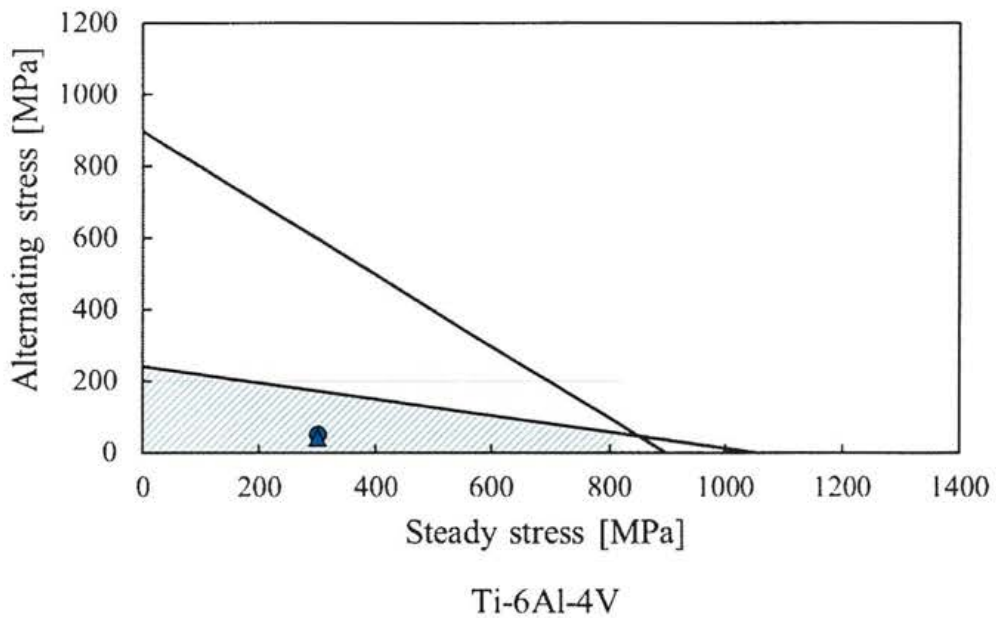
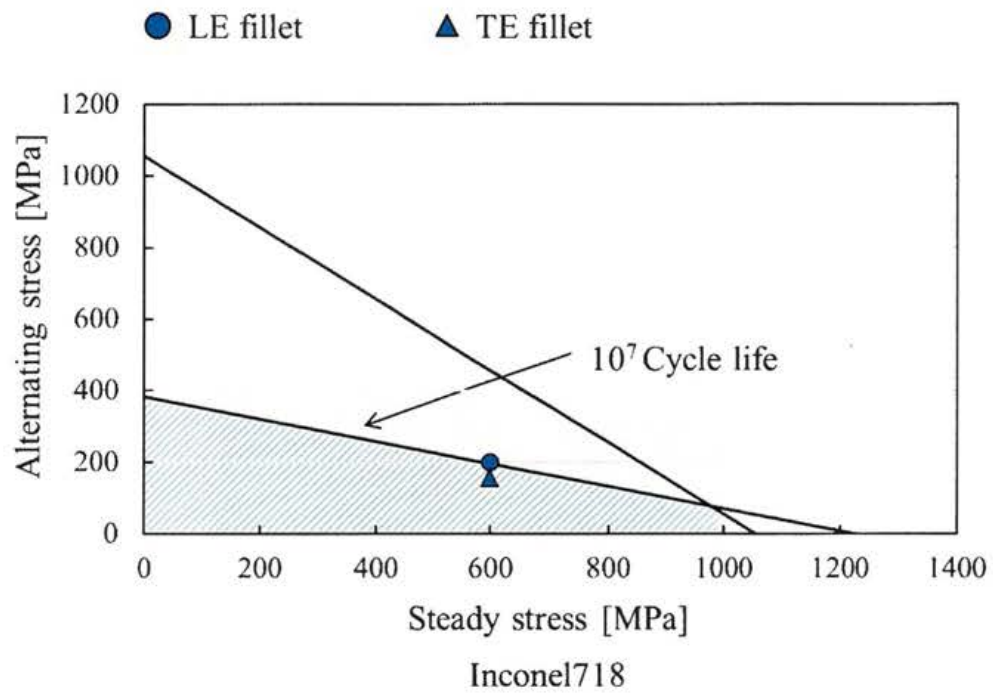


Fig.7.28 Modified Goodman diagrams (10^7 cycles) and the response of the time the model is excited by the 56EO frequency component of the unsteady aerodynamic load

7. 8. 2. (2) DDT_ParAd 翼単体モデル

Fig.7.29～Fig.7.31 に DDT_ParAd に作用する非定常圧力の 36EO、39EO、42EO 成分をコンター化した様子を示す。いずれも、隣接動翼前縁で発生する衝撃波が衝突する負圧面上点前方での変動が強いという特徴を持つ。

これらの荷重に対する応答を Fig.7.32～Fig.7.37 に示す。Inconel718 ではいずれの荷重に対しても Mode3 が大きく応答し、特に 39EO では後縁で 360MPa の応力が発生する。しかし、Mode3 はいずれの荷重とも設計点から離れた位置で固有振動数と一致するため、本タービンではタービン作動時に共振する可能性は低いと考えられる。64 チタンでは Mode1 の応答が目立ち、特に、39EO では 70MPa 程度の応力が作用するうえ、その共振点は設計点と比較的近い。一方、36EO と 42EO が応答する際の応力は 10～20MPa 程度である。

各荷重に対する Mode1 と Mode3 応答時の応力を 10^7 サイクルの修正グッドマン線図にプロットした結果を Fig.7.38～Fig.7.40 に示す。Inconel718 の場合、いずれの荷重でも Mode3 の後縁における応答は危険領域外もしくは安全域の境界に位置し、本モードの固有振動数は作動点付近におけるこれら荷重の周波数と離調するべきであることがわかる。また、Mode1 はいずれの荷重でも安全領域に位置する。一方、64 チタンではいずれの荷重に対しても Mode1 および Mode3 共振時の応力は安全領域内に位置することがわかった。

以上から、DDT_ParAd の初段動翼では、Inconel718・64 チタン双方において設計点付近で材料の疲労限度を超えるような共振は発生しないことがわかった。ただし、第 7 章第 6 節の線形静解析で明らかになったように、Inconel718 では遠心力による応力が材料の降伏応力を超えるため、2 つの材料の中では 64 チタンを用いるべきである。

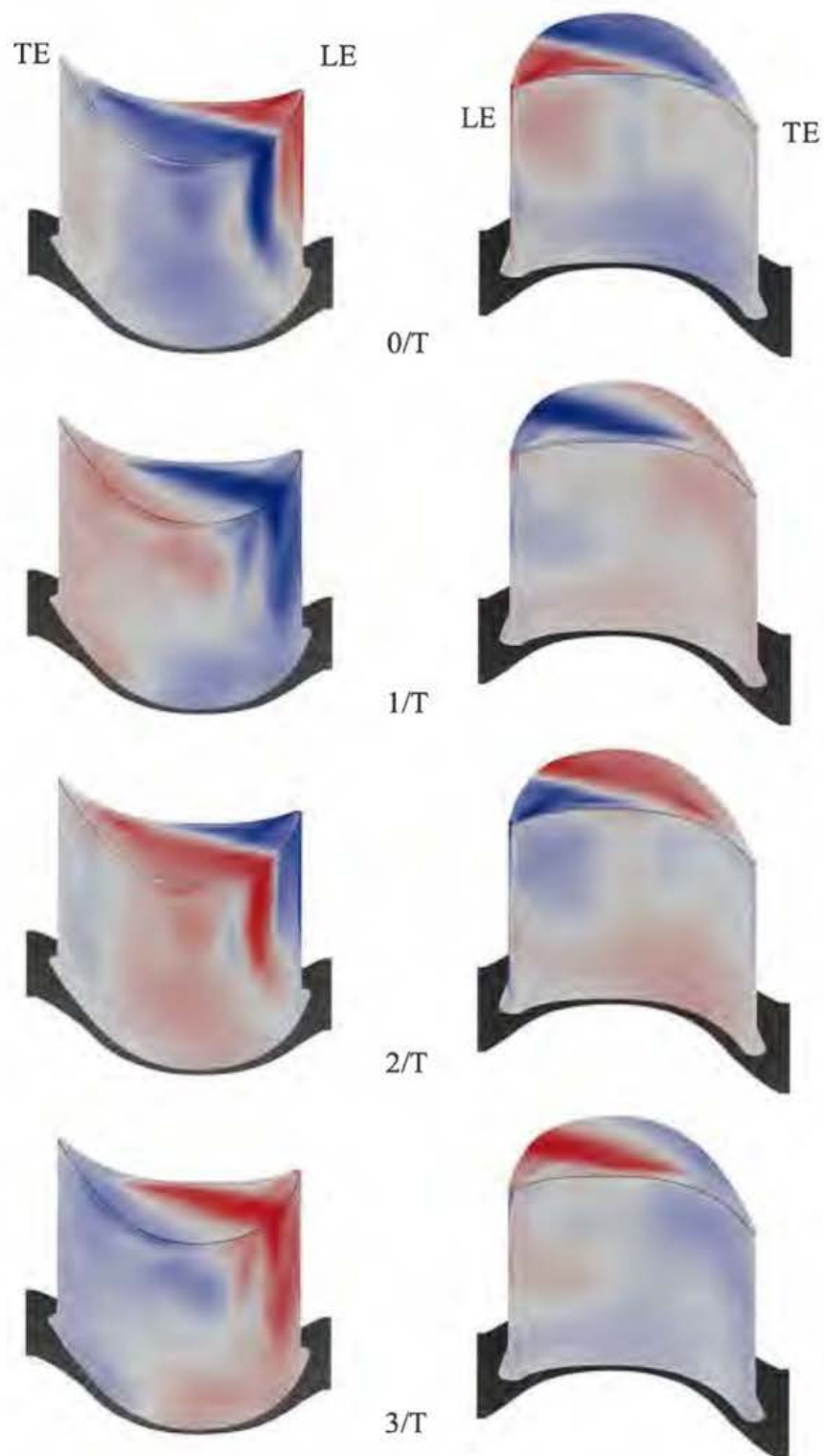


Fig.7.29 Load distributions of the 36EO frequency component of the unsteady aerodynamic load on the DDT_ParAd blade

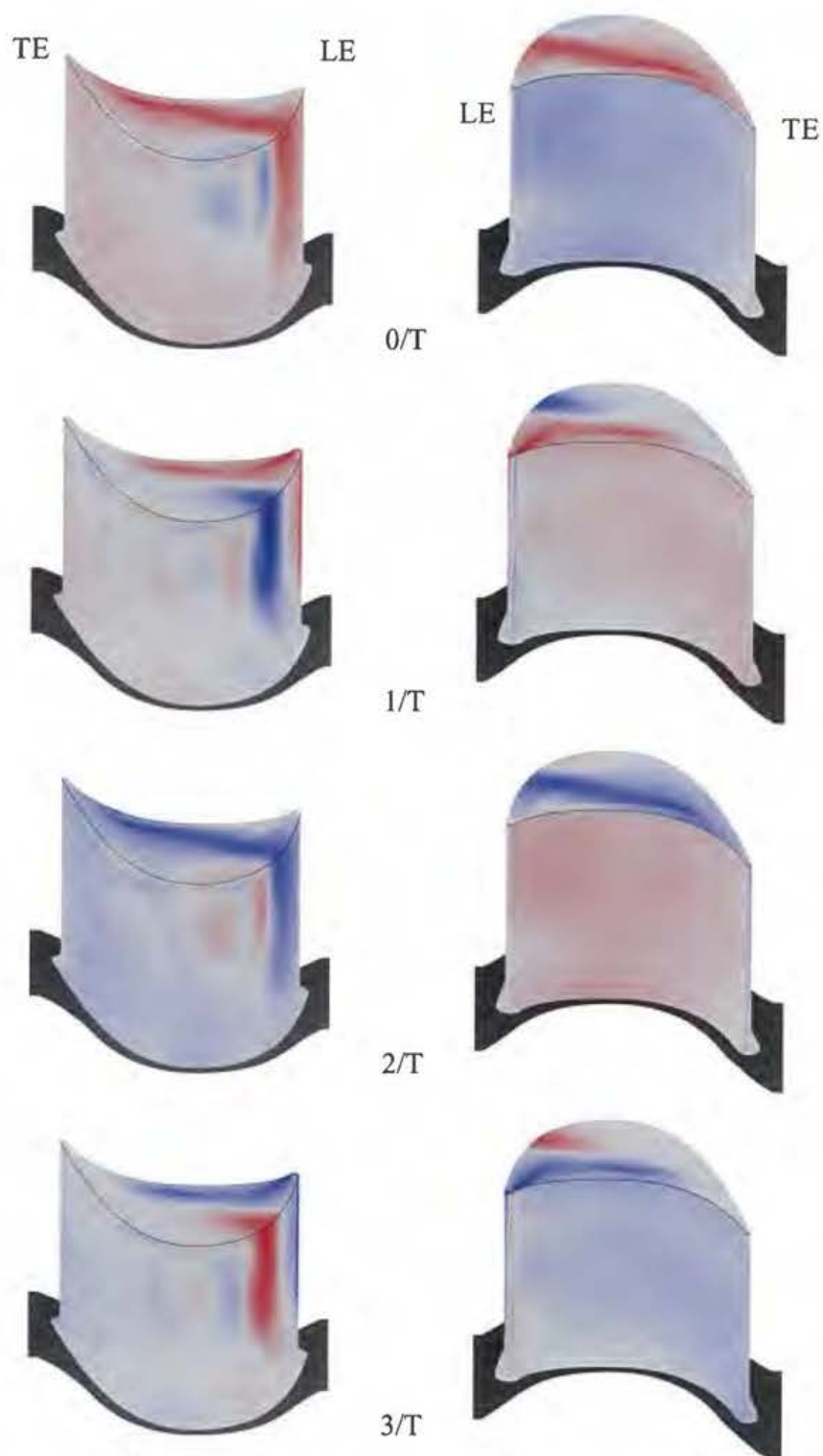


Fig.7.30 Load distributions of the 39EO frequency component of the unsteady aerodynamic load on the DDT_ParAd blade

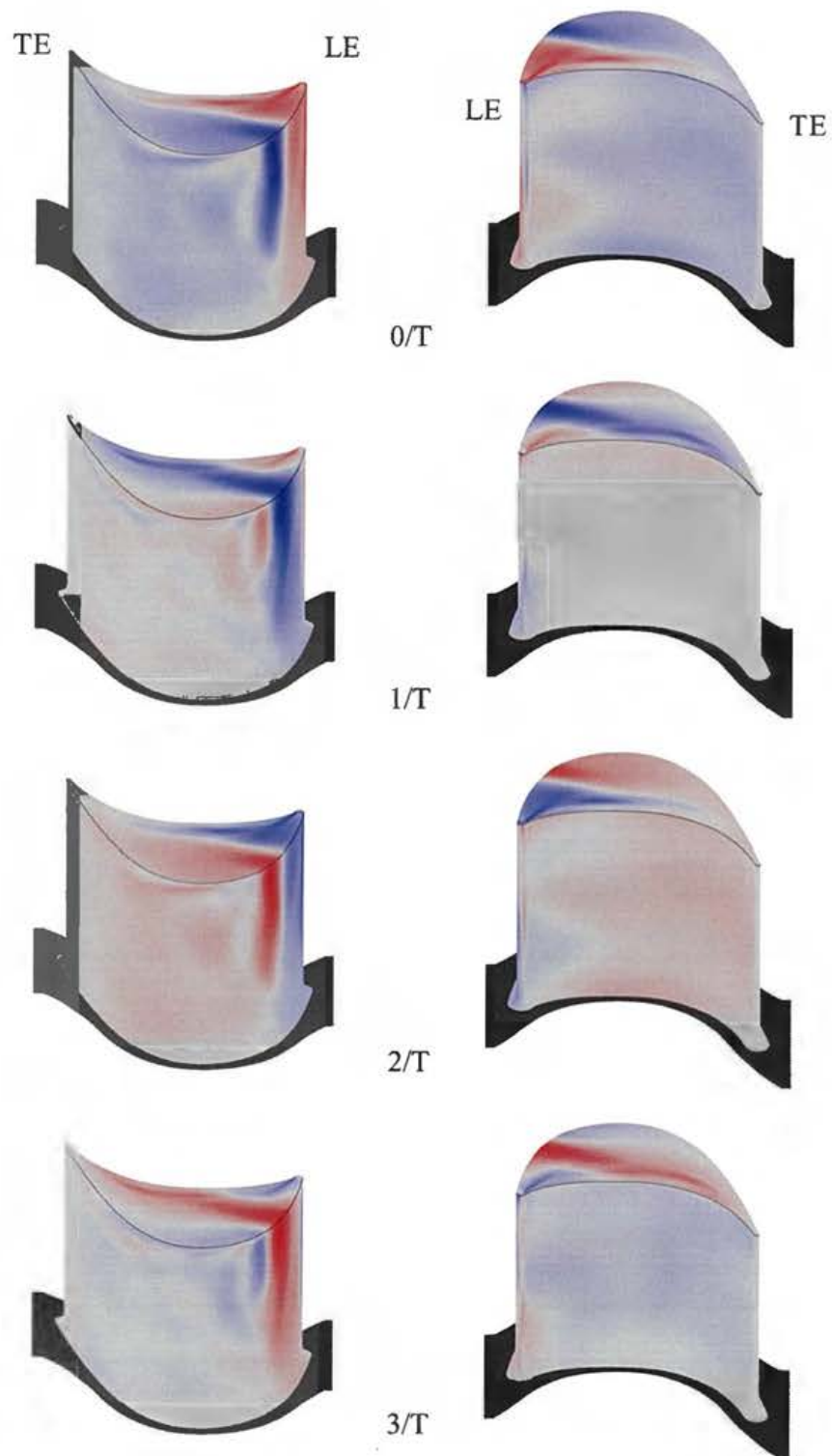


Fig.7.31 Load distributions of the 42EO frequency component of the unsteady aerodynamic load on the DDT_ParAd blade

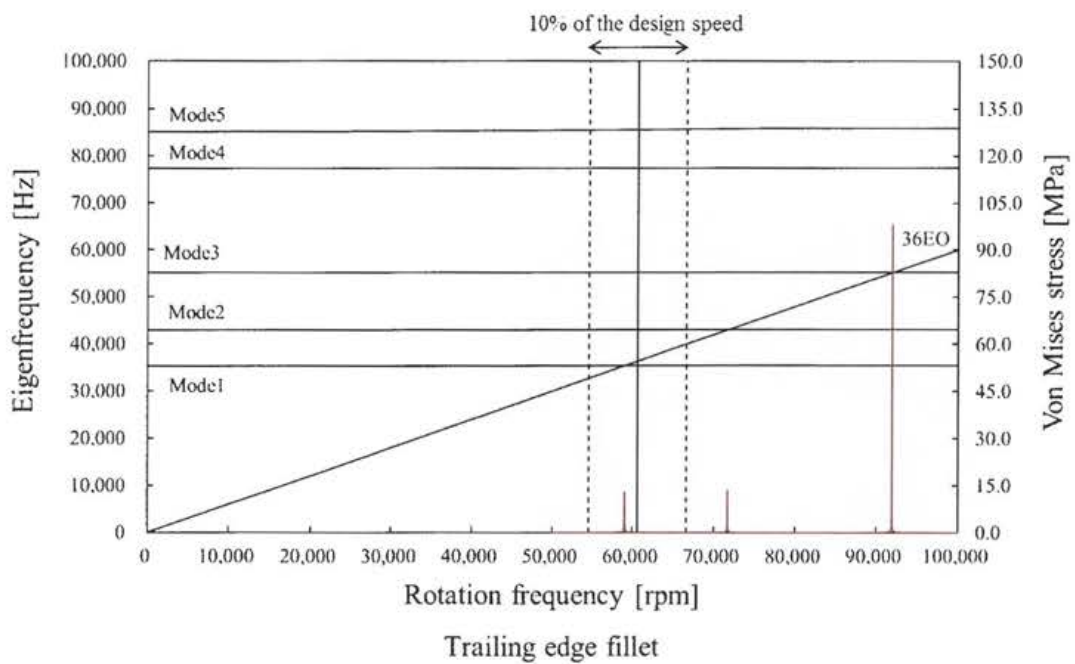
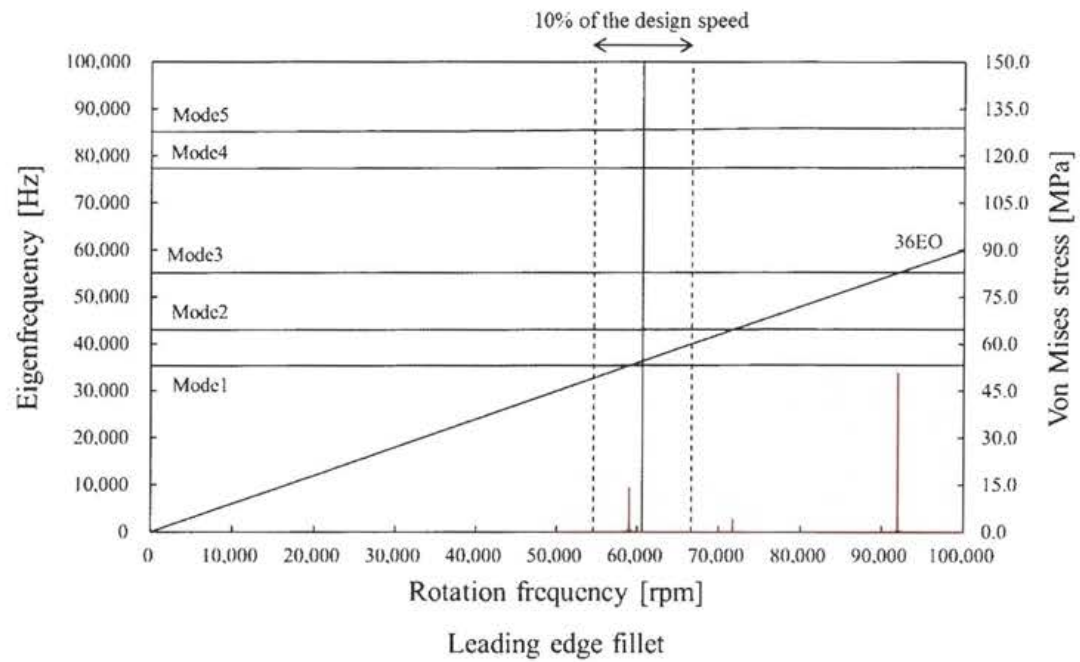


Fig.7.32 Frequency responses of the DDT_ParAd blade to the 36EO frequency component of the unsteady aerodynamic load. Material : Inconel718

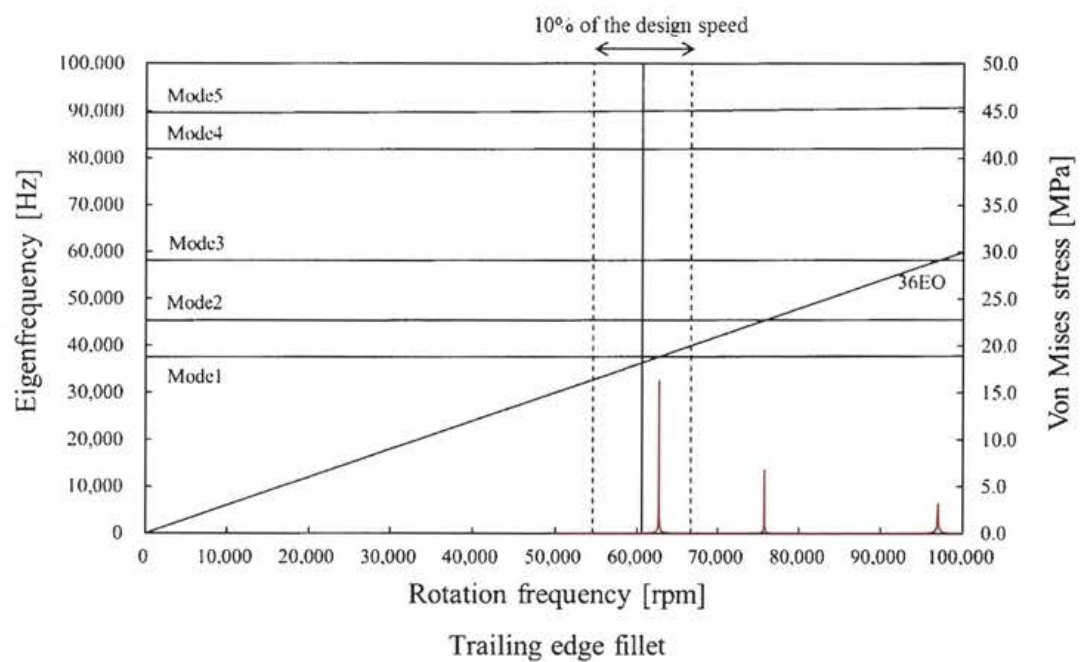
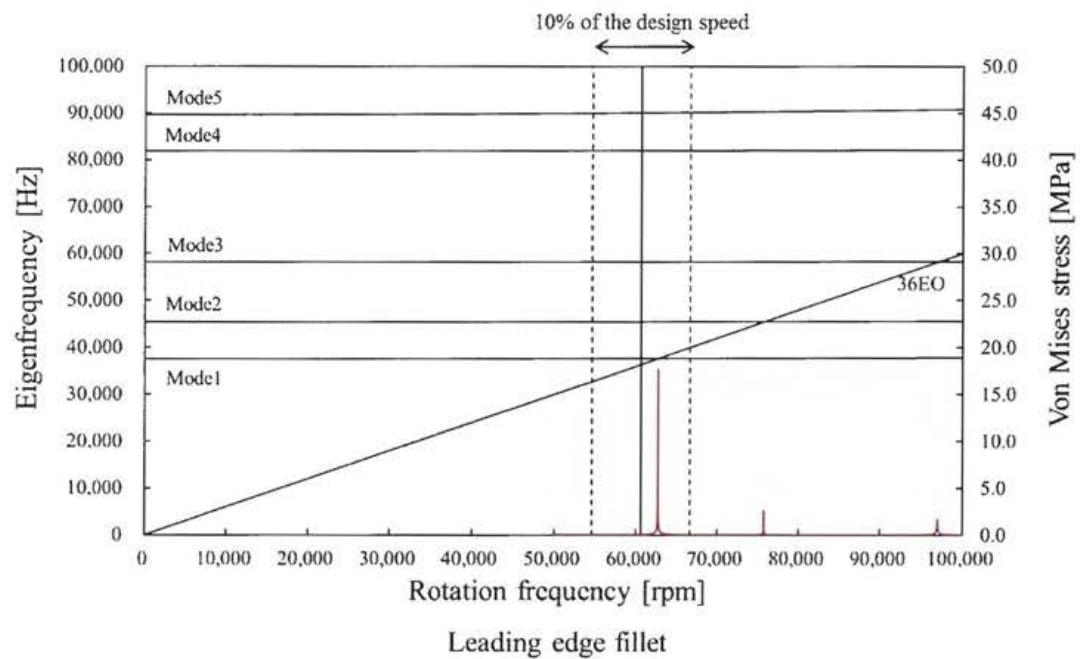


Fig.7.33 Frequency responses of the DDT_ParAd blade to the 36EO frequency component of the unsteady aerodynamic load. Material : Ti-6Al-4V

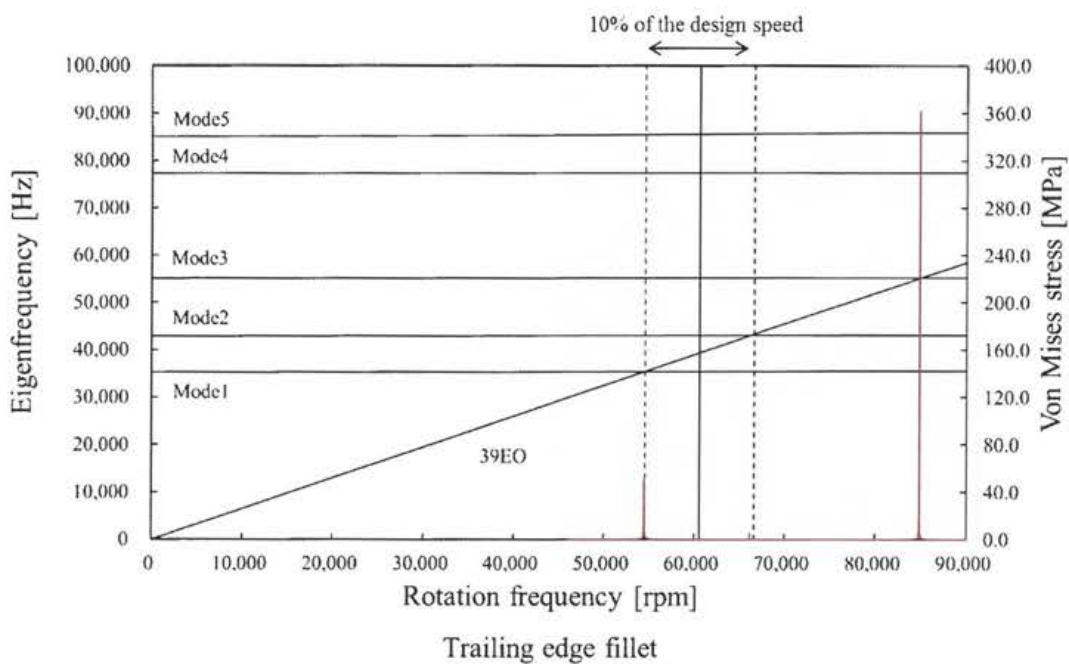
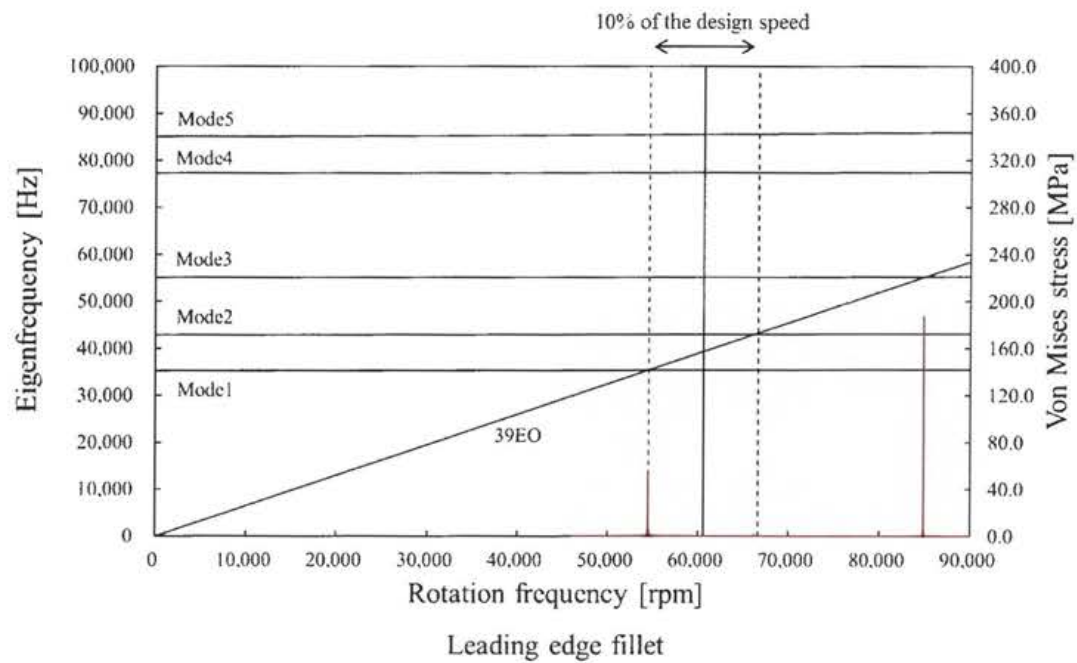


Fig.7.34 Frequency responses of the DDT_ParAd blade to the 39EO frequency component of the unsteady aerodynamic load. Material : Inconel718

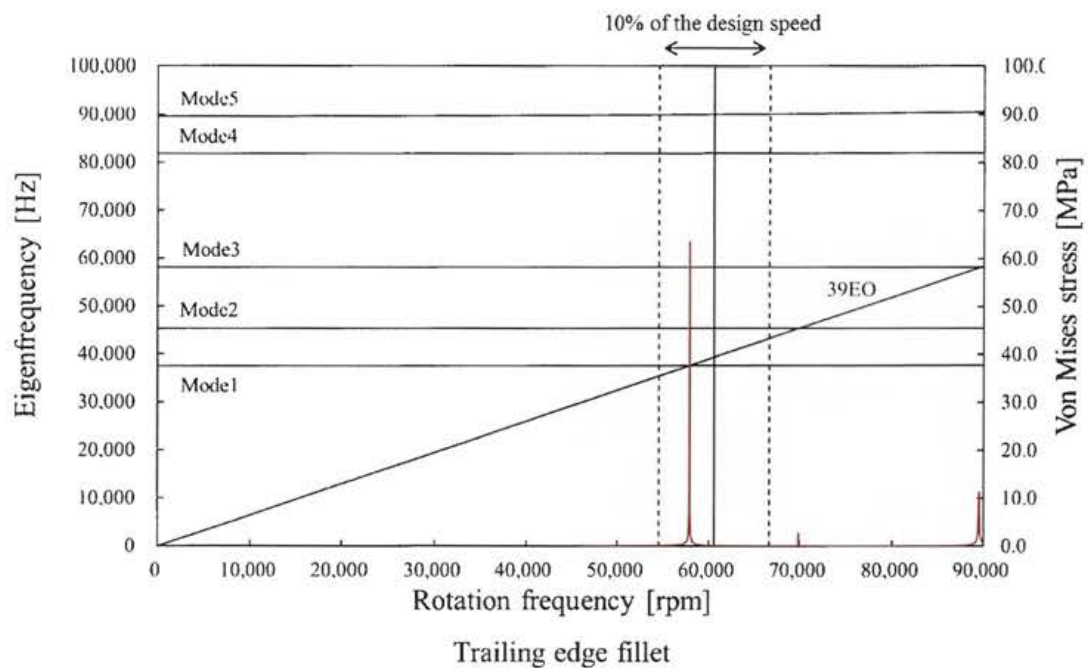
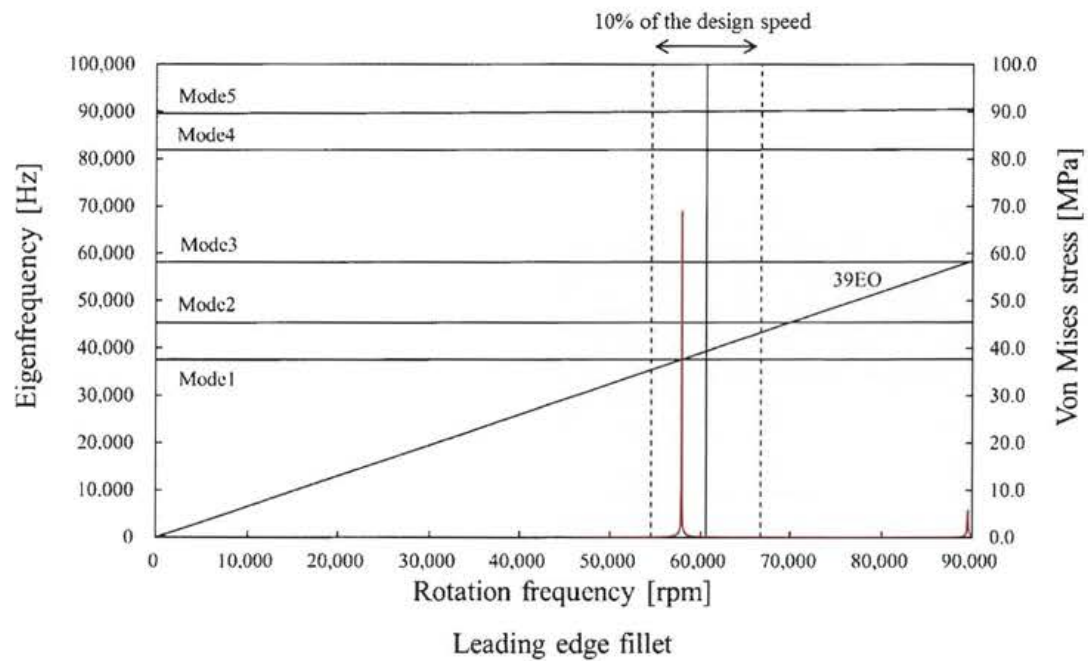


Fig.7.35 Frequency responses of the DDT_ParAd blade to the 39EO frequency component of the unsteady aerodynamic load. Material : Ti-6Al-4V

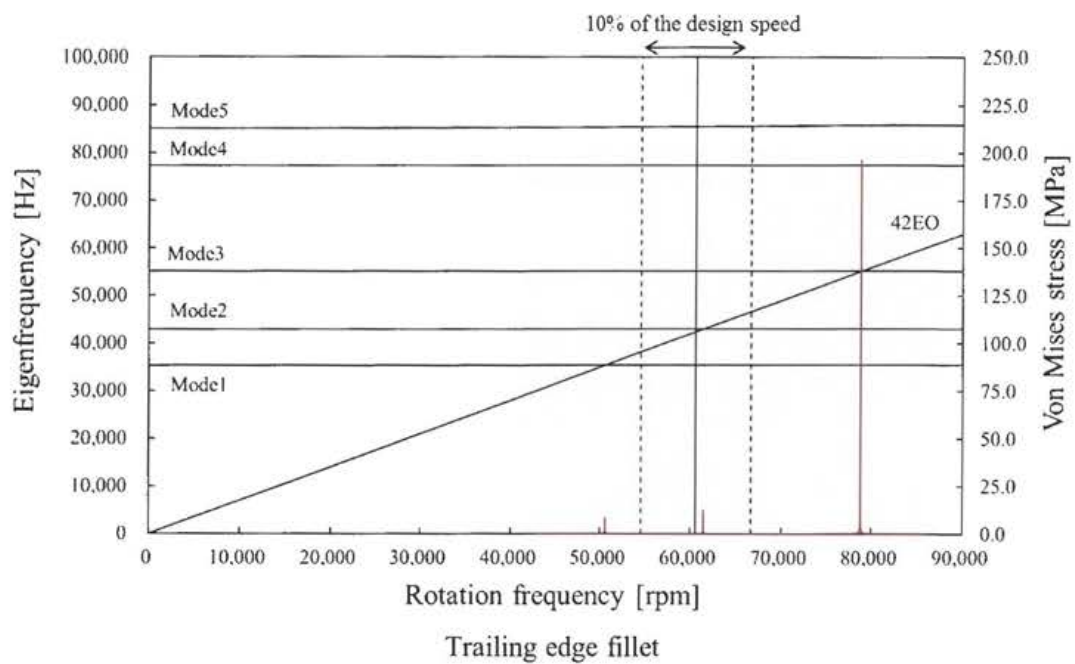
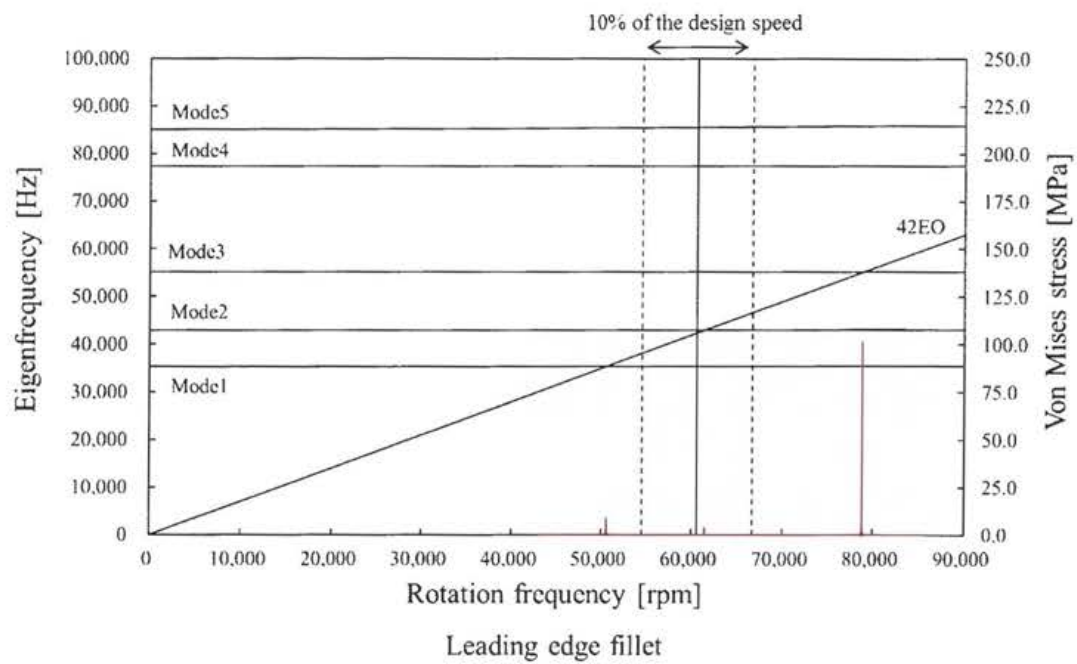


Fig.7.36 Frequency responses of the DDT_ParAd blade to the 42EO frequency component of the unsteady aerodynamic load. Material : Inconel718

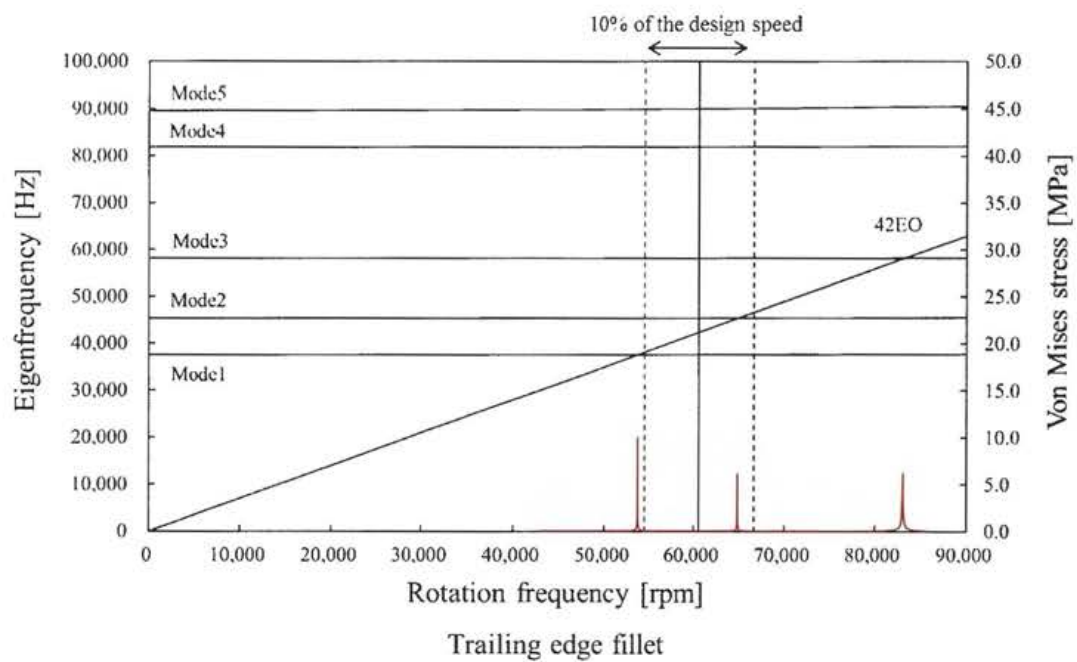
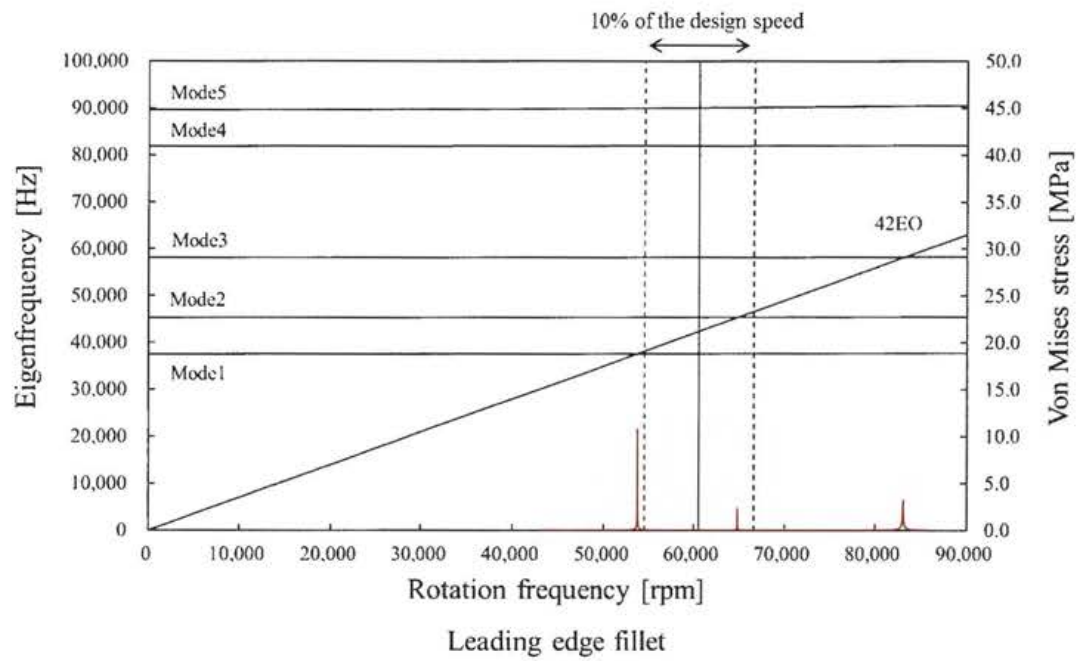


Fig.7.37 Frequency responses of the DDT_ParAd blade to the 42EO frequency component of the unsteady aerodynamic load. Material : Ti-6Al-4V

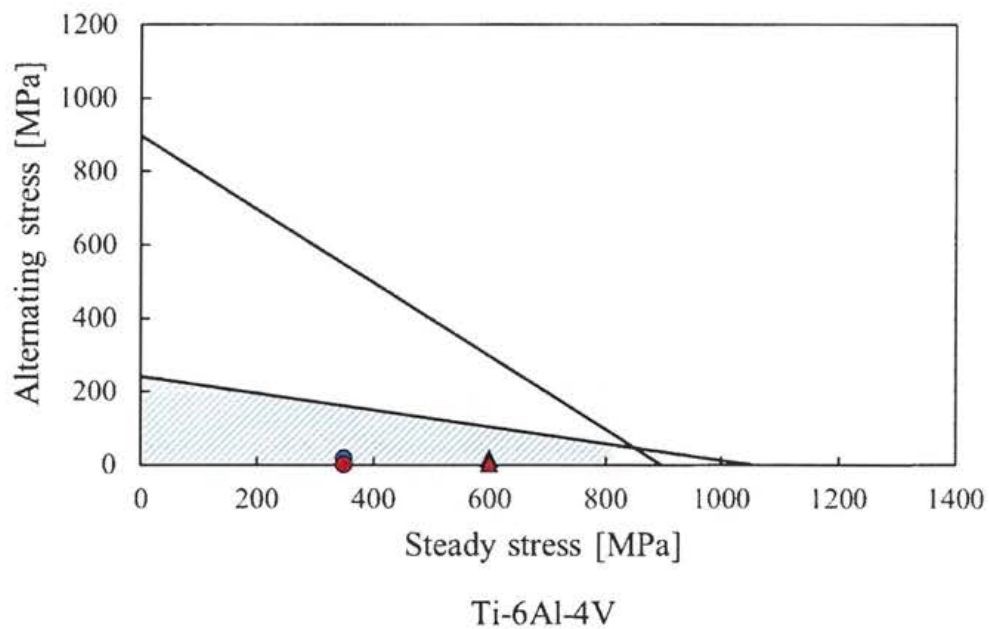
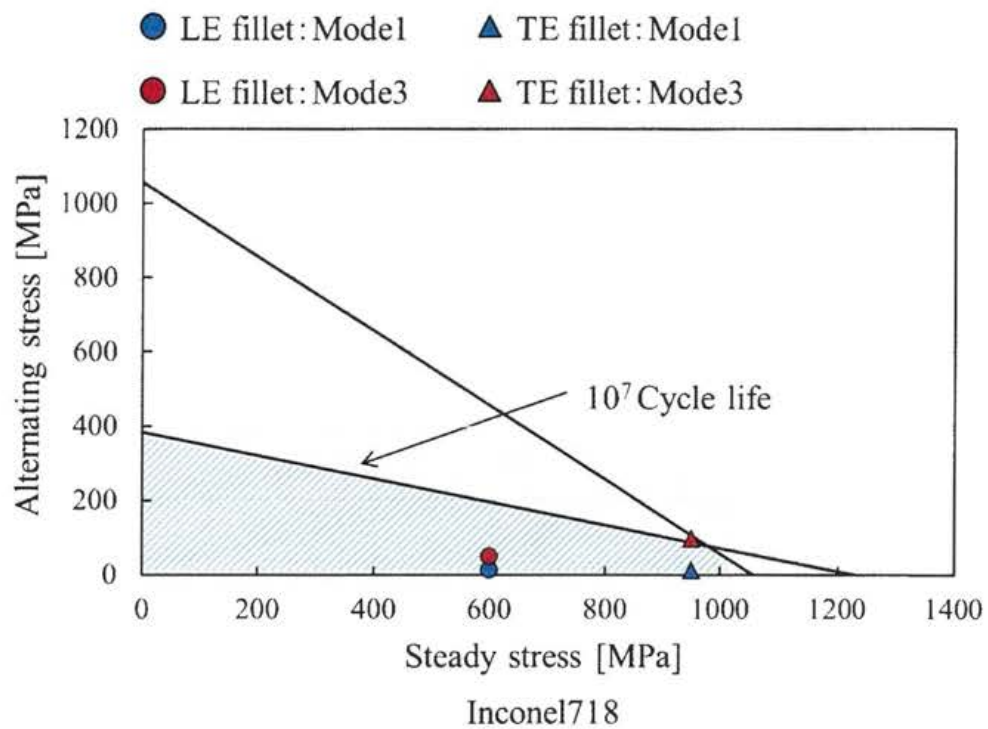


Fig.7.38 Modified Goodman diagrams (10^7 cycles) and the response of the time the DDT_ParAd blade is excited by the 36EO frequency component of the unsteady aerodynamic load

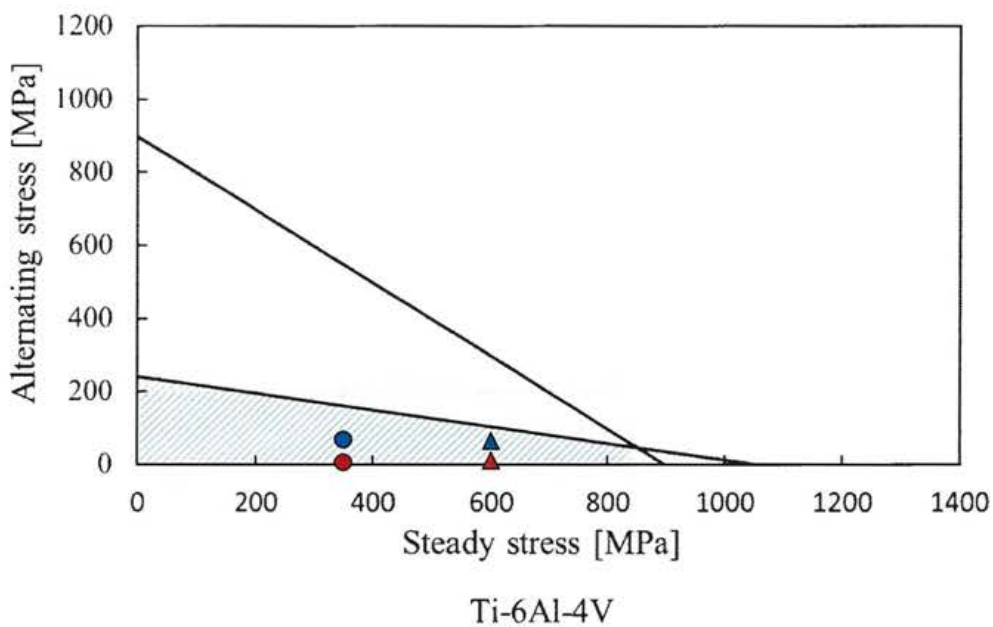
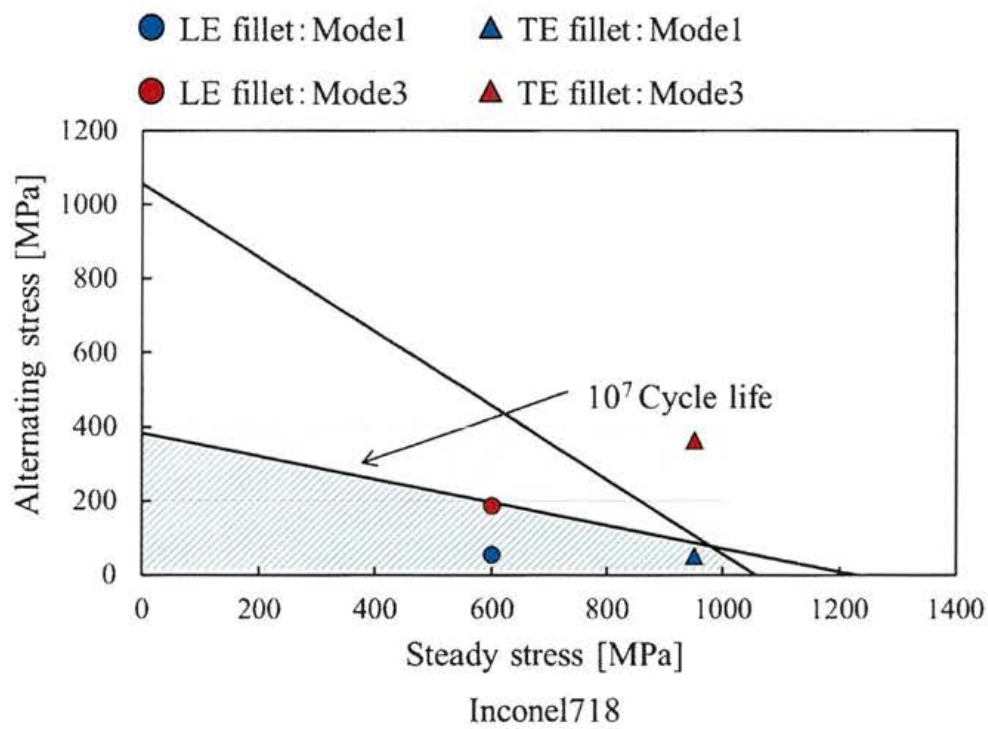


Fig.7.39 Modified Goodman diagrams (10^7 cycles) and the response of the time the DDT_ParAd blade is excited by the 39EO frequency component of the unsteady aerodynamic load

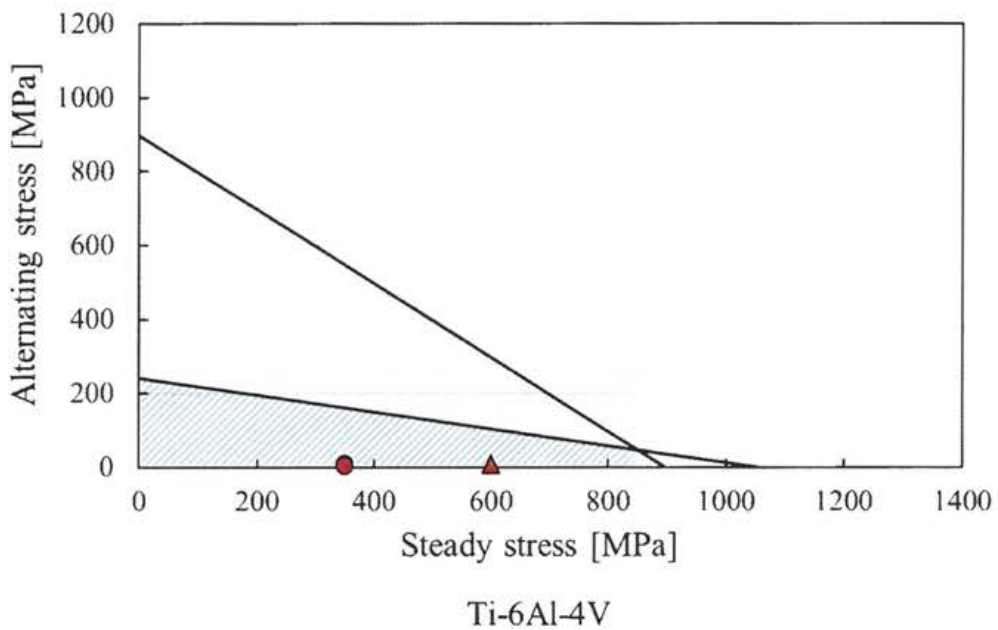
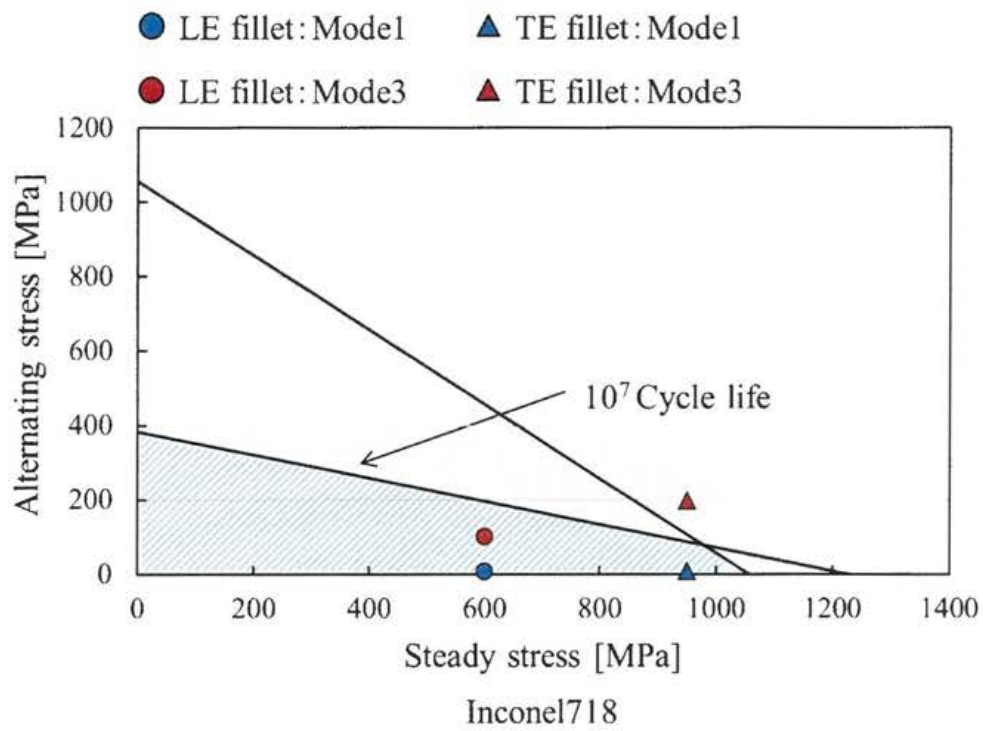


Fig.7.40 Modified Goodman diagrams (10^7 cycles) and the response of the time the DDT_ParAd blade is excited by the 42EO frequency component of the unsteady aerodynamic load

7. 8. 2. (3) DDT_ParAd タービンディスクモデル

Fig.7.41 に DDT_ParAd に作用する非定常圧力の 3EO 成分をコンター化した様子を示す。閉塞部の設置と配置に伴う周方向 3 つの圧力モードが表れ、その分布が動翼に対して回転している様子がわかる。

3EO 成分に対する DDT_ParAd ディスクモデルの応答（翼根本の Von Mises 応力）を Fig.7.42 および Fig.7.43 に示す。どちらの材料であっても、3EO 荷重周波数とディスク 3ND 固有振動数が一致すると翼根本におよそ 300～500[MPa]の繰返し応力が作用することがわかる。しかし、本タービンではその共振点は設計回転数よりもはるかに高回転数側に存在することから、タービン作動時の共振は低いと考えられる。また、64 チタンでは INC の応答によっておよそ 50[MPa]の応力が作用し、その共振点は作動点に近いことがわかる。一方、1ND や 2ND モードはいずれの材料であっても 3EO 荷重成分によって励起されないことがわかった。

これらの応答を修正グッドマン線図にプロットした結果を Fig.7.44 に示す。いずれの材料であっても、3ND が応答した場合、疲労限度を大きく超える繰返し応力が作用している。したがって、その共振点は必ずタービン作動点から離調する必要があることがわかる。なお、本タービンの場合、Fig.7.42 および Fig.7.43 に示すようにその共振点は設計点から大きく離れており、共振回避が満たされている。また、64 チタンでは設計点近くで INC が応答するが、その繰返し応力は安全領域に位置しており、疲労破壊には至らないと考えられる。

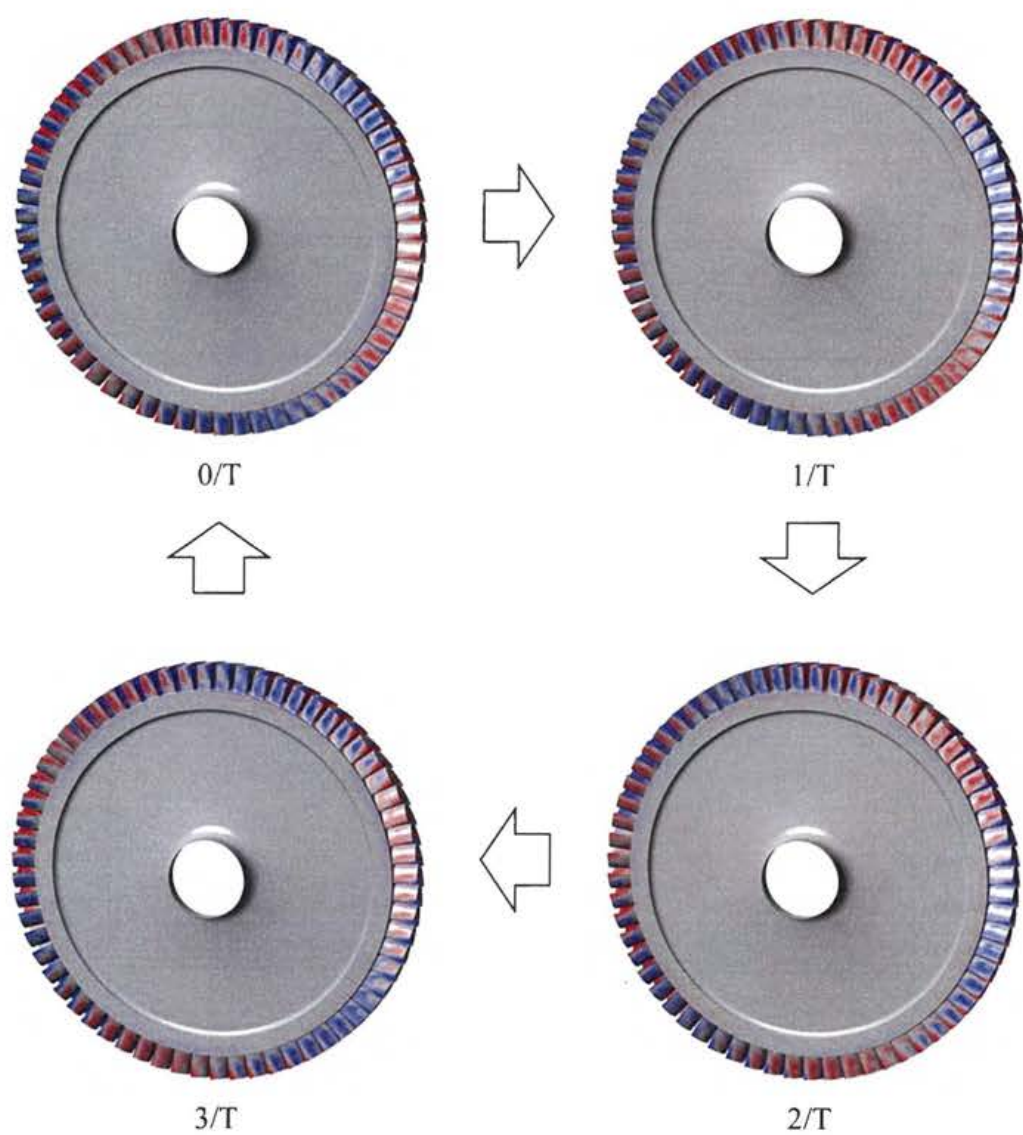


Fig.7.41 Load distributions of the 3EO frequency component of the unsteady aerodynamic of the DDT_ParAd

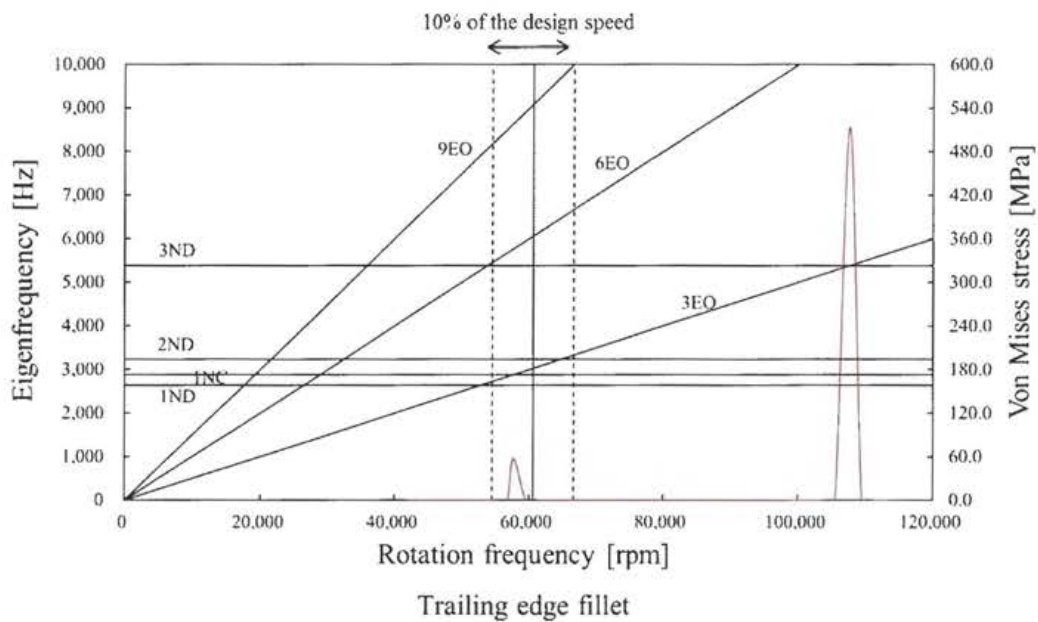
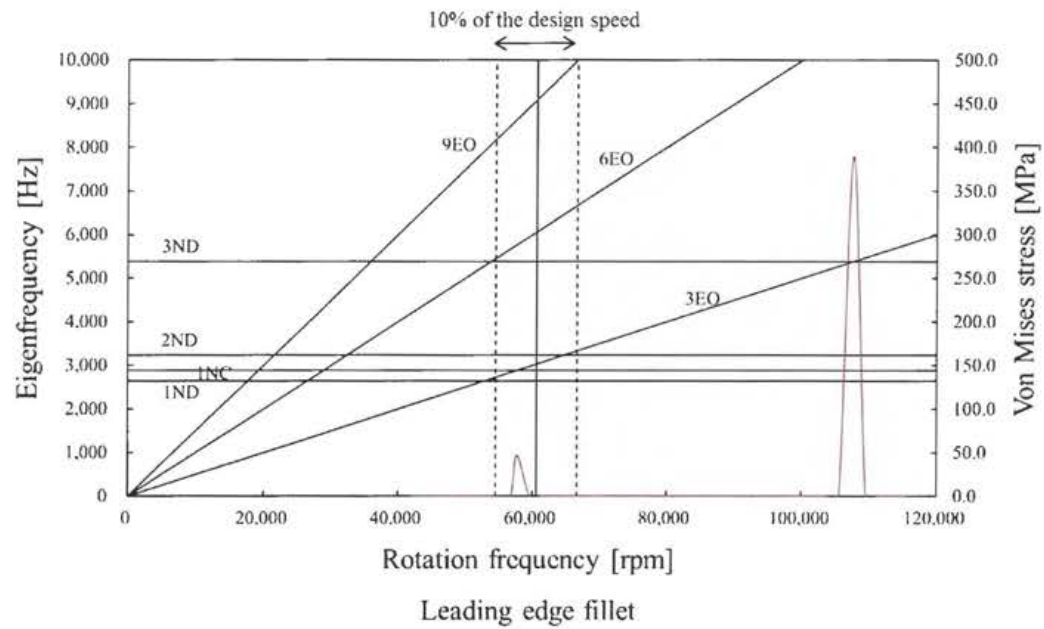


Fig.7.43 Frequency responses of the DDT_ParAd disk to the 3EO frequency component of the unsteady aerodynamic load. Material : Ti-6Al-4V

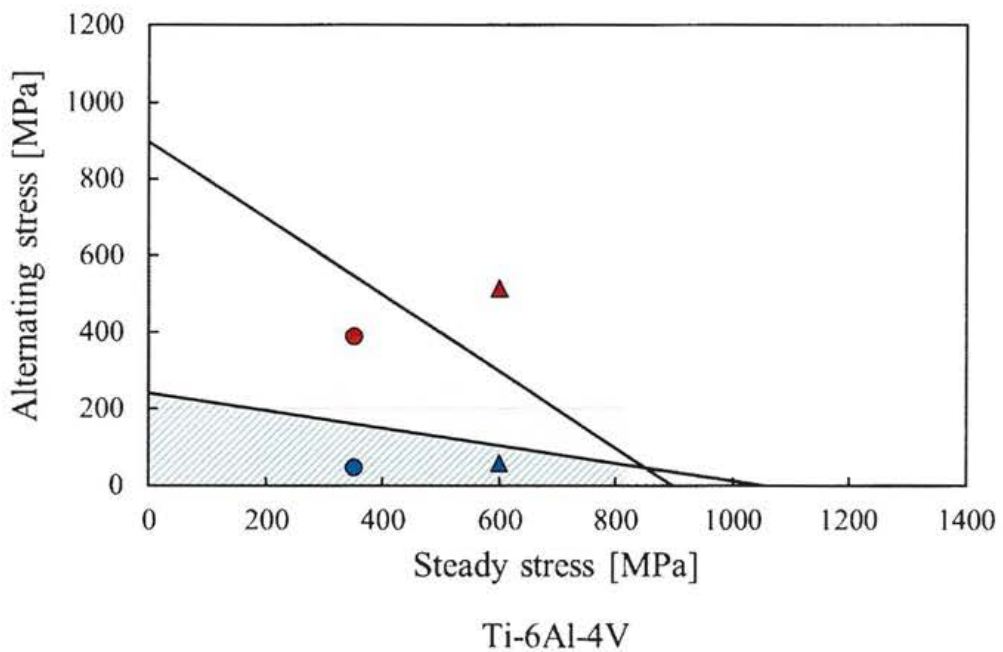
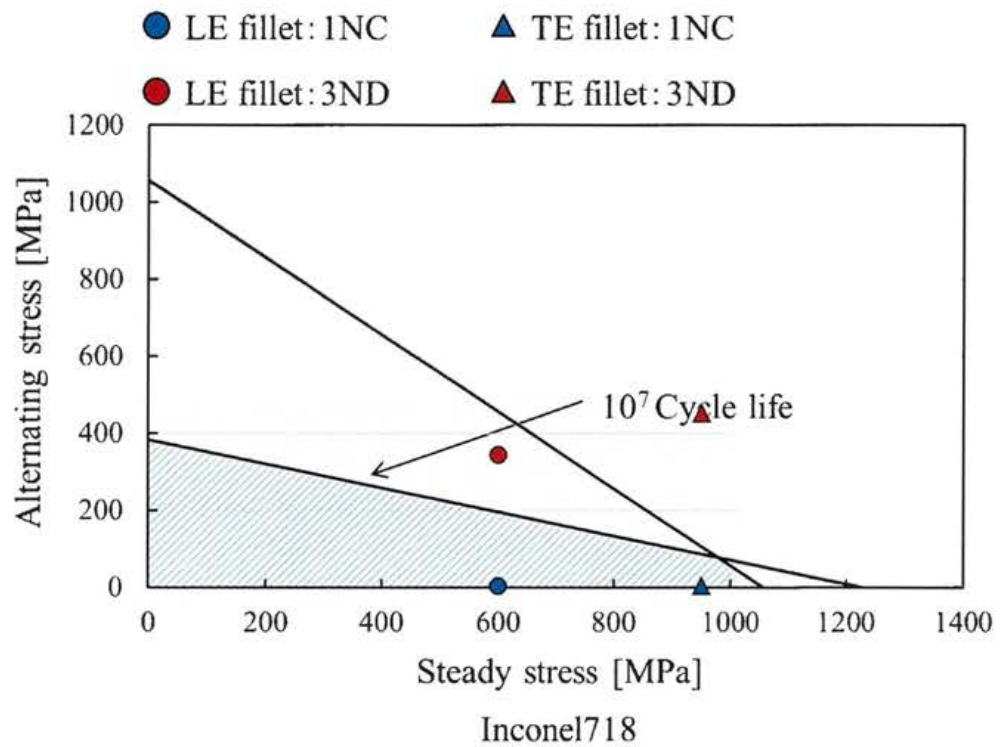


Fig.7.44 Modified Goodman diagrams (10^7 cycles) and the response of the time the DDT_ParAd disk is excited by the 3EO frequency component of the unsteady aerodynamic load

7.9 結論

第7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を対象として、定常流体力や遠心力に対する強度評価、非定常流体力の各周波数成分のうち設計点付近での周波数が固有振動数と近い荷重に対する共振評価、共振時の応力に対する材料の疲労限度評価を実施し、設計時の留意点や高信頼性タービンに適した材料とタービン形態について論じた。本章で得られた知見と結論は以下の通りである。

1. Inconel718 と 64 チタンでは、時間平均流体力によって翼に生じる応力値の差はほとんど表れない。一方、遠心力による応力値では両材料の密度の差によって2倍の差が表れた。DDT_FullAd ではいずれの材料であっても遠心力による応力値は材料の降伏応力よりも低く、強度面での問題は生じない。DDT_ParAd では Inconel718 の場合に遠心力による応力が降伏応力を超えてしまう。しかし、64 チタンを適用することによってその応力を降伏応力以下に低減することができる。
2. 遠心力による応力は、翼根本のフィレット部にその最大値が表れる。したがって、設計初期段階でフィレットまでを考慮した強度解析が極めて重要である。
3. DDT_FullAd の翼単体のキャンベル線図において、非定常流体力のノズル1次BPF成分の設計点付近における周波数は Mode1 の固有振動数よりも低く、設計点付近でいずれの固有振動数曲線とも交差しない。一方、ノズル2次BPFの周波数は Mode1 ～Mode3 と同オーダーとなる。また、タービンディスクの固有振動数はノズルBPF成分よりもはるかに低く、設計点付近での共振の恐れはない。
4. DDT_ParAd で生じる非定常流体力の低周波成分は、設計点付近での周波数が翼単体の固有振動数よりも低く、設計点付近での共振の恐れはない。しかし、ノズル1次BPFとその周辺の周波数成分は Mode1 や Mode2 の固有振動数に近い。一方、タービンディスクの1NDや2NDの固有振動数は、設計点付近で閉塞部通過周波数と近く、設計初期段階でディスクの固有振動数を把握することが非常に重要である。

5. DDT_FullAd の初段動翼では、Inconel718 の場合ノズル 2 次 BPF 成分の荷重と Model が共振すると材料の疲労限度を超える応力が生じる。したがって、この共振は避けなければならないが、本タービンでは共振点と設計点が大きく離れて設計できている。一方、64 チタンでは Model と Mode3 が共振するが、それぞれの共振点は設計点から離れているうえ、仮に共振しても材料の疲労限度を超える応力は発生しない。
6. DDT_ParAd の初段動翼では、Inconel718 の場合ノズル BPF とその周辺の周波数における荷重成分に対して Mode3 が大きく応答し、材料の疲労限度を超える応力が発生するが、本タービンではその共振点は設計点から離れて設計されている。64 チタンでは Model の応答が大きく、共振点は設計点に比較的近い。しかし、共振時の応力は材料の疲労限度を超えず、修正グッドマン線図上で安全領域に位置する。
7. DDT_ParAd のタービンディスクでは、閉塞部通過周波数の変動荷重に対していずれの材料であっても材料疲労限度を超える繰返し応力が発生する。したがって、この共振は避けなければならないが、本タービンでは共振点と設計点が大きく離れて設計できている。

以上の結果から、DDT_FullAd においては遠心力による降伏応力や共振による材料の疲労限度の観点からいずれの材料であっても強度的な問題は低いと考えられる。しかし、DDT_ParAd では Inconel718 を用いた際に遠心力による応力が降伏応力を上回るため、Inconel718 によってタービンを製造することは強度的に危険と考えられる。一方、64 チタンでは遠心力による応力は降伏応力以下であり、共振の観点でも強度的な危険は低い。したがって、部分挿入によりタービン径を大きく設計する場合は 64 チタンを用いることが望ましい。

第8章 結論

本研究では、ロケットターボポンプ用タービンの高効率高信頼性化に有益な設計指針の獲得を目的とし、全周挿入タービンと部分挿入タービンの流れ場や空力性能、構造強度を CFD 解析および構造解析によって評価した。本研究で得られた成果を各章毎に以下に示す。

第1章では、本研究の背景として、ロケットターボポンプ用タービンに高効率高信頼性化が望まれる理由、全周挿入タービンと部分挿入タービンのコンセプト、どちらのタービン形態が高効率高信頼性化により適しているかという知見が不足している現状について論じた。さらに、全周挿入タービンと部分挿入タービンの空力面での既存研究やターボ機械の振動、流体 - 構造連成解析に関する既存研究について述べ、本研究の目的とアプローチ方法を明らかにした。

第2章では、流体解析における基礎方程式について整理するとともに、その数値解析法について述べた。また、本研究における流体 - 構造一方向連成解析手法について示した。

第3章では、ロケット用部分挿入タービンにおける流れ場や流体力変動、損失生成や閉塞部数とタービン効率の関係について基本的な知見を獲得するために、過去に実験的研究がなされた JAXA M-1 タービンを対象として汎用流体解析ソフトによる準3次元非定常 CFD 解析を実施した。

本解析から、部分挿入タービンではノズル - 初段動翼間において動翼が閉塞部背後へ侵入した際に超音速流れの膨脹による強い加速が生じ、動翼での剥離を誘発することで損失が生まれることが明かになった。さらに、動翼が閉塞部へ侵入する際は動翼の周方向負荷が瞬間的に増加することが確認された。

また、閉塞部と動翼間では周方向の高速領域が表れ、動翼内の滞留ガスとのミキシングによる付加的な散逸が確認された。さらに、ノズルを閉塞しない場合、周方向 1 か所を閉塞する場合、周方向 3 か所を閉塞する場合の効率比較から、過去の試験的研究と同様に閉塞部数の増加によって効率が低下することを確認した。

第 4 章では、ロケット用部分挿入タービン全段における複雑な 2 次元流動パターンをより詳細に把握し、損失生成や非定常流体力について知見を獲得するとともに、第 3 章と異なる解析ソルバによっても同様の流れ場の特徴が表れるかを確認するために、JAXA M-1 タービンの全段を対象として In-house CFD コードによる時空間高解像度 2 次元非定常 CFD 解析を実施した。また、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調査した。

本解析結果においても、第 3 章で確認されたような閉塞部開始端での流れの加速や動翼周方向負荷の増加、閉塞部 - 動翼間の周方向高速流れなどの特徴が表れ、異なるソルバ間でも共通した特徴を示すことが確認された。また、閉塞部背後のタービン初段部後方では、動翼回転方向と反対へ流動する特徴的なフローパターンが表れ、周方向ガスと動翼内の滞留ガスとのミキシングによる損失生成も確認された。一方、タービン後段部では、閉塞による損失は動翼がノズル開口部に侵入する側の端部に限定された。このような損失により、タービン出口でのエントロピー量はタービンを閉塞しない場合に比べて 1.5 倍に増加した。

初段動翼に作用する流体力は極めて強い非定常性を示し、幅広い周波数範囲に変動成分のピークが表れる。一方、2 段動翼の流体力変動はおよそサインカーブを示し、閉塞部通過周波数成分が支配的であることが示された。

ノズルを中実モデルで閉塞する方法とノズル上流を閉塞する方法それぞれの流れ場と損失生成を比較し、中実モデルで閉塞した方が閉塞部におけるミキシングが低減され、1.7Pt タービン効率が高くなることが確認された。また、非定常流体力の比較から、初段動翼では中実モデルによる閉塞の方が多くの周波数成分において振幅が低下することが示された。しかし、いくつかの低周波成分ではノズル上流を閉塞する方法よりも振幅が増加し、どちらの閉塞方法が優位であるか断言することは出来なかった。一方、2

段動翼では中実モデルの方がほぼすべての周波数成分で振幅が小さく、ノズル上流を閉塞する方法よりも優位であることが示された。

第5章では、超音速部分挿入タービンにおける流れ場の3次元性に着目し、JAXA M-1タービンの初段部について汎用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、流れ場の3次元性が効率・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。

本解析によって、閉塞部開始端での流れの加速や周方向の静圧分布は準3次元解析であってもその傾向を十分に把握できることが確認された。しかし、閉塞部背後の流れ場においては強い3次元性が表れ、ハブ側から大規模な剥離が生じることで閉塞部背後の周方向流れはケーシング側に限定されることが示された。また、フローパターンの差に伴って損失生成成分も準3次元解析と3次元解析で差が表れた。流れ場の3次元性が効率低下に与える影響は、全周挿入（閉塞部が無い場合）よりも部分挿入の方が大きく、これは閉塞部背後のケーシング側を通過する作動ガスが動翼チップクリアランスを通過し、部分挿入の方が全流量に対する翼端漏れ流量が相対的に増加することが要因の一つである。

動翼が閉塞部へ侵入する際の流体力増加量は準3次元解析であっても定量的に予測できることが確認された。しかし、準3次元アプローチでは閉塞部背後を通過する動翼の非定常流体力振幅を過大評価することが示された。

このように、閉塞部開始端での流れの加速や周方向圧力分布においては準3次元解析であってもある程度の予測が可能であるが、閉塞部周辺でのフローパターンや損失分布、動翼非定常流体力の定量的予測には準3次元解析では限界があり、3次元解析が必要であることが示された。

第6章では、全周挿入タービンと部分挿入タービンのうち、より高効率化に適したタービン形態を判断するために同じ要求仕様で設計された各タービン（DDT_FullAdおよびDDT_ParAd）の3次元CFD解析を実施した。タービン全段の定常CFD解析によっ

てその効率を直接比較するとともに、1次元設計における効率予測精度の確認、流れ場や効率予測にディスクキャビティを含める必要性などについても論じた。また、タービン初段部の非定常解析を実施することで動翼に作用する非定常流体力について把握し、第7章で実施する構造解析における荷重条件として用いた。

タービン全段の定常解析によって、DDT 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。また、現在の1次元設計では部分挿入損失を過小評価することが確認された。

ディスクキャビティが流れ方向の物理量分布の予測に与える影響は小さいことが確認された。また、ディスク壁面での摩擦損失も非常に小さいことが示された。しかし、キャビティの有無によって両タービン形態ともに流れ場とタービン効率には差が表れ、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ことが示された。

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大きく異なることが確認された。DDT_FullAd では、ノズル1次BPF成分と2次成分が支配的である。DDT_ParAd では JAXA M-1 タービンと同様に複雑な流体力変動を示した。しかし、閉塞部侵入時の流体力増加量や全体的な変動の様子は JAXA M-1 とは異なる様子を示した。また、最大成分は閉塞部通過周波数であり、次いでノズル1次BPFが表れたほか、JAXA M-1 タービンと同様に広い周波数範囲にピークが表れることが確認された。

第7章では、より高信頼性化に適したタービン形態やタービン材料を判断するために、第6章で対象としたタービンについて構造強度や振動特性の観点から評価した。Inconel718 と 64 チタン材を想定し、全周挿入タービンと部分挿入タービンそれぞれについて遠心力による強度評価、キャンベル線図による共振点の離調状況の把握、流体-構造一方向連成解析を用いた特定の荷重周波数成分に対する共振の有無、共振時の繰返し応力に対する材料疲労限度の評価を実施した。

遠心力による最大応力は、タービン翼根本フィレット部に作用することが確認された。さらに、DDT_FullAd では Inconel718 と 64 チタンどちらの材料でも遠心力に対する強度的な問題は表れなかった。しかし、DDT_ParAd の場合 Inconel718 では遠心力による応力が材料の降伏応力を超えてしまい強度面で危険であることが判明した。一方、64 チタンでは強度面で安全であることが示された。よって、タービン設計時にはその初期段階で翼フィレット部まで考慮して遠心力に対する強度評価を行うことが重要であることがわかった。

DDT_FullAd では、変動流体力のノズル 1 次 BPF 成分はタービン翼・タービンディスクそれぞれの固有振動数から十分に離れており、設計点付近での共振の恐れはない。一方、ノズル 2 次 BPF 成分は設計点付近での荷重周波数がタービン翼の Mode1～Mode3 と同オーダーとなる。特に、Inconel718 で Mode1 が共振した場合、材料の疲労限度を超える応力が作用することが確認され、設計点付近での共振は避けるべきであることが示されたが、本タービンではその共振点が設計点から大きく離れて設計されている。また、64 チタンでは Mode1 と Mode3 が共振するが、共振点は設計点から離れているうえ、仮に共振しても材料の疲労限度を超える応力は発生しないことが示された。

DDT_ParAd では、ノズル 1 次 BPF とその周辺の荷重周波数成分は設計点付近で翼単体の固有振動数に近い。これらの荷重成分に対して、Inconel718 では Mode3 が大きく応答し、材料の疲労限度を超える応力が発生するが、本タービンではその共振点は設計点から離れて設計されている。64 チタンでは Mode1 が大きく応答し、共振点も設計点に近いが、共振時の応力は材料の疲労限度を超えず、修正グッドマン線図上で安全領域に位置することが確認された。一方、ディスク低次モードの固有振動数は設計点付近での閉塞部通過周波数に比較的近く、仮にその共振が生じると材料疲労限度を超える繰返し応力が作用することがわかった。しかし、本タービンでは現設計においてその共振点と作動点は大きく離調して設計されている。

以上より、DDT_FullAd では、Inconel718、64 チタンどちらの材料であっても構造強度面での危険は低いことが明かとなった。一方、DDT_ParAd の場合 Inconel718 では遠心力に対する強度面での危険性があり、64 チタンを用いることで遠心力および共振時の応力に対する安全性を確保できることが明かとなった。

本研究を通じ、従来まで報告されていなかった超音速部分挿入タービンにおける流れ場に関する知見を獲得することができた。さらに、全周挿入タービンと部分挿入タービンの空力性能と構造強度の直接比較を通じ、高効率高信頼性タービン実現のためには『64 チタン材を用いた部分挿入タービン』が適していることが示された。その一方で、本研究では対応できなかった事項もあり、今後の研究課題として以下に示す。

- 異なる要求仕様でのタービン形態の優劣判定

本研究における全周挿入タービンと部分挿入タービンの優劣判定は、ある一つの要求仕様のもと設計されたタービンどうしの比較によって行われている。したがって、異なる要求仕様ではその優劣判定が逆転する可能性も十分にあると考えられ、本研究とは大きく異なる仕様のタービン設計においては注意が必要である。

付録 DDT タービン設計概要

1. 付録概要

本研究で扱った DDT (Dynamics Design Team) 試行タービンは、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。ここでは、JAXA にて行われた設計フローについて、その概要をまとめる。

2. 設計方針

同じ要求仕様で全周挿入タービンと部分挿入タービンを設計するために、下記方針によってそれぞれのタービンを設計。

(1) : LE-11 FTP 用タービン (全周挿入) の最適化作動点をベースとし、各パラメータの値を四捨五入により丸める。(Table 1)

(2) : (1) に対して、回転数とタービン径を維持して要求のタービン出力となるように全周挿入タービンを設計。

(3) : (1) に対して、タービン径を変更して要求のタービン出力となるよう設計。

* 回転数も変更可能だが、ポンプ側等への影響を考慮して回転数は変更しない。

Table 1 Design specifications of the DDT trial turbine (full admission) and LE-11 FTP turbine

		DDT trial turbine	LE-11 FTP turbine
Working gas	-	H ₂	H ₂
Rotational speed	[RPM]	60,600	60,611.1
Mass flow rate	[kg/s]	1.42	1.419
Inlet total pressure	[MPa]	7.55	7.549
Inlet total temperature	[K]	500	500.08
Outlet static pressure	[MPa]	1.71	1.711
Outlet temperature	[K]	404	403.52
Turbine output power	[kW]	2050	2050
Turbine efficiency	-	0.567	0.567
Turbine diameter	[mm]	110	110
Velocity ratio	-	0.155	0.155

3. 設計フロー

全周挿入タービンと部分挿入タービンの設計フローを Fig.1 に示す。まず、米国 Concepts NREC 社の 1 次元タービン解析ツール AXIAL^[79]を用いてベースライン形状設計を行う。その際、回転数、入口圧力、入口温度、出口圧力を入力（固定）条件とする。次に、ベースライン形状を基に実験計画法によるパラメータ設計を実施する。その結果得られる効率値や出力が目標値を満たしているかを評価した後、Concepts NREC 社の AxCent^[80]による翼形状生成を行い、その形状に対して Concepts NREC 社の PushButtonCFD^[81]を用いて 2 次元流れ場を確認する。この流れによって初めに全周挿入タービンを設計し、部分挿入タービン設計ではその際のパラメータ設計における水準を参考としてパラメータ設計を実施している。なお、部分挿入タービンでは部分挿入無しによる 2 次元 CFD 解析によって流れ場として問題ないかどうかを確認している。

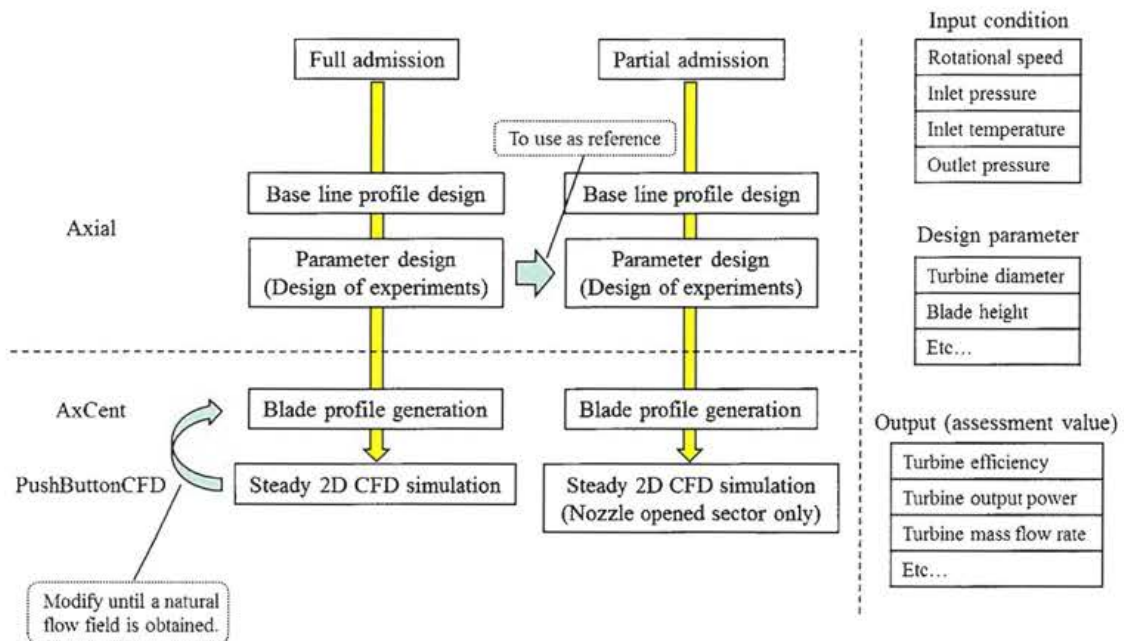


Fig.1 Flow chart of the DDT trial turbine design

4. 全周挿入タービン設計

4.1 パラメータ設計

全周挿入タービンのベースライン形状設計を行った後、その結果を基に実験計画法を用いたパラメータ設計を実施している。その際の制御因子と手順を下記に示す。

- (1) : 制御因子として Table 2 に示すパラメータを選定。
- (2) : (1) の制御因子について、ベースライン形状の値を含め動翼チップクリアランスを 2 水準、その他の制御因子を 3 水準設定し、L54 直交表に割り付けて Axial を実施。要因効果図により評価。
- (3) : (2) の結果から制御因子の絞り込みを行い (Table 2 の緑で示すパラメータ)、それらを L18 直交表に割り付けて Axial を実施。その結果を要因効果図により評価。
- (4) : (3) の結果から流量と動力が設計仕様に近く、タービン効率が高い解を選定。その解に対して反動度などの微調整を実施。

Table 2 Design parameters used in the full admission turbine design

1 st and 2 nd rotor tip clearance	Trailing edge radius of the 1 st nozzle
Turbine mean diameter	Trailing edge radius of the 1 st and 2 nd rotor and 2 nd stator
Angle of attack of the 1 st and 2 nd rotor (mean)	1 st nozzle solidity (mean)
Angle of attack of the 2 nd stator (mean)	1 st rotor solidity (mean)
Leading edge radius of the 1 st rotor blade	2 nd stator solidity (mean)
Leading edge radius of the 2 nd rotor blade	2 nd rotor solidity (mean)
Axial gap	1 st nozzle axial chord length
1 st nozzle blade height	1 st rotor axial chord length
Expansion ratio or the annular area of the 1 st rotor	2 nd stator axial chord length
Expansion ratio or the annular area of the 2 nd stator	2 nd rotor axial chord length
Expansion ratio or the annular area of the 2 nd rotor	The ratio of the maximum blade thickness and chord length
1 st nozzle exit angle (mean)	
1 st rotor exit angle (mean)	
2 nd stator exit angle (mean)	
2 nd rotor exit angle (mean)	

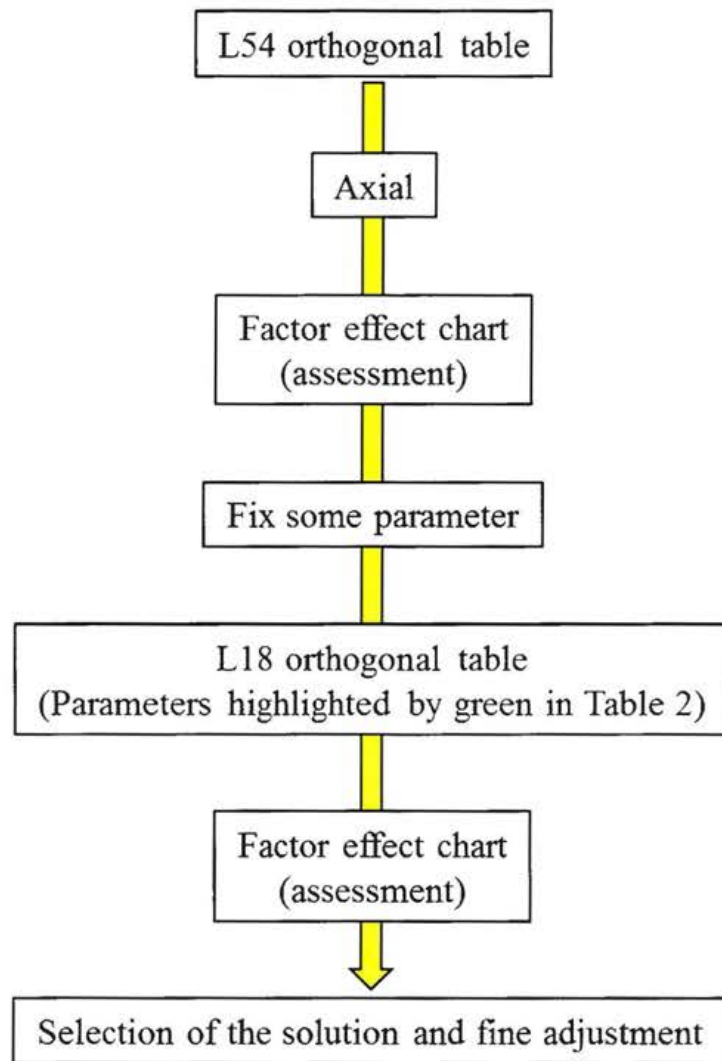


Fig.2 Flow chart of the parameter design

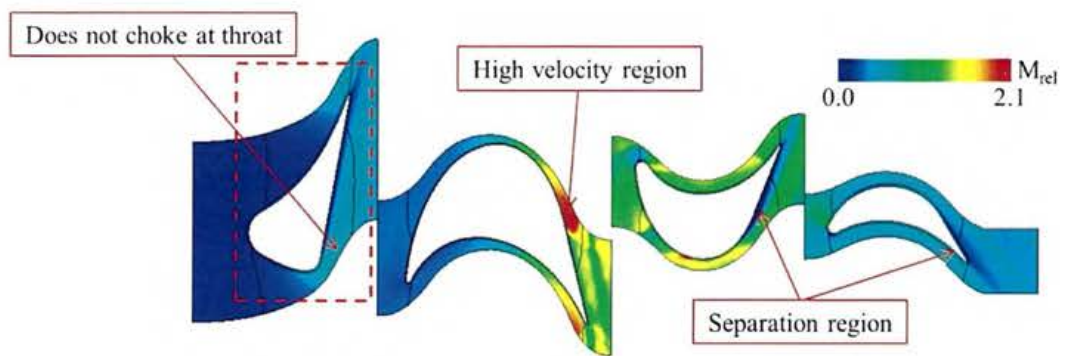
4. 2 翼形状生成と翼形状調整

パラメータ設計により選定した最終回に対して、AxCent により翼形状を生成し、PushButtonCFD を用いて 2 次元 CFD 解析を行った結果を Fig.3 の上段に示す。この図からわかるように、パラメータ設計の最終回のままでは、ノズルスロートで流れがチョークしていないほか、初段動翼出口の高速領域、後段翼負圧面での剥離など Axial 設計における意図と反した流れ場となっている。そこで、この翼形状に対して下記に示す方針によって翼形状の調整を行った。

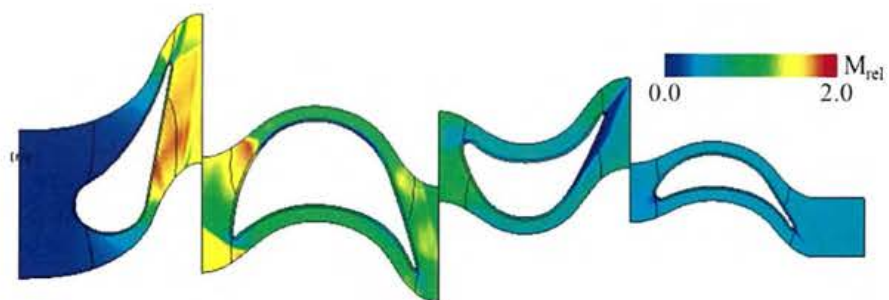
《翼形状調整方針》

- ・ノズルソリディティの増加
- ・流路面積変化のスムーズ化
- ・速度三角形、圧力分布を Axial 設計値に近づける

Fig.3 の下段は翼形状調整後のマッハ数コンターであり、流れ場が改善されていることがわかる。このほか、流れ方向の圧力分布などについても評価し、Axial における設計とおよそ一致する流れ場が得られたことから、本タービン形状を DDT タービンにおける全周挿入タービンの最終回として選定した。Table 3 に全周挿入タービン設計結果を示す。



Relative Mach number before the blade profile modification



Relative Mach number after the blade profile modification

Fig.3 Relative Mach number contours before and after the blade profile modification of the full admission turbine

Table 3 Result of the full admission turbine design

	Nozzle	1 st Rotor	2 nd Stator	2 nd Rotor
Number of turbine blades	28	36	46	70
Chord length	14.86	15.4	11.93	11.76
Mean diameter	54.85	54.85	54.85	54.85
Blade height (inlet)	7.5	9.38	10.33	11.38
Blade height (outlet)	7.5	9.38	10.33	11.38
Throat width	2	2.04	2.73	2.28
axial gap	-	4.0	4.0	4.0
Blade inlet angle	90	16	18.2	43.1
Blade exit angle	15.0	18.2	26.0	35.0
Leading edge radius	2.0	0.2	0.5	0.5
Trailing edge thickness	0.2	0.2	0.2	0.2
Tip clearance	-	0.3	0.3	0.3
Solidity	1.21	1.61	1.59	2.39
Aspect ratio	0.5	0.61	0.87	0.97
Zweifel	0.53	0.733	1.36	0.657
Inlet absolute Mach number	0.09	1.24	0.89	0.55
Inlet relative Mach number	0.09	1.02	0.89	0.36
Outlet absolute Mach number	1.24	0.89	0.55	0.29
Outlet relative Mach number	1.24	1.12	0.55	0.47

5. 部分挿入タービン設計

5.1 パラメータ設計

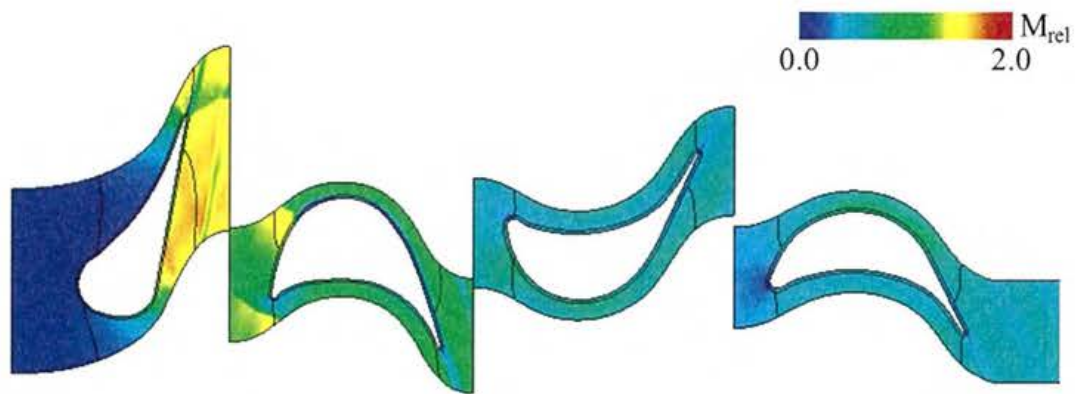
部分挿入タービンの設計フローは基本的に全周挿入タービンと同様である。ただし、パラメータ設計では全周挿入タービン設計において用いた制御因子のうち、『動翼チップクリアランス』、『タービン平均径』、『1 段ノズル最大翼厚/コード長』を『パーシャリティセグメント数』、『2 段動翼チップ周速』、『1 段ノズルパーシャリティ』に変更している。特に、部分挿入タービンでは全周挿入タービンよりもタービン径が大きくなるため、2 段動翼チップ周速を制御因子とすることにより構造強度の成立性を担保している。また、その他の制御因子は全周挿入タービンと同じである。これらの制御因子を L54 直交表に割り付けて要因効果図によって評価し、制御因子の絞り込みを実施した。さらに、絞り込み後の制御因子 (Table 3) を L18 直交表に割り付けて要因効果図によって評価し、解を選定した。なお、制御因子の絞り込みの際、迎角、前縁半径、軸方向翼間距離、後縁厚さは全周挿入タービンと共通の値を選定した。したがって、その他のパラメータである翼入口/出口角度、翼高さ (面積拡大率)、ソリディティ、軸コード長が全周挿入タービンとは異なっている。最後に、上記によって得られた解に対して、CFD 解析において周期境界条件を適用できるようにするために翼枚数を調整した。

Table 4 Design parameters used in the L18 orthogonal table of the partial admission turbine design

Circumferential speed at the tip of the 2 nd rotor
Expansion ratio or the annular area of the 1 st rotor
Expansion ratio or the annular area of the 2 nd stator
1 st nozzle exit angle (mean)
1 st rotor exit angle (mean)
2 nd stator exit angle (mean)
2 nd rotor exit angle (mean)
1 st nozzle partiality

5.2 翼形状生成と翼形状調整

部分挿入ありの CFD 解析は解析規模の観点から困難であるため、パラメータ設計における選定解においてパーシャリティのみを全周挿入相当とした 1 次元設計を実施し、その設計結果と一致する翼形状の生成を行った。翼形状調整後の部分挿入タービンにおける相対マッハ数コンターを Fig.4 に示す。全周挿入タービンと同様に、流れ方向の圧力分布などについても評価し、Axial における設計とおよそ一致する流れ場が得られたことから、本タービン形状を DDT タービンにおける部分挿入タービンの最終回として選定した。Table 5 に部分挿入タービン設計結果を示す。



Relative Mach number after the blade profile modification

Fig.4 Relative Mach number contours after the blade profile modification of the partial admission turbine

Table 5 Result of the partial admission turbine design

	Nozzle	1 st Rotor	2 nd Stator	2 nd Rotor
Number of turbine blades	24/39	63	66	71
Chord length	13.87	11.48	13.36	12.96
Mean diameter	75.64	75.64	75.64	75.64
Blade height (inlet)	8.8	9.7	10.7	11.8
Blade height (outlet)	8.8	9.7	10.7	11.8
Throat width	1.98	1.68	2.42	2.76
axial gap	-	4.0	4.0	4.0
Blade inlet angle	90	16.2	26.5	39.9
Blade exit angle	15.0	19.0	26.0	31.0
Leading edge radius	2.0	0.2	0.5	0.5
Trailing edge thickness	0.2	0.2	0.2	0.2
Tip clearance	-	0.3	0.3	0.3
Solidity	1.14	1.52	1.86	1.94
Aspect ratio	0.64	0.85	0.80	0.91
Zweifel	0.497	0.865	0.588	0.91
Inlet absolute Mach number	0.09	1.08	0.41	0.7
Inlet relative Mach number	0.09	0.78	0.41	0.43
Outlet absolute Mach number	1.08	0.41	0.7	0.26
Outlet relative Mach number	1.08	0.69	0.7	0.48

6. タービンディスク設計

全周挿入タービン、部分挿入タービン双方に対して、下記の方針でドナート法による簡易的なタービンディスク設計を実施した。

《タービンディスク設計方針》

- ディスクの板厚は指数関数とする。
- 動翼ハブ部の軸方向長さは動翼長さ+1.5mm×2 とする。
⇒ 半径 0.5mm のフィレットを余裕をもって付けられるようにする。
- 材料は Inconel718 とし、温度はタービン入口温度で一定。
- 翼部重量は 3D-CAD モデルより概算。
- ディスク中央付近の最大 Mises 応力が小さくするように設計。

Fig.5 および Fig.6 にディスク設計における応力評価の結果を示す。

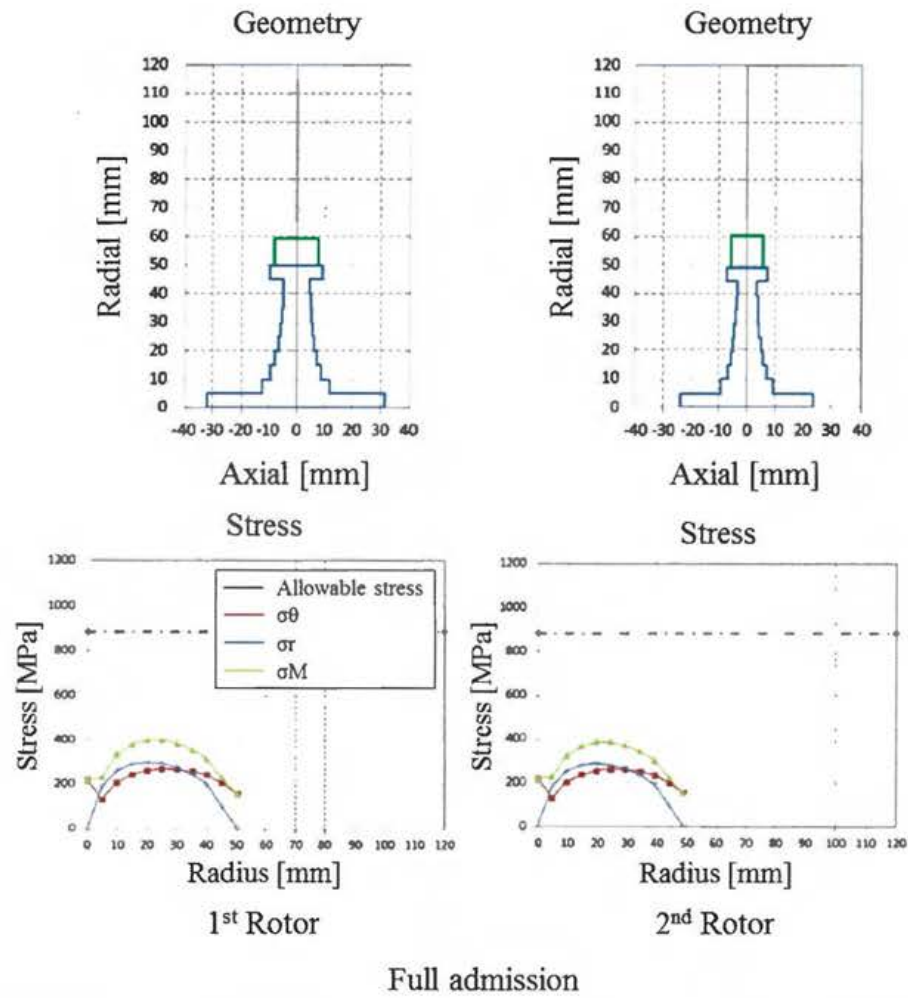


Fig.5 Von Mises stress assessment of the turbine disk of the full admission turbine

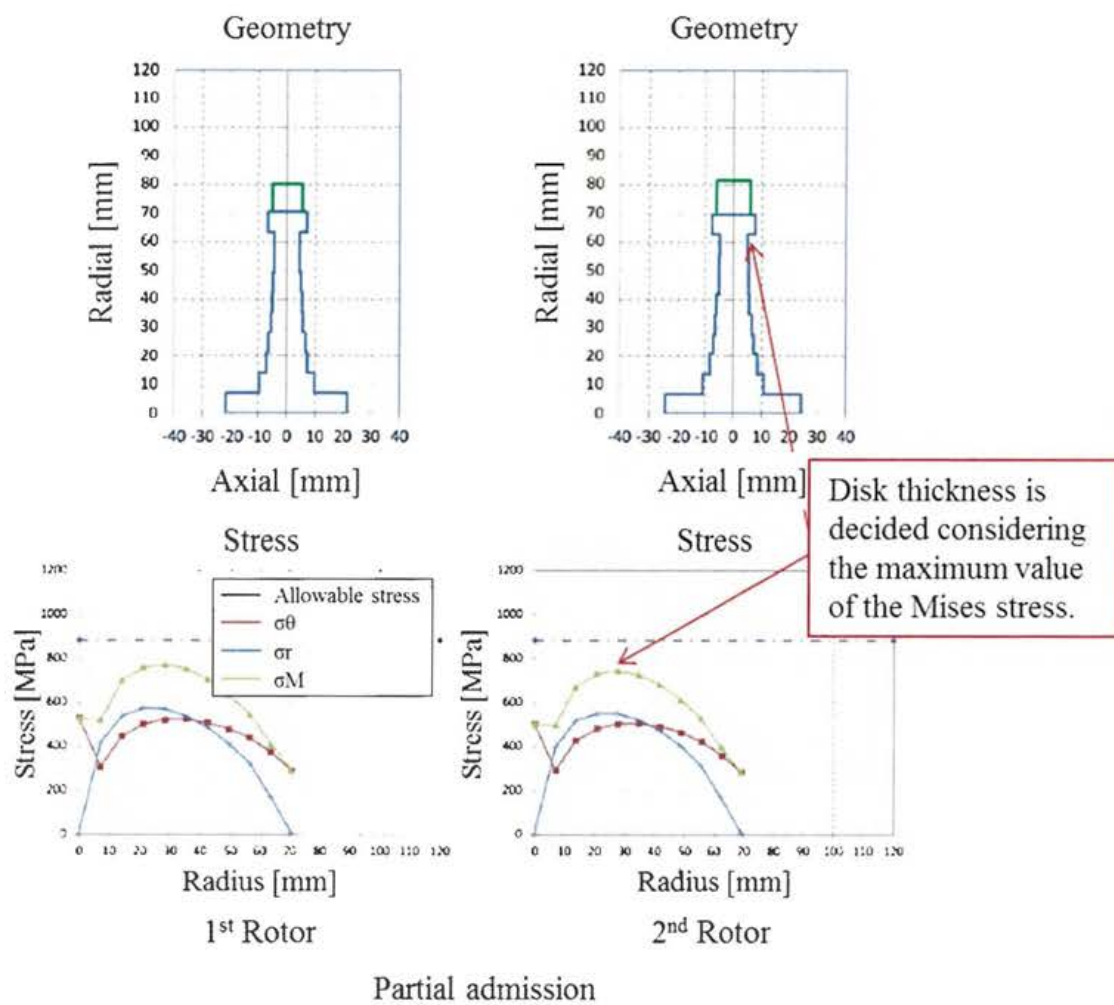


Fig.6 Von Mises stress assessment of the turbine disk of the partial admission turbine

参考文献

- [1] 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, pp.340-349.
- [2] 瀧田純也, ロケットターボポンプ用タービンの最適設計に関する研究, 博士論文, 2013.
- [3] Mårtensson, H., Andersson, S., Trollheden, S. and Brodin, S., Rocket Engines: Turbomachinery, Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft, RTO-EN-AVT-150, Paper 5.
- [4] Horlock, J. H., Axial Flow Turbines, Butterworths, London, Chap. 7.2., 1966.
- [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] https://www.mhi.co.jp/products/detail/_icsFiles/afieldfile/2013/08/28/le-7a.jpg
- [7] <http://car.watch.impress.co.jp/img/car/docs/569/330/html/76.jpg.html>
- [8] http://stage.tksc.jaxa.jp/jedi/topics/images/20110629_img01.jpg
- [9] Takeshi, K., Matsuura, M., Aoki, S. and Sato, T., An Experimental Study of Heat Transfer and Film Cooling on Low Aspect Ratio Turbine Nozzle, Journal of Turbomachinery, Vol.112, 1990, pp.488-496.
- [10] Lampart, P., TIP LEAKAGE FLOWS IN TURBINES, TASK Quarterly, No.2, 2006, pp.139-175.
- [11] 船崎健一, 単段タービン非定常流れ挙動, 日本ガスタービン学会誌, Vol.136, No.5, 2008, pp.63-71.
- [12] Denton, J. D. and Pullan, G. P., A Numerical Investigation into the Source of Endwall Loss in Axial Flow Turbines, ASME, GT 2012-69173, 2012.
- [13] Yoon, S., Vandeputte, T., Mistry, H., Ong, J. and Stein, A., LOSS AUDIT OF A TURBINE STAGE, ASME, GT2015-43349, 2015.
- [14] Shirzadi, M. R. and Saeidi, H., The Effects of Tip Clearance on Performance of a Heavy Duty Multi Stage Axial Turbine, ASME, GT2012-69553, 2012.

- [15] Wei, Z., Qiao, W., Shi, P., Chen, P. and Zhao, L., Tip-leakage flow loss reduction in a two-stage turbine using axisymmetric-casing contouring, Chinese Journal of Aeronautics, Vol.27, 2014, pp.1111-1121.
- [16] Wheeler, A. P. S., Korakianitis, T. and Banneheke, S., TIP LEAKAGE LOSSES IN SUBSONIC AND TRANSONIC BLADE-ROWS, ASME, GT2011-45798, 2011.
- [17] Shyam, V. and Ameri, A., Comparison of Various Supersonic Turbine Tip Designs to Minimize Aerodynamic Loss and Tip Heating, ASME, GT2011-46390, 2011.
- [18] Coull, J. D. and Hodson, H. P., PREDICTING THE PROFILE LOSS OF HIGH-LIFT LOW PRESSURE TURBINES, ASME, GT2010-22675, 2010.
- [19] Brown, B. J. and Malandra, A., EFFECT OF TURBINE AIRFOIL SHAPE ON AERODYNAMIC LOSSES FOR TURBINE AIRFOILS OPERATING UNDER TRANSONIC CONDITIONS, ASME, GT2011-45188, 2011.
- [20] Zlatinov, M. B. and Montgomery, M., TURBINE HUB AND SHROUD SEALING FLOW LOSS MECHANISMS, ASME, GT2011-46718.
- [21] 西山哲男, 佐々木幹夫, タービン静・動翼列間のポテンシャル干渉による非定常流体力, 日本機械学会論文集 (B 編), Vol.50, No.460, 1984., pp.2888-2898.
- [22] Zabski, J. and Wiercinski, Z., INFLUENCE OF THE NEGATIVE AND POSITIVE JET OF WAKE ON LAMINAR-TURBULENT TRANSITION IN A BOUNDARY LAYER, Journal of Theoretical and Applied Mechanics, Vol.47, No.4, pp.797-814, 2009.
- [23] Saravanamuttoo, H., Rogers, G., Choen, H. and Straznicky, P., (藤原仁志, 訳), ガスタービンの基礎と応用, 東海大学出版会, pp.481.
- [24] Dunn, M. G., Bennett, W. A., Delaney, R. A. and Rao, K. V., Investigation of Unsteady Flow Through a Transonic Turbine Stage : Data/Prediction Comparison for Time-Averaged and Phase-Resolved Pressure Data, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.114, 1992, pp.91-99.
- [25] Korakianitis, T., On the Propagation of Viscous Wakes and Potential Flow in Axial-Turbine Cascades, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.115, 1993, pp.118-127.
- [26] Griffin, L. W. and Dorney, D. J., Simulations of the Unsteady Flow Through the Fastrac Supersonic Turbine, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.122, 2000, pp.225-233.

- [27] Denos, R., Arts, T., Paniagua, G., Michelassi, V. and Martelli, F., Investigation of the Unsteady Rotor Aerodynamics in a Transonic Turbine Stage, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.123, 2001, pp.81-89.
- [28] Laumert, B., Martensson, H. and Fransson, T. H., Investigation of Unsteady Aerodynamic Blade Excitation Mechanisms in a Transonic Turbine Stage – Part I : Phenomenological Identification and Classification, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.124, 2002, pp.410-418.
- [29] Jocker, M., Numerical Investigation of the Aerodynamic Vibration Excitation of High-Pressure Turbine Rotors, Doctoral Thesis, 2002.
- [30] Miller, R. J., Moss, R. W., Ainsworth, R. W. and Harvey, N. W., Wake, Shock, and Potential Field Interactions in a 1.5 Stage Turbine – Part I : Vane-Rotor and Rotor-Vane Interaction, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.125, 2003, pp.33-39.
- [31] Miller, R. J., Moss, R. W., Ainsworth, R. W. and Harvey, N. W., Wake, Shock, and Potential Field Interactions in a 1.5 Stage Turbine – Part II : Vane-Vane Interaction and Discussion of Results, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.125, 2003, pp.40-47.
- [32] De la Loma, A., Paniagua, G. and Verrastro, D., TRANSONIC TURBINE STAGE HEAT TRANSFER INVESTIGATION IN PRESENCE OF STRONG SHOCKS, ASME, GT2007-27101, 2007.
- [33] Marcu, B., Tran, K., Dorney, D. J. and Schmauch, P., Turbine design and analysis of the J-2X Engine turbopumps, 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008.
- [34] Paniagua, G., Yasa, T. and de la Loma, A., Unsteady Strong Shock Interactions in a Transonic Turbine : Experimental and Numerical Analysis, Journal of Propulsion and Power, Vol.24, No.4, 2008. pp.722-731.
- [35] 甲斐毅, 寺本進, 超音速タービンの静動翼列干渉に関する数値解析, 第 23 回翼列研究会, 2010.
- [36] Witteck, D., Micallef, D. and Mailach, R., COMPARISON OF TRANSIENT BLADE ROW METHODS FOR THE CFD ANALYSIS OF A HIGH-PRESSURE TURBINE, ASME, GT2014-26043, 2014.

- [37] LIQUID ROCKET ENGINE TURBINES, NASA SPACE VEHICLE DESIGN CRITERIA, NASA SP-8110, 1974.
- [38] 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.
- [39] Sakai, N., Harada, T. and Imai, Y., Numerical Study of Partial Admission Stages in Steam Turbine (Efficiency Improvement by Optimizing Admission Arc Position), JSME Internal Journal, Series B, Vol.49, No.2, 2006, pp.212-217.
- [40] 笹尾泰洋, 門間和弘, 山本悟, 田沼唯士, 部分流入を考慮したタービン初段静動翼列全流路流れの数値解析, 第 36 回ガスタービン定期講演会講演論文集, 2008, pp.155-158.
- [41] 笹尾泰洋, 山本悟, 部分流入タービンノズル段を通る非定常流れの数値解析, 第 37 回ガスタービン定期講演会講演論文集, 2009, pp.207-210.
- [42] 阪井直人, 蒸気タービン部分流入段の流速分布と段落効率に関する研究, ターボ機械, Vol.38, No.4, 2010, pp.48-55.
- [43] Hushmandi, N. B., Fridh, J. E. and Fransson, T. H., Unsteady Forces of Rotor Blades in Full and Partial Admission Turbines, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.133, 2011, 041017-1-12.
- [44] Kalkkuhl, T. J., Engelman, D., Harbecke, U. and Mailach, R., NUMERICAL ANALYSIS OF PARTIAL ADMISSION FLOW IN AN INDUSTRIAL STEAM TURBINE, ASME, GT2012-68482, 2012.
- [45] Kalkkuhl, T. J., Polklas, T. and Mailach, R., UNSTEADY FLOW DUE TO PARTIAL ADMISSION IN A STEAM TURBINE CONTROL STAGE, The 13th International Symposium on Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroelasticity of Turbomachines, 13-S10-6, 2012.
- [46] Yoshida, T., Sakai, N., Matsumoto, A. and Kitajima, Y., NUMERICAL ESTIMATION OF THE UNSTEADY FORCE ON ROTOR BLADES IN A PARTIAL ADMISSION STAGE OF AN AXIAL TURBINE, ASME, GT2014-26774, 2014.
- [47] Moroz, L., Frolov, B. and Guriev, O., Analysis and Optimization of Partial Admission Stages, ACGT, ACGT2014-0007, 2014.

- [48] 谷田好通, 長島利夫, ガスタービンエンジン, 朝倉書店, 2000, pp.94-95.
- [49] 堀内良, 北原逸雄, 圧縮機およびタービン翼材料の内部減衰と弾性率, 東京大学宇宙航空研究所報告, 1 (3_B), 1965, pp.314-324.
- [50] Srinivasan, A. V., FLUTTER AND RESONANT VIBRATION CHARACTERISTICS OF ENGINE BLADES, The American Society of Mechanical Engineers, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol.119, 1997, pp.742-775.
- [51] Gibert, C., Kharyton, V., Thouverez, F. and Jean, P., ON FORCED RESPONSE OF A ROTATING INTEGRALLY BLADED DISK : PREDICTIONS AND EXPERIMENTS, ASME, GT2010-23610, 2010.
- [52] 松下修己, 田中正人, 神吉博, 小林正生, 回転機械の振動, コロナ社, 2009, pp.224.
- [53] Kaneko, Y., Ohota, M., Mori, K. and Ohyama, H., Study on Vibration Response Reduction of Bladed Disk by Use of Asymmetric Vane Spacing (Study on Response Reduction of Mistuned Bladed Disk), International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems, Vol.4, No.1, 2012, pp.35-42.
- [54] 内海政春, 坂爪則夫, 上條謙二郎, 橋本知之, 藁科彰吾, 三原礼, ロケットポンプインデューサの疲労強度, ターボ機械, Vol.32, No.1, 2004, pp.51-59.
- [55] Groth, P., Martensson, H. and Edin, N., Experimental and Computational Fluid Dynamics Based Determination of Flutter Limits in Supersonic Space Turbine, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.132, 2010.
- [56] Groth, P., Martensson, H. and Andersson, C., Design and Experimental Verification of Mistuning of a Supersonic Turbine Blisk, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.132, 2010.
- [57] Fridh, J., Laumert, B. and Fransson, T., FORCED RESPONSE IN AXIAL TURBINES UNDER THE INFLUENCE OF PARTIAL ADMISSION, ASME, GT2012-68303, 2012.
- [58] Farhat, C., Lesoinne, M. and LeTallec, P., Load and motion transfer algorithms for fluid/structure interaction problems with non-matching discrete interfaces : Momentum and energy conservation, optimal discretization and application to aeroelasticity, Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, Vol.157, 1988, pp.95-114.

- [59] Jaiman, R. K., Jiao, X., Geubelle, P. H. and Loth, E., Conservative load transfer along curved fluid-solid interface with non-matching meshes, *Journal of Computational Physics*, Vol.218, 2006, pp.372-397.
- [60] Samareh, J. A., Discrete Data Transfer Technique for Fluid-Structure Interaction, AIAA, AIAA Paper-2007-4309, 2007.
- [61] Carstens, V., Kemme, R. and Schmitt, S., Coupled simulation of flow-structure interaction in turbomachinery, *Aerospace Science and Technology*, Vol.7, 2003, pp.298-306.
- [62] Kariya, D., Ishihara, K. and Yamamoto, T., A BLADE RESONANCE PREDICTION USING FLUID-STRUCTURE INTERACTION CALCULATION METHOD AND COMPARISON WITH THE TEST, ASME, GT2009-59460, 2009.
- [63] Sun, T., Hou, A., Zhang, M., Niu, Y., Gao, J. and Guo, H., ANALYSIS ON THE REDUCTION OF ROTOR BLADE VIBRATION USING ASYMMETRIC VANE SPACING, ASME, GT2015-42778, 2015.
- [64] Tan, Y. H., Van Rooij, M. and Prananta, B., TRANSIENT ANALYSIS OF A TRANSONIC COMPRESSOR ROTOR WITH AEROELASTIC EFFECTS, ASME, GT2015-44023, 2015.
- [65] Lerche, A., Moore, J. J. and Feng, Y., COMPUTATIONAL MODELING AND VALIDATION TESTING OF DYNAMIC BLADE STRESSES IN A ROTATING CENTRIFUGAL COMPRESSOR USING A TIME DOMAIN COUPLED FLUID-STRUCTURE COMPUTATIONAL MODEL, ASME, GT2010-22216, 2010.
- [66] Roe, P. L., Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes, *Journal of Computational Physics*, Vol.43, 1981, pp.357-372.
- [67] Yamamoto, S. and Daiguji, H., High-Order-Accurate Upwind Schemes for Solving the Compressible Euler and Navier-Stokes Equations, *Computers and Fluids*, Vol.22, 1993, pp.259-270.
- [68] Yoon, S. and Jameson, A., Lower-upper Symmetric-Gauss-Seidel Method for the Euler and Navier-Stokes Equations, *AIAA Journal*, Vol.26, 1988, pp.1025-1026
- [69] Prandtl, L., Über die ausgebildete Turbulenz, *ZAMM*, Vol.5, 1925, pp.136-139

- [70] Baldwin, B. S. and Lomax, H., Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows, AIAA, The 16th Aerospace Sciences Meeting paper 78-257, 1978.
- [71] Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows, AIAA, The 30th Aerospace Sciences Meeting paper, 1992.
- [72] Wilcox, D., Reassessment of the Scale-Determining Equation for Advanced Turbulence Models, AIAA Journal, Vol.26, 1988, pp.1299-1300.
- [73] Menter, F. R., Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications, AIAA Journal, Vol.32, 1994, pp.1598-1605.
- [74] Menter, F. R., Kuntz, M. and Langtry, R., Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model, Turbulence, Heat and Mass Transfer 4, 2003.
- [75] Lavel, P. B., Mathematics for Computer Graphics -Barycentric Coordinates, 2003.
- [76] 船崎健一, 山田和豊, 菊池護, 佐藤英明, タービン段における空力特性に与える動静翼間距離の効果に関する研究, ターボ機械, Vol.38, No.6, 2010, pp.334-344.
- [77] <http://www.specialmetals.com/documents/Inconel%20alloy%20718.pdf>
- [78] Metallic Materials Properties Development and Standardization, MMPDS-07 Chapter 6 Heat resistant alloys, April, 2012.
- [79] <http://www.conceptsnrec.com/Solutions/CAE-CAM-Software/CAE-Software/Axial-Turbines.aspx>
- [80] <http://www.conceptsnrec.com/Solutions/CAE-CAM-Software/CAE-Software/Detailed-Design.aspx>
- [81] <http://www.conceptsnrec.com/Solutions/CAE-CAM-Software/CAE-Software/CFD-3D-Flow-Analysis.aspx>

謝辞

本研究を遂行するにあたり、学内外を問わず数多くの方々からご指導やご協力を賜りました。

指導教官である船崎健一先生には、学部4年生から6年間にわたり親切丁寧なご指導をいただきました。学部4年生でターボ機械の事を全く知らない私にロケット用タービンを対象とする新テーマを御設定いただき、困難な課題へ挑戦する貴重な機会を与えてくださいました。研究手法や方向性などで迷った際は、快くご助言を下さり、6年間という長期にわたって研究を遂行することができました。特に、私が博士課程に進学した後はそれまで以上にご多忙になられたにもかかわらず、熱心にご指導を頂きました。また、本研究とは異なる研究への挑戦や企業の方々との交流の機会も積極的に与えていただきました。このような経験によって、専門知識だけではなく様々な能力を向上させることができました。ここに、感謝の意を示したいと思います。

谷口英夫先生には、船崎先生同様に学部4年生から6年間にわたりお世話になりました。研究室の実験関連を主にご担当されており、修士時代に挑戦した浅低水槽装置作成時には装置設計などの面で多くのご助言を頂きました。さらに、それ以上に数値解析データの後処理方法などの面でご相談することが多かった私に対して、いつも親切にご対応を頂くとともに参考書をお貸しくださりました。谷口先生のご指導を頂いたことで、ここまで研究を進めることができました。ここに感謝の意を表します。

加藤大雅先生には、数値解析をアプローチとする私の研究において、数えきれないほどのご指導とご協力を頂きました。学部4年生でCFDの右も左もわからない私を親切に導いて下さいました。さらに、研究室としても経験のないFEM解析を遂行するに当たり、その概念やデータ構造などを御教示くださいました。また、研究室の計算機全般を管理され、私たち学生の研究活動に支障がないように休日においてもトラブル等に御対応くださいました。加藤先生のご尽力が無ければ私の研究は遂行することができませんでした。ここに感謝の意を示します。

船崎研究室のOBであり、岩手大学工学部の技官である菊池護さんには、修士時代の試験装置作成に限らず、研究室における生活面等数多くの点でお世話になりました。深く感謝申し上げます。

6年間にわたる研究室活動では、数多くの先輩や同輩、後輩の方々にお世話になりました。特に、先輩である千田麗太様には、学部4年生で研究室へ入り、新テーマであるため直接の指導先輩がいなかった私に対して、親切丁寧にご指導を頂きました。ここに感謝の意を示します。

本研究は、宇宙航空研究開発機構（JAXA）との共同研究であり、多くのJAXA方々の御協力のもと遂行いたしました。特に、内海政春様、島垣満様、瀧田純也様（現MHI）、四宮教行様（現IHI）、矢田和之様には、共同研究打ち合わせなどをはじめとする多くの面でご指導を頂きました。極めて特殊な環境で作動するロケット用タービンについて、様々な知識を御教示いただきました。また、四宮様におかれましては本研究で扱ったタービンを設計いただきました。ここに、心より深く感謝を申し上げます。

東北大学の山本悟先生ならびに笹尾泰洋（現MHPS）、古澤卓先生、山本研究室OBの三宅哲様（現MHPS）には、In-houseコードのご提供と使用方法に関して多大なご協力を頂きました。ご提供いただいたIn-houseコードを扱うことで、CFDに関する知識を飛躍的に向上することができました。ここに、感謝の意を示します。

最後に、博士課程への進学を快く承諾し、これまで経済的・精神的に支えてくれた両親と兄に対して多大なる感謝の意を示します。長い間苦勞をかけました。本当にありがとうございました。

平成28年3月
徳山 雄己

研究業績

査読付き論文

1. 徳山雄己, 船崎健一, 加藤大雅, 島垣満, 内海政春, 部分流入機構を有するロケットエンジン用超音速タービンにおける非定常流体力とタービン効率に関する研究, ターボ機械, Vol.43, No.5, 2015, pp.55-61.

国際学会 Proceedings

1. Tokuyama, Y., Funazaki, K., Kato, H., Shimiya, N., Shimagaki, M. and Uchiumi, M., Computational analysis of unsteady flow in a partial admission supersonic turbine stage, ASME Turbo Expo 2014, Dusseldorf, Germany, June 16-20, 2014, GT2014-26071.
2. Tokuyama, Y., Funazaki, K., Kato, H., Shimiya, N., Shimagaki, M. and Uchiumi, M., A Study of the Unsteady Flow Field and Turbine Vibration Characteristic of the Supersonic Partial Admission Turbine for a Rocket Engine, International Gas Turbine Congress 2015, Tokyo, Japan, November 15-20, 2015, WeAMF.3.

国内学会発表

1. 徳山雄己, 船崎健一, 加藤大雅, 四宮教行, 島垣満, 内海政春, ロケットエンジン用超音速タービン段における非定常流動解析, 日本機械学会流体工学部門講演会 (2013 年 11 月 9 日, 10 日, 九州大学)
2. 徳山雄己, 船崎健一, 加藤大雅, 四宮教行, 島垣満, 内海政春, 超音速部分挿入タービン段の非定常数値解析による損失生成機構の考察, 日本機械学会東北支部第 49 期総会・講演会 (2014 年 3 月 14 日, 東北大学)
3. 徳山雄己, 船崎健一, 加藤大雅, 四宮教行, 島垣満, 内海政春, 超音速部分挿入タービン段におけるノズル閉塞方法とタービン性能に関する研究, 日本機械学会 2014 年度年次大会 (2014 年 9 月 7 日～10 日, 東京電機大学)
4. 徳山雄己, 船崎健一, 加藤大雅, 四宮教行, 島垣満, 内海政春, ロケット用超音速部分挿入タービンの 3 次元非定常流れ場解析, 日本航空宇宙学会北部支部 2015 年講演会ならびに第 16 回再使用型宇宙推進系シンポジウム (2015 年 3 月 16 日～17 日, 能代市文化会館及び能代市中央公民館)
5. 徳山雄己, 船崎健一, 加藤大雅, 四宮教行, 島垣満, 内海政春, 超音速部分挿入タービンにおける流れ場の 3 次元性に関する研究, ターボ機械協会第 73 回総会講演会 (2015 年 5 月 8 日, 東京大学)
6. 徳山雄己, 船崎健一, 加藤大雅, 四宮教行, 島垣満, 内海政春, ロケットエンジン用タービン形態が空力性能に与える影響に関する研究, 日本機械学会 2015 年度年次大会 (2015 年 9 月 13 日～16 日, 北海道大学)

受賞歴

1. 徳山雄己, 若手優秀講演賞, ターボ機械協会第 73 回総会講演会