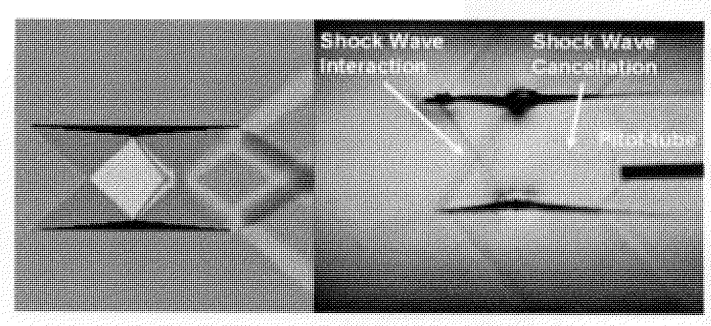
特集：流体現象と流れ制御

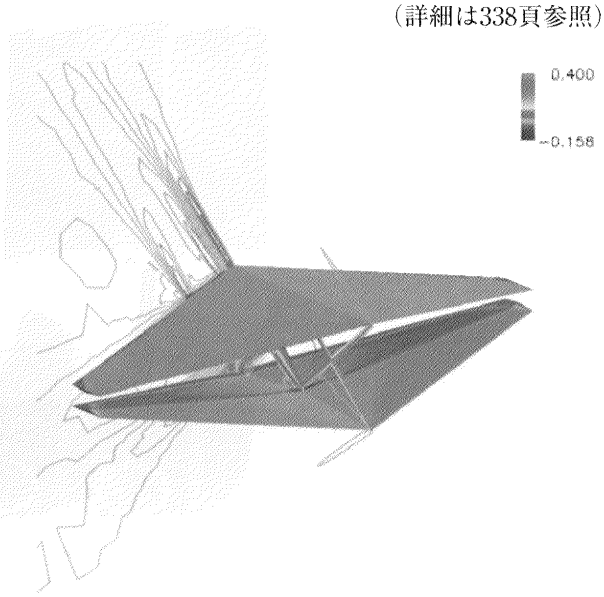
ソニックブームを相殺する超音速複葉翼理論

（東北大学流体科学研究所　大林　茂，倉谷　尚志）

（詳細は338頁参照）



CFD結果とシュリーレン可視化写真の比較

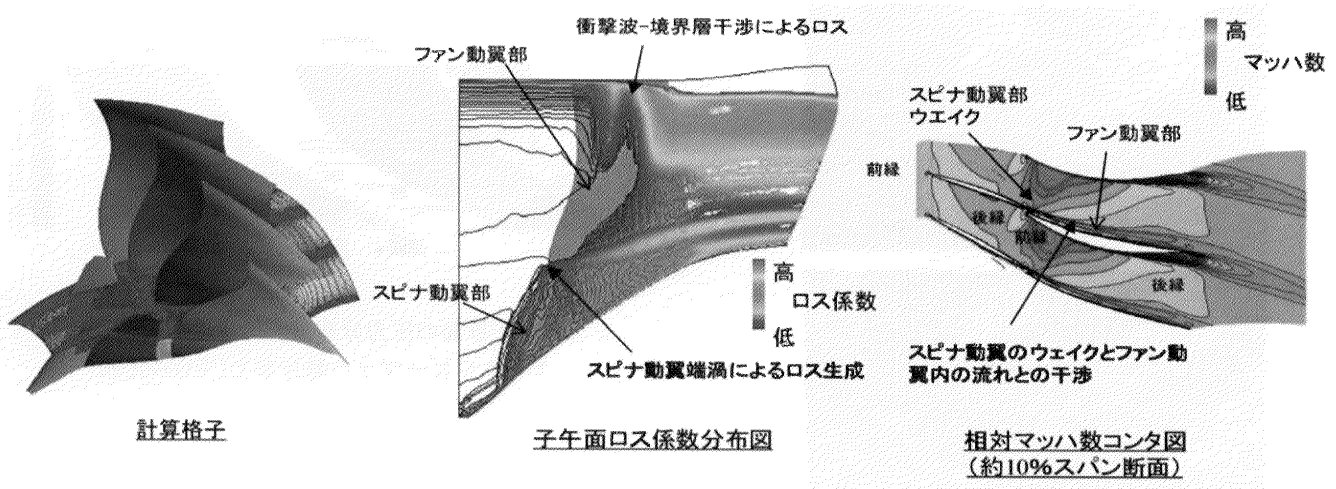


三次元テーパ複葉翼による衝撃波の相殺

ファン空力設計技術と小型エコエンジンのファン開発

（株式会社ＩＨＩ　航空宇宙事業本部技術開発センター　要素技術部　水田　郁久）

（詳細は350頁参照）



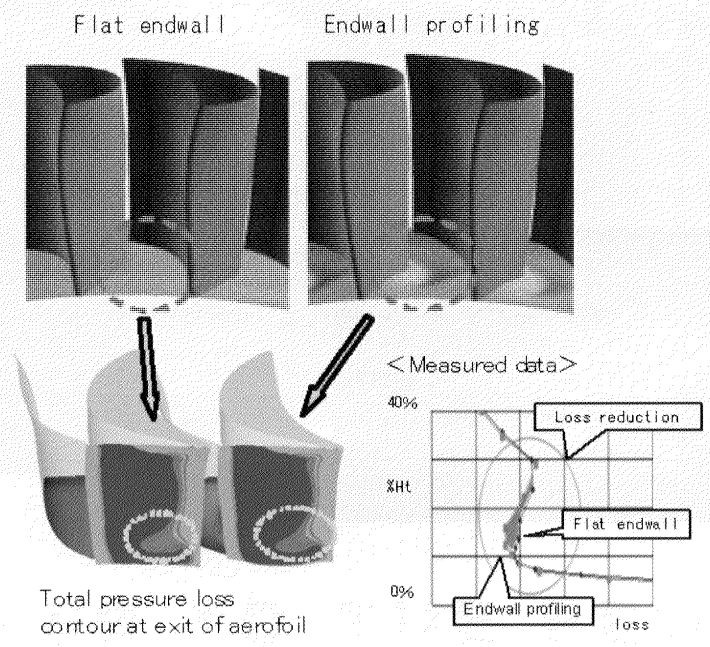
ゼロハブファン動翼（分離型形態）のCFD解析例

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

1700℃級ガスタービンの空力技術

（三菱重工業㈱　技術本部　高砂研究所　伊藤　栄作，坂元　康朗）

（詳細は356頁参照）

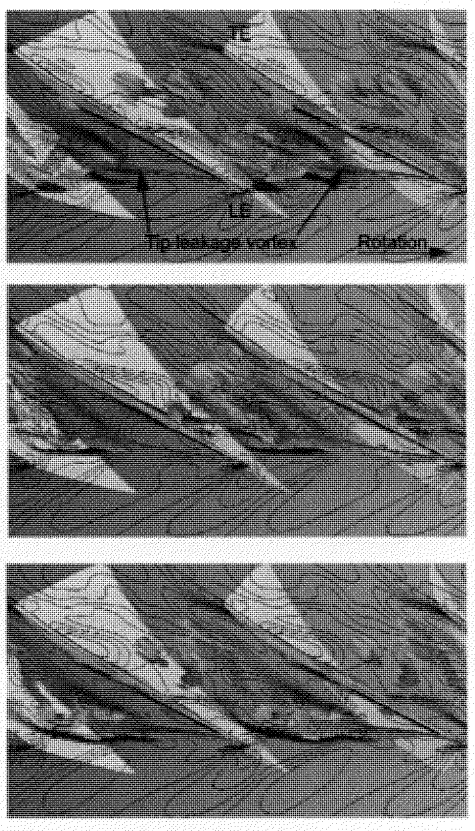


動翼損失係数（低速回転翼列）

軸流圧縮機動翼列における翼先端漏れ流れに関連した流動現象

（岩手大学工学部機械工学科　山田　和豊）

（詳細は358頁参照）

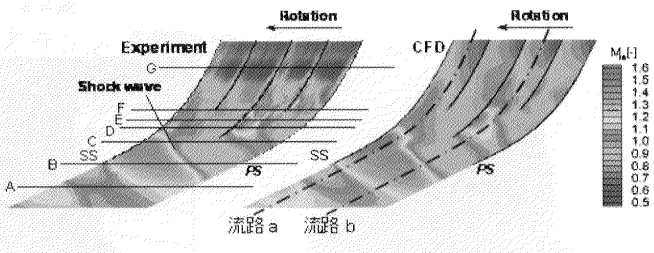


失速点近傍における翼先端漏れ渦の非定常挙動

遷音速遠心圧縮機インペラの３次元内部流

（三菱重工業㈱　技術本部　長崎研究所ターボ機械研究室
東森　弘高）

（詳細は374頁参照）



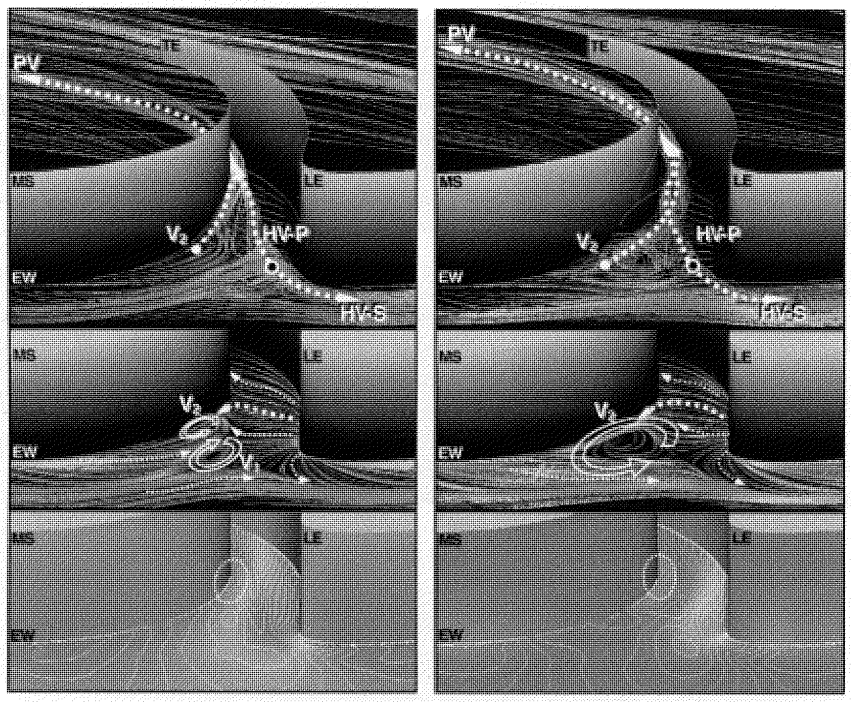
シュラウド壁面の圧力分布計測結果から算出した等エントロピーマッハ数分布とCFDの比較

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

超高負荷タービン翼列内の二次流れ

（法政大学工学部　辻田　星歩，元宇宙航空研究開発機構　山本　孝正）

（詳細は383頁参照）



（上段：EW 付近の 3 次元流線，中段：EW 上の流跡線，下段：EW 上の静圧係数分布）

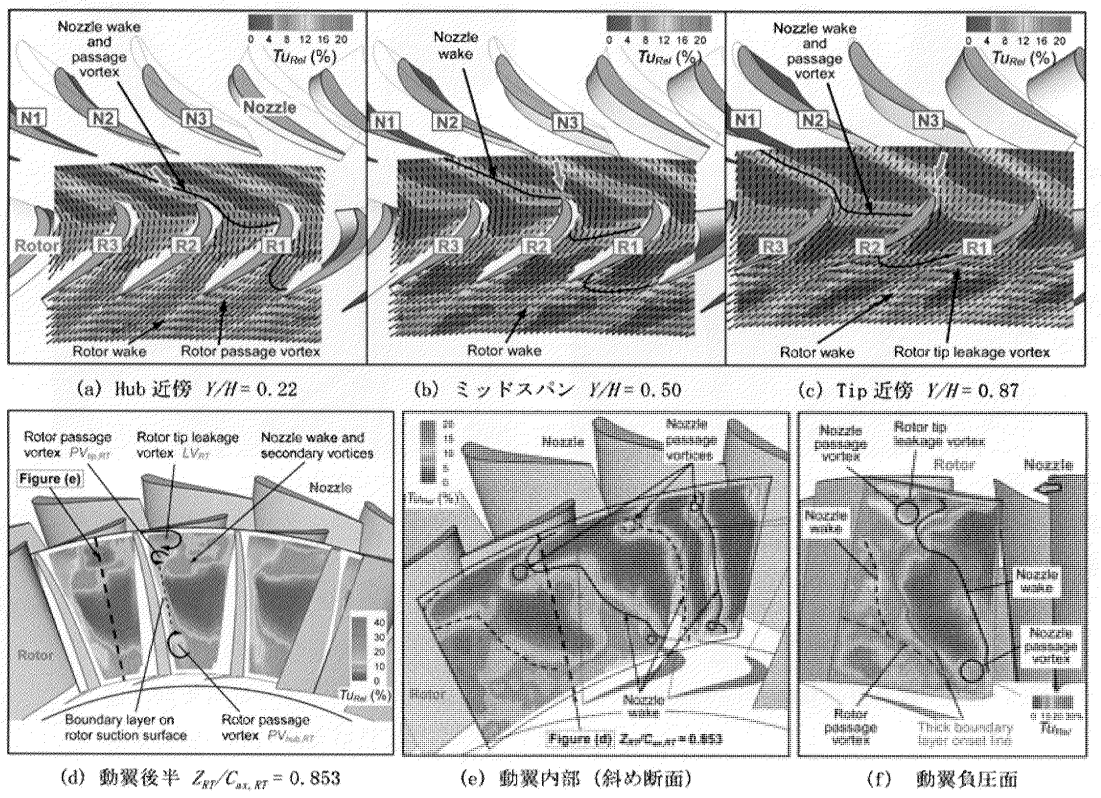
(a) i=+2.5°　　(b) i=+5.0°

翼端壁面付近の流れ場

低レイノルズ数域におけるタービン翼列特性の風洞実験

（産業技術総合研究所　エネルギー技術研究部門　松沼　孝幸）

（詳細は389頁参照）



(a) Hub 近傍 Y/H = 0.22　(b) ミッドスパン Y/H = 0.50　(c) Tip 近傍 Y/H = 0.87

(d) 動翼後半 $Z_{RT}/C_{ax,RT}$ = 0.853　(e) 動翼内部（斜め断面）　(f) 動翼負圧面

LDVによる動翼周りの非定常流れの測定結果（乱れ度の分布，t=1/32T_{NZ}）

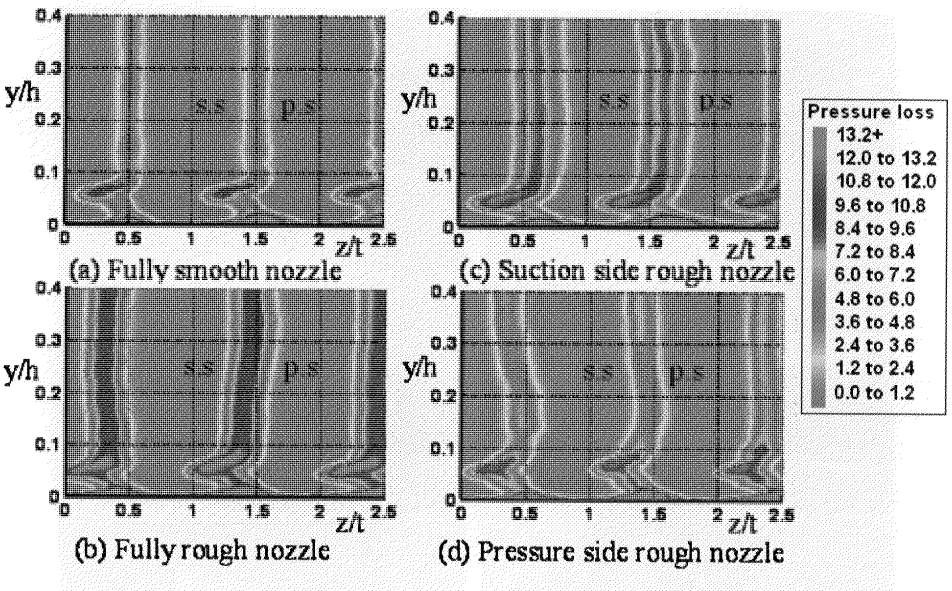
（Matsunuma，ASME Journal of Turbomachinery，2007）

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

タービン性能に及ぼす表面粗さの影響について

（㈱東芝　電力・社会システム技術開発センター　松田　寿）

（詳細は396頁参照）



(a) Fully smooth nozzle　(c) Suction side rough nozzle

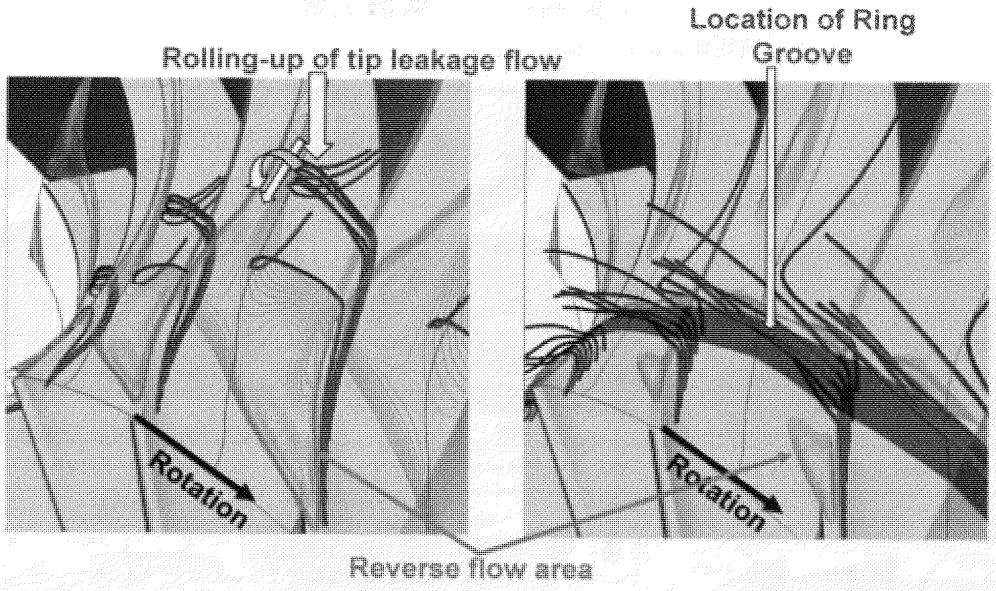
(b) Fully rough nozzle　(d) Pressure side rough nozzle

二次流れ領域に及ぼす局所粗さの影響

入口環状溝による遠心羽根車の不安定性改善

（長崎大学　工学部　機械システム工学科　石田　正弘，坂口　大作）

（詳細は418頁参照）



（a）入口環状溝なし　（b）入口環状溝あり

翼端漏れ流れの流跡に及ぼす入口環状溝の影響

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

特集：流体現象と流れ制御

ソニックブームを相殺する超音速複葉翼理論

大林　茂[*1]
OBAYASHI Shigeru

倉谷　尚志[*1]
KURATANI Naoshi

キーワード：衝撃波，ソニックブーム，超音速機

1．はじめに

航空需要は世界経済の発展とともに伸び続けており，今後も順調な伸びが予想されている。増加する航空需要を満たすために，航空機の大型化・高速化は重要な研究開発テーマである。一方で，原油高騰から経済性の良い機体が望まれており，エアバス社の大型機A380，ボーイング社の経済性を重視した中型機B787に人気が集まっている。

高速化に関しては，1976年に就航開始したコンコルド（写真１）が，唯一超音速旅客飛行を実現していた。コンコルドの初飛行成功直後は，わが国のエアラインも導入を検討していたが，オイルショックの影響で導入されなかった。その後，2000年のパリ近郊での墜落事故，2001年のアメリカ同時多発テロなどが重なり，航空需要の低迷と元々高い運用コストがさらに高騰したため，2003年運航停止を余儀なくされた。これらの主原因は経済性に他ならないが，いくつかの技術的な課題が残っていることも明らかである。特に，超音速巡航時に不可避な衝撃波発生に起因するソニックブームと呼ばれる騒音問題が挙げられる。この騒音問題のために，超音速巡航飛行領域は海上にのみ限られ，定期運航便はパリ・ロンドン－ニューヨーク間に代表される大西洋横断路線が主だったものであった。

写真１　コンコルド（ドイツジンズハイム博物館）

また，旅客機としては就航には至らなかったが，旧ソ連で開発されていたTu-144も存在した。それらはともに，胴体を中心軸上に両側にそれぞれ一枚の翼を有し，日常目にする旅客機（飛行速度の分類から亜音速機とも呼ばれる）に比べて，超音速機は高速化に伴って機体先端が鋭利になり，翼の後退角が大きいことが特徴として挙げられる。

近年，コンコルドよりも機体サイズを縮小した超音速ビジネスジェットへの興味が高まり，米国や欧州で研究開発が盛んである。図１に示すように米国エアリオン社は初号機を受注したことから[1]，超音速民間機再登場への期待感が高まっている。しかし，この機体には低ブーム化設計は導入されていないため，コンコルドのような大型機（約百人程度）ではなく，ビジネスジェットクラス（数人程度）である。機体サイズを拡大し，旅客輸送に提供されるためには，ソニックブーム低減が最優先課題と考えられる。

本稿では，次世代の超音速機を実現するために必要不可欠なソニックブーム低減を目指した超音速複葉翼理論を紹介していきたい。

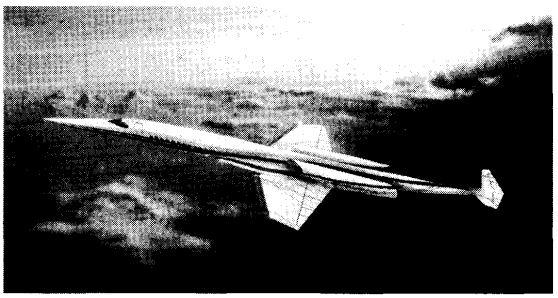


図１　エアリオン社超音速ビジネスジェット機[1]

2．ソニックブーム

飛行機が大気中を超音速で飛行すると，写真２に示すように，必ず機体の周りにはさまざまな圧力波が発生する。写真２は，超音速飛行実験中にシュリーレン法とよばれる光学的な可視化技術により，肉眼では直接見えない現象を捉えた[2]。この写真では，空気中に存在する密

原稿受付　2008年７月22日
＊１　東北大学流体科学研究所
〒980-8577　仙台市青葉区片平２－１－１

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

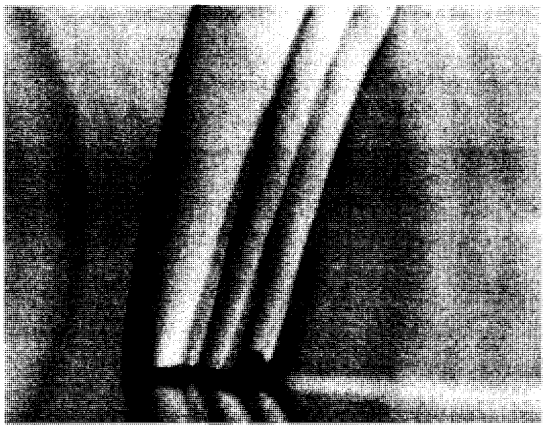


写真2　T-38機体周りに発生する衝撃波[2]

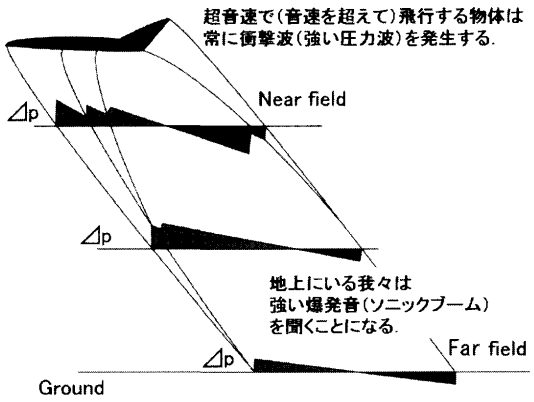


図2　衝撃波とソニックブーム

度変化によって生じる光の屈折を捉え，流れ場内に存在する波を可視化している。

ソニックブームの発生原理は図2に示すとおりである。機体近傍では複雑な圧力波形を示すが，大気中を伝播するにつれて整理統合され，N波と呼ばれる波形で地上に到達する。到達した爆発音は短い時間間隔で2回聞こえるとされている。これが，ソニックブームである。衝撃波に由来する音は自然現象にもある。雷の稲妻は雷雲と地表との間の放電スパークだが，この放電路ができるときにまわりの空気を急に押し広げるために，円筒形の衝撃波が生じる。この衝撃波による轟音が雷鳴となって聞こえる。コンコルドのソニックブームも，近くに落雷があったような強い爆発音だったといわれている。超音速飛行時に不可避である衝撃波の発生によって生じるソニックブームを低減できれば，環境負荷の低減だけではなく，より効率的な超音速機の運航の実現が期待できる。

現在，コンコルドのような大型機ではなく，機体サイズが小さい超音速ビジネスジェットが注目されている最も大きな理由は，従来の技術ではソニックブームの大幅な低減が望めないためである。そこで，近年注目されているのが，「複葉翼」である。

「複葉翼」という言葉を耳にして，すぐに思い出される飛行機が，1903年に初飛行を成功させたライト兄弟が搭乗した「ライトフライヤー号」(写真3)[3]である。

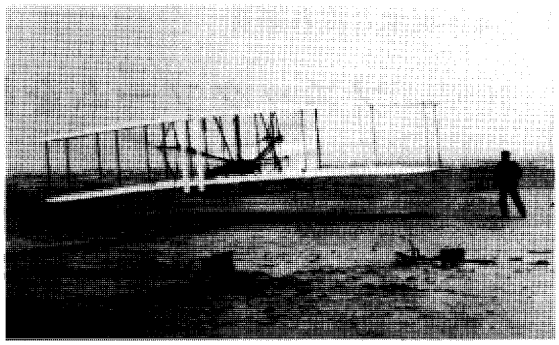


写真3　ライトフライヤー号[3]

1930年代後半頃の金属製主翼一枚による単葉機が一般的となるまでは複葉機が主力飛行機であった。そのため，21世紀に暮らしている我々にとっては，レトロな雰囲気を感じさせるものである。しかし，この「複葉翼」が革新的な超音速旅客機を実現させる可能性を秘めていることに注目し，基礎研究を展開している。これらの詳細は，次章ならびに参考文献[4]などを参照されたい。

この複葉翼と類似した概念が用いられている例がある。それは飛行機ではなく，写真4に示すように双胴船に用いられ，高速性能を発揮している[5]。これも同様に双胴間で船首から発生する波をお互いに打ち消しあうことで，波によって発生する造波抵抗と呼ばれる抵抗を従来の単胴船よりも小さくすることが可能なためである。

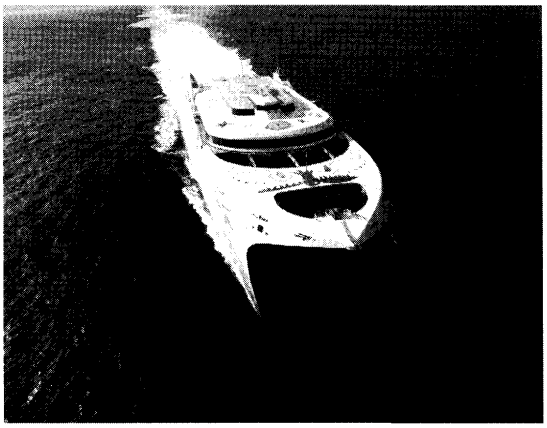


写真4　高速双胴船ナッチャンRera[5]

3．ソニックブーム低減の理論

ソニックブームは，超音速飛行時に発生する衝撃波が原因である。線形理論では，「超音速飛行をすると，一様大気遠方場では必ずソニックブームを生じる」とされている。しかし，この理論には二つの仮定が存在する。まず，「一様大気」という仮定である。実大気は温度勾配が存在するため，高高度でマッハ数1.2の超音速飛行をしていても，地上の気温では亜音速に相当する。衝撃波は超音速でなければ発生しないので，衝撃波は地上に届かないことになる。

また，「遠方場」という仮定が含まれている。たとえば機体全長が約100m程度を仮定すると，想定される飛

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

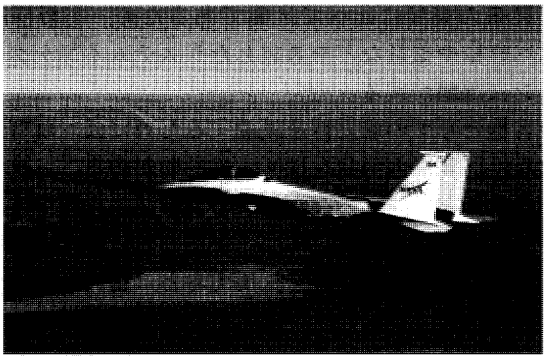


写真5 Quiet Spike™によるソニックブーム低減飛行実証機F-15B[6),7)]

行高度が15～20kmなので，高々200倍程度であることから十分遠方ではない。よって，これら二つの仮定の条件が成立しない場で超音速飛行をすると必ずソニックブームが地上に届くわけではないことになる。実際には温度勾配や大気擾乱などの大気状態の影響で，ソニックブームの到達領域が左右される。

そこで，理論的なアプローチでソニックブームを低減するいくつかの提案がなされ，飛行実証試験がなされてきた。たとえば，飛行する機体を非常に長くすることで，先端から発生する衝撃波を地上に到達するまでに整理統合させないようにして，ソニックブームを抑制させる「細長物体の理論」がある。この一例が，QuietSpike™という鋭利なパーツを機体先端に取り付けて，超音速飛行時に伸長し，細長物体を達成するものである（写真5）[6)]。これにより低ブーム化を実現する飛行実証試験が2007年に実施された[7)]。さらに，「Seabass/Dardenの低ブーム理論」は，機体周りに発生する近傍場圧力波形を低ブーム形にするために，先端を鈍頭物体にすればよいと提案された。これは2003年にF-5Eを改良したSSBD（Shaped Sonic Boom Demonstrator）によって飛行実証された（写真6）[8)]。

もし衝撃波自体を超音速飛行する機体から発生しなければ，ソニックブームの発生を根本的に解消するが期待される。複葉翼を超音速旅客機に導入することで，抵抗を大幅に削減するだけではなく，翼の周りに発生する衝撃波自体を相殺して，ソニックブームを大幅に低減することが期待できる。

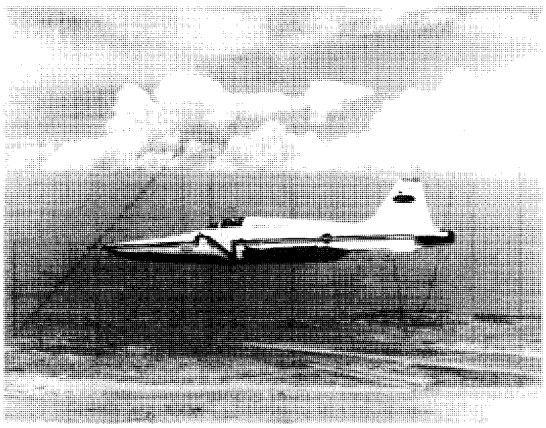


写真6 F-5Eソニックブーム低減飛行実証機[8)]

この複葉翼を用いると超音速飛行ではどのような現象が生じるのかは大変興味深い。ソニックブームを低減するために提案された革新的な超音速複葉翼理論[4),9)]は，1935年Adolf Busemannによって提唱された複葉翼による衝撃波干渉と相殺に関する線形理論に基づいている。これは，圧縮性流体力学の教科書[10)]には必ず掲載されるような著名な理論である。

図3左に示す，超音速で飛行するダイアモンド翼の周りには，先端から強い圧縮波，翼頂点からは膨張波が発生している。矢印に示される方向のベクトル成分の和は，翼の進行方向に対して空気抵抗を発生させ，翼の上下面に対しては，それぞれ相殺されるために迎え角0度では揚力は発生しない。

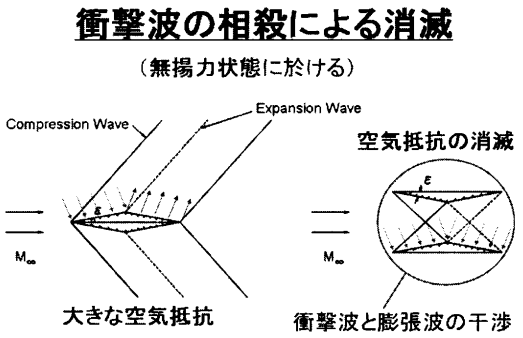


図3 複葉翼による衝撃波の相殺

一方，ダイアモンド翼を半分に分割して，両者の頂点を向かい合わせた形状を図3右に示す。ダイアモンド翼と同様に先端から発生する衝撃波によって，矢印の方向に圧力が作用するが，翼頂点から発生する膨張波によって，上流側と同じ圧力が作用する。翼の進行方向に対する圧力によって生じる空気抵抗が打ち消される。一方，上翼と下翼の周りの圧力分布は互いに対称となるため，それぞれ垂直方向に対して逆方向に同じ大きさの揚力を発生するが，複葉翼としては打ち消しあうために，ダイアモンド翼と同様に揚力は発生しない。波の相殺によって，揚力も抗力も生じないことになる。

よって，揚力なしの場合，単葉翼に比べて複葉翼は，超音速飛行時に圧力によって生じる抵抗を劇的に低減できることが期待される。衝撃波を相殺するBusemann翼型の研究から発展し，1950年代には揚力を有しながら，衝撃波相殺を実現するLicher翼型が提唱された。

ソニックブームを根本的に削減させるためには，前述のとおりその発生原因である衝撃波を相殺することにつきる。2004年に楠瀬らが提案した超音速複葉翼理論[4),9)]は，前述の理論を発展させ，衝撃波を相殺する翼型を逆問題設計によって探索し，必要な揚力と翼厚を保持しながら，衝撃波の大幅な低減が実現可能であることを示した。逆問題設計とはCFDを応用した設計法で，通常の

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

順問題は形状を指定して圧力分布を求めるものであるが，逆問題の場合には，理想的な圧力分布を指定し，それを実現する形状を求めるものである。これにより，最適な圧力分布を持つ翼型形状の探索が可能である。

超音速複葉翼理論では，単葉翼と同一の揚力を発生させる場合，超音速複葉翼の揚力依存抵抗を2/3，同時に体積依存抵抗を0にすることができた。ソニックブームは，機体を浮上させるために必要な揚力に依存して発生する揚力ブームと機体の体積に依存する体積ブームの総和で表される。複葉翼は抵抗と同じように揚力ブームを2/3，体積ブームを0にすることができる。したがって，衝撃波相殺による低ブーム化が大いに期待される。

4．超音速複葉翼理論の展開

ソニックブームを低減するために提案された超音速複葉翼理論に基づいて，現在さまざまなアプローチで基礎研究が進められている。まず，計算流体力学Computational Fluid Dynamics，CFDを駆使して，その理論の実証ならびに拡張を試みてきた。さらに，図4に示すように想定される飛行速度範囲において風洞実験を駆使して実現象の理解を深め，実験/計算融合のアプローチによって着実な進歩を遂げている。基礎的なデータが蓄積されることで，最終的には機体形状案の最適化形状探索などが可能になるので，超音速複葉翼理論の実証を行うための飛行実証計画を策定することが当面の目標である。

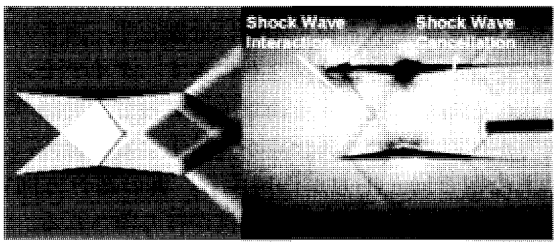


図4　CFD結果とシュリーレン可視化写真の比較

超音速複葉翼の課題の一つは，流れの閉塞状態を表すチョーク現象がある。これは，設計点より低いマッハ数で超音速流れが始動しない現象であり，その結果，抵抗増大を引き起こす。超音速エンジンインテークにおいても同様の現象が生じることが知られている。インテークディフューザの始動条件としてKantrowitz-Donaldson条件というものがあり，マッハ数によって入り口面積とスロート部の面積がある比率にならないと，超音速インテークとして作動しない。複葉翼では，あるマッハ数で翼厚を決めると複葉翼の間隔が決まるが，このとき決まる複葉翼入り口の距離と向かい合う翼の頂点間の距離の比率がKantrowitz-Donaldson条件を満たさないと，超音速流れが実現しない。超音速エンジンでは，可変形状や抽気によってチョークの回避が可能であり，複葉翼も同様であることがCFDによって確認されている。しかし，従来の翼型に比べて薄翼であるため，実機搭載時には，容積や重量などを考慮したシステムインテグレーションに課題が残る。

旅客機としての成立性を議論するためには，翼型だけではなく，翼平面形状を探索する必要がある。三次元翼に拡張すると，翼端の存在による衝撃波の翼間干渉が崩れ，抵抗増大を引き起こす問題が生じる。翼端の影響を軽減するようにテーパ翼を採用すると，翼間干渉を保つために上反角，下反角をつける必要がある。図5に示すようにテーパ比を決めると，翼間干渉を保持するために翼間距離が一義に決まり，その結果翼端方向へと絞られるように下翼の上反角，上翼の下反角が決まる。さらに，翼の後退角を変えて，最適な三次元翼形状を探索した。前述の逆問題設計と三次元翼の形状探索を組み合わせた三次元逆問題設計を適用することが，今後の課題である。

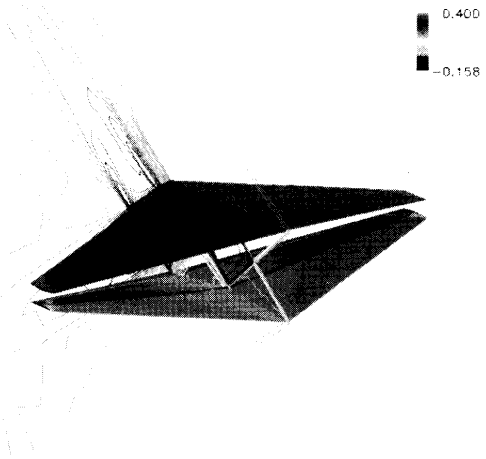


図5　三次元テーパ複葉翼による衝撃波の相殺

さらに翼だけではなく，旅客機として必要不可欠な胴体形状がソニックブーム発生に及ぼす影響を，近傍場圧力波形推定にはCFD計算，遠方に到達するソニックブームの推定に波形パラメータ法を用いて調べた。まず，単葉翼と複葉翼の近傍場波形とソニックブーム発生を表す地上におけるN波を図6左と右に示す。複葉翼の近傍場波形のピーク値は単葉翼に比べて抑制され，さらに地上に到達する圧力波形の立ち上がりピークも同様に抑制されている。次に，低ブーム化設計を意図した胴体模型周

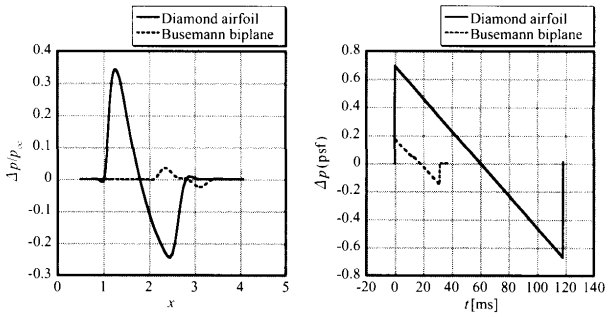


図6　複葉翼による低ソニックブーム化
（左図近傍場波形，右図地上圧力波形）

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

りの圧力分布を図7に示す。非軸対称形状の場合に，より強い圧力波が機体上方へと伝播している様子が明らかにされている。これらの結果を基にして，低ブーム化が期待される翼型形状，翼平面形状や機体形状を導入した場合に，地上に到達するソニックブームを予測することができ，その結果最適化形状探索へと発展することが可能になる。

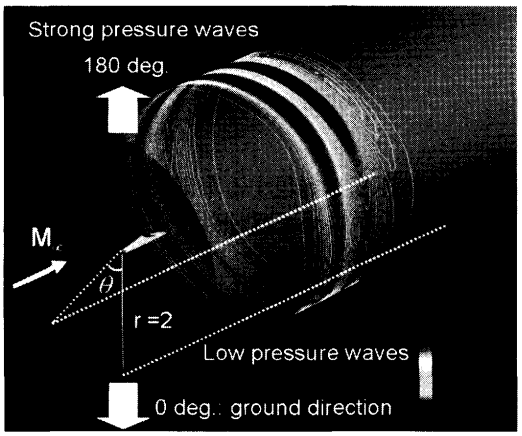


図7 低ソニックブーム化胴体周りの圧力分布

5．おわりに

図8と図9に，複葉翼を有する超音速旅客機の想像図を示す。我々が提案する超音速旅客機を，MISORA（みそら）と名づけた。ソニックブーム低減型飛行実証実験機，Mitigated Sonic-Boom Research Airplaneの略称である。このMISORAの空力形状は低ブームを実現するために，機体からの衝撃波の発生を広げないことを想定している。今後，超音速旅客機を実現するためには，低ブームを実証する超音速複葉翼機の飛行実験が必要不可欠である。しかし，チョーク現象が生じる飛行設計マッハ数より低い超音速領域を効率的に通過するための主翼可変形状を工夫する必要がある。

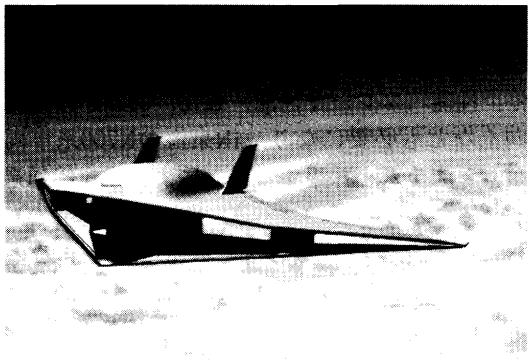


図8 ソニックブーム低減型飛行実証実験機MISORAの想像図（超音速飛行時）

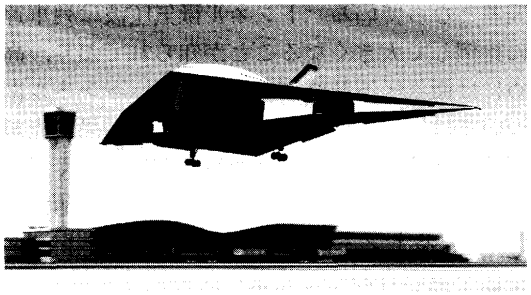


図9 ソニックブーム低減型飛行実証実験機MISORAの想像図（離陸時）

超音速飛行を重視して設計された機体では，離着陸などの低速域空力性能を十分満足しない設計になる。これらの性能を有しつつ，超音速飛行実証試験を実施するのは困難であるため，たとえば1947年に初めて超音速に成功したX-1実験機[11]のように，大型輸送機下部から空中発射させて，水平飛行を保って超音速に到達する飛行実験方法，あるいは高高度で大気球から実験機を放球して自由落下による加速させる飛行実験方法[12]などがある。

このように超音速複葉翼理論の実証，次世代超音速旅客機の実現に向けてはさまざまなハードルを乗り越える必要がある。しかし，それにチャレンジする精神が，我々研究者，技術者をより奮い立たせる。世界の空を日本から変えたい。

参考文献

(1) http://www.aerioncorp.com
(2) http://www.nasa.gov/centers/dryden/news/FactSheets/FS-033-DFRC.html
(3) http://www.nasa.gov/multimedia/imagegallery/image_feature_976.html
(4) K. Kusunose, K. Matsushima, S. Obayashi, T. Furukawa, N. Kuratani, Y. Goto, D. Maruyama, H. Yamashita and M. Yonezawa, Aerodynamic Design of Supersonic Biplane: Cutting Edge and Related Topics, The 21st Century COE Program International COE of Flow Dynamics Lecture Series Volume 5, (2007), Tohoku Univ. Press
(5) http://www.higashinihon-ferry.com/natchanrera/
(6) http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/Quiet_Spike/
(7) R. Cowart, T. Grindle, An Overview of the Gulfstream / NASA Quiet SpikeTM Flight Test Program, AIAA-2008-123, (2008)
(8) http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/SSBD/
(9) K. Kusunose, A New Concept in the Development of Boomless Supersonic Transport, 1st International Conference on Flow Dynamics, (2004), p.46
(10) Liepmann, H. W., and Roshko, A., "Elements of Gas Dynamics", John Wiley & Sons, Inc., New York, (1957), p.107
(11) Jay Miller, The X-Planes: X-1 to X-45, (2001) Midland Pub Ltd.
(12) T. Sato, H. Taguchi, H. Kobayashi, T. Kojima, K. Okai, K. Fujita, D. Masaki, M. Hongo, T. Ohta, Development Study of Precooled-Cycle Hypersonic Turbojet Engine for Flight Demonstration, 57th International Astronautical Congress, (2006), IAC-06-C4.5.02

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

特集：流体現象と流れ制御

高速車両の空力動揺現象とその評価技術

川本　英樹[*1]
KAWAMOTO Hideki

キーワード：新幹線，空力動揺

1．はじめに

新幹線に代表される高速鉄道車両には航空機と対抗するため，常に高速化が要求される。図1に新幹線高速化の変遷を示す。国内ではJR東海が1992年に300系「のぞみ」車両によって東海道新幹線区間で270km/h営業運転を開始し，その後JR西日本が500系「のぞみ」車両によって山陽新幹線区間で300km/h営業運転を実現した。JR東日本は東北・上越・長野新幹線区間でE2系車両による275km/h運転を実施しているが，2010年度に予定されている東北新幹線八戸－新青森間開業に合わせて新型車両（E5系）を投入し，320km/h営業運転を開始する予定である。またJR九州では新八代－鹿児島中央区間で800系車両による260km/h営業運転を実施しており，今後博多－新八代間開業による山陽新幹線との直通運転が実現されれば，さらなる高速化が予想される。また磁気浮上式リニアモーターカーでは，JR東海が2025年に東京－名古屋間での500km/h営業運転を目指している。一方海外では，フランスTGVが2007年から一部の区間で320km/h営業運転を開始している。さらにTGVの後継車両としてAGVの開発が進められており，360km/h営業運転を目指している。その他，ドイツICEが300km/h，台湾高速鉄道が300km/hなど，300km/h超での高速営業運転を実現する車両がある他，今後，中国，インド，ロシア等でも高速鉄道計画が進められているようである。

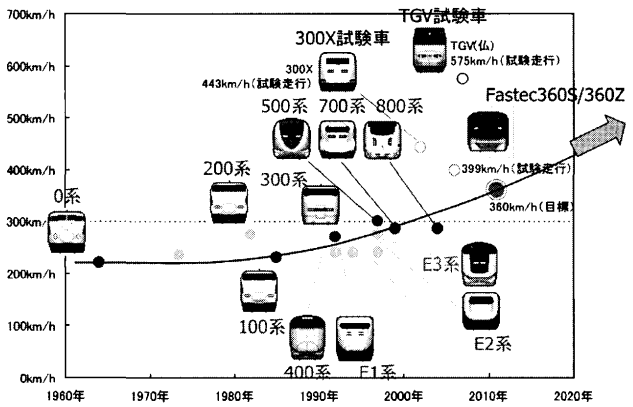


図1　新幹線高速化の変遷

試験車両を用いた高速化への取り組みも行われており，JR東日本の「STAR21」では1993年に最高速度425km/hを達成した。JR東日本では360km/h営業運転を見据えた試験車両「Fastec360S/360Z」を開発し，360km/h超の高速走行でのさまざまな試験を実施している。また磁気浮上式リニアモーターカーでは，JR東海が2003年に有人走行での世界最高記録581km/hを達成している。一方海外では，フランスTGVが2007年にレール上を走る高速車両としての世界最高記録である574.8km/hを達成した。

このように世界中で鉄道車両の高速化が進められているが，高速化に伴ってさまざまな課題が出てくる。軌道側では架線，レールの強化の他，防音壁の設置等が必要になる。車両に対しては電動機出力向上，構体構造強化，車両停止性能（ブレーキ性能）強化，あるいは曲線通過性能向上なども必要になり，JR東海のN700系車両では車体傾斜システムを採用することによって曲線通過速度を向上している。

さらに高速化によってもっとも重要視されるのは環境基準の達成である。高速車両に特有の環境問題としてトンネル微気圧波が挙げられる。列車が高速でトンネルに突入すると，トンネル内の空気が圧縮され，その結果トンネル出口付近で「ドーン」という衝撃音が観測される。この衝撃音をトンネル微気圧波と呼び，トンネル出口周辺の家屋の窓や戸を揺らす振動・騒音を引き起こす環境問題となっている。トンネル微気圧波は列車速度の3乗に比例して大きくなることが知られており，高速化のためには微気圧波低減が必須となる。トンネル微気圧波については数多くの研究が実施された結果，先頭車長さ，車体断面積，先頭部の断面積分布に大きく影響されることがわかっている。そのため最近では数値流体解析（CFD）によるトンネル微気圧波シミュレーションと最適化手法を組み合わせた先頭車断面積分布最適化技術[1]が実現されており，N700系車両やFastec360S/360Zの先頭車設計に適用されている。

原稿受付　2008年7月25日
＊1　川崎重工業㈱　技術研究所
〒637-8666　兵庫県明石市川崎町1－1

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

車両高速化によって問題となる環境問題としては空力騒音も挙げられる。高速車両から発生する騒音は主に車輪/レール干渉によって発生する転動音とパンタグラフなどから発生する空力音に大別される。転動音のパワーは列車速度の3乗に比例するのに対して，空力音のパワーは列車速度の6乗に比例して大きくなるため，高速車両では空力騒音が支配的となる。そのため，さまざまな空力騒音低減の取り組みがなされており，車体平滑化，低騒音型パンタグラフ，車間全周ホロ化などが採用されているが，今後国内で350km/h超の営業運転を実現するためには，空力騒音のさらなる低減が必要となる。

ここまで鉄道車両高速化のために解決すべきさまざまな課題について述べてきたが，これらはすべて高速走行を実現するために必要な内容である。一方で高速走行が実現された場合，列車内の乗客の乗り心地を悪化させないことが営業車両で重要視される[2]。乗客の乗り心地に影響を与える現象としては車内騒音，車内圧力変化（耳ツン現象），座席の座り心地など，さまざまなものがあるが，本稿では車両動揺について述べる。

鉄道車両の動揺は軌道狂いや蛇行動特性の影響，あるいは空気力の影響によって発生する。このうち特に車両の動揺が大きくなるのはトンネル内走行時であり，またトンネル内動揺は軌道狂いとの相関が小さいことから，空気力の影響が大きいことがわかっている[3]。

高速車両の空力動揺を低減するための対策としては，セミアクティブサスペンションや車体間ヨーダンパなどが採用されているが，抜本的な対策として車両に作用する空力変動そのものを低減することが有効である。そのためには，車両空力動揺の発生メカニズムを解明し，かつ動揺を低減させるための有効な車体形状・デバイス等を見出すことが求められる。この目的のために，実車走行試験，風洞試験，および数値流体解析等を用いた車両空力動揺評価技術の構築が必要である。

本稿では，高速車両の空力動揺低減に向けた最近の研究開発を紹介する。なお，高速車両の空力動揺は一般に先頭車から後尾車に向かって徐々に揺れが大きくなることが知られており，もっとも動揺が大きいのは最後尾車両であると言われている。よって本稿では，後尾車両動揺に着目した研究について紹介する。

2．車両空力動揺の風洞試験[4]

後尾車両の空力動揺を風洞試験で評価する場合，車体動揺の変位が小さい場合に，車体の動揺が変動空気力に及ぼす影響が小さいという判断から，固定した車両模型に作用する変動空気力で評価するという手法が採用される。一方で車体動揺の変位が大きくなってきた場合には，車体動揺と空気力変動の連成現象の影響も考慮する必要が出てくる。以下に筆者らが開発した車両動揺風洞試験手法を示す。

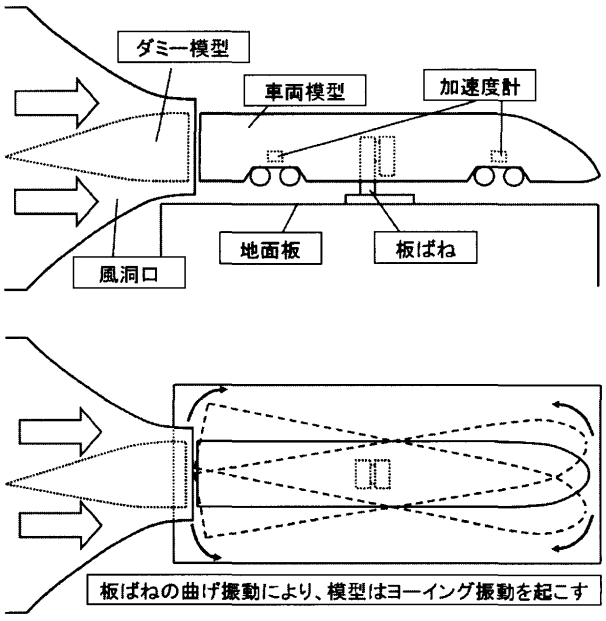


図2　風洞試験装置の模式図

2.1　風洞試験装置の概要

試験には,川崎重工業㈱技術研究所低速風洞（風圧：300mmAq，流量：800m³/min）を使用した。試験装置の模式図を図2に示す。模型サイズは実車の1/30相当スケールである。模型中心部には板ばねが取り付けてあり，この板ばねを介して模型下部に配置した地面板に設置されている。模型は板ばねの曲げにより，ヨーイング振動するようになっている。板ばねの固有振動数は約17Hzであり，これは風洞風速が60m/s時における換算風速

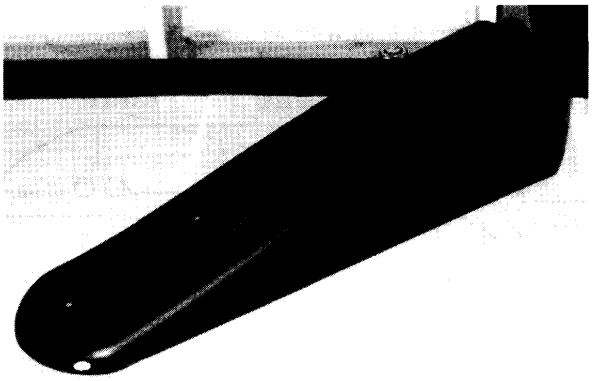
$$V_r = V / fD \tag{1}$$

（V：流速，f：振動系の固有振動数，D：振動系の代表長さ）が実車のヨーイング固有振動数を1Hzとした場合の換算風速と等しくなるように設定している。車両模型の上流側には中間車両からの流れを模擬するためのダミー模型を設置している。また，本試験では実現象のような車両底面と地面の相対運動を模擬できないため，車両模型底面と地面の距離を実スケール比より大きく取ることで，車両底面の流速分布を実際と近い状態にしている。前後の台車上部には加速度センサを内蔵し，車両の左右方向の加速度を計測できるようになっている。

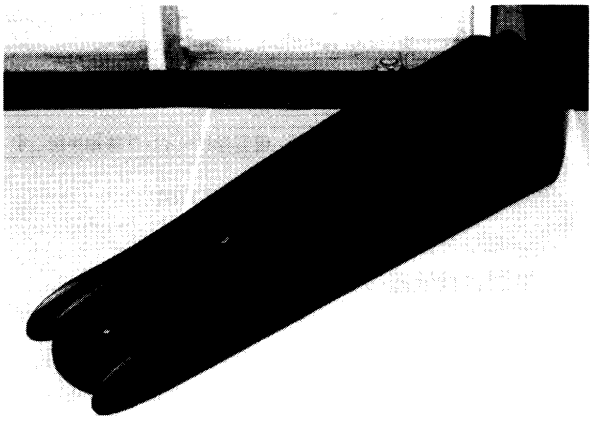
2.2　車両形状の違いによる動揺特性の比較

ここでは，上記試験法を用いて動揺の起こりにくい車両形状を検討した試験の一例を示す。図3に2種類の後尾車両の先端部を示す。model2はmodel1の側面にフィンを設けている。これは小濱らの研究[5],[6],[7]から，後尾車両側面にフィンを付けた形状で動揺が低減する，と示されていることから，本風洞試験法によって確認することを目的としたためである。図4に風速60m/sにおけるそれぞれの車両模型の加速度フーリエスペクトルの比較

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

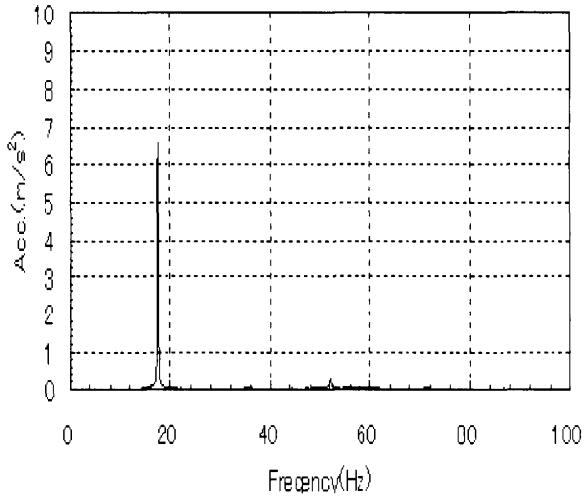


(a) model1

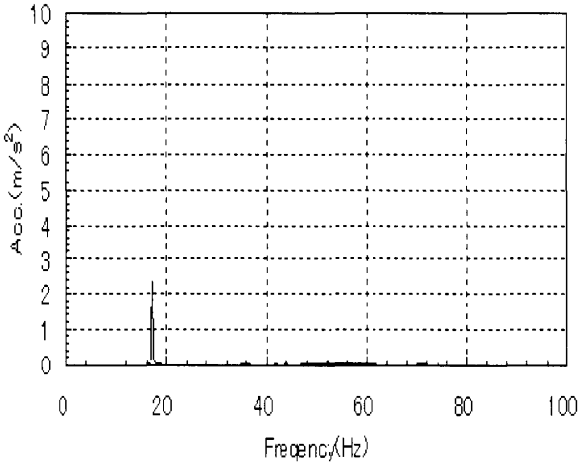


(b) model2

図3　風洞試験用後尾車両模型



(a) model1



(b) model2

図4　後尾車形状の違いによる動揺の差

を示す。両者のスペクトルのピークはばねの固有振動数である17Hzで一致しているが，その大きさは異なり，model2はmodel1に比べピークが小さい。これは側面にフィンを設けたことによる影響であり，図5に示すようにmodel1では後尾車両後流部に発生する縦渦が変動するのに対して，model2ではフィンによって縦渦が固定されることによって，結果的に左右方向の流体力変動が小さくなり，動揺が抑えられたものと考えられる。

このように本風洞試験法によって後尾車両形状の違いによる車両動揺の差を定性的に評価できることを確認している。しかし，本風洞試験では以下の点で実車現象を再現できていない。

①床面と車体との相対速度

②レイノルズ数

これらの影響を補完するためには，より実車に近い条件での評価が可能である数値流体解析の活用が有用である。次項では，筆者らが開発した車両動揺の数値流体解析手法について示す。

3．車両空力動揺の数値流体解析[8]

筆者らは、車体動揺を考慮に入れた3次元非定常流体解析コードを開発し，後尾車両を対象に数値解析による車体動揺評価技術を構築した。その内容を以下に示す。

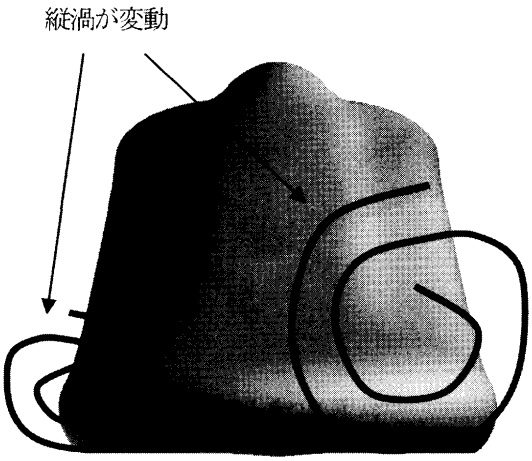
3.1 車体動揺解析コード

当社で既開発の空力弾性解析コード[9]をベースとした車体動揺解析コードを開発した。流体解析における支配方程式は3次元非定常圧縮性Navier-Stokes方程式である。ベースコードは非定常流体解析とFEM構造解析の連成解析に対応しているが，本研究では編成状態の実車に対する解析を想定しており，計算負荷低減のため，車体に対しより単純な運動モデルを用いることとした。そこで本コードでは，図6に示すように車体を剛体とし左右並進及びヨー回転のみを考慮している。横力及びヨーモーメント等の空気外力は，車体表面に働く圧力を面積分して求めている。なお，車体の移動に伴って格子を変形することで移動境界問題に対応している。

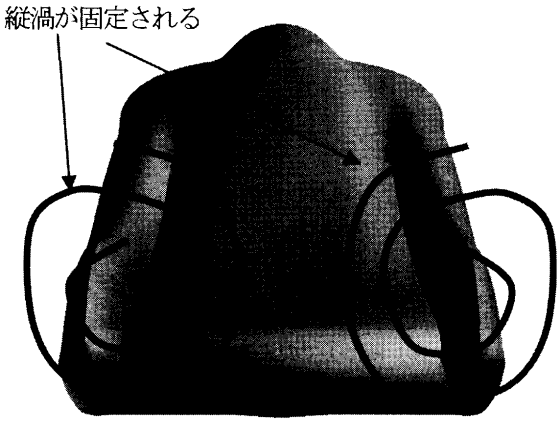
3.2　解析モデル及び解析条件

解析格子を図7に示す。格子数は約100万点である。解析モデルは，当社で実施した風洞模型試験を対象としたモデル（後尾車両＋ダミーモデル）とした。なお後尾車両形状は2項にて示した風洞試験用模型とは異なる。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.



(a) model1



(b) model2

図5 フローパターンのイメージ（車両後流側から見た図）

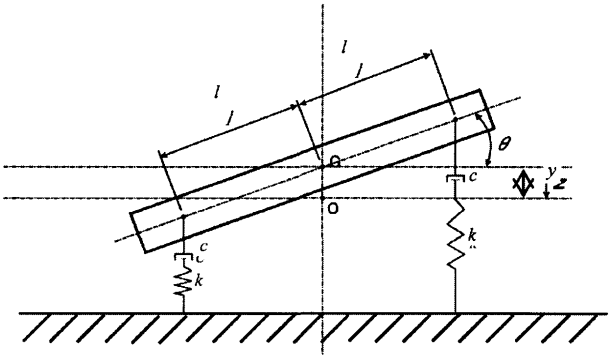


図6 車体運動モデル

本解析では，簡易のため台車は省略した。また風洞模型試験と同様に地面は固定とした。

主流はマッハ数M=0.1769（60m/s相当）とした。流体解析は，乱流モデルにSGS（Sub Grid Scale）モデルを用いるLES解析とした。ただし，モデル全域にわたり詳細な格子を配置することは計算コストの面から現実的でないため，非定常渦の発生にあまり影響しないと考えられる車体中間部等には若干粗い格子を用いている。

先頭車は固定とし，後尾車のみを可動として空気力に対する応答を与えた。また本解析では左右並進応答を省略し，車体中央周りのヨー回転のみを考慮した。ヨー回転の固有振動数は17.5Hzとした。

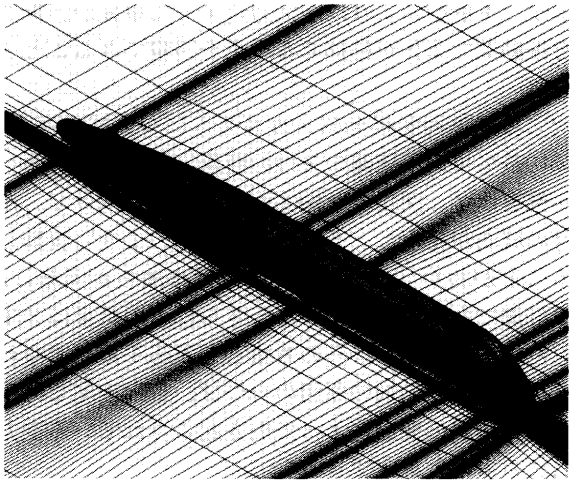


図7 解析格子

3.3 解析結果

図8に，本解析により得られた後尾車に働く左右方向の空気力，図9に後尾車先端位置における左右方向変位

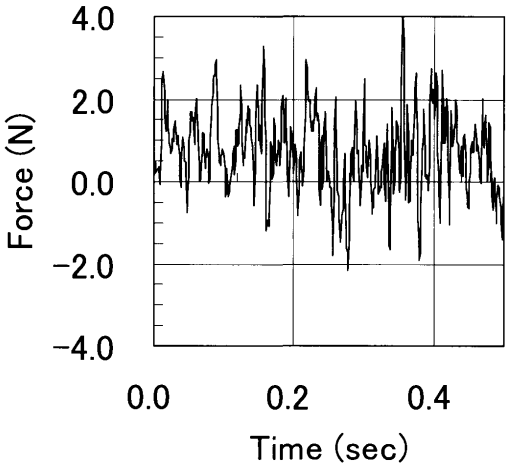


図8 左右方向空気力の時刻暦

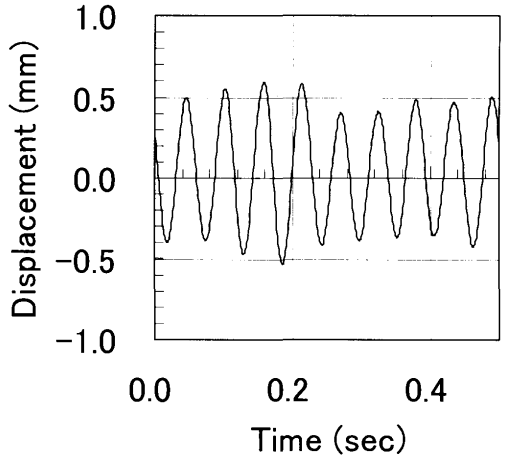


図9 後尾車両先端部変位の時刻暦

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

を示す。本解析により，空気力によって車体が加振され，固有振動数で車体が動揺する現象を再現できることを確認した。

次に後尾車両動揺発生メカニズムについて考察する。図10に後尾車両下流側の３つの断面における瞬時のベクトル図を示す。図10の断面①から断面③に向けて，左右２対の縦渦が発生し，その渦が交番渦のように変動していることがわかった。この交番渦は小濱らが実施した[5]実車計測でも確認されている。さらにこの結果は２項で示した風洞試験結果からの考察とも対応する。すなわち後尾車両の空力動揺の原因の一つは、車両後尾で発生する２対の縦渦の変動によって引き起こされている空力変動によるものと推定できる。

ただし，この結果はあくまで後尾車両１両のみのモデルでの風洞試験および流体解析結果からの推定であり，複数車両編成状態ではここで推定した現象に加えて，別の空力変動が作用している可能性も考えられる。例えば鈴木らは，トンネル内を走行する複数編成車両においては，中間車両床下部から発生した渦がトンネル壁に近い側の車両側面に巻き上がり，後尾に向かって発達しながら移流する現象を確認しており，この渦がトンネル内空力動揺の原因であると推定している。

4．今後の方向性

本稿で述べた内容は高速車両の空力動揺現象の中で，明かり区間（トンネル以外の走行区間）での後尾車両動揺についての評価技術である。しかし，後尾車両動揺については明かり区間よりもトンネル内の方が揺れが大きく，トンネル内動揺についての評価技術構築が重要である。筆者らは本稿で述べた技術をトンネル内後尾車両動揺現象評価のために拡張した技術を構築中である。さらに，高速車両の空力動揺は後尾車両動揺の他に，

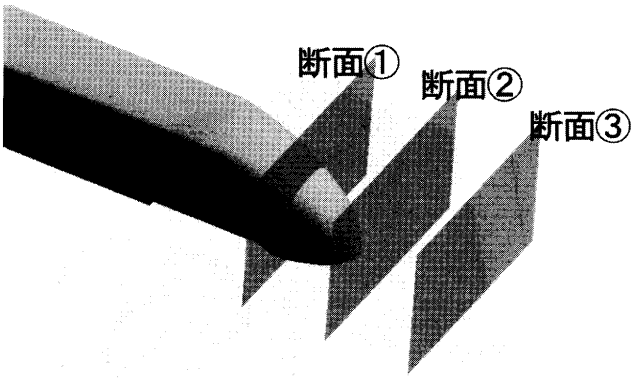
・中間車両動揺
・パンタグラフ設置車両の動揺
・併結運転時の動揺

などの現象があり，これらの現象を評価する技術が必要となる。

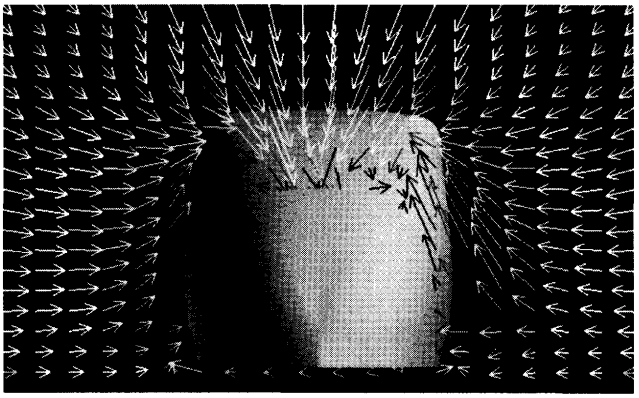
また，本稿で述べてきた評価技術は空力動揺低減の観点から空力変動力低減のために必要なものであるが，最終的には高速車両の編成状態での乗り心地評価技術にまで発展させることが望まれる。そのためには，軌道・台車・車体間の振動系と軌道不整・空力変動力などの外力との影響を編成全体で評価するための，全体走行シミュレーション技術が必要である。今後，これらの技術開発を進めていく予定である。

5．おわりに

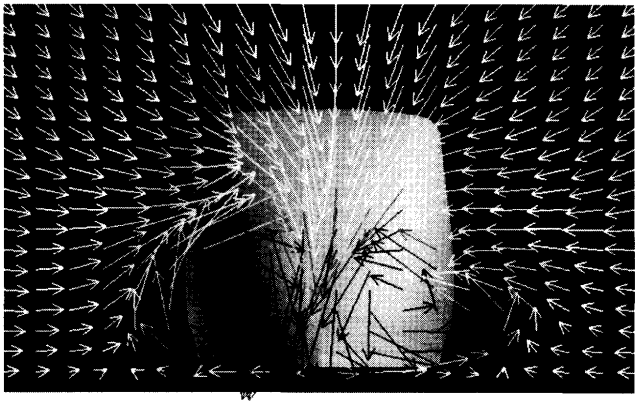
本稿では，ガスタービンに直接関係のない鉄道車両に関する解説記事を寄稿するということで，鉄道車両の高速化に伴って顕在化する空力現象に関する一般的な説明



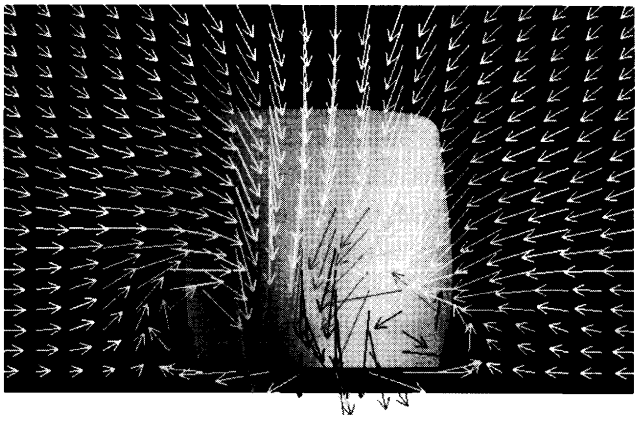
(a) 流速ベクトル表示断面



(b) 断面①での流速ベクトル図



(c) 断面②での流速ベクトル図



(d) 断面③での流速ベクトル図

図10　車両後尾側での流速ベクトル図（車両後流側から見た図）

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

と，その中でも特に空力動揺現象に絞って，その評価技術について紹介した。そのため技術の詳細については十分に説明できていないが，ガスタービンにおいても翼の共振・フラッタ現象など，本稿の内容と近い課題もあると考えられる。本稿の内容の中に，少しでも読者の参考になるものがあれば幸いである。

参考文献

(1) 浅野浩二，岩波健，佐々木浩一，JR-EAST Technical Review，No.1（2002），p29

(2) 秋山悟，大川健，佐々木隆，坂東舜一，川崎重工技報，No.160（2006-1），p42

(3) 鈴木昌弘，鉄道総研報告，Vol.14，No.9（2000-9），p37

(4) 中川健太郎，野村陵，川本英樹，中井一人，山守博文，機械学会関西支部　第82期定時総会講演会講演論文集，(2007-3)，p10-30

(5) 小濱泰昭，福西祐，他11名，第23回乱流シンポジウム講演論文集1991，p125

(6) 小濱泰昭，由川透，他7名，第25回乱流シンポジウム講演論文集1993，p43

(7) 小濱泰昭，堀江冨士雄，由川透，第26回乱流シンポジウム講演論文集1994，p13

(8) 高橋正憲，野村陵，川本英樹，中井一人，山守博文，機械学会関西支部　第82期定時総会講演会講演論文集，(2007-3)，p10-31

(9) 川本英樹，吉田秀則，土木学会論文集，No.668/I-54（2001），p195

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

特集：流体現象と流れ制御

ファン空力設計技術と小型エコエンジンのファン開発

水田　郁久*1
MIZUTA Ikuhisa

キーワード：ガスタービン，ファン，衝撃波

1．はじめに

航空エンジン用ファンは，一言では広義であり，ファン動翼，出口案内翼（静翼），低圧圧縮機，バイパス・コアダクト，パイロン等も含まれ，それぞれに技術課題・設計技術が存在するが，本稿ではファンの空力性能上最も重要であるファン動翼に関する空力設計技術を中心に解説する。ファン動翼は，エンジン最前方に位置しエンジン推力を確保するために大きな空気流量を吸い込む必要性から他の要素より外径は大きくなる。ファンの回転数はその圧力比によって効率を最大化するように決められるが，最近の高バイパス比化によって圧力比が低くなったファンでも高い周方向速度が要求されるため，ファン動翼への流れは，相対的に音速を超えるマッハ数となり，翼列内で衝撃波をともなう。そのため，航空用エンジンではファン動翼と言えば，一般的には超音速・遷音速ファン動翼を意味し，空力設計技術については，衝撃波をともなう流れ場で空力性能をいかに向上するかが技術課題であり，古くから翼列内の衝撃波制御に関する実験的または数値解析を用いた研究が行われてきている。古くは1970年代からNASA，GE社，P&W社，R&R社を中心にファン動翼の翼形状（翼厚，翼面の曲率等）や翼の軸方向倒れ角度（スイープ角と呼ぶ）を加えるなどの工夫を行い，一部は実用化されている。近年では，エンジンの燃費，エミッション（NO_X，CO_2），騒音要求が高くなり，民間航空機用エンジンを中心に排気ジェット速度を低下させ，燃費とジェット騒音を大幅に改善できる高バイパス比ファンを想定したファン空力設計技術の向上が要求されている。今後も，民間中・大型エンジンを中心に高バイパス比化が進むと考えられ，ファンはエンジン推力の大半を発生させることから高流量化，高効率化がより求められることになる。

本稿では，空力設計技術に焦点を絞るものとし，ファン空力設計の基礎，超音速・遷音速ファンの空力設計技術に関する研究例を解説する。また，最後に環境適応型小型航空機用エンジン（小型エコエンジン）のプロジェクトにおいて，これまでのファン空力設計技術に，新たなコンセプトを付加したゼロハブチップレシオファン（以降，「ゼロハブファン」と呼ぶ）について解説する。もちろん，実機エンジンに適用するためには，空力設計技術だけではなく，騒音，鳥衝撃性，エロージョン，着氷，共振回避，強度，重量，軸長，整備性，製造コスト等の多くの要求を満足するよう空力性能とのトレードオフ設計が必要であるが，その点については参考文献[1]を参照されたい。

2．ファン空力設計の基礎

2.1　超音速流入時の翼列内の流れ場

遷音速ファンの流れ場の特徴としては，ファン動翼のチップ側の相対流入マッハ数が音速を超え，衝撃波をともなうことである。理解を助けるために，軸流マッハ数が亜音速の一般的な単段遷音速ファン動翼の速度三角形および衝撃波の様相の例を図1に示す。図1に示すように，ハブ側の相対流入マッハ数は低く，翼間に衝撃波をともなわないが，ハブ側からチップ側にかけて相対流入マッハ数が高くなり，途中のスパンからチップにかけて衝撃波をともなう流れ場になる。特に強い衝撃波は翼間に形成され前縁から前方に弱い斜衝撃波が形成される状態（Choked，Attached-shock）は‘Unique Incidence’状態とも呼ばれ，ファン動翼の流量が決ま

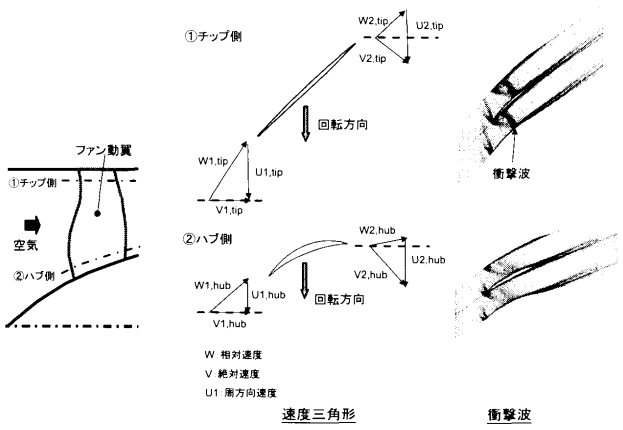


図1　単段遷音速ファン動翼の速度三角形および衝撃波様相の例

原稿受付　2008年7月25日
＊1　株式会社ＩＨＩ
航空宇宙事業本部技術開発センター　要素技術部
〒190-1297　東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

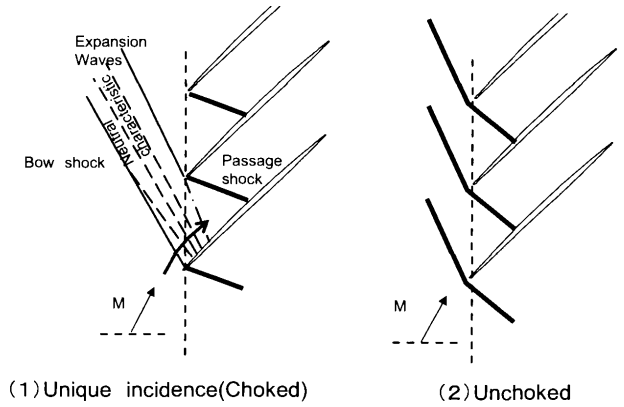


図2 'Unique Incidence' 状態の模式図

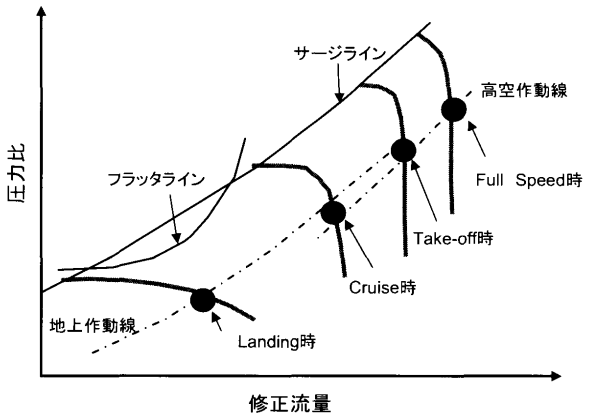


図3 ファンの流量-圧力比特性と作動点

る重要な流れ場と言える。'Unique Incidence' 状態の模式図を図2に示す。この状態では，翼間に比較的強い衝撃波（Passage-Shock）が形成され，翼間入口より上流側の翼負圧面上で膨張波（Expansion-Wave）の領域（Neutral-Characteristic）が形成される（翼負圧面曲率によっては圧縮波の場合もある）。膨張波の領域では，等エントロピー的であり，翼負圧面上に沿った流れの角度によってPrandtl-Meyerの関係から翼面マッハ数が決まる。この流れ場は膨張波のマッハ線に沿ってはるか前方まで維持され上流の流れ場を決めることになる。つまり，'Unique Incidence' 状態は前縁から翼間入口までの翼負圧面形状が回転数によって上流の流れ場を決める状態で，ファンの各回転数における最大流量を決める重要な状態である。

また，ファンの作動は，'Unique Incidence' 状態よりやや低流量側で，翼間の第1衝撃波が翼前縁付近に位置する状態（Unchoked）で効率が高く，このような状態を設計点（作動点）として運用されることが多い。また，安定作動範囲（サージ・フラッター余裕）を評価する上では，さらに低流量側で衝撃波が離脱（Detach-shock）した状態も評価する必要がある。このように，超音速・遷音速翼列では，翼面の角度，曲率，翼間の有効面積を適切に設定することが重要であり，設計時に最も注意を払わなければならない点である。

2.2 ファン空力設計技術の課題

実機適用する設計は，適用されるエンジンのクラスにより，どの運用条件を重視するかは異なるが，一般的には図3に示す運用条件を考慮した設計が必要である。空力設計技術としては，高流量域である，クルーズ域から過回転域での高流量化，高効率化，高サージ余裕化を達成することが課題であり，多くの空力的な研究はこれらの運用条件での研究がほとんどである。一方，ファン動翼では，高圧圧縮機等と比較すると高アスペクト翼で固有振動数が低いこと，流入マッハ数が高いことから，低回転数域ではストールフラッタ（フラッタとは非定常的な空力変動に起因する翼の自励振動）の領域がサージラインより作動線側で存在することが多く，そのフラッタ余裕を十分に確保することが課題である。フラッタの研究も古くから多く行われてきているが，衝撃波と境界層の干渉，クリアランス流れなど複雑な流れ場であり，かつ，また翼変形や構造減衰も影響するので，フラッタ発生点の正確な予測は難しいが，数値解析の進歩もあり，予測技術は確実に向上してきている。

3．ファン空力設計技術の研究紹介

超音速・遷音速のファン動翼の衝撃波は3次元的な流れ場であるが，3次元の数値解析が主流でなかった時代は，翼断面の2次元形状に工夫を加え衝撃波を制御する研究から始まり，斬新な研究としてタンデム翼やスプリッター翼などの研究も行われてきた。現在は，3次元数値解析を駆使し，翼のコード方向の傾き，3次元的な翼の積み上げ方，翼前縁部の軸方向位置を工夫する等で，3次元的に衝撃波を制御するスイープ，スエプトファンと呼ばれる研究が行われ，既に実用化されている。最近の研究のトレンドでは，翼形状だけでなく，翼面や通路から境界層を吸い込んだり（アスピレーション），空気を吹いたりする斬新な流れ制御の研究も多く報告されており，注目する必要がある。また，数値解析による空力性能予測に加え，2項で触れたフラッタ予測の研究も進んでいる。本項では，それら研究例について紹介する。

3.1 翼型による衝撃波制御

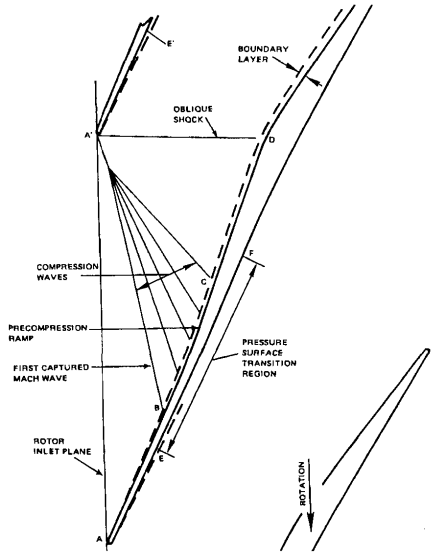
(1)Pre-Compression動翼

NASAで行われた研究例[2]を図4に示す。通常の翼の負圧面側の曲率は凸形状だが，翼の前縁側を逆キャンバにすることで，負圧面側の曲率を凹形状にし，そこで圧縮波（Compression-Wave）を生成させる。翼の前縁側で圧縮波を発生させることで流れを減速させ，翼間の衝撃波直前のマッハ数を下げて衝撃波損失を低減し性能向上を行う手法である。

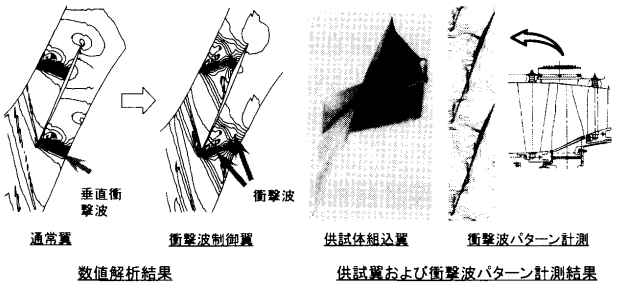
(2)斜衝撃波制御動翼

翼間の衝撃波を垂直衝撃波から斜衝撃波化し衝撃波損失の低減を試みたもので，翼形状工夫することで積極的

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.



(1)Pre-Compression動翼



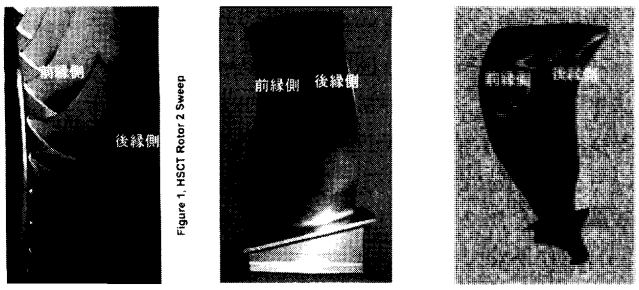
(2)斜衝撃波制御動翼

図4　翼型による衝撃波制御の研究例

に衝撃波をコントロールした研究例[3]である。通常翼と斜衝撃波制御翼それぞれの翼チップ付近の静圧コンターを，3次元数値解析結果と試験での計測結果を比較して図4に示す。通常翼では垂直衝撃波が発生して損失が大きくなるが，衝撃波制御翼では複数の斜衝撃波を発生させて減速させることで圧力損失を低減している。

3.2　スエプトファン動翼

スエプトファン動翼については，非常に多くの研究例があり，その空力性能改善効果については，研究例によりスイープの仕方，設計仕様条件により差異があるものの，高流量化，高効率，高作動範囲化に対して有効な結果を得ており，既に一部は実用化・実機運用されている技術である。そのスイープの仕方についても多くの研究例があるが，その翼形状例[4],[5]を図5に示す。一般的な解釈では，超音速・遷音速ファン動翼では前方スイープ（チップ側断面を上流側にスイープさせた形状）は動翼のチップ付近に発生する衝撃波を弱めることで効率が改善でき，また衝撃波発生位置を後縁よりに移動させる作用により，サージ余裕改善に効果がある。また，周速度の比較的低いハブからミッドスパンの前縁側を上流側に突き出す形状とすることで，相対流入マッハ数の比較的低い範囲で多くの空気流量を飲み込み，その分チップ側の空気流量を減らし，チップ側の相対流入マッハ数を下げることで衝撃波損失を低減する設計も行われている。



前方スイープ[5]（チップ側）　前方スイープ(チップ側)[4]+後方スイープ(ハブ側)　後方スイープ（チップ側）

図5　スエプトファン動翼の形状例

著者らのグループの研究例[6]として，従来動翼とスエプトファン動翼を図6に示す。著者らのグループでは前方スイープ動翼の試験を実施し，従来型の動翼に対する性能向上を確認している。なお，スエプトファン動翼は，空力性能だけでなく，衝撃波に起因するバズソー騒音低減の効果があることも記述しておく[4]。

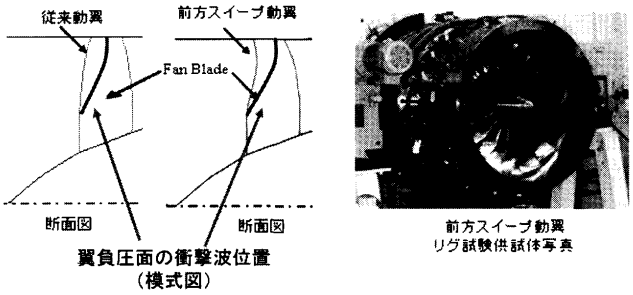


図6　スエプトファン動翼の研究例

3.3　その他の流れ制御

ファン動翼の翼枚数は高バイパス比化が進むにつれ，重量，コスト，性能の観点で減る傾向にあり，現在運用中のエンジンのファン動翼の枚数は22枚以上がほとんどであるが，現在開発中のものは18枚程度まで減る方向にある。これは，エンジン全体としてのファン動翼の空力負荷・重量・燃費のバランスの最適化が行われていることと，空力設計技術が確実に向上しているためである。翼枚数の低減は翼1枚あたりの空力負荷を高くする方向（低ソリディティ）であり，これはサージ余裕確保が難しくなる方向である。そのような背景もあり，最近では，サージ余裕向上のために既に一部実用化はされているケーシングトリートメント研究が再び盛んになってきており，トリートメント部を含めた数値解析による性能予測も可能となっている。また，最近増えている研究としては，翼面，通路面からの抽気（アスピレーション），翼面スロットなどの境界層コントロールの研究が増えている傾向にあり，その研究例[7]を図7に示す。本研究例では通路面から抽気することで壁面の境界層を吸い込む，また翼面から抽気することで衝撃波位置，強さをコント

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

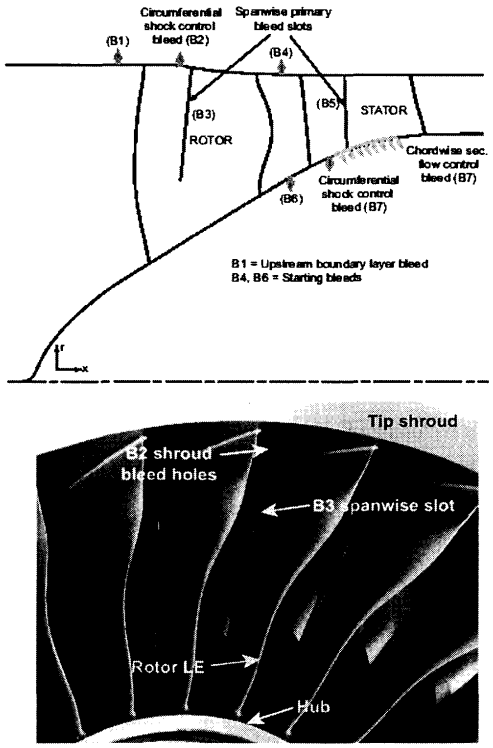


図7 アスピレーションの研究例

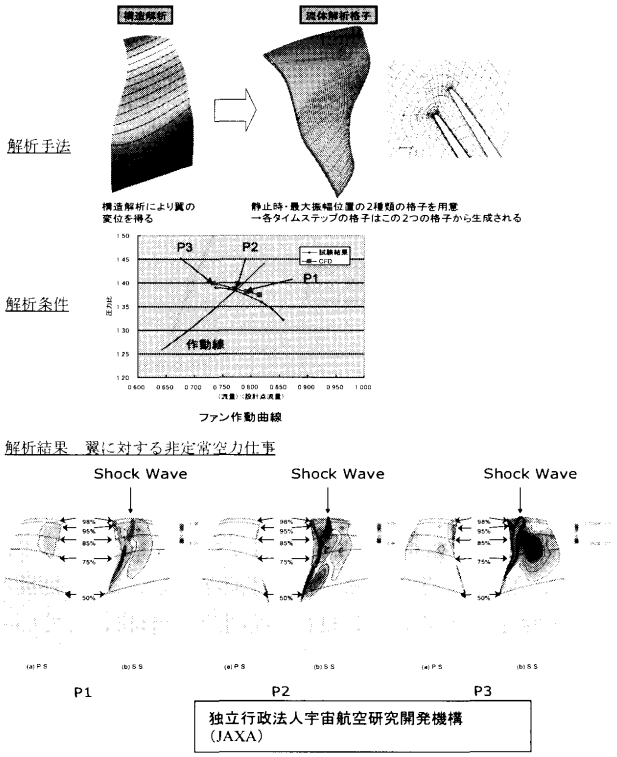


図8 フラッタ予測技術の研究例

ロールすることで，効率・サージ余裕向上を狙った研究例である。このような方法は，エンジンとして抽気機構を設ける必要があり，重量・コスト増になるため，エンジン全体としてのメリットを評価する必要はあるものの，注目すべき空力設計技術である。

3.4 フラッタ予測技術

フラッタ評価は，エンジンメーカ各社で経験にもとづいた無次元速度と流れの入射角のマップの関係を用いて行うのが一般的な評価方法である。ここで無次元速度とは動翼入口相対速度を動翼の固有振動数，コード長で除したパラメータであり，翼振動の非定常性を示す一般的なパラメータである。数値解析を用いた方法としては，翼が1周期振動する間に空気から受けるエネルギーが正ならフラッタと判定する手法が考案されたが，当時は計算能力の問題から，翼振動による流れ場の変化は微小だと仮定した2次元NS方程式等が用いられていた。しかしファン動翼で発生する典型的なフラッタは3次元的な衝撃波-境界層干渉，クリアランス流れなど複雑な流れ場で，フラッタ予測には非線形かつ3次元解析が必須である。最近の研究例として著者らのグループの研究例[8]を図8に示す。本予測技術は図8に示すように，構造解析結果の変位のとおりに3次元非定常NS解析で時々刻々と格子を変形させ，空気が翼に与えるエネルギーを計算できるようにする手法である。試験結果との比較で，フラッタ発生点であるP3の作動点で衝撃波近傍にて大きな非定常空力仕事が発生し，フラッタが発生すると予測され試験のフラッタ点とよく一致している。

4．小型エコエンジンのファン空力設計技術

4.1 小型エコエンジン用ファン開発の概要

環境適応型小型航空機用エンジン（小型エコエンジン）では，取得費用，整備費用，燃料費用からなる直接運航費用の大幅な低減を目指している。このため，外径が他の要素より大きくエンジン重量に占める割合の大きいファンには，高効率を維持しつつ，高流量化をはかることでファン外径を下げるとともに，低圧圧縮機部分の段数・部品点数を削減して大幅な重量低減と低コスト化を実現するシンプル・高性能設計技術が求められる。これらの要求を実現させるためには新たなコンセプトを付加した新技術を適用する必要があり，そのコンセプトとしてゼロハブファンを提案した。空力設計にあたっては，チップ側は衝撃波をともなう流れとなるので3項でnib述べた衝撃波制御技術を適用し，ハブ側は3次元性が強い流れ場となり2次流れ制御が必要であり，数値解析を駆使した空力設計技術を実施した。また，ゼロハブファンを適用したファン試験機の試作と性能試験を実施し，そのコンセプトを実証した[6],[9],[10]。

4.2 目標仕様とゼロハブファンのコンセプト

直接運航費用の低減目標を実現するためのエンジン基本サイクルを検討した結果，ファン部では既存機種に対し高流量化・高効率化の両立が必要である。図9に目標の高流量化と効率レベルをファン入口修正比流量と効率のトレンド図で示す。また，低圧圧縮機の段数削減もしくは低圧圧縮機をなくすためにはハブ側（エンジンのコア側）の高圧力比を目指している。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

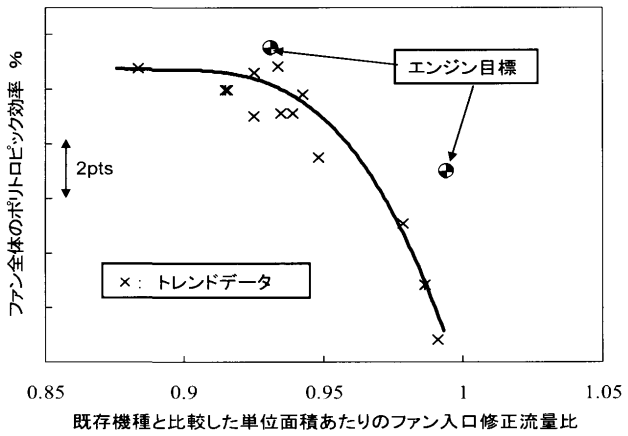


図9　高流量化・高効率化の目標性能

ゼロハブファンは，3項で示したスイープ動翼の設計手法に加え，さらなる性能向上のため，ファン動翼ハブ側前縁をノーズコーン側に膨らませた形状としている。図10にコンセプトを示す。遷音速動翼の効率はチップ側の衝撃波の強さ，つまり流入マッハ数に大きく依存するが，ゼロハブファン動翼ではこのチップ側流入マッハ数は既存機種並のマッハ数を維持したまま，ハブ側の斜流圧縮機部分で大きな流量を吸い込むことで高効率化を達成するコンセプトである。

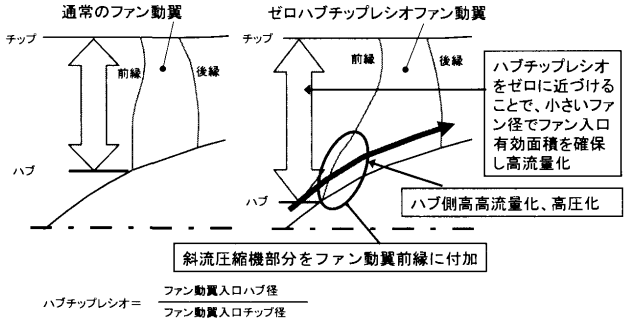


図10　ゼロハブファンのコンセプト

4.3　ゼロハブファン空力設計技術

4.3.1　ゼロハブファン動翼の形態

ゼロハブファンの開発は，図11に示すように分離型形態と一体型形態の2形態に分けて設計・試験を実施した。以下，分離型形態と一体型形態の特徴を示す。空力性能目標も分離型形態と一体型形態で異なる設定としている。

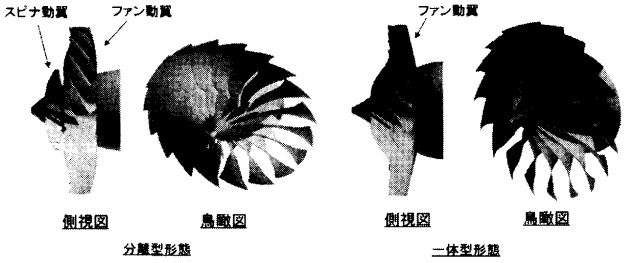


図11　ゼロハブファン動翼の形態

分離型形態はエンジン目標レベル以上の高流量化・高効率化を狙う設定とし，一体型はエンジン目標レベルの高流量化・高効率化とし，低流量域（低回転数域）での高効率化も狙ったよりエンジン運用を考慮した目標としている。

(1)分離型形態

ファン動翼はダブテール構造，スピナ動翼部をブリスク構造とする形態でエンジンが機体に搭載された状態で，ファン動翼の修理・組替えが可能な構造にするのが容易である。一方，分離部に構造的に隙間が形成されるため，スピナ動翼先端渦，スピナ動翼ウェイクとファン動翼の干渉，隙間からの漏れ流れが発生し，空力性能的には不利な構造で，数値解析も複雑形状での解析が必要になる。

(2)一体型形態

スピナ部とファン動翼部を分離しない構造のため，分離型形態より空力性能向上が見込める。一方，構造成立性の点では，動翼前縁のハブ側半径が低くなるため，既存機種のようなダブテール構造では構造強度的に厳しく，一体型形態を実現するための構造をいかに成立させるかが重要となる。

4.3.2　空力設計

ゼロハブファン動翼では，スピナ部から動翼が形成され前面面積増と，スピナ部から圧力上昇を行なうことで高流量化が実現可能である。またチップ側では高流量化に伴う翼先端部の衝撃波損失を抑えるスイープ形状を適用してさらなる高効率化を達成できる設計とした。ゼロハブファン動翼の分離型形態について，空力設計点での数値解析結果例を図12に示す。図12に示すように，ハブ側ではスピナ動翼先端渦生成の抑制と，スピナ動翼の回転時の翼変形も考慮して，スピナ動翼で発生するウェイクとファン動翼との干渉を制御した設計を行った。チップ側の流入マッハ数が遷音速域では斜め衝撃波を形成して衝撃波の強さを弱めた設計を実施している。

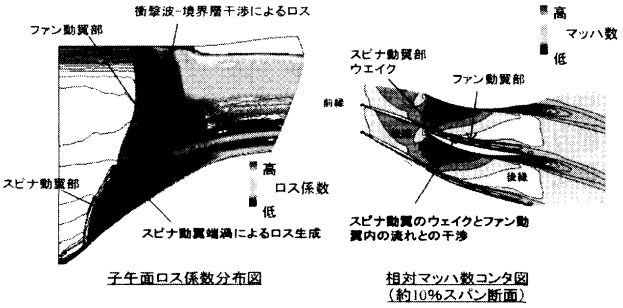


図12　数値解析結果の例（分離型形態）

なお，静翼についてはストラットとしての構造部材の機能と静翼の機能を統合した統合OGV（Outlet Guide Vane）とし，空力的に優位なスイープおよびリーンを適用している。

4.3.3　性能試験結果

ファン前方より見た供試体外観を図13に示す。ゼロハ

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

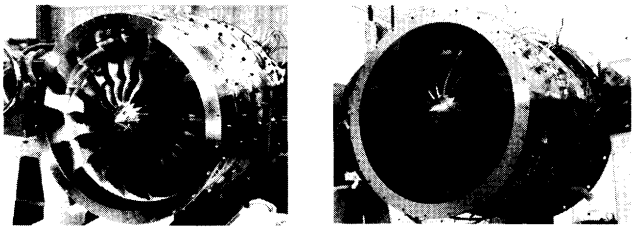


図13 ゼロハブファン供試体外観

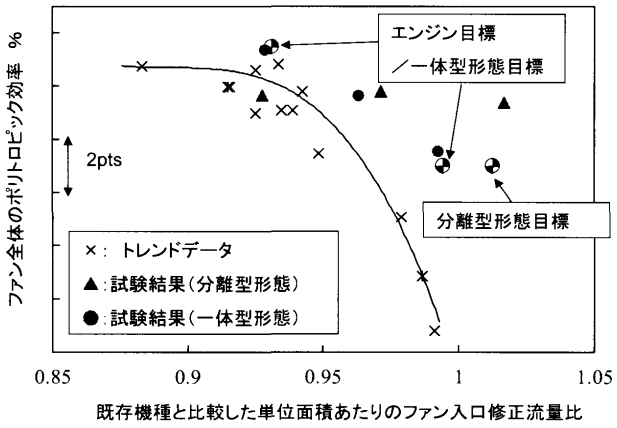


図14 ファン比流量－効率の試験結果

ブファン分離型形態および一体型形態の性能試験結果として，図14に達成した流量レベルと効率レベルを示す。目標の高流量で全体圧力比を達成し，分離型形態では，高流量側で高効率を達成，一体型形態ではエンジン運用も想定して，設計意図どおり高回転数・高流量時の効率と低回転数域（低流量側）の効率をトレードオフして広い作動範囲での高効率を達成した。

5．おわりに

本稿では，空力設計技術に焦点を絞り，ファン空力設計の基礎，超音速・遷音速ファンの空力設計技術に関する研究例，環境適応型小型航空機用エンジン（小型エコエンジン）のファン空力設計技術について解説を行った。今後，も環境・運用コストに関する要求が高くなり，ファンについてはさらなる空力性能向上が求められていくとともに，開発競争も厳しくなり，柔軟かつ迅速な開発が要求される。そのためにも，空力設計の基盤技術の確保は必須である。

小型エコエンジンの研究については，経済産業省の民間航空機基盤技術プログラムによる「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」の一環として，独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）から助成を受けて実施したものです。ご協力頂いたNEDOおよび多くの関係各位のご厚誼に対し，深く感謝の意を表します。

参考文献

(1) 室岡，「7．高バイパス比ファンの空力設計技術」，第36回ガスタービンセミナ資料集，日本ガスタービン学会，2008
(2) A.L.Morris,et al, "High-Loading,1800Ft/Sec Tip Speed Transonic Compressor Fan Stage", NASA CR-120907, 1972.
(3) Nohara, R., et al, "Double Oblique Shock Airfoil in High Speed Axial-Flow Compressors," Proceedings of the International Gas Turbine Congress 1999 Kobe, 1999, pp.453-458.
(4) 出田武臣，「小型エコエンジンにおける環境適応技術」，第47回原動機講演会講演論文集，2007
(5) Robert J.Neubert,et al, "HSCT FORWARD SWEPT FAN PERFORMANCE", GT2003-38948, 2003
(6) Murooka, T., et al, "New Concept Design and Development of an Advanced Transonic Fan Rotor", IGTC2007 TS-053, 2008
(7) Ali Merchant,et al, "Experimental Investigation of a High Pressure Ratio Aspirated Fan Stage", GT2004-53679, 2004
(8) 青塚瑞穂，「3次元非定常NSコードを用いたファンフラッタの数値解析」，第35回ガスタービン定期講演会講演論文集，2007
(9) Murooka, T., et al, "Design and Development of an Advanced Transonic Fan Rotor", ISABE-2007-1136, 2007
(10) 水田郁久，他「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発（エコエンジンプロジェクト）特集号」，IHI技報，Vol.47No.3（2007-9），pp.96-101.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

特集：流体現象と流れ制御

1700℃級ガスタービンの空力技術

伊藤　栄作*1　ITO Eisaku
坂元　康朗*1　SAKAMOTO Yasuro

キーワード：Advanced Aerodynamics, 1700℃-class gas turbine

1．はじめに

発電事業では，高効率ガスタービンを用いた複合発電が主流であるが，燃料価格の高騰により，ますます高効率化の必要性が重要視されている。複合ガスタービンサイクルにおける出力・効率向上を実現するためには，高温化と高負荷化が有効である。図1にガスタービンの高温化の変遷を示す。高温化に伴い，タービン効率の全体サイクル熱効率に占める割合が大きくなるため，高負荷のより厳しい条件での高性能化が求められる。

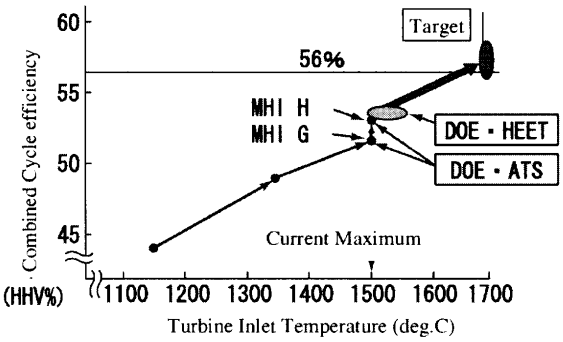


図1　ガスタービンの高温化と複合発電効率

現在国家プロジェクトとして1700℃級ガスタービンを想定した要素技術開発（図2）を実施中であるが，従来ガスタービンに比べ空力設計条件が極めて厳しくなる。

一方，CFD技術が急速に進歩して解析予測精度が向上しており，先進三次元設計が既存機種に適用されている。図3にCFD解析技術と空力設計の進歩を示す。

本検討では，高温化に伴い，従来ガスタービンでは約

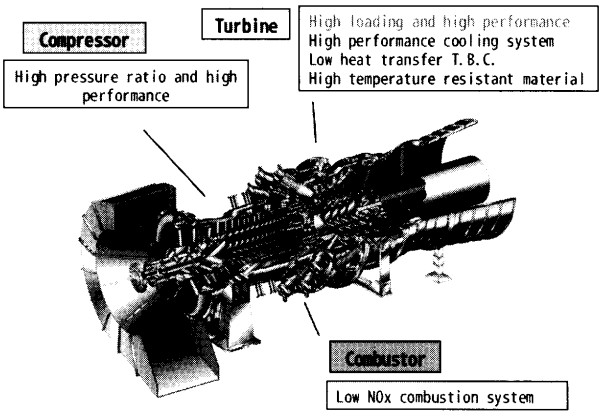


図2　1700℃級ガスタービンの要素技術開発

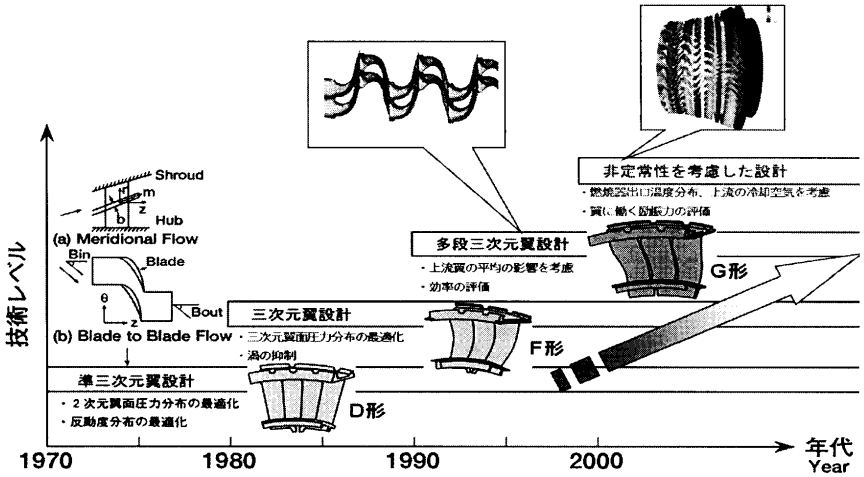


図3　CFD解析技術と空力設計の進歩

原稿受付　2008年8月22日
＊1　三菱重工業㈱　技術本部　高砂研究所
〒676-8686　兵庫県高砂市荒井町新浜2－1－1

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

発電事業用　大容量ガスタービン

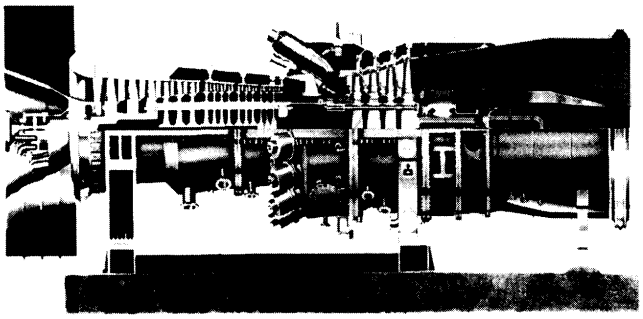
●1軸構造（信頼性）
負荷喪失時にフリータービン作動が起きない構造
→ ロータダイナミクス：軸受スパンの制限
→ 段数を増やせない
→ タービン高負荷　（←高温化←高性能化）

●負荷直結
無負荷～全負荷で、回転数一定制御
→ 比速度が大きく変化
タービン翼列への流入角の変化が大きい。

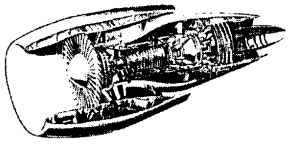
航空用ガスタービン

●多軸構造　（軽量）
軽量・負荷追従性
→ガスジェネレーターは
小型・高回転数

●負荷特性
回転数自律型
→ 比速度の変化が小さい。



全長 13.9m
重量 195ton
(M501F)



全長 4.6m
重量 3.8ton
Aero Engine
(GE CF-6)

図4　発電事業用大型ガスタービンと航空用ガスタービンの特徴と，タービン空力特性

20で設計・運用されている圧力比を30以上とし，構造面ではシンプルかつ実績のある一軸で従来並の段数としたタービンを対象としている。発電事業用の大型ガスタービンと航空用ガスタービンでは，それぞれ重要視する特性が異なるが，主な違いとタービンの空力特性への影響を図4に示す。

主に発電事業用の大型ガスタービンでは，構造上の制限により段数が制限され，高性能化の要求から高温化が進められ，結果としてタービンの高負荷化が進むことになる。部分負荷条件での作動条件変化が大きいことも一軸ガスタービンの特徴であるが，ここでは，設計条件の高負荷化について記述する。

本検討の一軸タービンでは各段での空力負荷が従来タービンに対し1.3倍程度と高くなる。このような高負荷条件下では，従来比で1.0%以上の効率低下が予想される（図5）。このため，翼列の空力性能向上が非常に重要である。

本稿は，大型発電用ガスタービンの高負荷高性能タービン開発のため，従来の設計条件を超える高負荷条件での空力性能向上を目的とする研究の概要を紹介する。

2．高負荷翼列の検討

高負荷による空力性能の低下の一因は，高負荷による転向角の増加に伴うプロファイル損失の増加である。図6に転向角と翼列の損失との関係を示す。数少ない公表文献値である参考文献1の超高負荷翼の損失値と，従来から損失の評価に用いられている損失予測カーブによる損失予測値を図6にプロットすると，予測カーブが従来の転向角の実績を超えて妥当な値を示すことがわかる[(1),(2)]。対象としている高負荷翼では，転向角は従来翼の実績を超えており，損失が従来翼に対して大きく，性能は劣化する。高効率を達成するために，この損失を低減することが重要である。本研究では，図7に示すように，静止

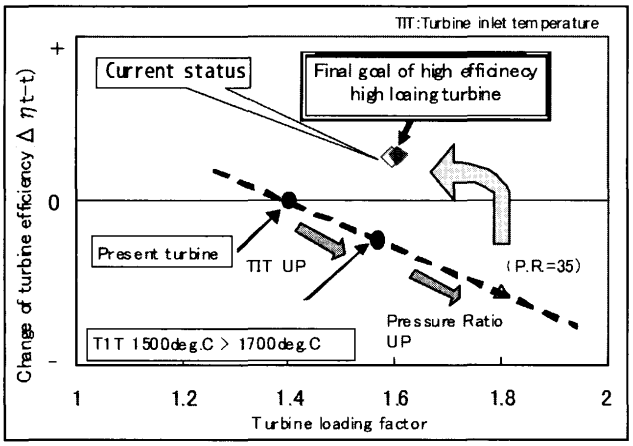


図5　タービン空力負荷係数と効率

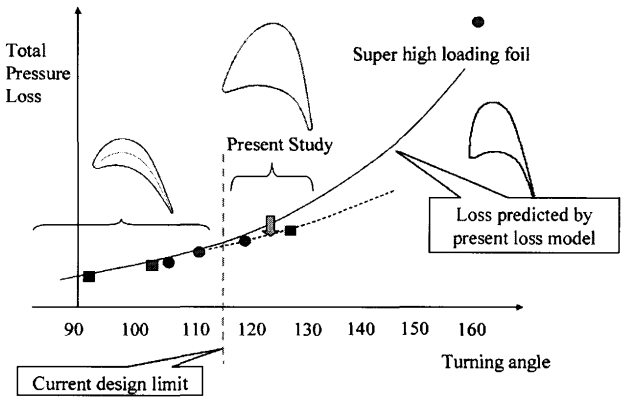


図6　タービン翼列の転向角と全圧損失係数の関係

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

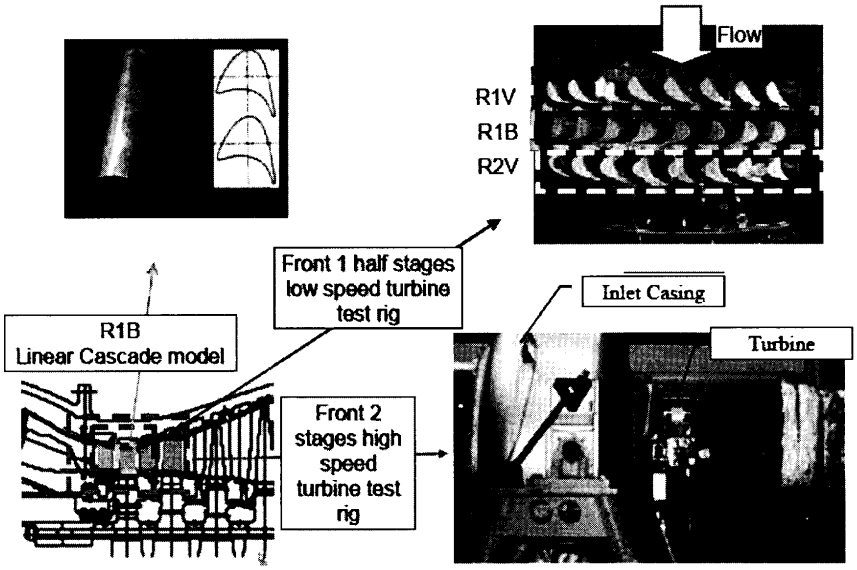


図７　高負荷タービンの開発

図８　翼形状

翼列試験，低速回転翼列試験，高速回転翼列試験を実施して高性能翼列の開発を実施した。

図８に示すような高負荷翼列を用いた静止翼列試験では，文献１と同様に，可視化計測により背側に非定常的な流れが，また油膜法では同一位置でオイル溜りが認められた。一方で，本試験での損失レベルは従来ガスタービンの第一段動翼（転向角105deg～110deg）と同レベルであった。よって，この非定常的な流れが翼列要素試験条件では高負荷翼に対して性能悪化要因となっていないと考えられるが，回転翼列，更には実機への適用に際して問題とならないか検討が必要である。すなわち転向角の大きい高負荷翼では，背側の曲率半径の急変部がスロートから後縁にかけての減速域に位置するため，剥離泡が発生しやすい。このような剥離泡はレイノルズ数の高い実機条件では生じる可能性は低いとは思われるが，非定常場の影響，及び，フィルム冷却空気により境界層が乱される効果について，注意が必要である。

３．高負荷タービン用の３次元エンドウォールのコンセプト

高負荷翼列の第二の損失要因は，２次流れ損失である。この２次流れ損失を低減する為に，従来の翼部の３次元設計に加えて，文献３～７のように３次元エンドウォール（非対称エンドウォール・コンタリング）が脚光を浴びている。３次元エンドウォールでは，次の３項目が考慮される。

①端壁付近で，翼間通路を腹面から背面に主流と交差するように流れるクロスフローを防止するために，端壁上の静圧分布を制御する。

②流出角を制御して，翼列のパッセージボルテクスを低減する。

③端壁付近の高損失領域の流量を低減する。

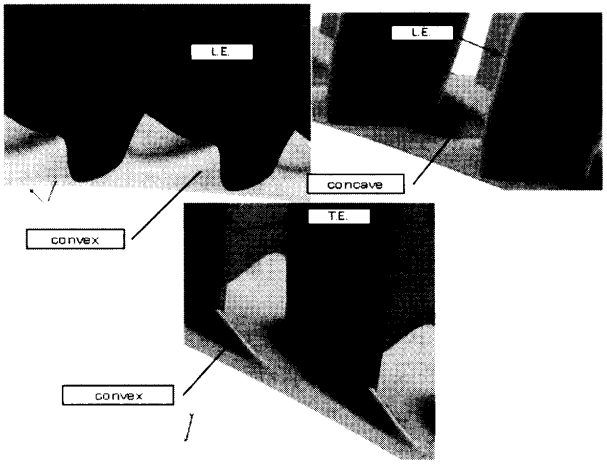


図９　第１段動翼の３次元エンドウォール

図９に，翼間と翼下流の端壁に３次元設計を施した例を示す。端壁形状は，凸形状と凹形状の組み合わせからなる。翼間の凹凸形状は，２次流れの原因となる腹側と背側の圧力差を低減し，端壁の圧力勾配が主流の流れ方向と極力一致するように，設計される。一方，後縁下流の凸形状は，後縁下流で，腹面と背面からの流れが合流して静圧が高くなり，端壁から離れる方向に流れが駆動されることを防ぐように設計される。

３次元エンドウォールの設計では，CFD解析として，図10に示すような動静翼間のキャビティ形状を模擬したRANSコードが用いられた。動翼および動静翼間キャビティの流れ場の予測結果に対して，定常解析と非定常解析の間で有意な差がしばしば見られる為，最終的な形状決定には非定常解析を用いることが望ましい。図11に翼背面近傍の時間平均の流線を示すが，高圧段の動翼としては，２次流れの巻き上がりが小さく良好な流れ場であることがわかる。図12は，エンドウォール近傍の時間平均の流線を従来のフラットで軸対称の設計を行ったもの

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

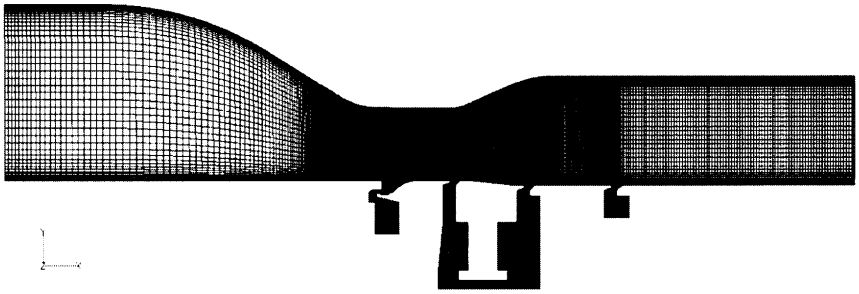


図10 CFD解析格子

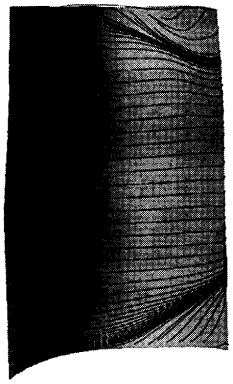


図11 背面近傍の流線

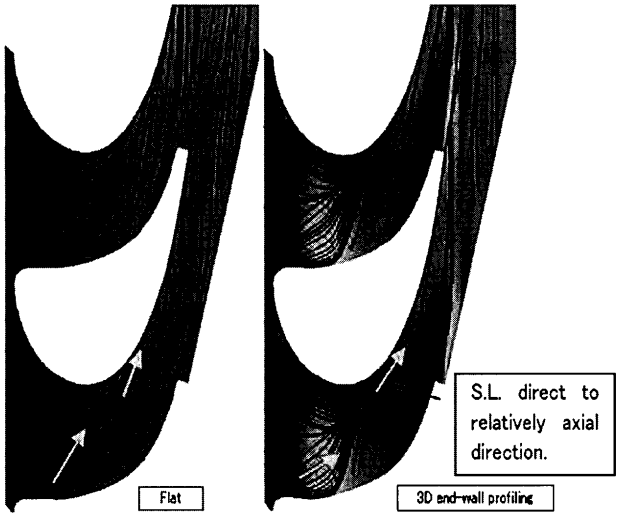


図12 端壁付近の時間平均流線

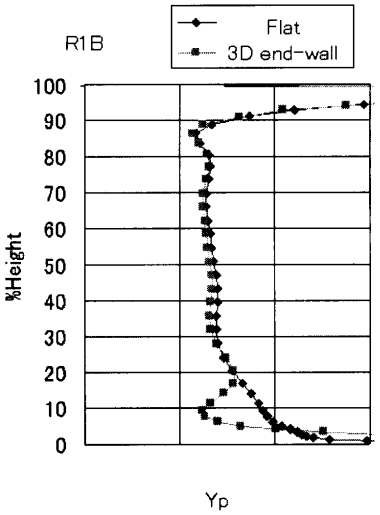


図13 全圧損失係数（CFD）

と，３次元エンドウォールとで比較したものである。３次元エンドウォールを採用した場合（図12の右側）では，前縁腹面付近の流線や，エンドウオール上で馬蹄形渦の脚から生じたクロスフローが背面へインピンジして巻き上がっていく領域の流線が，より軸方向を向いていることがわかる。図13は，第１段動翼の全圧損失係数のスパン方向分布の比較を示す。エンドウォールから５％高さまでは，３次元エンドウォールで表面積が増えたことによる摩擦損失の若干の増加が見られるが，５％から15％の領域ではそれ以上の損失低減効果があることがわかる。これは２次流損失が低減したことによると推定される。

４．回転翼列試験装置

静止翼列試験の後，回転翼列試験が実施された。試験計測は２つのステップで実施された。はじめに，第１ステップとして，低速回転翼列試験により，流れ場の詳細計測を実施することにより，設計コンセプトが確認される。続いて，第２ステップとして，高速回転翼列試験を実施することにより，実機と速度三角形が相似で，マッハ数レベルが同等の高亜音速もしくは遷音速条件における性能向上量が確認される。

第１ステップの低速回転翼列試験では，図14に示すように，供試体として前方３翼列が選定された。供試体は，実際の発電用大型ガスタービンと略同サイズで作成されており，流れ場の詳細観察のために，透明のアウターケーシングが設置された。これにより，以下に示すような詳細計測が行われた。すなわち，試験では，実機相当の供試翼および非対称エンドウォール・コンタリング・モデルを用いて，翼列特性把握のため，翼列入口および出口での圧力，流出角，翼面・端壁での圧力分布等の計測が実施された。また，流れ場の現象把握のため，翼面・端壁で油膜法などが，主流でレーザ・シートと高速度カメラを用いた速度場の可視化などが実施された。

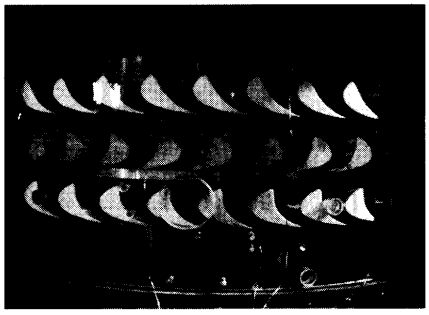


図14 低速回転翼列試験供試体

第２ステップとして実施される高速回転翼列試験の

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

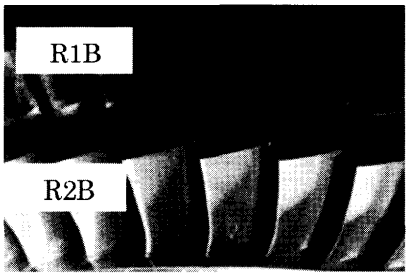


図15　高速回転翼列試験供試体（動翼）

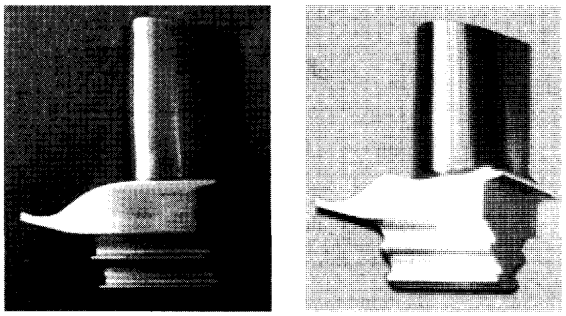


図16　動翼形状の比較

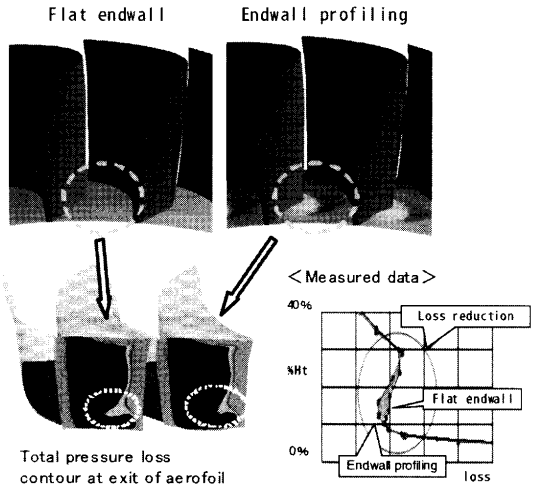


図17　動翼損失係数（低速回転翼列）

ロータ（第１段動翼および第２段動翼）を図15に示す。供試体の大きさは，空気源の容量の制限から，略実機の１/４に設定された。また，図16に，試験で比較された２種類のプラットホーム形状を示す。左側が，従来の軸対称でフラットなエンドウォール形状を有する動翼，右側が，３次元エンドウォールを有する動翼である。

５．回転翼列試験結果

(1)低速回転翼列試験結果

動翼のスパン方向の全圧損失係数の計測結果を図17に示す。縦軸は，ハブからの質量流量パーセントでプロットしている。30%高さまで，３次元エンドウォールの効果があることがわかる。

図18に，動翼出口の相対流出角（ヨー角）の分布を示す。これも同様に，30%高さまで３次元エンドウォールの影響があることがわかる。特に３次元エンドウォールの場合，端壁近傍の流出角が90deg近くとなっており，計測がプローブの検定範囲を超えているが，流出方向が周方向に近づくことがあり，設計時に注意が必要である。

図19に，動翼プラットホーム面上の静圧分布の比較を示す。上段が，低速翼列試験での回転系での計測値，下段がCFDによる予測値である。３次元エンドウォールの効果が，予測と計測値で非常によく一致していることがわかる。特に，軸方向のミッドコード位置付近では，３次元エンドウォールの効果により，パッセージボルテクスを腹面から背面に駆動する静圧勾配が小さくなっていることがわかる。同様に後縁付近の静圧分布も，略設計意図どおりの変化が確認された。

(2)高速回転翼列試験結果

本試験は，高負荷条件での効率レベルと，３次元エンドウォールの効率向上の効果を，実機と同等のマッハ数条件で確認することを目的としている。図20は，同等の

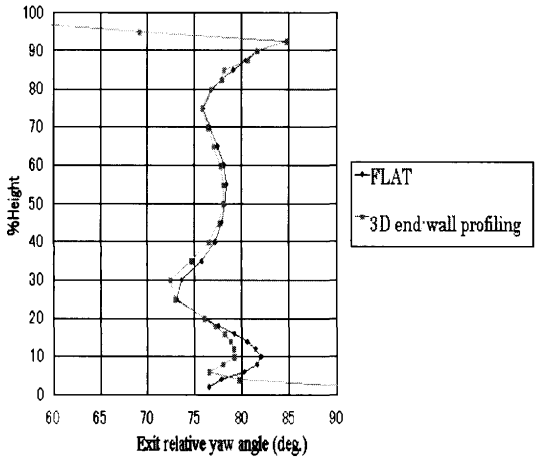


図18　動翼流出角（低速回転翼列）

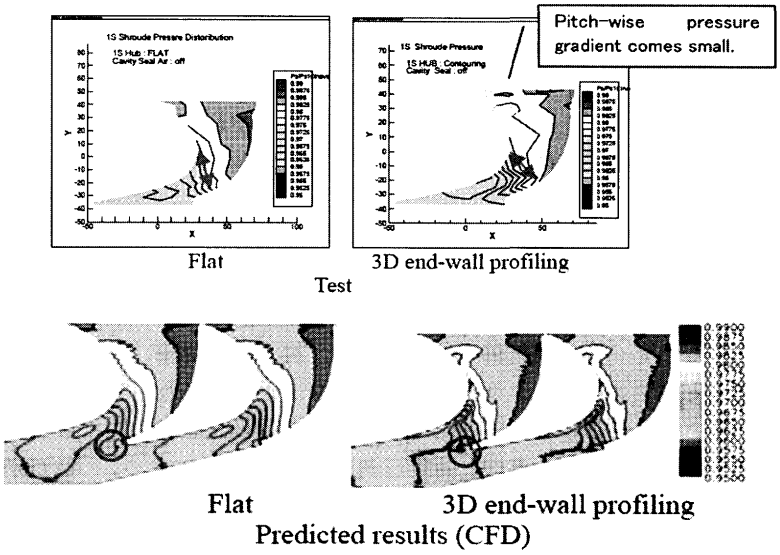


図19　動翼端壁上の静圧分布（低速回転翼列計測結果とCFDの比較）

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

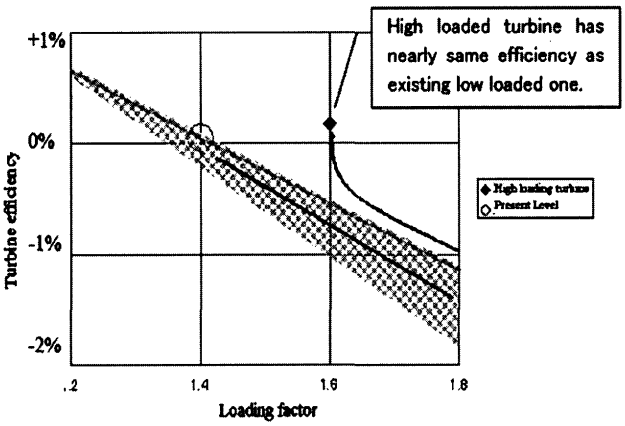


図20 計測効率（高速回転翼列）

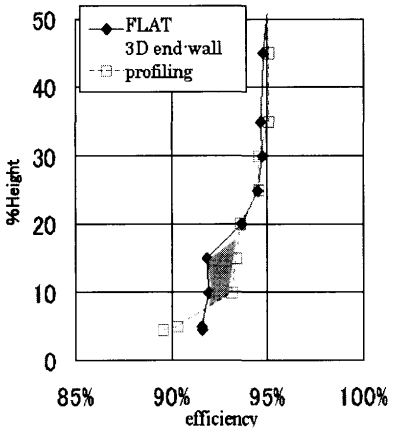


図21 第1段効率（高速回転翼列）

高速回転翼列試験にて，過去に実施されたタービン効率の計測結果のバンドと，今回検討を実施している高負荷タービンの計測結果を，タービン負荷係数を横軸にとって，同一のグラフにプロットしたものである。 負荷係数が高いにもかかわらず，現状のタービン効率レベルよりも高いことが確認された。

図21には，スパン方向の効率分布の比較を示す。5％～20%高さの範囲で，3次元エンドウォールの効果が確認された。ごくハブ近傍では，3次元エンドウォールを採用したほうが損失が大きくなっているが，端壁近傍では流量配分が小さく，翼列全体では効率改善効果が期待できる。これは前述のCFD予測と同様である。

6．まとめ

1700℃級ガスタービンの要素技術開発の一項目として，高負荷高性能タービンの空力技術を開発中である。現在までに以下がわかっている[8],[9],[10]。

(1)高負荷翼を開発し，高速回転翼列試験により，従来の負荷レベルのタービンと同等以上のタービン効率が確認された。

(2)3次元エンドウォールを高負荷翼列条件で検討し，回転翼列試験により，コンセプトの妥当性と効率向上が確認された。

(3)CFDは3次元エンドウォールの検討に少なくとも定性的には適用可能であることが確認された。

この高負荷高性能タービンの開発は，経済産業省資源エネルギー庁の補助事業として実施されており，発電用ガスタービンの技術レベル向上に大きな貢献が期待される。関係各位に深く謝意を表します。

参考文献

(1) Tsujita H. ,et al, ASME GT2004-53429
(2) Tsujita H. , et al., ASME GT2006-90939
(3) Rose M. G., ASME Paper 94-GT-249
(4) Hartlnad J. C., et al., ASME Paper 99-GT-338
(5) Ingram G., et al., ASME GT-2002-30339
(6) Gonzalez P., et al. ASME GT2006-90997
(7) Saha A. K and Acharya S., ASME GT2006-90390
(8) Ito E., et al., ASME GT2007-28211
(9) Ito E., et al., IGTC2007 Tokyo TS-008
(10) Sakamoto Y., et al., IGTC2007 Tokyo TS-060

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

特集：流体現象と流れ制御

軸流圧縮機動翼列における翼先端漏れ流れに関連した流動現象

山田　和豊*1
YAMADA Kazutoyo

キーワード：軸流圧縮機，翼先端漏れ流れ，渦崩壊，非定常流れ，数値解析

1．はじめに

軸流圧縮機において，翼先端漏れ流れの重要性は広く認識されている。翼先端漏れ流れとは，翼の圧力面と負圧面の圧力差によって，動翼先端とケーシング壁面との間の隙間を通って圧力面側から負圧面側に主流部へと漏れ出た流れをいう。翼先端漏れ流れと主流の間に生じた渦層は，自らの誘起速度によって巻き上がって，翼先端漏れ渦を形成する。図1は，軸流圧縮機動翼列における翼端付近の流れ構造を図解したものである[1]。

軸流圧縮機では，翼間の圧力差によって引き起こされる流路内の二次流れが弱く，またケーシング壁面が動翼と相対的に翼先端漏れ流れと同じ方向に回転するため，翼先端漏れ流れは増強される。このため，主流との混合により発生する翼先端漏れ流れの損失が，全体の損失に占める割合は，タービンと比べて大きい。翼先端漏れ流れの増加は，ブロッケージを増大させ，圧力上昇の低下を招く。多段の場合，翼先端漏れ流れによるブロッケージの増大は，下流翼列への流れ角を変更して流れ条件の不一致を引き起こす。また，翼先端漏れ流れは，その非定常性が翼振動や騒音発生の原因となったり，失速初生や流れの不安定性と関係することがあるといわれる。旋回失速は，圧縮機の安定作動領域を制限し，過大な非定常応力によっては破損事故を引き起こす危険のある流動現象である。このように，翼先端漏れ流れは，圧縮機動翼列内で翼先端漏れ渦と呼ばれる大規模渦構造を形成し，圧縮機の性能および安定性に多大な影響を及ぼす。したがって，設計者にとって翼先端漏れ流れの予測は重要となる。しかし，翼先端漏れ流れは，端壁境界層や二次流れとの非線形干渉のために，流動現象は複雑である。また，高速圧縮機では，流路内に生じた衝撃波との干渉も発生するため，翼先端の流れ場はより一層複雑となり予測が難しい。

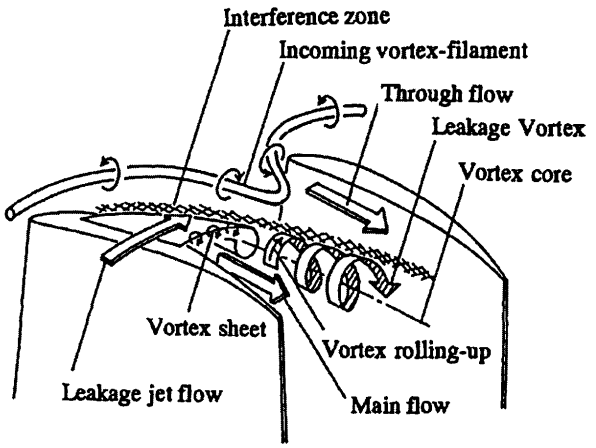


図1　翼先端近傍の流れ場（Inoueら，2002）

近年，軸流圧縮機の超小型化・高負荷化が図られている。このような圧縮機の高性能化に伴って，クリアランスが相対的に大きくなることによる，損失の増大や安定作動範囲の縮小など，性能に及ぼす翼先端漏れ流れの影響が重要性を増しているといえる。これまでに，軸流圧縮機の高効率化および安定作動範囲拡大を目的とした，翼先端漏れ流れに関連した研究が多く発表されてきている。最近のASME Turbo Expoで発表された翼先端漏れ流れ関係の論文をみると，失速制御に関連した論文で，ケーシングトリートメントなどの受動制御に関する論文が多く見受けられる。能動制御に関する論文もあるが数は少ない。これは，小スケール擾乱の場合，数回転で成長して失速に至るために，制御には時間が短すぎるためであると考えられる。測定技術の進歩や数値計算手法の確立および計算機の発達により，翼先端の複雑流れ場についてより詳細な解析が可能になりつつあり，高速圧縮機のPIVやLESによる圧縮機の全周解析などが行われるようになってきている[2],[3]。しかし，軸流圧縮機動翼列内で発生する非定常三次元渦構造および非定常三次元剥離現象については，十分に解明されているとはいえず，残された課題は多い。翼先端近傍の複雑な非定常三次元流れ場の理解が十分に進まない一方で，実際的な応用研究に関心が集まっている。

ここでは，翼先端漏れ流れに関連した流動現象について，特に失速点近傍における翼先端漏れ渦の非定常現象を解説する。はじめに，失速点近傍における翼先端漏れ流れに関する，これまでの研究報告を紹介する。次に，

原稿受付　2008年7月31日
＊1　岩手大学工学部機械工学科
〒020-8551　岩手県盛岡市上田4丁目3－5

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

遷音速軸流圧縮機動翼列（NASA Rotor 37）の失速点近傍における，翼先端漏れ流れの詳細を数値的に調査した結果について説明する。

2．失速点近傍における翼先端漏れ流れ

圧縮機の安定作動領域の拡大や失速制御などを目的として，旋回失速初生のメカニズムや流動現象の詳細を理解するために，実験的・数値的研究が精力的に行われてきている。上述のように，圧縮機の安定性には翼先端漏れ流れが関連することから，特にこれに着目して研究されている。最近の研究で，スパイク型失速初生では，“spillage”と呼ばれる現象が見られることが明らかにされてきている[4]。翼先端漏れ流れと主流との間の界面は，流量の減少とともに周方向に傾き，やがて周方向と平行になる。このとき，翼先端漏れ流れが隣接翼前縁の上流側を回り込んで隣接翼間内に流れ込む現象が起こる。これをspillageと呼んでいる。図2は，油膜法で可視化されたケーシング壁面上の限界流線である。同図は直線翼列を用いて得られた実験結果であるが，高流入角においてspillageが発生した様子を示している[5]。旋回失速初生における小スケール擾乱は，spillageの発現によって発生するといわれる（図3）。このことは，いくつかの実験的・数値的研究によって確認されている。

一般に，失速初生において動翼列を周方向に伝播する擾乱が発生して旋回失速へと至る。しかし，翼先端隙間の大きな軸流圧縮機の失速点近傍で，Rotating Instability（以下，旋回不安定擾乱と呼ぶ）と呼ばれる十分発達した旋回失速まで成長しない擾乱が発生することが報告されている[6],[7]。この擾乱は，翼先端隙間が比較的大きな圧縮機において，失速点近傍の安定作動域で発生することが特徴である。また，擾乱の波長はそれぞれ翼ピッチの0.5～3.0倍，伝播速度は動翼回転速度の25～90%と言われ，セルの数や大きさが時間とともに変化するために，圧力信号から得られる周波数スペクトルにおいて，旋回不安定擾乱のスペクトルが広帯域になる。図4（a）は，旋回不安定擾乱発生時に計測されたケーシング壁面上の圧力変動である。旋回不安定擾乱発生時には，翼先端漏れ渦が変動しており，この変動によって同図（a）に示すような圧力変動が翼圧力面側前縁付近に生じていると推察されている。また，この漏れ渦の変動が旋回不安定擾乱と関係することが示唆されている。

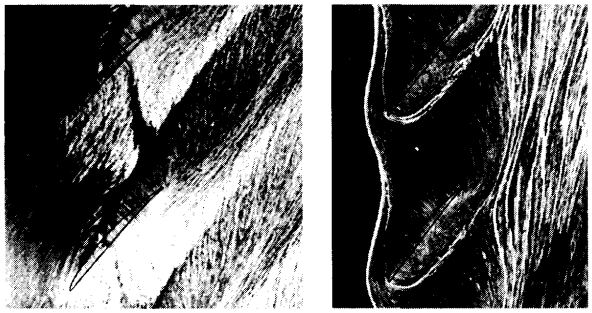


図2　油膜法によるケーシング面限界流線の可視化
（図右：高流入角時）（Saathhofら，2000）

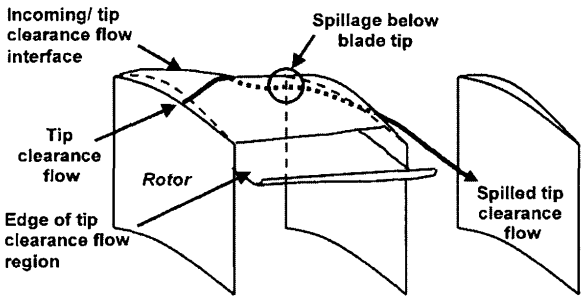
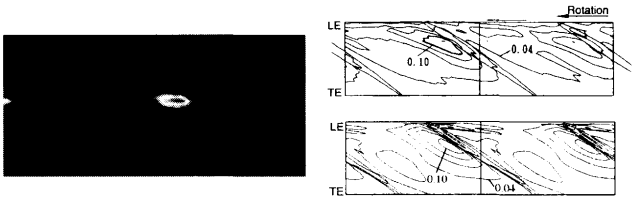


図3　翼先端漏れ流れの“spillage”（Voら，2008）



（a）Rotating Instability発生時（Märzら，2002）

（b）翼先端漏れ渦崩壊発生時（上：実験，下：計算）（Furukawaら，2000）

図4　ケーシング壁面圧力変動

翼先端漏れ流れに関する数値的研究によって，失速点近傍において翼先端漏れ渦が渦崩壊を起こすことが明らかにされた[8],[9]。流量が減少して翼負荷が上昇すると，翼先端漏れ渦はより強く巻き上がり，その軌跡は周方向に傾くとともに，巻き上がり位置は前縁側へ移動する。翼先端隙間が比較的大きな動翼列では，失速点近傍において，軸方向および周方向の大きな圧力勾配によって，翼先端漏れ渦は渦コア内に逆流が引き起こされて崩壊する。遷音速圧縮機動翼列の場合，流路内で干渉する衝撃波前後の圧力差によって，翼先端漏れ渦は崩壊する。翼先端漏れ渦の崩壊現象は，実験で確認されていた失速点近傍の異常流動現象を説明した。翼先端漏れ渦が崩壊する結果，動翼列内のケーシング側には大きなブロッケージ領域が形成されるが，動翼列下流ではその排除効果が縮小するために半径外向きの二次流れが発生する。このとき，当然ながら翼先端漏れ渦は確認できない。

渦崩壊を起こした翼先端漏れ渦は，動翼列内に非定常性を引き起こすことが明らかにされた[10],[11]。図4（b）は，翼先端漏れ渦崩壊時のケーシング壁面圧力変動分布である。実験および計算結果ともに，高い圧力変動が翼圧力面側前縁に発生している。これは，スパイラル型の渦崩壊を起こしたことで翼先端漏れ渦に非定常性が誘起され，翼先端漏れ渦が周期的に隣接翼の圧力面と干渉した結果であることが計算によって示された。図4の（a）と（b）の比較から，翼先端漏れ渦の崩壊による非定常流動現象と旋回不安定擾乱には共通性が見られることが分かる。この他にもこれらの現象の間には共通した特徴

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

があるが，関連性については不明である。

最近では，数値計算によって翼先端漏れ渦の非定常性を調べた研究や，翼先端漏れ渦の崩壊現象についてPIV等を用いて実験的に調査した報告[12]などがある。

3．解析例

遷音速軸流圧縮機動翼列NASA Rotor 37の失速点近傍における翼先端漏れ流れについて，著者らが行った非定常RANS解析の結果を紹介する。

3.1　解析対象

解析対象として，NASA Lewis研究所において1970年代後半に設計された遷音速軸流圧縮機動翼列NASA Rotor 37を採用した。この動翼列は，1994年にASME/IGTIターボ機械委員会によって実施されたCFDコードの“blind”テストに使用された。前縁での翼先端半径は252mm，アスペクト比は1.19，ハブ/チップ比は0.7，翼枚数は36枚，翼先端での弦節比は1.288，翼先端隙間は0.356mm（約0.45％スパン）である。また，設計点において，全圧比は2.106，質量流量は20.19kg/s，翼先端周速は454m/sであり，動翼への設計相対流入流れは全スパンにわたって超音速である。実験データとしては，非定常データこそないが，空力プローブやレーザー流速計による詳細な流れ場計測が行われている。図5において，Station1と4では全温や全圧などの半径方向分布が計測され，30%から95%スパンまでの5つのスパン断面ではレーザー流速計による計測が行われている。

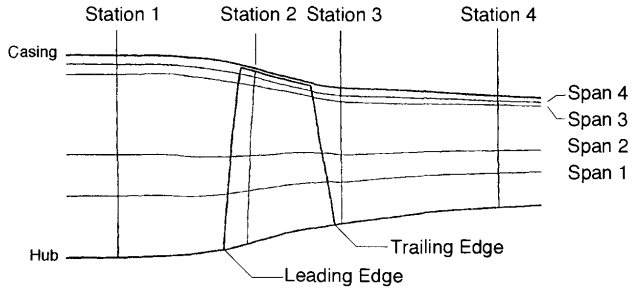


図5　遷音速軸流圧縮機動翼列 NASA Rotor 37

3.2　数値計算手法

本研究では，非定常三次元圧縮性Navier-Stokes方程式を支配方程式とした。数値計算コードは，有限体積法を用いた緩和形陰的高解像度スキーム[13]に準拠して構築された。非粘性流束および粘性流束は時間方向にすべて陰的に離散化され，空間上では六面体セルを用いたcell-centered法による有限体積法に基づいて離散化された。非粘性流束の評価には，Roeの近似リーマン解法を用い，三次精度のMUSCL法を組み合わせることで空間解像度を高めた。粘性流束はGaussの発散定理を用いて中心差分的に求められた。線形化されて得られた連立一次方程式は，近似因子化法によらず，Gauss-Seidel形の点緩和法により解かれた。その際，各時間ステップでニュートン反復を実行し，線形化および点緩和に伴う誤差を除去した。時間精度は最大2次精度である。乱流モデルには，低レイノルズ数型k-ω乱流モデルを採用した[14]。

3.3　計算格子

計算格子には，マルチブロック構造格子を使用し，翼端漏れ流れを正確に捕らえるために翼端隙間部に構造格子を生成した。翼先端隙間の取り扱いに関しては，Kirtleyらの方法が推奨されている[15],[16]が，翼端隙間部に格子を設けずに単純に周期境界を適用するため，漏れ流れの流量や方向が正しく予測されない恐れがある。本研究では，二種類の計算格子が使用された。一つは，翼端隙間部にO型格子をはめ込み，主流部にH型格子を生成した（Grid A）。この格子では，スパン方向の格子分布において，特に翼端側に格子を集中させた。主流部のH型格子には，流れ方向に160セル（翼間部に83セル），スパン方向に105セル，ピッチ方向に78セルを設定した。

翼端隙間部のO型格子には，コード方向に83セル，ピッチ方向に20セル，スパン方向に32セルを設けた。セル総数は1,363,520セルであった。もう一つは，翼前縁の格子の歪みを取り除くために翼周りにO型格子を生成し，スパン方向のセル数および分布を変更してハブ側の格子解像度を改善した（Grid B）。スパン方向のセル数は110セルで，セル総数は1,340,702セルであった。後述する4流路計算にはこの格子が使用され，このときのセル総数は5,362,808セルであった（図7）。

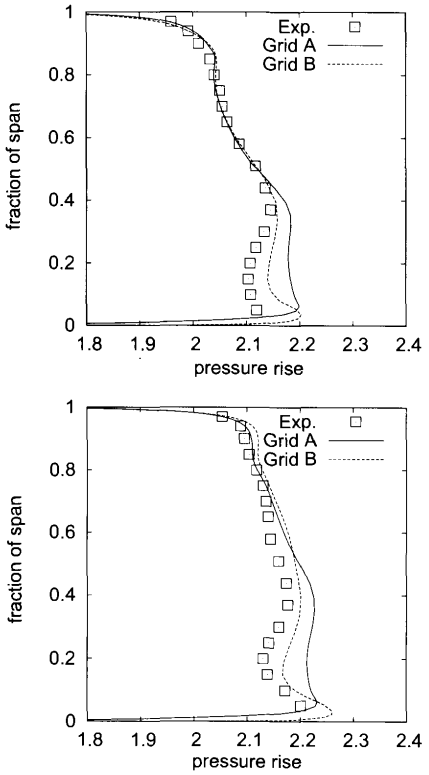


図6　動翼下流における全圧分布の比較（上：最高効率点近傍，下：失速点近傍）

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

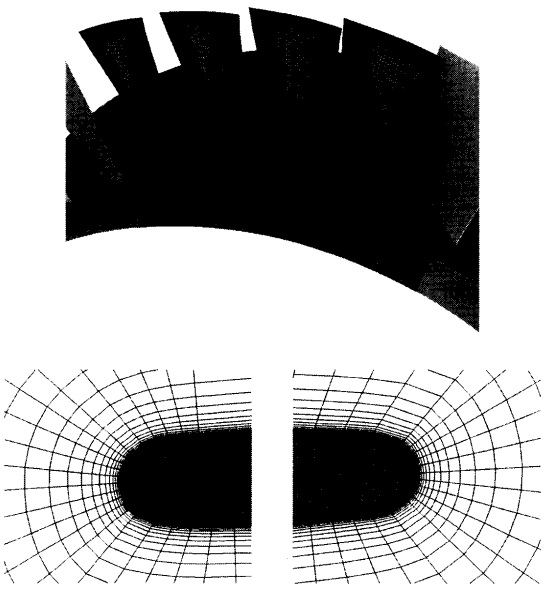


図7 計算格子（Grid B，上：鳥瞰図，下：翼端の前縁および後縁の拡大図）

なお，どちらの計算格子においても，滑りなしの断熱条件を適用して壁での粘性流束を評価するために，壁面上の最小格子幅は翼先端コード長の 5×10^{-5} ($y^+<1$) とした。

3.4 結果

はじめに計算結果の妥当性を検証した結果について示す。最高効率点近傍（98%チョーク流量）および失速点近傍（92.5%チョーク流量）の流量条件に関して，実験結果との比較を行った。図6は動翼下流（Station4）における全圧上昇比のスパン方向分布の比較である。Grid Aでは，スパン方向の格子分布を翼端側に集中させたためにハブ側での格子解像度が低下し，ハブ側で実験との不一致がみられる。しかし，翼端側では，どちらの格子においても計算結果は概ねよく実験結果と一致しているといえる。

図8および図9は，95%スパンにおける相対マッハ数分布の比較を示している。計算結果には，同定された渦コアが無次元ヘリシティーで色付けされて表示されている。同図で特徴的なのは，失速点近傍において，衝撃波下流の流路中央付近に大きな低速度領域が形成されていることである。これは計算でも予測されている。計算結果に可視化されている渦コアから，翼先端漏れ渦が流路中央で衝撃波と干渉していることが分かる。失速点近傍では，衝撃波のすぐ下流で，翼先端漏れ渦上の無次元ヘリシティは符号が反転している。この符号の反転は，渦コア内で逆流が発生していることを示している。図10は，失速点近傍における横断面上の絶対渦度分布である。PlaneIIは衝撃波のすぐ下流の断面に相当するが，この断面において翼先端漏れ渦の渦コア内の渦度が欠落していることが分かる。つまり，失速点近傍で翼先端漏れ渦

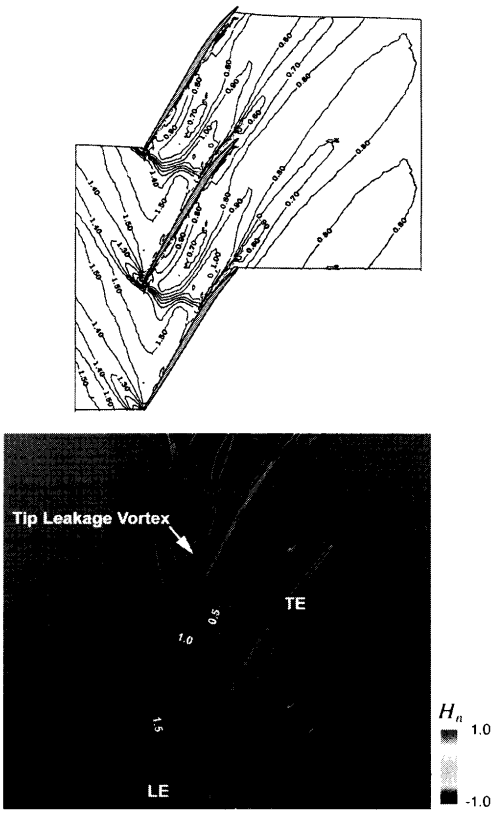


図8 95%スパンにおける相対マッハ数分布の比較（最高効率点近傍）（上：実験結果，下：計算結果。計算結果には無次元ヘリシティで色付けされた渦コアを表示）

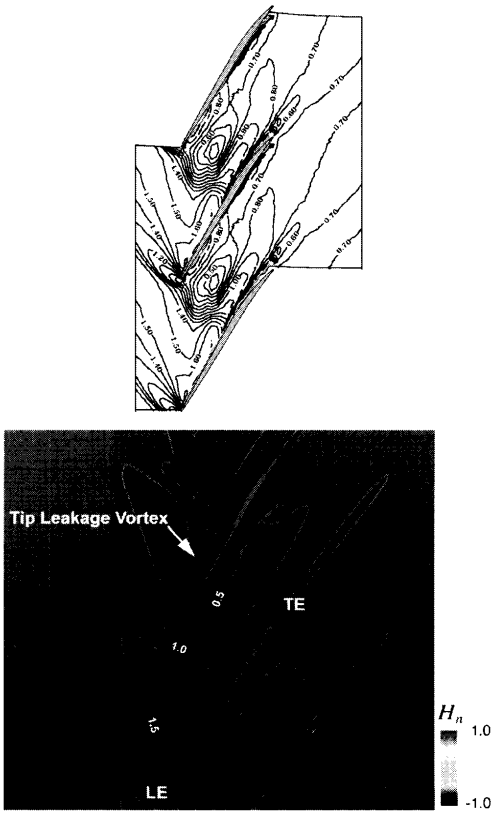


図9 95%スパンにおける相対マッハ数分布の比較（失速点近傍）（上：実験結果，下：計算結果。計算結果には無次元ヘリシティで色付けされた渦コアを表示）

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

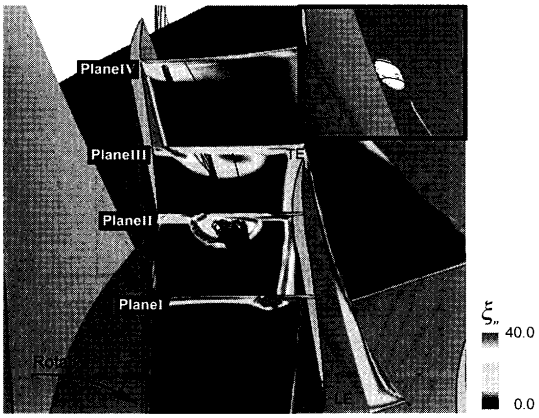


図10　横断面上の絶対渦度分布（失速点近傍）

は衝撃波と干渉後崩壊しているのである。縦渦が崩壊すると，渦コア内に逆流が発生して渦は大きく膨張する。失速点近傍で翼先端漏れ渦が崩壊した結果，図9に示されたような大きな低速度領域が翼端側の流路中央付近に形成されたといえる。

渦崩壊は非定常性を有することが知られる。図11は，渦崩壊に伴う漏れ渦の非定常挙動を示したものである。

翼先端漏れ渦は衝撃波との干渉によってその下流でスパイラル型の渦崩壊を起こしており，時間とともに翼間内を大きく蛇行しながら変動して，隣接翼前縁の圧力面と干渉している。この翼圧力面との干渉は，圧力面側の前縁に圧力変動を起こし，図12に示すように周期的な動翼トルクの変動を発生させる。動翼トルクの変動は明確な周期性を有しており，約0.21 無次元時間の周期（周波数に換算すると翼通過周波数の約65%）で変動している。

翼先端漏れ渦の崩壊によって形成される翼端側の大きなブロッケージ領域は圧縮機の性能に影響するが，翼先端漏れ渦の翼圧力面との周期的干渉による圧力変動は，遷音速翼列流れの場合，上述したように極めて高周波な翼振動を引き起こし，騒音発生に止まらず翼の疲労破壊に繋がる危険性をはらんでいる。つまり，設計において翼先端漏れ渦の崩壊を予測することが重要となる。図13に，SmartとKalkhoranにより提案された垂直衝撃波による縦渦崩壊の発生限界曲線[17]を示す。縦軸はスワール比と呼ばれる値で，本計算結果の値は簡単のため渦コアにおける旋回速度の最大値と渦軸方向速度の比で計算されている。曲線より上部は渦崩壊の発生する領域であり，丸シンボルで示される本計算結果はこの渦崩壊発生限界曲線とよく一致している（他のシンボルは垂直衝撃波・縦渦干渉の実験結果）。したがって，この曲線から翼先端漏れ渦の崩壊を予測できることが分かる。

次に，旋回不安定擾乱との関連を調べるために実施した動翼列4流路での非定常解析の結果を示す。

図14には，ケーシング壁面上の変動圧力分布（図上）と，図11と同様にして可視化された翼端流れ場（図下）が示されている。ここで示す非定常解析の結果は，翼列を伝播する擾乱が発生したと考えられる88%チョーク流

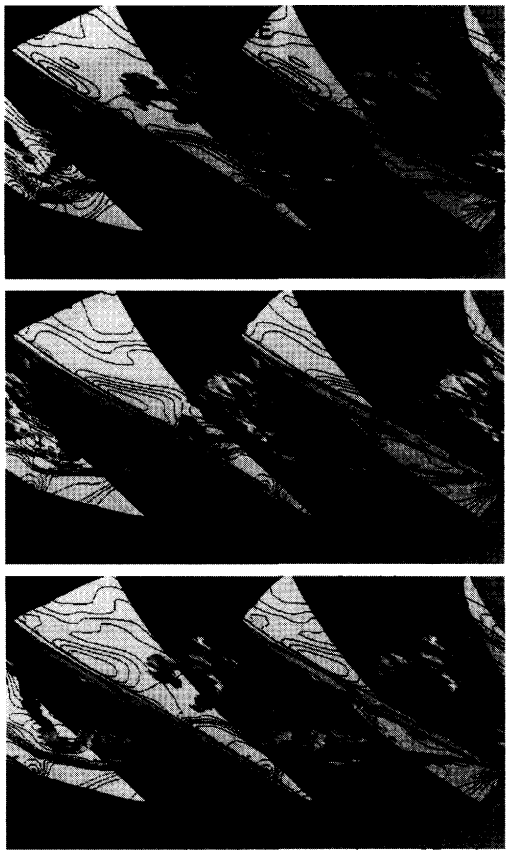


図11　失速点近傍における翼先端漏れ渦の非定常挙動（95%スパンのマッハ数分布および無次元ヘリシティで色付けされた渦コア）（上からt=14.66，14.78，14.84）

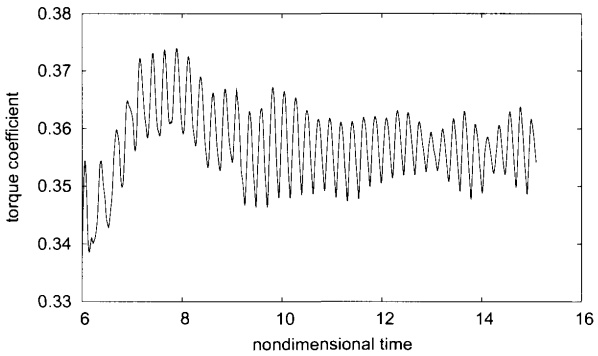


図12　トルク係数の時間変動

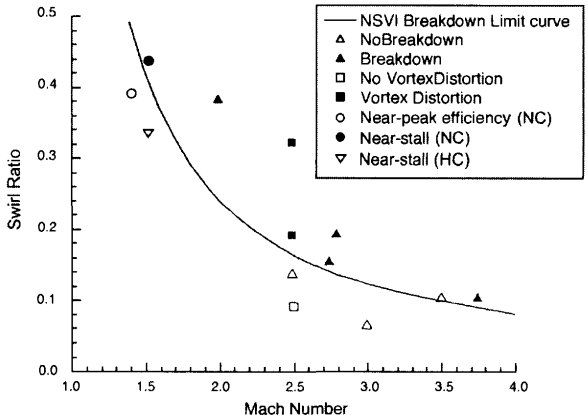


図13　垂直衝撃波・縦渦干渉に対する渦崩壊限界曲線

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

量の計算結果である。翼先端漏れ渦の崩壊は92%チョーク流量ですでに確認されたが，擾乱の発生は見られなかったためさらに低流量での計算を行った。実験では91.9%チョーク流量が失速点とされているが，計算で擾乱が捕らえられた流量はこれよりもかなり低流量となった。これには，計算領域や格子解像度，計算手法など複数の要因が考えられ，調査が必要である。単流路の計算結果と同様に，翼先端漏れ渦は渦崩壊によって翼列内で変動していることが分かる。しかし，渦崩壊に伴う翼端での逆流領域や翼先端漏れ渦の変動の大きさが流路毎に異なっている。上述したように，無次元ヘリシティの符号の反転は，渦コア内の流れが逆流していることを表している。渦コア上の無次元ヘリシティの分布から，どの流路の翼先端漏れ渦にも逆流が見られるわけではないことが分かる。つまり，各流路で翼先端漏れ渦崩壊の程度に違いが生じている。逆流を伴う翼先端漏れ渦に着目すると，時間とともにそれが動翼回転方向とは反対の流路に移っている。図11で説明したように，翼先端漏れ渦は渦崩壊を起こすと流路内で変動して隣接翼前縁の圧力面と干渉する。この干渉は，動翼先端前縁の負荷を変動させるとともに，翼先端漏れ渦の強さを変動させる。翼先端漏れ渦の強さの変動によって，渦崩壊の程度が時間とともに変化する。一旦，ある流路で大きな渦崩壊が発生すると，その大きなブロッケージ効果によって，隣接翼翼端側でのインシデンスを変化させる。旋回失速のメカニズムで説明されるようにして，渦崩壊に伴う大きなブロッケージ領域が周方向に伝播する。擾乱の伝播は，各動翼圧力面上の圧力変動に関する相互相関からも確認された（図省略）。以上のように，翼先端漏れ渦の崩壊がこのような周方向に伝播する擾乱を引き起こすことが示された。渦崩壊と旋回不安定擾乱は，上述のようにいくつかの共通した特徴を有しており，同一の現象であることが示唆される。

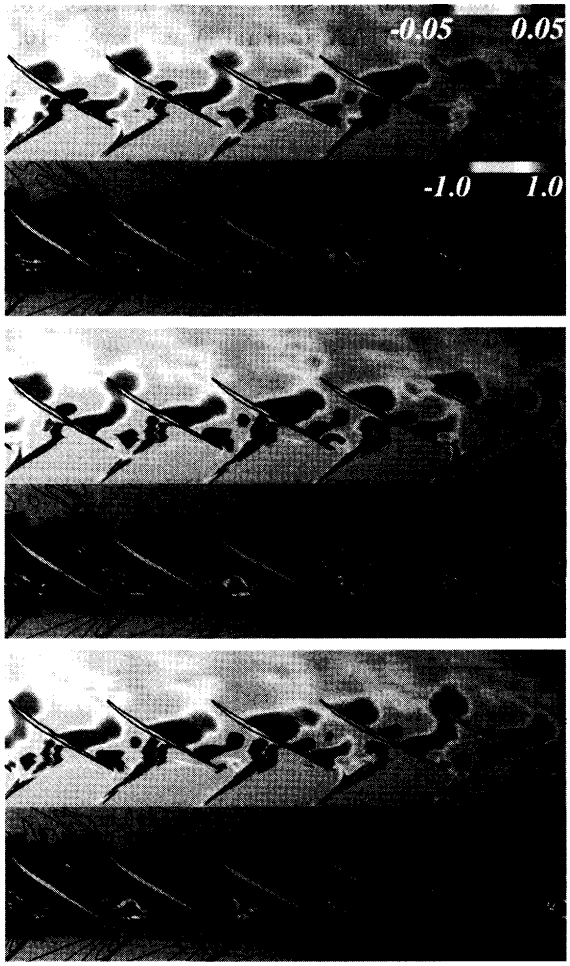


図14 ケーシング壁面上の変動圧力分布と無次元ヘリシティで色付けされた渦流れ構造の時間変化（上からt=17.09，17.13，17.17）

4．まとめおよび今後の課題

失速点近傍で見られる翼先端漏れ流れに関連した流動現象について解説した。また，失速点近傍における遷音速軸流圧縮機動翼列（NASA Rotor 37）の翼先端漏れ流れを数値解析した例を紹介し，翼先端漏れ渦の渦崩壊によって引き起こされる非定常流動現象を説明した。さらに，翼先端漏れ渦の崩壊と旋回擾乱の関連性を示した。

失速現象や渦崩壊現象を数値解析する場合，乱流解析手法としてLES（Large Eddy Simulation）が望ましく，非定常RANSがどの程度物理現象を正確に予測できているかについては注意が必要である。LESは，計算が必然的に大規模化するが，計算機性能の向上によって工学的に応用されるようになってきた。はじめに述べたように，旋回失速初生の数値解析として，翼列全周のLESも行われるようになってきた。しかし，このような旋回失速初生の数値解析では，翼列全周を解析領域とするために計算は大規模になるが，計算時間や計算機資源によって流路あたりの格子点数は本来要求される格子数より低く制限されている。高速圧縮機の場合，衝撃波と境界層の干渉が発生することからも，解像度の低い計算格子を使用するときには壁近傍で特別な取り扱いが必要になる。したがって，当面，このような数値解析には大きな剥離流れを取り扱えるDES（Detached Eddy Simulation）などのRANS/LESハイブリッドの非定常乱流解析手法が有効であると考えられる。

参考文献

(1) M. Inoue and M. Furukawa. Physics of tip clearance flow in turbomachinery. Proceedings of FEDSM ' 02, 2002. FEDSM 2002-31184.

(2) C. Hah, J. Bergner, and H. Schiffer. Short length-scale rotating stall inception in a transonic axial compressor - criteria and mechanisms. ASME, 2006. GT2006-90045.

(3) J. P. Chen, M. D. Hathaway, and G. P. Herrick. Pre-stall behavior of a transonic axial compressor stage via time-accurate numerical simulation. ASME, 2007. GT2007-27926.

(4) H. D. Vo, C. S. Tan, and E. M. Greitzer. Criteria for

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

spike initiated rotating stall. ASME J. Turbomachinery, Vol. 130, 2008.

(5) H. Saathoff and U. Stark. Endwall boundary layer separation in a single-stage axial-flow low-speed compressor and a highstagger compressor cascade. Forschung im Ingenieurwesen, Vol. 65, pp. 217-224, 2000.

(6) R. Mailach, I. Lehmann, and K. Vogeler. Rotating instabilities in an axial compressor originating from the fluctuating blade tip vortex. ASME J. Turbomachinery, Vol. 123, pp. 453-463, 2001.

(7) J. März, C. Hah, and W. Neise. An experimental and numerical investigation into the mechanisms of rotating instability. ASME J. Turbomachinery, Vol. 124, pp. 367-375, 2002.

(8) S. Schlechtriem and M. Lotzerich. Breakdown of tip leakage vortices in compressors at flow conditions close to stall. ASME, 1997. Paper No. 97-GT-41.

(9) M. Furukawa, M. Inoue, K. Saiki, and K. Yamada. The role of tip leakage vortex breakdown in compressor rotor aerodynamics. ASME J. Turbomachinery, Vol. 121, No. 3, pp. 469-480, 1999.

(10) M. Furukawa, K. Saiki, K. Yamada, and M. Inoue. Unsteady flow behavior due to breakdown of tip leakage vortex in an axial compressor rotor at near-stall condition. ASME, 2000. Paper No. 2000-GT-666.

(11) K. Yamada, M. Furukawa, T. Nakano, M. Inoue, and K. Funazaki. Unsteady three-dimensional flow phenomena due to breakdown of tip leakage vortex in a transonic axial compressor rotor. In ASME, 2004. GT2004-53745.

(12) U. Stark H. Schrapp and H. Saathoff. Breakdown of the tip clearance vortex in a rotor equivalent cascade and in a singlestage low-speed compressor. ASME, 2008. GT2008-50195.

(13) M. Furukawa, T. Nakano, and M. Inoue. Unsteady navierstokes simulation of transonic cascade flow using an unfactored implicit upwind relaxation scheme with inner iterations. ASME J. Turbomachinery, Vol. 114, No. 3, pp. 599-606, 1992.

(14) D. C. Wilcox. Simulation of transition with a two-equation turbulence model. AIAA Journal, Vol. 32, No. 2, pp. 247-255, 1994.

(15) R. V. Chima. Calculation of tip clearance effect in a transonic compressor rotor. ASME J. Turbomachinery, Vol. 120, pp. 131-140, 1998.

(16) D. E. Van Zante, A. J. Strazisar, J. R. Wood, M. D. Hathaway, and T. H. Okiishi. Recommendations for achieving accurate numerical simulation of tip clearance flows in transonic compressor rotors. ASME J. Turbomachinery, Vol. 122, pp. 733-742, 2000.

(17) M. K. Smart and I. M. Kalkhoran. Flow model for predicting normal shock wave induced vortex breakdown. AIAA Journal, Vol. 35, No. 10, pp. 1589-1596, 1997.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

特集：流体現象と流れ制御

低レイノルズ数域でも低損失を可能とする遷音速圧縮機翼列の空力特性

園田　豊隆*1
SONODA Toyotaka

Key words：Transonic compressor, CDA, Reynolds number, Secondary flow, Laminar bubble, Separation line

1．はじめに

航空用ガスタービンエンジンには，高効率のみならず軽量・コンパクト化が求められており，圧縮機及びタービンとも高負荷化に関する研究が数多く報告されている。例えば，低圧タービンの場合，効率1％の改善量は，エンジン燃料消費率：SFCを約0.9％削減し，またその重量はエンジン全体の約1／3を占め，さらにレイノルズ数：Reに関しては，エンジン全体の中で最も低くなり，よってタービン翼列境界層の層流剥離に着目した高負荷化研究が，翼枚数の低減・軽量化を目的として精力的に行なわれている。

低圧タービン部の重量低減に関するもう一つのアプローチは，圧縮機翼列で使用されている出口案内翼（OGV：Outlet Guide Vanes）の活用によるタービン段数削減へのチャレンジである。これは，タービンローター出口に旋回成分（スワール）を意図的に残すことにより，タービン翼の反動度を高め，タービン効率の向上を図りながら段数の削減も行なうアイデアである。しかしながら，上述したように，低圧タービン部のレイノルズ数が低いため，ガスタービンエンジンで広く使われているCDA（Controlled Diffusion Airfoil）の設計思想をそのまま低レイノルズ数領域に適用した場合，層流剥離による圧力損失が増大することになる。層流剥離が発生しないような臨界レイノルズ数以上とするためには，翼コード長の増加が必要となり，結局のところ，これはエンジン軸長の増加つまりエンジン重量の増加をもたらす。従って低レイノルズ数状態でも低損失を可能とする，全く新しい設計思想（コンセプト）を有する遷音速圧縮機翼列（OGV）の開発が必要となるわけである。

ここでは，著者等が開発した新設計コンセプトを有する圧縮機翼列の空力現象・特性について，CDAとの比較を交えながら解説する。

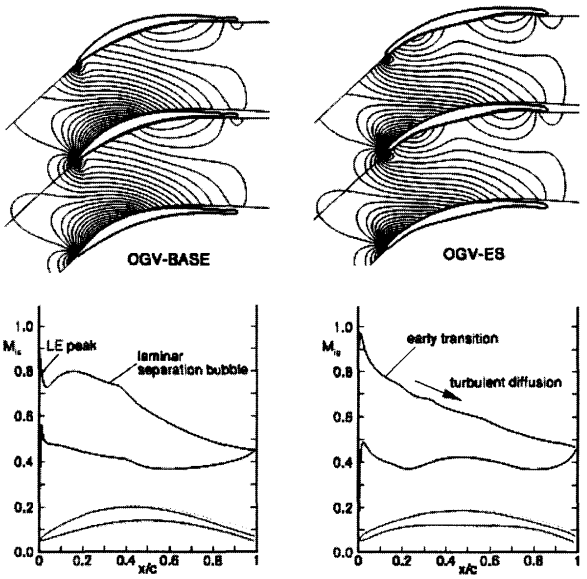
原稿受付　2008年8月22日
＊1　㈱本田技術研究所　航空機エンジン開発センター
〒351-0193　埼玉県和光市中央1－4－1

2．新設計コンセプトを有する翼列の開発

新しい空力設計思想（コンセプト）構築のため，数値計算技術：CFDと進化的アルゴリズム：ESを組み合わせた翼型の最適化が実施された[1]。図1の左半分は研究用として進めている単段低圧タービンに採用された出口案内翼（OGV）の平均径位置における翼形状（ベースライン翼：CDA；OGV-BASEと称す）と翼面マッハ数分布を示す。図1の右半分には，最適化された翼形状（最適化翼：OGV-ESと称す）とその速度分布を示す。設計条件は，入口マッハ数：0.6，転向角：43°，ディフュージョンファクター：0.53，レイノルズ数：130,000，軸流速度密度比：AVDR＝1.0である。

2.1　設計点（Re≈130,000，M_1：0.6）での空力特性

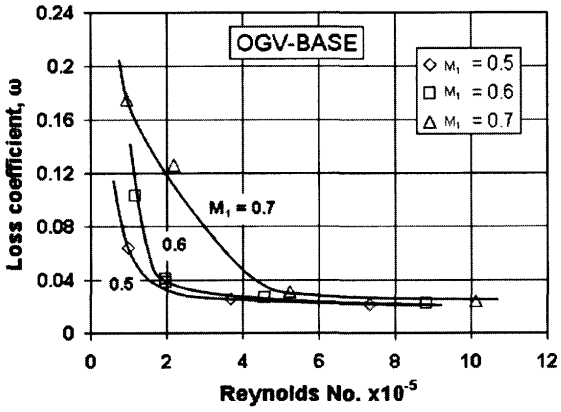
ベースライン翼：CDA（OGV-BASE）の設計点空力特性に関しては，図1左側下部に示すように，35％コード付近に層流剥離泡（laminar separation bubble）が形成され，圧力損失に関しては，図2上部に示すように，急激な増加をしている（約12％のレベル，M_1=0.6）。こ



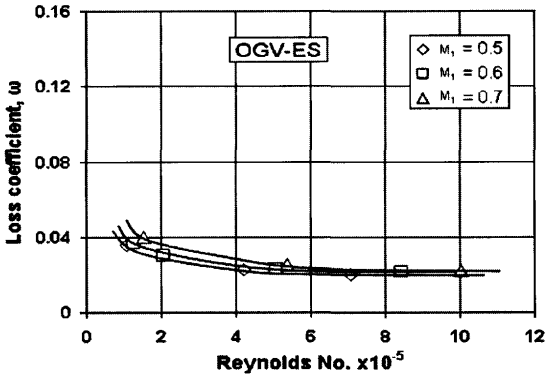
ベースライン翼（OGV-BASE）　　最適化翼（OGV-ES）

図1　カスケード形状とマッハ数分布[2],[3]

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.



ベースライン翼（OGV-BASE）



最適化翼（OGV-ES）

図２　レイノルズ数＆マッハ数特性[3]

れに対して最適化翼（OGV－ES）では，いきなり前縁から減速する，いわゆる，極端なフロントローディングのパターンを示し，翼の前縁から後縁までを有効に利用して，滑らかに減速している（図１右側下部参照）。翼前縁付近では，うまく制御された減速により境界層の遷移が発生し，このため翼面上には層流剥離泡の発生は観察されていない（図１右側下部参照）。損失係数のレベルに関しては，ベースライン翼で見られたような急激な損失の増加はなく，損失は４％弱のレベルにとどまっている（図２下図参照）。

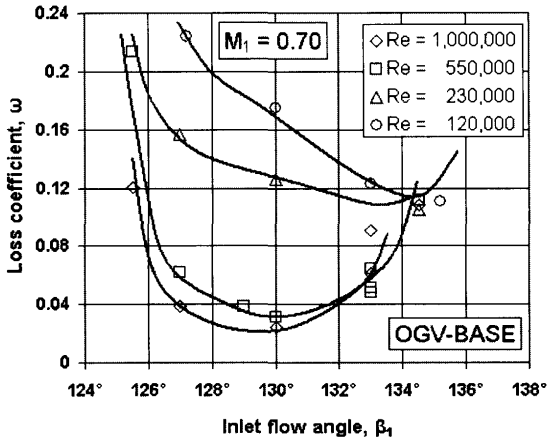
2.2　オフデザインでの性能比較

2.2.1　レイノルズ数特性＆マッハ数特性

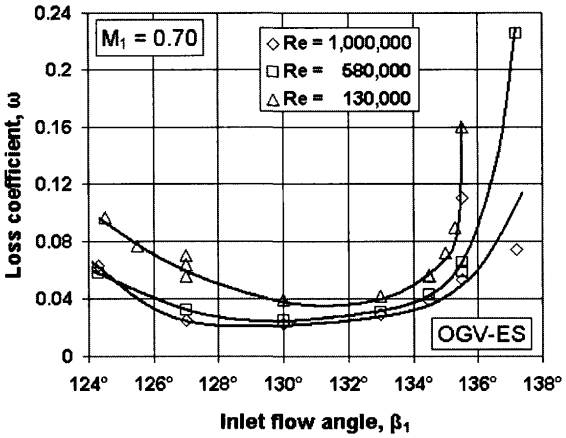
図２は，さらにベースライン翼（OGV-BASE）と最適化翼（OGV-ES）に対するレイノルズ数＆マッハ数特性を示す。ベースライン翼（OGV-BASE）では流入マッハ数が増加（M_1：0.5⇒0.6⇒0.7）するにつれて損失が急激に増加するレイノルズ数（臨界レイノルズ数）が大きくなり，低損失領域のレイノルズ数範囲が次第に狭くなることがわかる（図２上部参照）。これに対して，極端なフロントローディングを持つ最適化翼（OGV-ES）は，ベースライン翼に比べ，高亜音速流入条件はもちろんのこと翼面上のマッハ数が1.0以上となる遷音速流入条件（M_1：0.7）でも，レイノルズ数及びマッハ数に対する依存性が極めて小さいことがわかる（図２下部参照）。

2.2.2　インシデンス特性

図３はベースライン翼（OGV-BASE）及び最適化翼（OGV-ES）のインシデンス特性を示す。ベースライン翼では，レイノルズ数が約550,000以上ではレンジを確保できるが，それ以下のレイノルズ数では破局状態にある（図３上部）。これに対して最適化翼ではレイノルズ数が最も低い130,000で若干の損失増加があるものの，おおむねレイノルズ数に依存しない特性を有していることがわかる。



ベースライン翼（OGV-BASE）



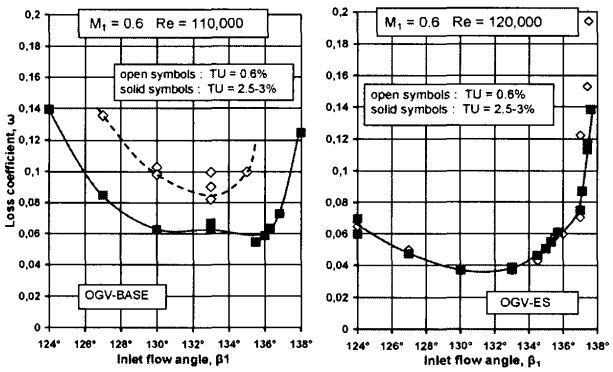
最適化翼（OGV-ES）

図３　インシデンス特性[3]

2.2.3　主流乱れの影響

圧縮機翼列性能に及ぼす主流乱れの影響は，非定常ウエイクを含め，これまで広く研究されている。それによると，主流乱れは，翼面の境界層発達，遷移，層流剥離，乱流剥離，層流剥離泡の大きさ（再付着点含む）などに重要な影響を及ぼすことが知られている。しかしながら，翼性能そのものに関する記述は少なく，特に低レイノルズ数条件下での記述は皆無である。図４は低レイノルズ数における主流の乱れの影響を示す。乱れ度を0.6％から３％へ増加した場合，ベースライン翼（OGV-BASE）の方が影響が大きく，すべての流入角領域で損失が改善されていることがわかる。最適化翼（OGV-ES）の場合，

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.



ベースライン翼（OGV-BASE）　最適化翼（OGV-BASE）

図4　低レイノルズ数における主流の乱れの影響[3]

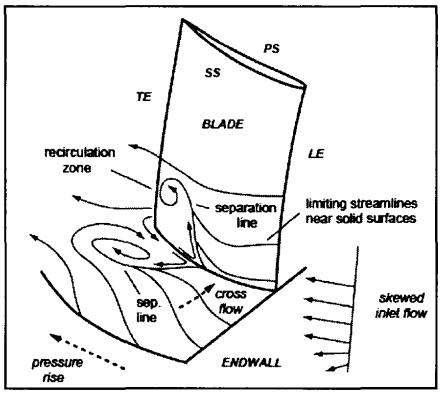


図5　エンドウォール付近の流れのメカニズム[4]

前縁からの減速により，すでに境界層が遷移しており，主流の乱れの影響はほとんどない。双方の翼の損失レベルを比較した場合，高乱れ度条件においても，極端なフロントローディング翼の優位性が実証されている。

3．三次元性能（エンドウォール性能）

すでに図2，図3で示したように，低レイノルズ数（Re：130,000）で最適化されたフロントローディング翼（OGV-ES）は，高レイノルズ数領域での性能を犠牲にすることなく，低レイノルズ数領域での低損失を実現した。しかしながら，極端なフロントローディング翼のため，図5に示すように，翼間の静圧勾配によりエンドウォール上のクロスフローが助長され，エンドウォール近傍で二次流れ損失が増加し，最終的には従来のCDA翼よりもエンドウォール性能が劣化する可能性がある。このために，実験的かつ数値的研究が行なわれた。実験では，マッハ数とレイノルズ数が独立で制御可能なドイツDLRケルン風洞が使用され，数値計算では内製フローソルバーが使用された。高レイノルズ数（Re：860,000）計算に対しては，Wilcoxのk-ω乱流モデルが，低レイノルズ数（Re：120,000）計算に対しては，Menterのk-ω SST 乱流モデル＋γ-Re$_\theta$遷移モデルが用いられた。

3.1　全体性能

高レイノルズ数におけるベースライン翼（OGV-BASE）及び最適化翼（OGV-ES）カスケードの30%コード下流位置でのスパン方向（0-50%スパン）圧力損失分布を図6に示す。カスケード下流側は，おおむね三つの領域に分けられる。すなわち領域Iはエンドウォールの影響の及ばない二次元領域，領域IIはエンドウォールに向かって徐々に損失が増加する領域，領域IIIは急激に損失が増加する領域である。図7は領域I～IIIがウエイクのどの部分に対応するのか示している。ベースライン翼と最適化翼の損失パターンを比較した場合（図6参照），極端なフロントローディング化による最適化翼のエンドウォール性能低下はなく，両者には大きな差がないことがわかる。むしろ領域IIにおいては，実験・計算とも最適化翼の若干の優位性を示している。

低レイノルズ数における特徴は，図8に示すように，最適化翼（OGV-ES）の損失パターンは，高レイノルズ数の場合（図6参照）と大きな差はないが，ベースライン翼については，すでに二次元性能比較の際に述べたように，層流剥離状態にあり，損失が著しく増加し，スパン方向の分布が大きく変化し，その影響は領域IIまで到達している（図8参照）。また領域IIIでは，若干ではあるが，実験，計算とも最適化翼の優位性を示している。

ベースライン翼と最適化翼のエンドウォール性能を比

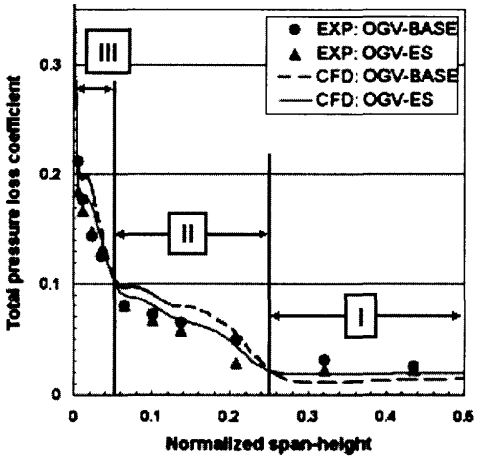


図6　スパン方向圧力損失分布（Re≈860,000）[5]

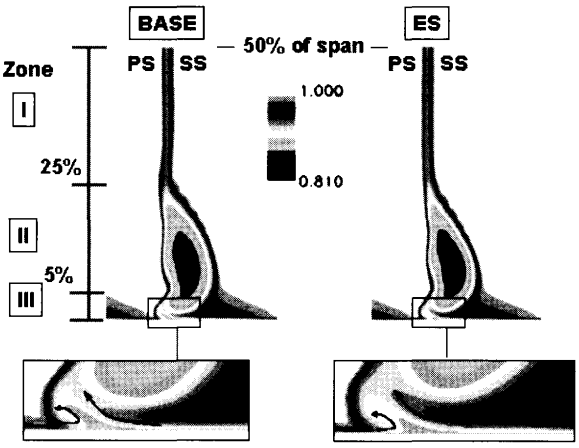


図7　等圧力損失コンタ（Re≈860,000）[5]

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

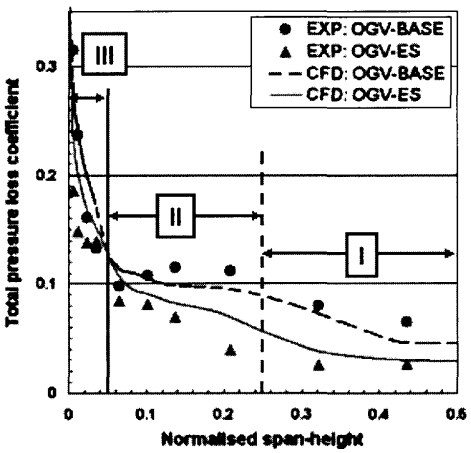


図８　スパン方向圧力損失分布（Re≈120000）[5]

較した場合，当初懸案であった極端なフロントローディングによるクロスフロー助長による二次流れ損失の増加は見られず，むしろ若干ではあるが，高・低レイノルズ数とも最適化翼のエンドウォール性能の方が優れていることがわかる。以下，空力現象に着目することにより，この理由について考察する。

3.2　流れの可視化：オイルフローパターン

極端なフロントローディングを持つ最適化翼（OGV-ES）の方がベースライン翼（OGV-BASE）よりもエンドウォール性能が優れている理由を明確にするために（領域Ⅱ＆Ⅲ，図６，７，８参照），オイルフローによる流れの可視化を行なった。高レイノルズ数におけるシミュレーション結果を図９に，実験結果を図10に示す。

図９の左半分はベースライン翼（OGV-BASE）であり，右半分は最適化翼（OGV-ES）である。また図中の上半分はエンドウォール面の可視化結果を示し，下半分は翼負圧面の可視化結果を示す。エンドウォールの可視化結果（図９上半分）で見られる“×”印は，馬蹄渦のサドルポイントに相当しており，ベースライン翼では翼前縁の正圧面近くに存在するのに対して，最適化翼（OGV-ES）の場合，その位置は翼の正圧面からやや離れた位置にある。また最適化翼の限界流線（リミッティング・ストリームライン）は，ベースライン翼に比べ，やや上流側へ移動している（図９上半分の矢印参照）。

翼の負圧面の可視化結果（図９下半分）については，双方の翼とも，エンドウォール側（０％スパン）からスパン方向へ向かう剥離ラインが観察される。最適化翼は極端なフロントローディングのため，予想通り剥離ラインの初期の立ち上がりは早いが，しかしながら，その後のスパン方向への移動は抑えられ，結局のところ，後縁ではベースライン翼が25％スパン位置に到達しているのに対して，最適化翼の場合，23％位置にとどまっている。このために，ベースライン翼の損失が若干高いものと推察される。

図10は実験により得られた最適化翼（OGV-ES）の可視化結果である（高レイノルズ数）。図10上部はエンドウォール面の可視化結果であり，下部の写真は翼負圧面の可視化結果である。なお，この負圧面可視化写真の右端はエンドウォール（０％スパン）に相当し，左端はスパン方向50％位置に相当する。

図９右側上部と図10上部を比較した場合，エンドウォール面の可視化パターンは，実験と計算とで非常に類似していることがわかる。例えば，サドルポイントの位置や限界流線の挙動，さらにエンドウォール面と翼負

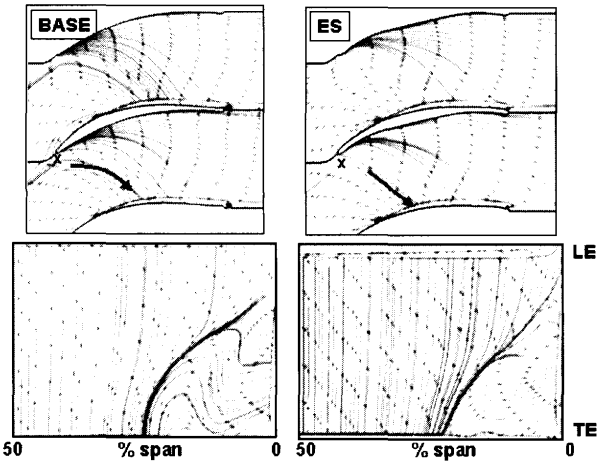
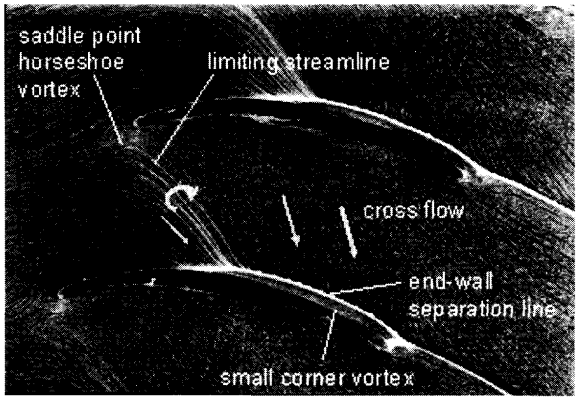
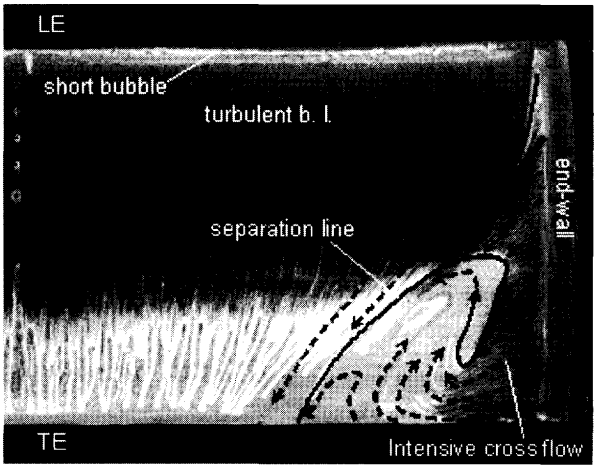


図９　オイルフローパターン（CFD）[5]（Re≈860,000）



最適化翼のエンドウォール面



↑50％スパン　　最適化翼の負圧面　　エンドウォール↑

図10　最適化翼のオイルフローパターン（実験）[5]（Re≈870,000）

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

圧面とで形成されるコーナーに観察される剥離ラインやコーナー渦など，高精度のシミュレーションがなされていることがわかる。

一方，負圧面の可視化（図9右側下部と図10下部参照）に関しても，フロントローディングによる前縁付近でのショートバブルをクリアに捕らえていることがわかる。しかしながら，シミュレーションでは，実験で観察されたスパン方向10%～23%における翼負圧面後半部の逆流領域が捕えられていないことがわかる。

なお，低レイノルズ数の場合，ベースライン翼では，層流剥離の発生により，高レイノルズ数と低レイノルズ数とで，オイルフローパタンに大きな変化が生じたものの，最適化翼では、本質的な違いは観察されなかった。

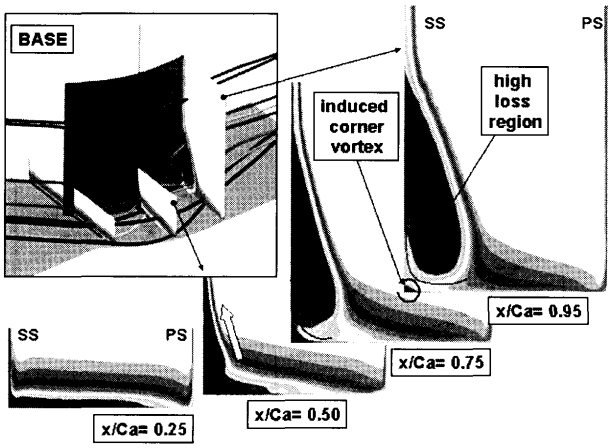
3.3 エンドウォール及び翼面の境界層発達

図11は高レイノルズ数（Re：860,000）におけるベースライン翼及び最適化翼の各軸コード位置（25%，50%，75%，95%）での全圧コンターを示す。ベースライン翼の場合（図11上部参照）エンドウォール境界層内の低運動量流体は翼の負圧面側へ移動し（x/Ca=0.25参照），その後，翼面境界層との干渉により高損失領域が形成されている（x/Ca=0.25 & 0.50参照）。この干渉損失のほとんどは5%～25%スパン位置（領域Ⅱ，図6，7参照）に移動する。更に下流側の75%コードから95%コードにかけては，翼とエンドウォールとで形成されるコーナー付近に，もう一つの集中した高損失領域，すなわちコーナー渦が形成され，これらの特徴は最適化翼（OGV-ES）でも同様である（図11下部参照）。しかしながら詳細に観察すると明確な違いがある。例えば，最適化翼のエンドウォール境界層は，25%コードにおいて，極端なフロントローディングの影響によりいち早く翼の負圧面に移動するが，50%コード位置ではベースライン翼の方が，損失が集中しており，さらに下流側（75%&95%）では明らかにベースライン翼の方の損失が大である。

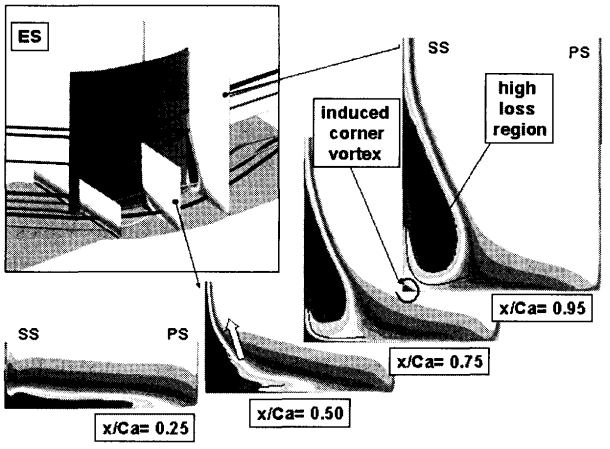
一方，低レイノルズ数の場合（図12参照），ベースライン翼の領域Ⅰ，Ⅱの剥離を除けば，双方の翼列の境界層発達は，高レイノルズ数の場合（図11）とおおむね同じである。

3.4 エンドウォール及び翼面の静圧コンター

一般的に言えば，局所的な静圧勾配は低運動量流体の駆動力となるが，双方のカスケードに対する静圧コン

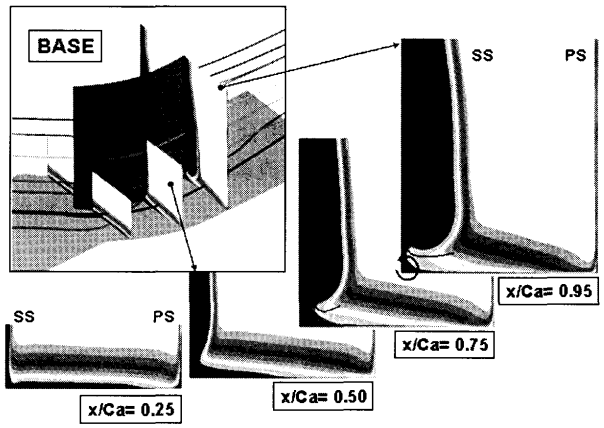


ベースライン翼（OGV-BASE）

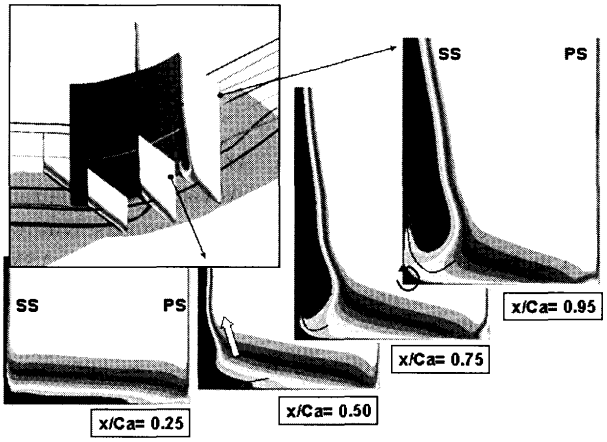


最適化翼（OGV-ES）

図11 高レイノルズ数における低運動量流体の挙動[5]
（Re≈860,000）



ベースライン翼（OGV-BASE）



最適化翼（OGV-ES）

図12 低レイノルズ数における低運動量流体の挙動[5]
（Re≈120,000）

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

ターを図13（高レイノルズ数の場合）及び図14（低レイノルズ数の場合）に示す。また低レイノルズ数における実験データとして，ミッドスパン及びエンドウォール部コーナーにおける等エントロピーマッハ数分布を図15上部に示す。これらの図により，双方のカスケードにとって，エンドウォール部コーナー付近の静圧は翼ミッドスパンの静圧よりもかなり大きいことがわかる。図13及び図15に示された矢印，すなわち，コーナー付近におけるスパン方向の静圧勾配はエンドウォールから翼負圧面スパン方向への低運動量流体の移動原因となる。

ところがベースライン翼と最適化翼とでは，翼の負荷分布が異なるために，コーナー付近における局所的な静圧勾配は異なってくる。最も重要な違いは，翼面上での最小圧力領域が双方の翼で異なることである。ベースライン翼ではバブルの存在により，比較的大きなスパン方向静圧勾配が10%コードから60%コードに形成されるのに対して，最適化翼の場合には翼の前縁のみに集中しているだけである。従ってベースライン翼では，最適化翼に比べ，より多くの低運動量流体が，エンドウォールから（バブルを経由し）主流の層流剥離領域へ放出されるのである。この低運動量流体の輸送メカニズムは，これまでに示した高レイノルズ数における数値シミュレーション結果（図9下部のベースライン翼（BASE）と最適化翼（ES），参照）でも明らかである。

上記で述べた低運動量流体の輸送メカニズムを図15下部に示す。ベースライン翼の場合，低運動量流体はエンドウォールから静圧の低い層流剥離泡へ吸引されるが，最適化翼の場合，圧力勾配が小さく，さらに境界層が比較的健全なため，低運動量流体の移動は少ない。

4．まとめ

ホンダが独自に研究開発した低レイノルズ数域でも低損失を可能とするユニークな設計コンセプトを持つ遷音速圧縮機翼列の空力現象・特性について，CDA（Controlled Diffusion Airfoil）との比較を交えながら紹介・解説を行なった。学会会員諸氏のお役に立てれば幸いである。

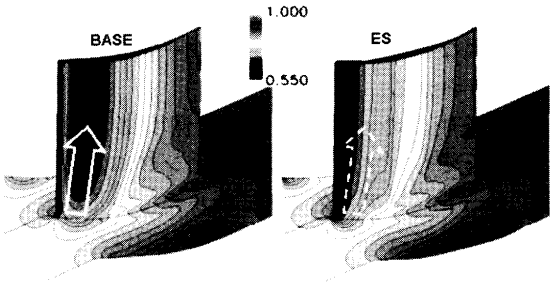


図13　高レイノルズ数における静圧コンター[5]

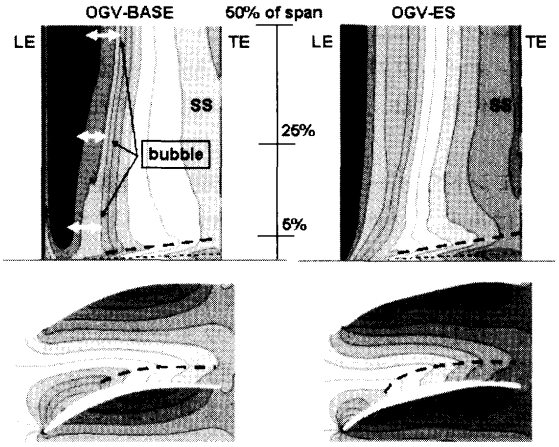


図14　低レイノルズ数における静圧コンター[5]

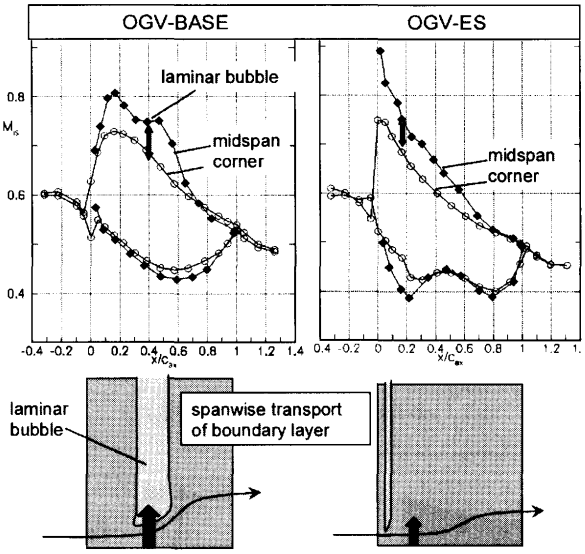


図15　低レイノルズ数におけるスパン方向静圧勾配と低運動量流体の輸送メカニズム[5]

参考文献

(1) Sonoda, T., Yamaguti, Y., Arima, T., Olhofer, M., Sendhoff, B., Schreiber, H. A., "Advanced High Turning Compressor Airfoils for Low Reynolds Number Condition, Part 1: Design and Optimization", ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 126, No. 3 (2004), pp.350-359.

(2) Schreiber, H.A., Steinert, W., Sonoda, T., and Arima, T., "Advanced High Turning Compressor Airfoils for Low Reynolds Number Condition, Part 2: Experimental and Numerical Analysis," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 126, No. 4 (2004), pp. 482-492.

(3) Sonoda, T., and Schreiber, H.A., "Aerodynamic Characteristics of Supercritical Outlet Guide Vanes at Low Reynolds Number Conditions", ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 129, No. 3 (2007), pp.694-704.

(4) Lei, V-M., Spakovszky, Z. S., Greitzer, E. M., "A Criterion for Axial Compressor Hub-Corner-Stall", ASME-Paper GT2006-91332 (2006).

(5) Sonoda, T., Schreiber, H.A., Arima, T., "Endwall Performance of Outlet Guide Vane Cascades with Different Blade Loading Distribution", ASME Paper GT2008-51111 (2008).

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

特集：流体現象と流れ制御

遷音速遠心圧縮機インペラの3次元内部流動

東森　弘高*1
HIGASHIMORI Hirotaka

キーワード：遷音速インペラ，高圧力比遠心圧縮機，3次元内部流動，衝撃波，境界層，漏れ流れ，二次流れ，渦

1．はじめに

過給機や小形ガスタービンは省エネルギーの観点から小形，大容量，高効率，または，小形，高出力，高効率が要求されてきた。今後，CO_2排出削減という社会的要求がますます厳しくなり，小形，大容量・高出力，高効率というキーワードはターボ機械のエンジニアにとってこれまで以上に社会貢献のための重要な目標となる。

過給機や小形ガスタービンの小形，大容量化・高出力化のためには，遠心圧縮機の大容量化と高圧力比とを高効率で実現することが大きな技術目標である。小形・大容量のためには，インペラがより高速で流れを吸い込むことが必要であり，小形・高圧力のためには，インペラが流れをより高速まで加速することが必要である。この高速化を追求した結果，インペラ入り口翼先端の相対マッハ数は音速を超え超音速となる。このインペラ入り口の相対流速が超音速となるインペラが遷音速インペラと呼ばれ，遷音速インペラを有する遠心圧縮機が遷音速遠心圧縮機と呼ばれる。

この遷音速インペラでは，インペラの入り口部に衝撃波が発生し，この衝撃波が翼面やケーシング面の境界層と干渉するため，流れの剥離が発生することが予想される。さらに，翼先端とケーシングの隙間からの漏れ流れや翼面の2次流れが衝撃波と干渉し，複雑な3次元流れとなり，性能低下の原因となることが予測される。このような遷音速インペラ内部流動を把握するために，インペラ内部流動の実測研究とCFD開発が行われてきた。

本稿では，遷音速遠心圧縮機の内部流動把握のために著者らが取り組んできたインペラ入口相対マッハ数約1.2と約1.6の2つの遷音速インペラの計測結果を中心に，遷音速インペラの3次元内部流動について紹介する。

2．遷音速遠心圧縮機

2.1　遷音速インペラ内部流動の計測とCFD

ターボ機械の内部流動を把握し評価する技術としてCFDが急速に高精度化されつつあり，遠心圧縮機においても内部流動の把握だけでなく圧縮機特性の推定にまで活用されている。しかし，遷音速遠心圧縮機の内部流動評価においてはその推定精度をさらに向上させてゆく必要がある。そのためには，実際の流れを実測にて把握する努力とCFDの精度検証が不可欠であり，これを通じてCFDをより有効に活用することが可能となる。

図1にインペラ入口相対マッハ数約1.6の遷音速インペラの衝撃波計測結果の一例を示す[1]。この図は圧力比11の小形ガスタービン用遠心圧縮機の遷音速インペラにて計測した翼間の相対流速分布である。この流速分布は負圧面から約35%の位置で相対流速が約70%に急変することを示しており，この計測結果をCFDと比較することで，この流速の急変が衝撃波による急減速であることが理解できる。また，CFDは超音速域の流速や衝撃波による減速を精度良く推定しており，この結果によりCFD精度の検証が出来る。

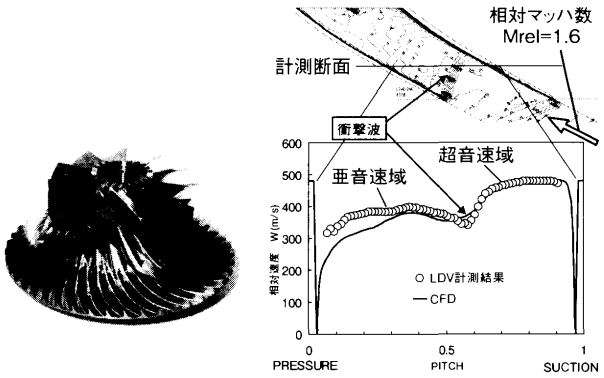


図1　遷音速インペラの衝撃波計測例[1]

2.2　過給機，小形ガスタービンにおける大容量化，高圧力比化のニーズとインペラマッハ数の関係

図2に舶用大形過給機に使用されている遷音速インペラと圧力比4級の遠心圧縮機特性[2],[3]を，図3に圧力比の動向[4]を示す。舶用大形過給機に要求される圧力比のレベルは圧力比π＝4級から5級に向けて急速に上昇している。図4に図1に示した圧力比11の小形ガスタービン用遠心圧縮機の圧縮機特性[5]を，図5に圧力比の動向を示す。小形航空用ガスタービンでは1960年代に圧力比

原稿受付　2008年8月11日
＊1　三菱重工業㈱　技術本部　長崎研究所ターボ機械研究室
〒850-8610　長崎市飽の浦町1番1号

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

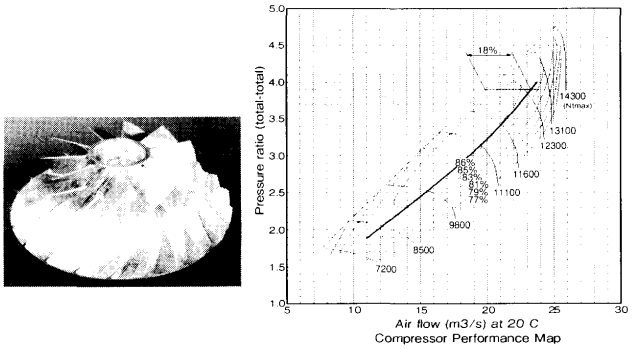


図２　圧力比4級の過給機用遷音速インペラと圧縮機特性[2),(3)]

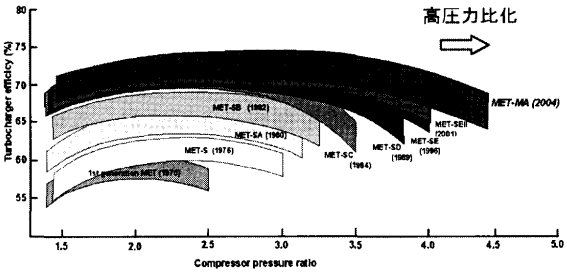


図３　舶用過給機用遠心圧縮機の圧力比動向[3)]

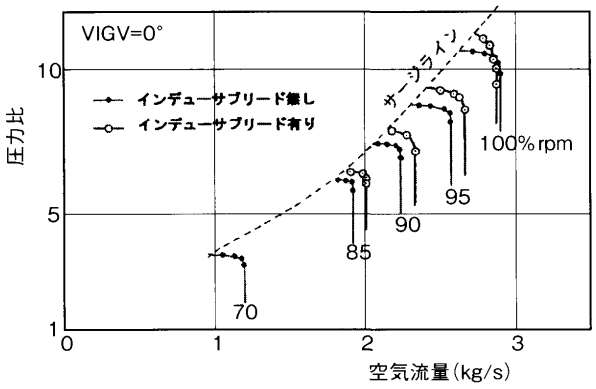


図４　図１に示す小形ガスタービン用遠心圧縮機の圧縮機特性[4)]

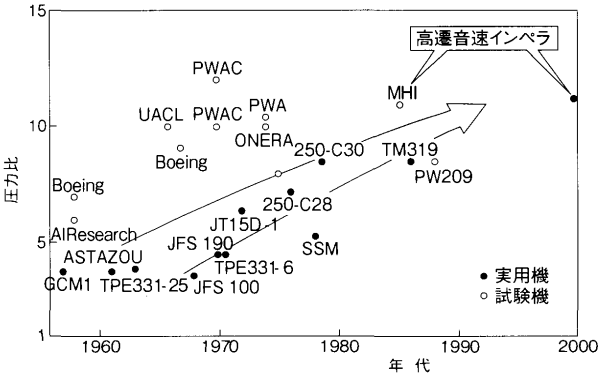


図５　小形ガスタービン用遠心圧縮機の圧力比動向[5)]

10級の遠心圧縮機の研究開発が進められ，1970年代以降に小形・高圧力比の実用機が開発されてきたことが示されている。

図６に遠心圧縮機の圧力比とインペラ入り口マッハ数の関係を示す。比速度約45（rpm，m^3/s，m）を中心に，

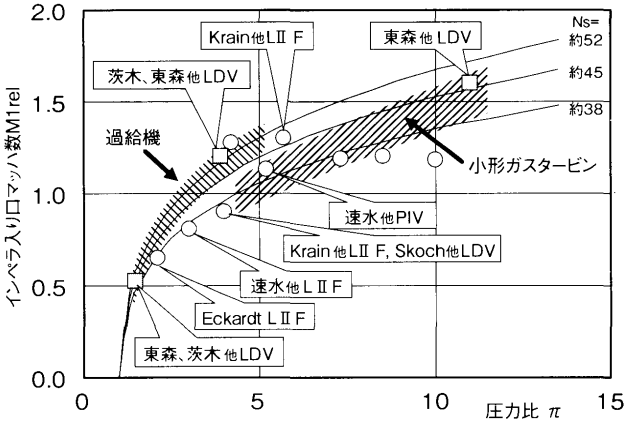


図６　遠心圧縮機の圧力比とインペラ入り口マッハ数の関係，および主なインペラ内部流動計測例

±30%流量の（比速度約52,38）インペラ入り口相対マッハ数の関係を示し，過給機と小形ガスタービン用遠心圧縮機のおおよその範囲を示した。この図から，インペラ入り口相対マッハ数は圧力比の増加に伴って急速に上昇し，約3.5で音速を越え，それ以上では漸増することが理解できる。

過給機では大容量が要求されるため比速度が高く，圧力比約３あたりから音速を超え圧力比４～５でインペラ入り口相対マッハ数は1.2～1.3となる。一方，小形ガスタービンではタービン入り口温度が1000℃を越えるためタービン強度の制約から回転数が低くなり，遠心圧縮機には高圧力が要求されるため低比速度となる。そのため小形ガスタービン用遠心圧縮機では同圧力比の過給機に比べてマッハ数が低く，圧力比４を越えるあたりから音速を超え，圧力比７～８でインペラ入り口相対マッハ数は1.2～1.3となり，さらに圧力比約10でマッハ数は約1.5となる。

同図に，主に遷音速インペラを対象に内部流動計測が行われた例を示し，表１にこれらのインペラの主要目を示す[(6)-(21)]。なお，著者が文献の記述から概算した推定値には＊印を付記した。著者らは，低圧力比から高圧力比までの実際の流動を把握するため，圧力比1.5，マッハ数約0.6の亜音速インペラ[(14),(15)]，圧力比3.9，マッハ数約1.2の遷音速インペラ[(16)-(18)]，圧力比11，マッハ数約1.6の高遷音速インペラ[(19),(20)]のLDVによる内部流動計測を行ってきた。計測技術については文献(25)に紹介したので参照されたい。

2.3　遷音速インペラのマッハ数分布

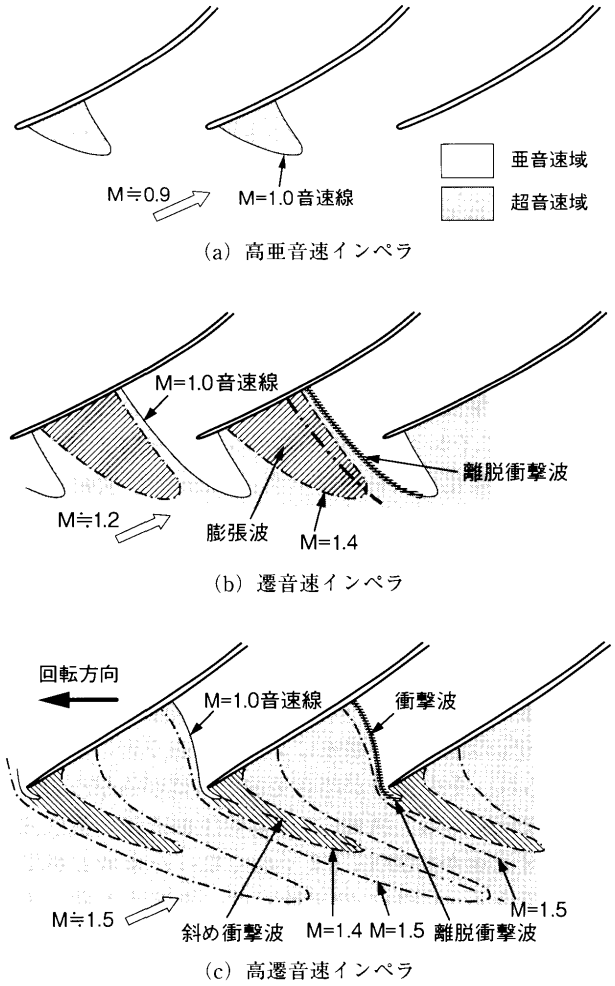
図７に遷音速インペラの入り口部シュラウド近傍のマッハ数分布の特徴を表した模式図を示す。図７(a)はインペラ入り口相対マッハ数が高亜音速のインペラである。流れは高亜音速でインペラに流入し，翼の転向により負圧面に局所的に超音速域が生じる。(b)は相対マッハ数が約1.2の遷音速インペラである。流れは超音速でインペラに流入し，翼の転向によりマッハ数が急速に上

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

表1 内部流動計測と内部流動制御機構の効果確認が行われた主な遠心圧縮機遷音速インペラの主要目

＊：文献記述からの概算値　　亜音速インペラ／亜音速計測

公表年	'76	'78	'81	'85	'88	'95, '99, 2001	'97	'98, '99	2001, '02, '07	2001	2002	2004, 2007	2004
参考文献	(6)	(7)	(22)	(8)	(9)	(10)(11)(12)	(13)	(14)(15)	(16)(17)(18)	(23)	(24)	(19)(20)	(21)
研究機関，企業	DFVLR	九大	Detroit Diesel Allison Division	九大	DFVLR	DLR	NASA	MHI	MHI	ABB Turbo Systems	Honda R&D Co.	MHI	九大
著者（筆頭）	Eckardt	妹尾	Chapman	速水	Krain	Krain	Skoch	東森	茨木	Hunziker	Oana	東森	速水
インペラ径（mm）	400	280	約246*	280	400	224	431	446	373	167.6	190	約250	280
インペラ入り口径（mm）	280	172	約140*	172	245	156	210	294	約260	約120*	約115*	168	172
バックワード角（deg）	0	0	50	0	30	38	50			30	49		40
翼枚数（スプリッター：X+X）	20	16＋16	18＋18	16+16	24	13+13	15+15	6+6	7+7+14	8+8	14+14	11+11+22	15+15
回転数（rpm）	14000	約17000*	51000	約12000*	22363	50000	21789	11000	24700	約60000*	約60000*	約52000	約18000*
周速（m/s）	293	約249*	658	約176*	468	586.4	492	257	482	約530*	596	約680	約265*
機械マッハ数（U2/a0）	約0.86*	約1.7*	約1.93*		約1.38*	約1.72*	1.46*	約0.75	約1.41	約1.52*	約1.75*	約2.0	約1.7*
流量（kg/s）	5.31		2.54		4	2.55	4.54	4.81	8.19	約1.7*	1.42	3.3	約5.5*
圧力比	2.1	約10	8.5	約3(フロン)	4	約5.7	4	1.5	3.9	4.2	7.31	11	約5.2 (R134a)
インペラ入り口相対マッハ数	約0.65*	約1.2*	約1.2*	約0.8*	約0.9*	1.3	0.9	約0.5	約1.2	約1.2*	1.19	約1.6	約1.2*
流動計測	LⅡF	圧力センサ		LⅡF	LⅡF	LⅡF	LDV	LDV	LDV			LDV	PIV
流動制御			インデューサブリード							インデューサブリード（リサーキュレーション）	インデューサブリード	インデューサブリード	



(a) 高亜音速インペラ

(b) 遷音速インペラ

(c) 高遷音速インペラ

図7 遷音速インペラ入り口部翼先端の代表的な翼間マッハ数分布

昇し，隣の翼前縁上流に離脱衝撃波が生じる。(c)は相対マッハ数が約1.5の高遷音速インペラである。翼前縁に接するように離脱衝撃波が発生し負圧面側には斜め衝撃波が生じ，その下流は膨張波により加速され再びマッハ数がインペラ上流と同レベルになる。翼前縁からスロート側にも斜め衝撃波が生じ負圧面で垂直衝撃波となる。

このようにマッハ数が1.2～1.3のインペラとマッハ数が約1.5のインペラとでマッハ数分布の特徴が異なるので前者を「遷音速インペラ」，後者を「高遷音速インペラ」[19]と呼んで区別した。

表1に示す遷音速インペラの内部流動計測結果が報告された例の内，KrainのLⅡF計測結果[10]-[12]，速水のPIV計測結果[21]はいずれも図(b)に対応する遷音速インペラのマッハ数分布を示している。以降で紹介する著者らの計測例は図(b)と(c)に対応しており，それぞれ3.2項に「遷音速インペラ」について，3.3項に「高遷音速インペラ」について，3次元内部流動を紹介する。

3．遷音速遠心圧縮機インペラの流動課題と内部流動の実測例

3.1 低エネルギー流体の集積

遠心圧縮機インペラが本質的に持っている流動課題に低エネルギー流体の集積がある[6],[8]。この低エネルギー流体の集積はインペラ出口の流速歪みによるインペラ損失の増加やインペラ仕事量の低下の原因となり，ディフューザ性能低下の原因となる。遷音速インペラではこの低エネルギー流体の集積に加えてインペラ入り口に衝撃波の影響が加わる。そこで，遷音速インペラの衝撃波

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

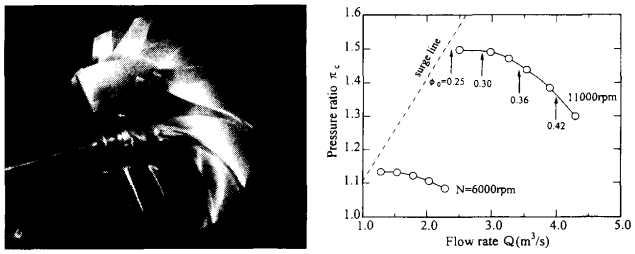
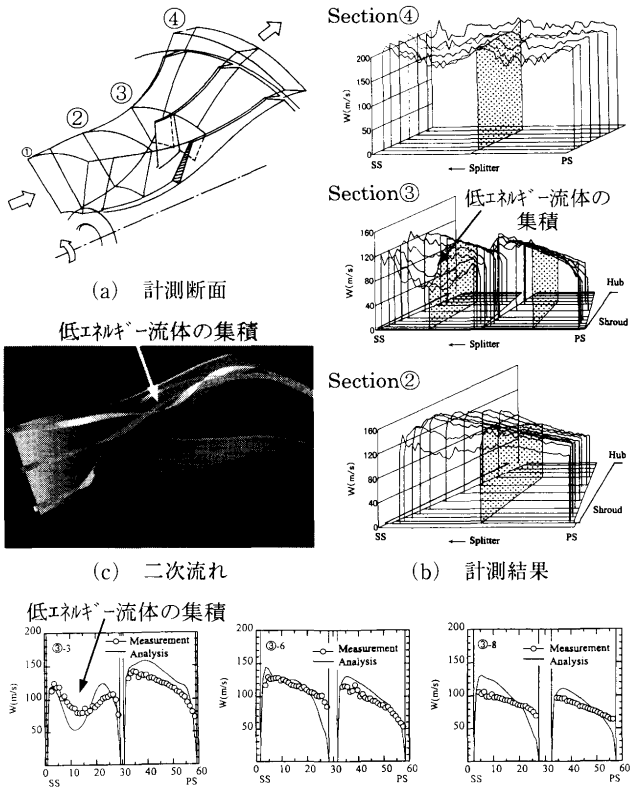


図８ 亜音速インペラと圧縮機特性



(a)　計測断面

(b)　計測結果

(c)　二次流れ

(d)　計測結果とCFDの比較

図９　亜音速インペラの流動

を伴う流動を説明する前に亜音速インペラの低エネルギー流体の集積について紹介する。

図８に亜音速インペラと圧縮機特性を，図９にLDVにより計測した亜音速インペラの流動を示す。図９(b)の計測結果より断面③に流速の低い領域が計測されており，これが低エネルギー流体の集積である。図９(d)にCFDとの比較を示す。CFDでも凹状の低流速域が負圧面側の翼間中央に現れており，CFDは実測結果を精度良く推定していることが判る。CFDによりその発生メカニズムを分析すると，図(c)に示すように，ハブの翼面近傍の流れが二次流れによりシュラウド側まで移動し，同時にシュラウド近傍の境界層と漏れ流れが翼面を離れ，これらが負圧面側の流路のシュラウド近傍に集積するためであることが判る。

3.2　遷音速インペラ

図10に相対マッハ数約1.2の過給機用遷音速インペラと圧縮機特性を，図11から15に内部流動の計測結果と

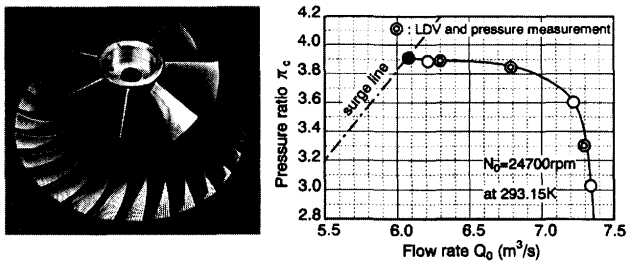


図10　遷音速インペラと圧縮機特性

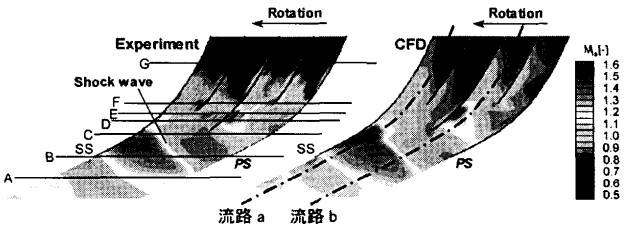


図11　シュラウド壁面の圧力分布計測結果から算出した等エントロピーマッハ数分布とCFDの比較

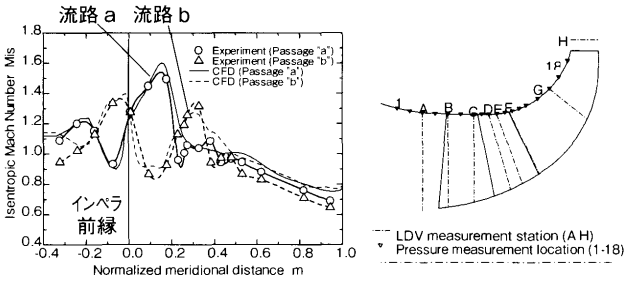


図12　シュラウドに沿う等エントロピーマッハ数分布

CFDによる流動評価について示す。図11にシュラウド壁面静圧分布計測結果から算出した等エントロピーマッハ数分布とCFDの比較を示す。インペラ入り口部に注目すると，図７(b)に示したマッハ数分布を持っており，相対マッハ数約1.2で流入した流れが負圧面で約1.6まで加速され衝撃波により減速している。図12に流路aと流路bについてインペラ上流からインペラ出口までのマッハ数分布の変化を定量的に示す。流路aでは横軸－0.1に離脱衝撃波による減速が現れ，翼前縁を通過して横軸0.15でマッハ数が急上昇し約1.6に達し，直後で急低下し亜音速まで減速している。この急減速が衝撃波である。

図13に各計測断面の翼間相対流速分布を示す。このインペラはインペラ入口翼高さのシュラウドから約１/３が超音速である。インペラ入り口部の断面Bでは負圧面から約60％の位置に衝撃波による等高線が密になった領域が見られ，その左側が超音速域，右側が衝撃波の下流の亜音速域である。断面Cでは翼負圧面近傍の膨張波により相対流速が約500m/sまで高くなった領域と衝撃波が把握できる。CFDとの比較では，衝撃波が発生するシュラウド近傍ではCFDは衝撃波の位置を精度良く推定していることが判る。

スプリッタ部の断面Eでは，計測結果にはシュラウド

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

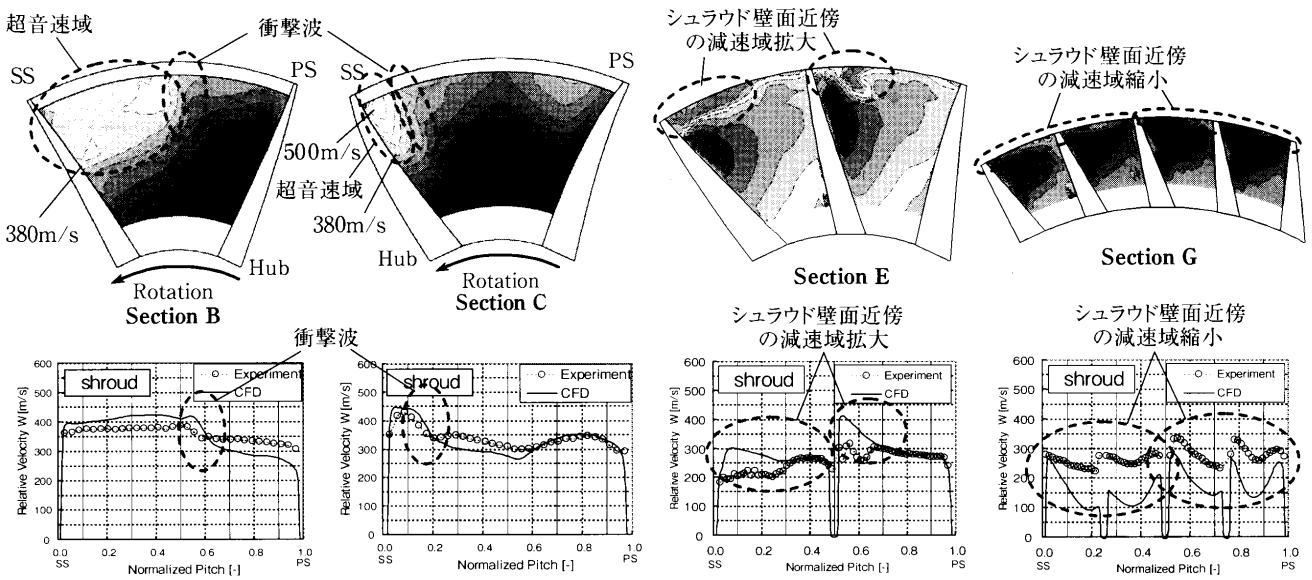


図13 翼間相対流速分布の計測結果とCFDとの比較

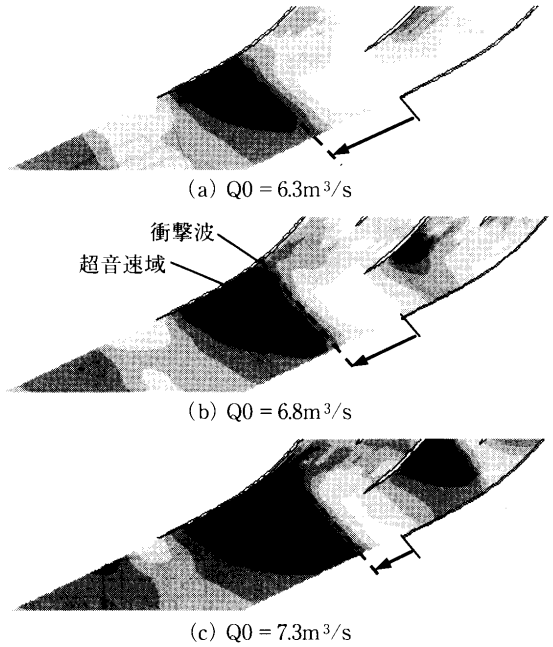


図14 流量変化に伴う等エントロピーマッハ数分布の変化

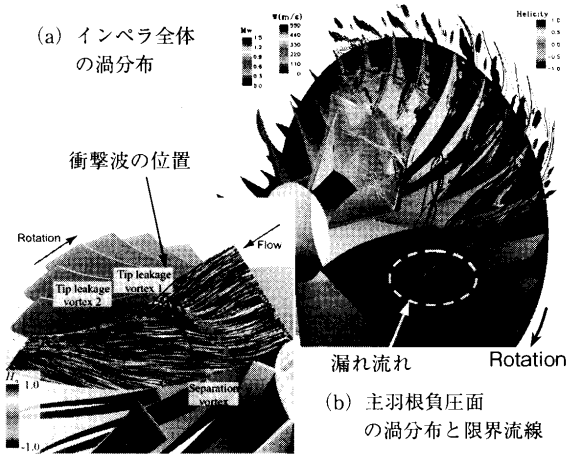


図15 インペラ内部の渦分布

近傍に明らかな減速域が現れ，衝撃波の影響がCFDの推定以上に大きいことが判る。さらに下流のダブルスプリッタ部のG断面では計測結果とCFDの流速の関係が逆転し，計測結果がCFDより高くなり差が拡大している。しかし，流速の分布は計測結果でもCFDでも左から2つ目と4つ目の流路に翼間中央で凹になる特徴的な分布が見られる。

このように，遷音速インペラ内部の流れは衝撃波と境界層の干渉や低流速域の集積が生じる複雑な流動になっていることが判る。また，CFDは定性的には衝撃波の影響を良く推定しているが，定量的な検証が必要であることが判る。

図14に流量変化に伴うインペラ入り口マッハ数分布の変化を示す。流量が減少すると衝撃波の位置は上流に移動しマッハ数は低下し，流量が増加すると衝撃波の位置は下流に移動しマッハ数は高くなることが把握できる。

図15にCFD結果からインペラ内部の渦分布と限界流線を表示した。(a)はインペラ全体を示しており，(b)は主羽根負圧面を示している。インペラ入り口でマッハ数が高くなる領域は静圧が低くなっており，翼面圧力差がこの部分で極大となるため漏れ流れが大きく，この漏れ流れを起点に渦に発展していることが把握できる。また，主羽根負圧面では衝撃波の下流で減速が著しく，減速した流れが二次流れとなってシュラウド側に向かって渦となっていることが判る。これが実測結果における図13E断面のシュラウド側に見られる減速域の発達に繋がったものと理解できる。

以上のように遷音速インペラは複雑な3次元流動を示すことが判った。特にこのインペラは翼枚数が少なく流れの複雑さが顕著である。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

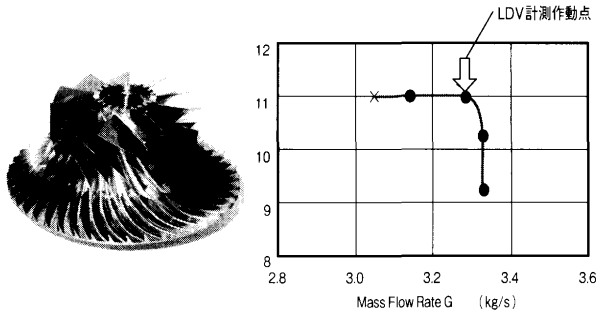


図16　高遷音速インペラと圧縮機特性

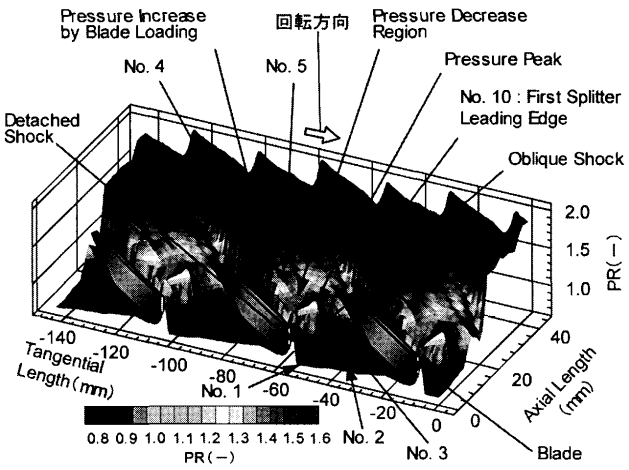
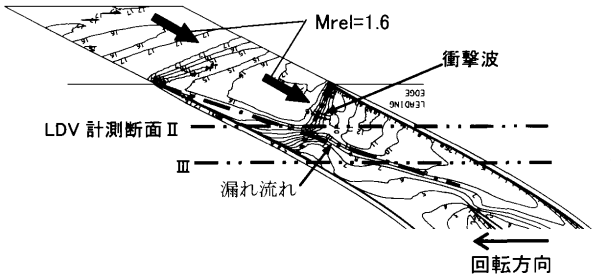


図17　翼間の圧力分布

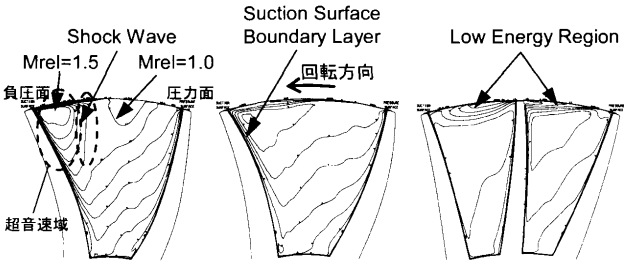
3.3　高遷音速インペラ

図16に相対マッハ数約1.6の小形ガスタービン用高遷音速インペラと圧縮機特性を，図17から21に内部流動の計測結果とCFDとの比較について示す。図17にシュラウド壁面静圧分布の計測結果を示す。インペラ入り口翼前縁からファーストスプリッタ域までの圧力分布を立体図に表示した。翼前縁からスロート部まで低圧の領域が現れ，スロート部で急速な圧力上昇が生じている。この低圧の領域が超音速域であり，圧力の急上昇が衝撃波である。このインペラは図７(c)に示したスロート部に衝撃波が発生する高遷音速インペラのマッハ数分布を有することが判る。また翼前縁の離脱衝撃波の圧力上昇は小さく，圧力変化の大きさがスロート中央に向けて大きくなっており，斜め衝撃波から垂直衝撃波に変化することが判る。

図18はCFDで求めたLDV計測断面のマッハ数分布である。(a)はシュラウド近傍のマッハ数分布であり，スロート部に衝撃波が見られる以外に翼前縁からの漏れ流れの影響がマッハ数分布に現れている。これは，図17から判るように翼前縁から翼面圧力差が大きいことに起因する。LDV計測断面は衝撃波と漏れ流れが交差する位置の下流に計測断面Ⅱを，衝撃波が負圧面に入射した下流に計測断面Ⅲを設置した。(b)は衝撃波と交差する計測断面Ⅱであり負圧面から約35％の位置に衝撃波が発生していることを示している。(c)の計測断面Ⅲでは負圧面境界層の拡大が見られること，(d)の計測断面Ⅳではシュラウド近傍に低エネルギー流体の集積が現れることが判る。

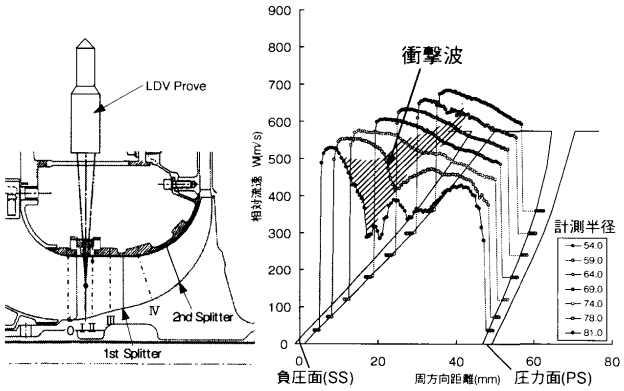


(a)　シュラウド近傍

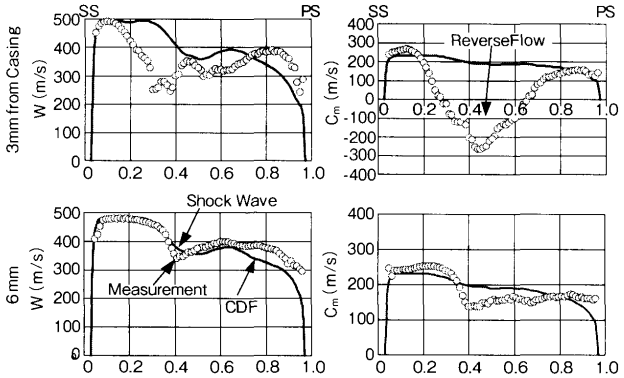


(b)　断面Ⅱ　　(c)　断面Ⅲ　　(d)　断面Ⅳ

図18　CFD結果のマッハ数分布



(a)　計測断面　　(b)　相対流速分布



(c)　相対流速分布　　(d)　子午面流速分布

図19　計測断面ⅡのLDV計測結果とCFDの比較

図19に計測断面ⅡのLDV計測結果とCFDの比較を示す。(b)の相対流速分布の立体図から，負圧面から30～40％の位置にシュラウドから翼高さの約２/３に渡って

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

衝撃波の影響が現れており，このインペラは翼高さの２/３が超音速であることを把握出来る。(c)(d)はそれぞれ相対流速分布と子午面流速分布のCFDとの比較を示す。シュラウドから６mmの流速分布が図１に示したものであり，衝撃波が計測されておりCFDは精度良く実際の流れを推定していることが判る。しかし，シュラウドから３mmでは実測の子午面流速分布は翼間中央部に大きな逆流の発生を示している。この逆流は図18(a)における衝撃波と漏れ流れの交差する位置に当たり，漏れ流れにより歪んだ流れに衝撃波による逆圧力勾配が作用し逆流に至ったものと判断できる。このように，CFDは超音速域と衝撃波を精度良く推定できているが，衝撃波と境界層との干渉については精度が低下していることが把握できる。

図20は95%回転の圧縮機特性とマッハ数分布である，回転数が低下するとインペラチョーク流量よりもディフューザチョーク流量が少なくなりLDV計測を行った最高効率点では衝撃波の位置が図17(a)に比べて上流に移動する。この作動点でインデューサブリードの効果を計測した。

インデューサブリードはChapman[22]により開発され，圧力比8.5の遷音速インペラに適用し，サージマージンの拡大と効率向上とを達成している。また，Hunziker[23]らは圧力比４級の過給機用インペラにリサーキュレーションを伴うインデューサブリードを設置し，効率低下無しにワイドレンジ化を達成したことを報告している。Oana[24]らは圧力比7.5の遠心圧縮機においてブリード流量比率による効率上昇とサージマージンの変化を報告している。インデューサブリードはそれぞれの圧縮機において最適化することによりサージマージンの拡大や効率上昇などの有益な効果が得られている。

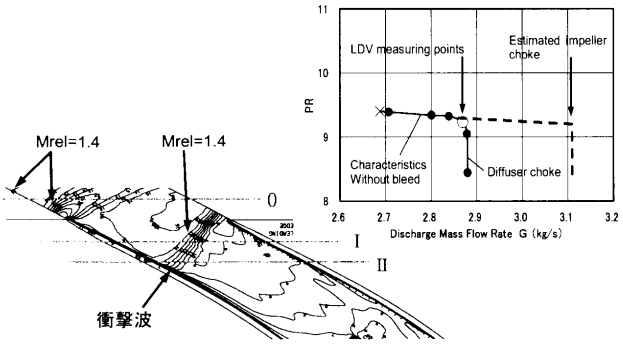
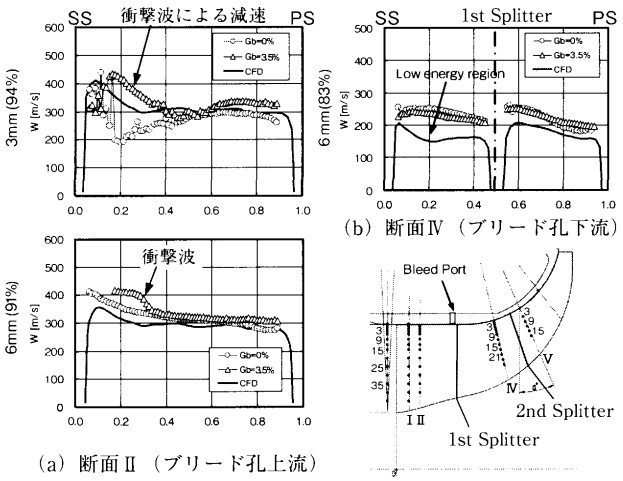


図20 95%回転の圧縮機特性とマッハ数分布



(a) 断面Ⅱ（ブリード孔上流）

(b) 断面Ⅳ（ブリード孔下流）

図21 インデューサブリードの効果

図21はインデューサブリードの有無によるブリード孔上流と下流の流速分布の変化を示す。図21(a)のブリード孔上流の断面Ⅱでは，ブリード有りの場合シュラウドから６mmで衝撃波が計測され，シュラウドから３mmでも衝撃波による減速が計測されている。一方，ブリードなしの場合には衝撃波の位置で流速歪が大きい。この結果より，ブリードによりシュラウド近傍の流動が改善されており，ブリードの効果はブリード孔上流に影響することが判る。また，図21(b)のブリード孔下流の計測断面Ⅳでは，ブリードにより右側流路の流速歪みが小さくなり左右の流路の流速分布が相似に近づき，流れが改善されることが確認された。また，この断面Ⅳでは計測結果はCFDにおける左側の流路の翼間中央部の凹状の低エネルギー流体の集積が見られずCFDが低エネルギー流体の集積を過大評価している可能性があることが判る。

以上のように，高遷音速インペラでは衝撃波と漏れ流れや境界層との干渉が前項で示した遷音速インペラ以上に顕著に現れ，低エネルギー流体の集積に関してもCFDによる検討に注意を要することが判った。

４．終わりに

以上のように遷音速遠心圧縮機のインペラ内部流動について著者らの計測結果を中心に紹介した。これらの結果が示すように，遷音速インペラの流動は非常に複雑な３次元流れであり，圧縮機の開発ではこのような流れをきちんと把握する必要がある。そのためには計測技術とCFDはきわめて重要な技術であり，実際の流れを計測で把握し，実測結果で検証したCFDを活用することがますます重要になってくるものと考える。

本稿がターボ機械の高性能化に日々努力されているエンジニア諸氏の一助となることを期待する。

文　献

(1) 長谷川，島内，日本ガスタービン学会誌，Vol.28，No5，2000.9
(2) S.Ibaraki，T.Matsuo，K.Shiraishi，K.Imakiire，CIMAC 2004，No.59
(3) K.Shiraishi,K.Imakiire，CIMAC 2004,No.273
(4) 内田，安田，森下，三宅,島内，日本ガスタービン学会誌，Vol.28，No6，2000.11
(5) 森下，日本ガスタービン学会誌，Vol.29，No4，2001.7
(6) Eckardt，D.,Trans. ASME，J of Fluids Eng.，pp.390-402.，1976
(7) Senoo,Y.，Hayami,H.，Kinoshita,Y.，Yamasaki,H.，ASME

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

Paper, 78-GT-2, 1978.
(8) Hayami,H., Senoo,Y., Ueki,H., Trans. ASME, J. of Eng. For G/T and Power, 1985, Vol.107, pp.534-540.
(9) Krain,H., Trans. ASME, J of Turbomach. Vol.110, 1988,pp.122-128.
(10) Krain, H.,Hoffmann, B.,Pak,H.,ASME Paper, 95-GT-79. 1995
(11) Eisenlohr, G.,Dalbelt, P.,Krain H.,Proll, H.,Richter, F.A.,Rohne, K.H.,ASME Paper, 98-GT-24, 1998
(12) Krain, H.,Karpinski, G.,Beversdorff, M.,ASME 2001-GT-0315. 2001
(13) G.J. Skoch, P.S. Prahst, M.P. Wernet, J.R. Wood, J.Strazisar, ASME 97-GT-342
(14) Higashimori,H.,Ibaraki,S.,Mikogami,T.,22nd CIMAC 10-03, 1998
(15) 東森, 茨木, 御子神, ターボ機械, 27-10, 27, 1999
(16) Ibaraki, S.,Higashimori, H.,Matsuo, T.,23nd CIMAC. 2001
(17) Ibaraki, S,Matsuo, T.Kuma, H.,Smida, K.,Suita, T., Trans. ASME, J.ofTurbomach.Vol.125(2), pp.346-351, 2003
(18) Ibaraki, S.Furukawa, M.,Iwakiri, K.,Takahashi, K., ASME Paper, GT2007-27791, 2007
(19) Higashimori, H.,Hasegawa, K.,Sumida, K.,Suita, T., Trans.ASME, J of Turbomach.Vol.126, pp.473-481. 2004
(20) Higashimori, H.,Morishita, S.,Suita, T.,ASME Paper, GT2007-27694, 2007
(21) Hayami, H.,Hojo, M.,Hirata, N.,Aramaki, S., ASME GT2004-53268, 2004
(22) D.C.Chapman, AGARD conf. proc. No.282, 1980
(23) Hunziker, R.,Dickmann, H-P.,Emmrich, R., Proc.IMechE Vol215, PartA, A02901, 2001
(24) Oana, M.,Kawamoto, O.,Ohtani, H.,Yamamoto, Y., AIAA2002-3536, 2002
(25) 東森, 日本ガスタービン学会誌, Vol.33, No.2, 2005.3

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

特集：流体現象と流れ制御

超高負荷タービン翼列内の二次流れ

辻田　星歩[*1]　TSUJITA Hoshio
山本　孝正[*2]　YAMAMOTO Atsumasa

キーワード：超高負荷タービン翼列，二次流れ，流路渦，馬蹄形渦，損失生成，
Ultra-Highly Loaded Turbine Cascade, Secondary Flow, Passage Vortex, Horseshoe Vortex, Loss Generation

1．はじめに

ガスタービンの性能を向上させる空気力学的技術の一つとして，その構成要素であるタービン翼の高負荷化が挙げられる。タービン翼の高負荷化はタービン1段当たりの段負荷を増加させるため，多段の場合は段数の削減を，同一段であれば翼枚数およびタービン径の縮小を可能にする。その結果，エンジン重量の軽量化につながるため，それを至上とする航空用ガスタービンでは特に重要となる。さらに，部品点数も削減できるため製作においては低コスト化を，メンテナンスにおいても簡素化を図れる。また，タービン入口温度の高温化によるガスタービンの熱効率向上のために，タービン翼の冷却空気量も増加傾向にある。しかし，冷却空気量の増加は燃焼器を通る圧縮空気流量を低下させ，さらに，外部冷却の場合，その冷却空気は主流ガスの温度降下および主流ガスとの混合損失を生じ，効率の低下を招く。従って，ガスタービンの更なる効率向上を図るには，冷却空気流量を低減させる必要がある。この要求に対して冷却方法の視点から研究が進められているが，翼枚数および段数の削減を可能にするタービン翼の高負荷化も一つの有効な方法となる。

タービン翼の高負荷化の研究としては，急加減速が要求されるヘリコプター用小型ターボシャフトエンジンの単段軸流タービンに対して，ディスク径の縮小による慣性力の低減を目的としたもの[1]，また，NASA/P&Wのスペースシャトル用タービンの開発に見られる[2]~[4]。近年ではターボファンエンジンの高バイパス比化に伴うファンブレード径の増大に伴い，その駆動源を担う低圧タービンの高負荷化の研究が行われている[5]~[7]。

著者らは超音速機用推進システムの基礎研究の一環として，従来のタービン翼の翼負荷に比べて2倍以上の負荷をもつ翼列を開発するための知見と，基礎的な設計技術資料を得るために，究極ともいえる転向角160°を有する超高負荷タービン翼列を対象とした研究を実験的[8]~[11]および数値解析的手法[12],[13]により進めている。その翼形状はNASA/P&Wのスペースシャトル用タービン[2]~[4]に似た形状を有している。しかし，このような超高負荷翼では高負荷化にともない翼間流路内での圧力勾配が大きくなるため，多様な渦から成る二次流れが強く発生し，それに起因する損失は翼の形状損失に比べて大きくなり，翼列性能が著しく劣化する可能性がある。したがって，性能を劣化させることなく高負荷化を図るには，高負荷化が二次流れの形成およびその強さに与える影響を調べ，二次流れを制御する方策を見つけ出すことが重要な課題となる。

本稿では，著者らが超高負荷タービン翼列に関する基礎研究として実施した，超高負荷直線タービン翼列内の流れの数値解析から明らかになった，二次流れの挙動およびそれが損失生成に与える影響について[12]，[13]，その特徴的な部分を中心に解説する。

2．従来型の軸流タービン翼列内の二次流れ

超高負荷タービン翼列内の二次流れの特徴を調べるには，従来型のタービン翼のそれを把握しておく必要がある。

軸流タービン翼列内の二次流れに関する研究は古くから行われてきている。Langthton[14]はタービン翼列内の二次流れの基本構造のモデルを示している。それによると，翼列上流の翼端壁面（EW）上で発達した境界層が翼前縁（LE）に衝突することにより，EW面からはく離し馬蹄形渦（HV）を形成する。その後LEから圧力面へ向かったHV（HV-P）は同方向に回転する流路渦（PV）と融合する。一方負圧面側へ向かったHV（HV-S）は負圧面とEW面のコーナーに存在するが，PVと逆方向に回転するために粘性の効果により散逸しやすい。しかし，Sieverdingはタービン翼列内の二次流れに関する研究成果の総括[15]の中で，HV-SはPVの周りに巻き付くと説明している。また，Sharmaら[16]が描いた二次流れのモデルもHV-SはPVの周りに巻き付いているが，

原稿受付　2008年7月22日
＊1　法政大学工学部
〒184-8584　東京都小金井市梶野町3－7－2
＊2　元宇宙航空研究開発機構

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

Goldsteinら[17]のHV-SはPVに巻き付くことなくその上方の翼中央スパン（MS）側に位置している。Yamamotoら[18]もSieverdingらと同様な二次流れモデルを示している。これらの二次流れモデルではHV-Pについては全てPVと融合する挙動を示しているが，HV-Sの挙動については違いを生じている。しかし，何れの説明も正しいと考えられ，Sieverding[15]が述べているように，HV-Sの位置は翼形状や全体の流れの状態に依存するPVの回転速度の違いなどの影響により変化すると考えられる。また，Yamamotoら[18]は翼端漏れ渦を含む二次流れを詳細に測定し，翼間内の二次流れは間隙高さに依存する漏れ渦の挙動に強く影響を受けることを示している。さらに，Wangら[19]の二次流れモデルでは，翼列上流の境界層の状態に依存する多重構造のHVの挙動を含んだ二次流れモデルを示している。

3．超高負荷タービン翼列内の二次流れ

3.1　超高負荷タービン翼列の特徴

著者らが研究の対象としている超高負荷タービン翼列の形状と仕様を図1および表1に示す。また，図2には従来タービン翼列（Conventional）と超高負荷タービン翼列（Ultra-highly Loaded Turbine Cascade: UHLTC）に対して，非圧縮性流れを仮定して算出された流量係数ϕと翼負荷係数ψの関係を示す。ϕとψは次式で定義される。

$$\phi = \frac{V_z}{U} \tag{1}$$

$$\psi = \phi\left[\tan\beta_1 - AVR\tan\beta_2\right] \tag{2}$$

ここで，Uは周速度，V_zは軸方向速度成分，AVRは翼列上流と下流の軸方向速度成分の比であり，非圧縮性を仮定した場合は1の値を取る。図2からUHLTCは従来翼に比べて理論的には3倍以上の翼負荷を有している。また，図1に示すようにUHLTCは最大翼厚t_{max}が従来翼に比べて非常に厚くなっている。これは160°の転向角を得るには翼の出口角β_2だけでなく，入口角β_1も大きくなるため，翼1ピッチ分の流路幅が翼間内で急激に拡大しないように考慮した結果である。

翼列の基本性能を評価する研究においては，実機において円環状に配置される翼列を，平面上に配列した直線翼列試験装置がよく用いられる。しかし，UHLTCに対して直線翼列を用いた場合，図3に示す同じ翼枚数で構成された翼列試験装置で比較すると，従来翼に比べて翼列上流および下流に設置された案内板に挟まれた流路幅（図中W_1,W_2）が狭いため，翼列方向の流れの周期性を確立することが非常に難しく，また，案内板のわずかな設定角度の違いにより翼間内の流れが敏感に変化する。したがって，UHLTCに対しては流れの周期性を考慮した場合，数値解析的手法が有効な手段となる。本稿で示す解析結果を得るために使用したCFDコードは，標準のk-εモデルを含む物理成分テンソル形の定常非圧縮性乱流に対する基礎方程式を用いている。離散化には有限体積法を，対流項の評価には三次風上差分法を，計算のアルゴリズムにはSIMPLE法，壁面境界条件に壁法則を用いたものである。詳細については文献（20）と（21）に示してある。

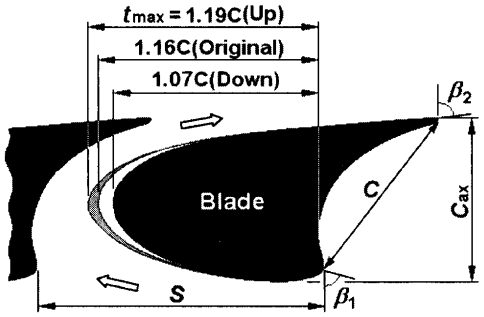


図1　超高負荷タービン翼列形状

表1　翼列の仕様

Chord length : C (mm)	80.0
Axial chord length : C_{ax}(mm)	68.5
Aspect ratio　: H/C	1.25
Pitch-chord ratio　: S/C	1.43
Leading edge metal angle : β_1(deg.)	80.0
Trailing edge metal angle : β_2(deg.)	80.0
Design inlet flow angle : α_d(deg.)	80.0

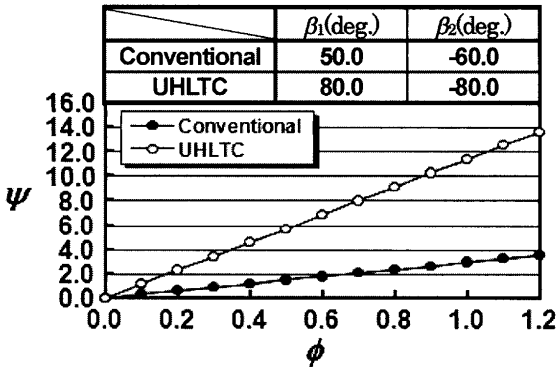
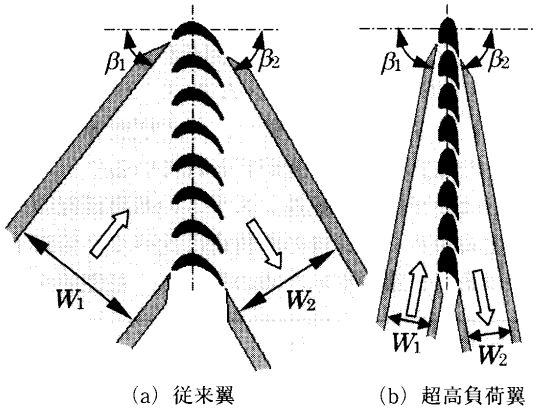


図2　流量係数と負荷係数の関係



（a）従来翼　　（b）超高負荷翼

図3　直線タービン翼列試験装置

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

3.2 翼形状による二次流れへの影響[12]

翼形状が二次流れへ与える影響を実験的に調べた研究[10]において用いた翼列で，今回示す解析の対象とした三種類のUHLTC（Original翼，Up翼，Down翼）の翼形状を図1に示す。これらの翼は，圧力面側は同形状であるが，負圧面側はOriginal翼を基準として，LEから後縁（TE）までの長さを長くしたものがUp翼，短くしたものがDown翼であり，最大翼厚t_{max}が異なっている。

入口境界条件は図4に示すように，すべての翼列に対して翼前縁から上流$Z/C_{ax}=-1.0$の断面において，設計流入角$\alpha=80°$方向に$V_{in}=35$m/sの流速を一様に与えた。このとき，翼弦長Cと入口平均流速V_{in}に基づくReynolds数は$R_e=186{,}000$である。

図5に三種類の翼列に対するEW付近の三次元流線（上段），EW上の流跡線（中段）と静圧係数分布（下段）を示す。三次元流線の図においては，翼はEWからMSまでが示されており，また，翼のMSでの断面と負圧面後半部は翼間下流側の流れが観察できるように透明処理が施されている。図中黒の破線の矢印で回転軸が示されているHV-PとHV-Sを比べると，すべての翼でHV-Pの方が非常に強くなっている。これはEW上の境界層流体が翼列に流入する際，負圧面側では負圧面に沿った方向に流れ，その方向の圧力勾配が非常に弱いのに対して，圧力面側では前縁から圧力面の前半部にかけて角度をもって衝突に近い形で流入し，流入方向（下段図中破線の矢印）に対して強い逆圧力勾配を形成（下段図中破線の円内）しているためである。HV-Pは下流へ進むに従ってその周りにPVが巻き付くことによってPVと融合しており，従来翼で見られた挙動と一致している。EW上の圧力分布の等高線の間隔から，翼間方向の圧力勾配はUp翼が一番強い。しかし，HV-PおよびPVの発達の程度はUp翼，Original翼，Down翼の順に強くなり，翼列後半部のPVのMS方向へのシフトも大きく，また，EW上のサドルポイント（SP）の位置もDown翼で最も前縁から離れている。同様な傾向は実験のオイルフローによる可視化結果[10],[12]においても確認されている。図6に断面質量平均主流方向速度$V_{m,i}$の軸方向分布を，図7にはLE付近のピッチ方向質量平均主流方向速度$V_{m,p}$のスパン方向（Y/H）分布を示す。図6から，翼間内流路方向前半部における減速量はDown翼が一番大きく，また図7からLEの上流側では三種類の翼の間で境界層厚さが同じであるのに対し，LEからわずか下流ではDown翼が一番厚くなっている。したがって，翼間内流路方向

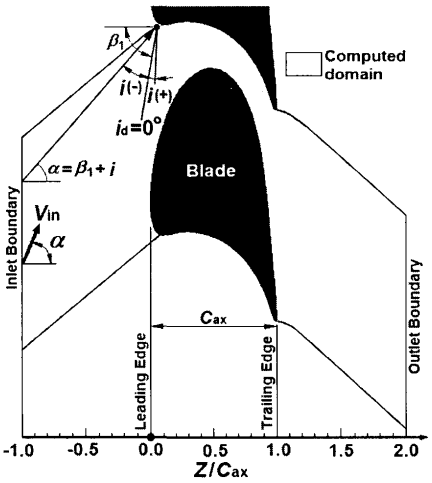
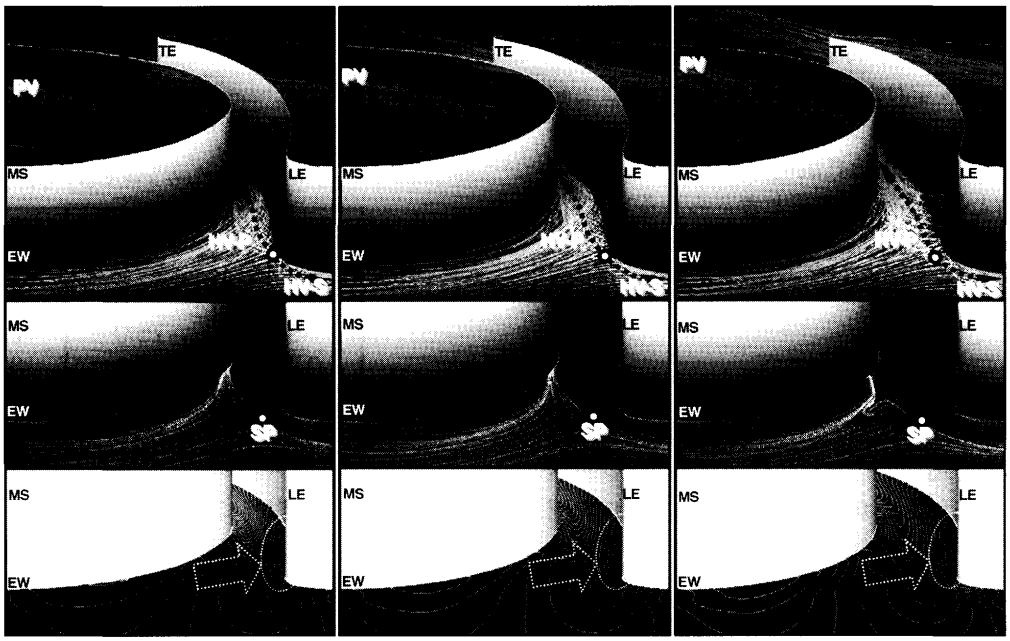


図4 解析領域と境界条件



(a) Up翼 (b) Original翼 (c) Down翼

（上段：EW付近の3次元流線，中段：EW上の流跡線，下段：EW上の静圧係数分布）

図5 翼端壁面付近の流れ場

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

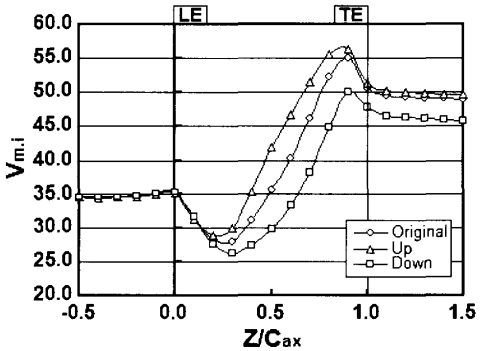
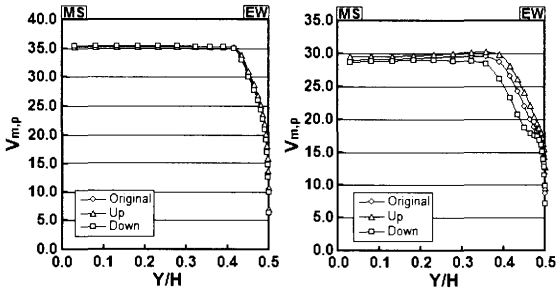


図６　主流方向速度の軸方向分布[12]



(a) $Z/C_{ax}=-0.2$　　(b) $Z/C_{ax}=0.2$

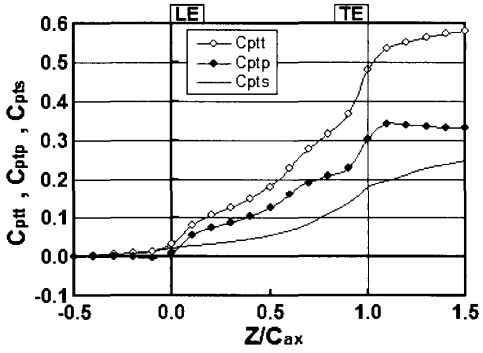
図７　前縁付近の速度分布[12]

前半部での流路断面積の拡大率がDown翼で一番大きく，それに伴い減速量も最大となり，EW上の境界層の発達が促進される。その結果，SPの位置がLEから離れ，また，HV-PおよびPVが強くなると考えられる。

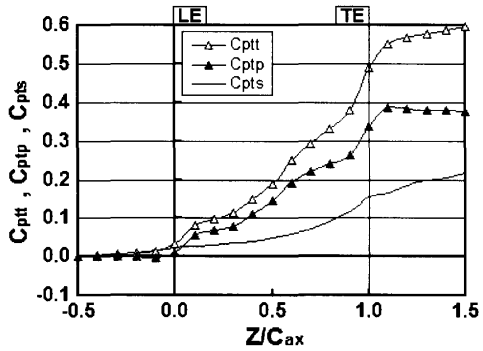
図８に三種類の翼に対する，断面質量平均した総損失係数C_{ptt}，形状損失係数C_{ptp}および二次損失係数C_{pts}の軸方向分布をそれぞれ示す。C_{ptt}は三次元計算，C_{ptp}は二次元計算によって得られた断面質量平均全圧損失係数であり，C_{pts}はC_{ptt}とC_{ptp}の差として定義した。これらの図から二次損失C_{pts}はDown翼が最高になっている。これは，先に示したようにHV-PおよびPVが一番強くなることに起因している。一方，形状損失C_{ptp}はUp翼において一番高くなっている。この原因は負圧面の長さを長くしたことによる負圧面上の境界層の発達と考えられる。以上，二次損失はDown翼が，形状損失はUp翼が一番高くなったが，それらの合計である全圧損失については，Up翼が一番高い値を示した。

3.3　入射角による二次流れへの影響

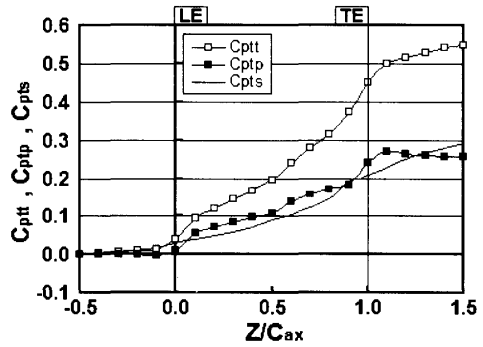
実機のガスタービンにおいては作動条件に応じて回転数や流量が変化するため，それに伴ってタービン翼への入射角も変化する。したがって，タービン翼は広範囲の作動条件下において，損失を極力低減できるように設計されなければならない。著者らはUHLTCにおける入射角による二次流れへの影響に関する知見を得るために，Original翼に対して表２に示す条件において解析を行った[13]。ここでは入射角を正方向に増加させた場合に見られたUHLTCに特有と思われる渦の発生と，入射角による損失生成への影響について解説する。



(a) Original翼



(b) Up翼



(c) Down翼

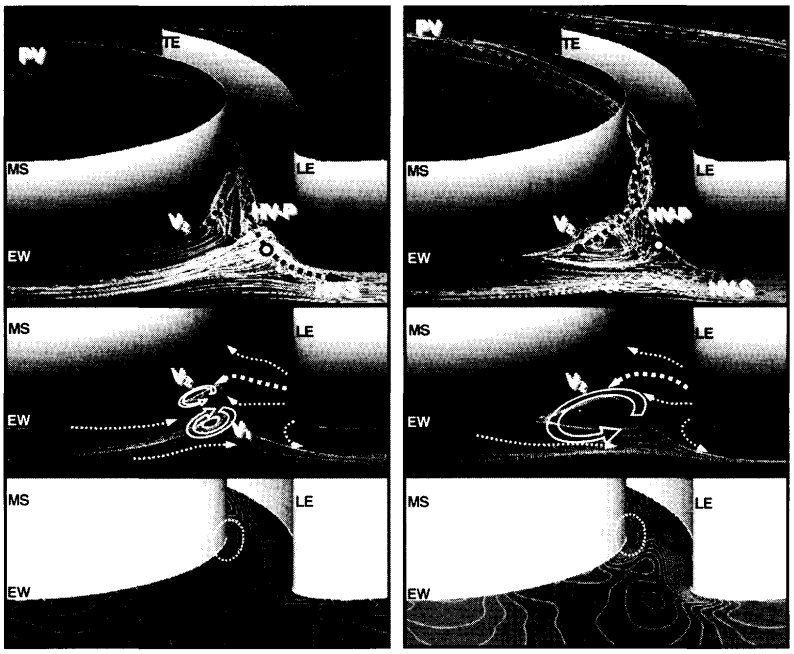
図８　各種損失の軸方向分布[12]

表２　入射角をパラメータとする解析条件

i (degree)	α (degree)	V_{in} (m/s)
-20.0	60.0	12.16
-10.0	70.0	17.77
-5.0	75.0	23.48
0.0(i_d)	80.0	35.00
+2.5	82.5	46.56
+5.0	85.0	69.73

図９に入射角iが+2.5°と+5.0°の場合のEW付近の三次元流線（上段），EW上の流跡線（中段）と静圧係数分布（下段）を示す。入射角iの定義は図４に示すとおりである。図５（b）と図９を比較することにより，iの増加によりEW上の流跡線に渦（図中V_1,V_2）が現れるのが分かる。i=+2.5°（図９（a））では流入境界層とHVを

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.



(a) i=+2.5° (b) i=+5.0°

(上段：EW付近の3次元流線，中段：EW上の流跡線，下段：EW上の静圧係数分布)

図9 Original翼における翼端壁面付近の流れ場

構成するLEからの逆流が干渉することにより渦V_1が生じている。この渦V_1については前節で示した二次流れの最も強いDown翼のEW上の流跡線の結果においても，その発生が示唆されている（図5（c））。一方，渦V_2はPVを構成するEW上の圧力面から負圧面へ向かう流れが負圧面に衝突した後，圧力分布に現われている局所的な高圧点（下段図中破線の円内）を境にして，その上流側で負圧面に沿って逆流（中段図中太い破線の矢印）が生じ，それが流入境界層と干渉することにより生じている。さらにiを増加させると（図9（b）），その負圧面に沿った逆流が強くなることによりV_2が発達し，その結果V_1は消滅している。3次元流線について図中の黒の破線の矢印で回転軸が示されている渦に注目しながら比較すると，設計流入角のi=0.0°（図5（b））では翼間内を下流へ進むに従って，HV-Pの周りに同方向に回転するPVが包み込むように巻き付きながら発達している。i=+2.5°（図9（a））ではHV-Pは，EW付近ではEWに対してほぼ垂直方向に回転軸を持つ と考えられるV_2に端を発する渦と干渉し，互いに同じ方向に回転しながら結合し，さらに下流へ進むと，その周りに同方向に回転するPVが巻き付く。入射角iをさらに増加させると（図9（b）），V_2の増強によりそれに端を発する渦が強くなるため，その渦とHV-Pとの干渉がより上流側で生じ，さらにその干渉により結合した渦の回転軸がMS方向にシフトされている。さらにこの周りにPVが巻き付くため，ハブとチップ側で形成されたPV同士の干渉がiの増加とともに強くなり，それに起因する損失が増加することになる。著者らの知る範囲では従来翼では非設計点においても，V_2のような渦の発生やそれによるHV-PおよびPVの回転軸のMS方向へのシフト現象は確認されておらず，UHLTC特有の形状に起因するものと考えられる。

図10に翼列下流Z/C_{ax}=1.3における，断面質量平均した総損失係数C_{ptt}，形状損失係数C_{ptp}および二次損失係数C_{pts}の入射角iに対する変化を示す。図11にはC_{ptt}，C_{ptp}，C_{pts}および$C_{ptp(3D\text{-}mid)}$の軸方向分布を示す。ここで，$C_{ptp(3D\text{-}mid)}$は三次元解析から得られたMSでのデータから算出した形状損失である。したがって，$C_{ptp(3D\text{-}mid)}$は二次流れの影響を含んだ形状損失と解釈できる。図10からすべての損失が入射角iの設計点からの増加に対して著しく増加することが分かる。また，二次損失C_{pts}の総損失C_{ptt}に占める割合もiの増加とともに増加している。図11において，負の入射角のi=-5.0°の場合は形状損失C_{ptp}が常に支配的であるのに対して，正の入射角i=+2.5°では先に示した二次流れの増強に伴い，二次損失C_{pts}が増加し，後縁付近でC_{ptp}を超えている。形状損失$C_{ptp(3D\text{-}mid)}$については翼間内ではC_{ptp}とほぼ一致しているが，後縁付近から顕著に差を生じ，iの増加とともにC_{ptp}を上回る位置が上流側

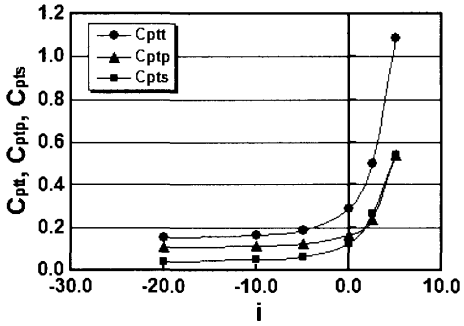
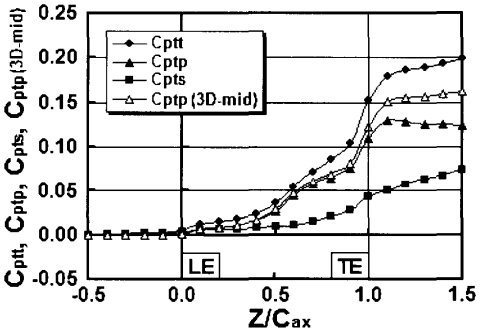
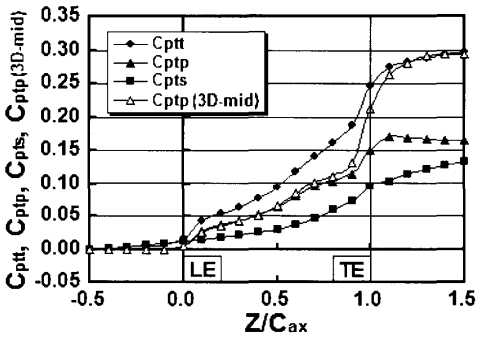


図10 翼列下流Z/C_{ax}=1.3における各種損失[13]

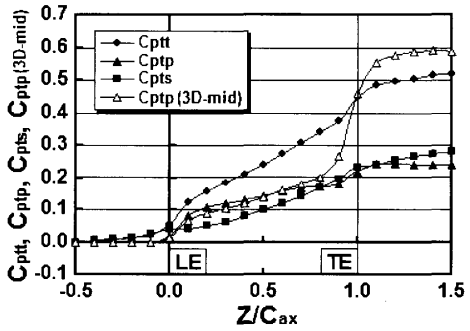
Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.



(a) i= - 5.0°



(b) i=0.0°



(c) i=+2.5°

図11 各種損失の軸方向分布[13]

へ移り，また上回る程度が大きくなっている。これは先に示したiの増加に伴う二次流れの増強に伴い，EW付近の高損失流体のMSへの巻き上げが強くなり，さらにPV同士の干渉も強くなることを示している。

4．おわりに

本稿では，高転向角の超高負荷タービン翼に関する基礎研究の中で，同翼の直線翼列モデルを対象に数値解析を行った結果から明らかになった二次流れの挙動およびそれが損失生成に与える影響についての概要を述べた。超高負荷タービン翼列内の二次流れを従来翼のものと比較すると，設計点においては特に圧力面側の馬蹄形渦の発達の状態に差が見られた。また，設計点以上の入射角の増加により，翼間前半部での翼端壁面付近の負圧面上の逆流の発生に起因する渦が発生し，損失の増加をもたらすことなどが大きな違いとして現れた。

超高負荷タービン翼列に特有の損失増加をもたらす現象が徐々に明らかになってきている。今後は一連の研究から得られた知見をもとに，高負荷化に起因する損失増加を低減させる方法を検討しつつ，さらに実機に近い状態での研究も進めていきたいと考えている。

参考文献

(1) Moustapha S. H., Okapuu, U. and Williamson, R.G., ASME Paper 86-GT-56 (1986).
(2) Briley, W. R., Roscoe, D. V., Gibeling, R. C., Buggeln, R. C., Sabnis, J. S., Johnson, P. D. and Huber, F. W., ASME Paper 91-GT-56 (1991).
(3) Rangwalla, A. A., Madavan, N. K., and Johnson, P.D., AIAA Paper 91-2468 (1991).
(4) Griffin L. W. and Huber, F. W., ASME Paper 93-GT-370 (1993).
(5) Cardamone, P., Stadtmueller, P. and Fottner L., ASME GT-2002-30367 (2002).
(6) Maizacher, F.J., Gier, J. and Lippii, F., ASME GT2003-38338 (2003).
(7) Zoric, T., Popovic, S. A., Sjolander, S. A., Praisner, T. and Grover, E.,ASME GT2007-27537 (2007).
(8) Yamamoto, A. and Outa, E., ASME Paper 99-GT-212 (1999).
(9) Yamamoto, A., Usui, H., Kuruma, T., Mizukami, J. Mizuki, S., Tsujita, H. and Shinya, N., Proceeding of ISROMAC-8, I (2000), p.335.
(10) Yamamoto, A., Usui, H., Mizuki, S., Tsujita, H., Outa, E., Proc. The 1st International Symposium of Environmentally Compatible Propulsion Transport, C-9 (2002).
(11) Yamamoto, A., Kashiwa, K., Ohneda, N., Tsujita, H. and Mizuki, S., Proc. of the 7th AICFM, No.40019 (2003).
(12) Tsujita, H., Mizuki, S. and Yamamoto, A., ASME GT2004-53429 (2004).
(13) Tsujita, H., Mizuki, S. and Yamamoto, A., ASME GT2006-90939 (2006).
(14) Langston, L. S., Trans. ASME J. Eng. for Power,Vol.102 (1980), p.866.
(15) Sieverding, C. H., Trans. ASME J. Eng. for Gas Turbines and Power, Vol.1997 (1985), p.248.
(16) Sharma, O. P. and Butler, T. L., Trans. ASME J. Turbomachinery, Vol.109 (1987), p.229.
(17) Goldstein, R. J. and Spores, R. A., Trans. ASME J. Heat Transfer, Vol.110 (1988), p.862.
(18) Yamamoto, A., Kaba, K. and Matsunuma, T., ASME Paper 95-GT-341 (1995).
(19) Wang, H. P., Olson, S. J., Goldstein, R. J. and Eckert, E. R. G., Trans. ASME J. Turbomachinery, Vol.119 (1997), p.1.
(20) 辻田星歩・水木新平，日本機械学会論文集, 57-540, B (1991), p.2606.
(21) 辻田星歩・水木新平，日本機械学会論文集, 63-608, B (1997), p.1270.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

特集：流体現象と流れ制御

低レイノルズ数域におけるタービン翼列特性の風洞実験

松沼　孝幸*1
MATSUNUMA Takayuki

キーワード：タービン翼列，レイノルズ数，チップクリアランス，漏れ渦，流路渦，全圧損失，非定常流れ

1．はじめに

近年，航空用ジェットエンジンと発電用ガスタービンで，高性能な中型・小型ガスタービンの開発が進められ，低レイノルズ数域でのタービン翼列特性への関心が高まっている[1],[2]。低レイノルズ数域では，翼面上での境界層剥離や壁面近くの二次流れの増大によって，高レイノルズ数域と比べて圧力損失が著しく増大してしまう[3]。その一方で，静止翼列と回転翼列の空気力学的干渉によって生じる非定常流れによって，境界層の乱流遷移が促進されることにより，低レイノルズ数域での層流剥離が抑制される効果も報告されている[4]。昨年のガスタービン学会誌のLESに関する特集でも，境界層遷移流れの解説[5]が執筆されており，遷移現象の分類，レイノルズ数の影響，LESでの予測の現状，技術課題などが良く整理されているので参考にしていただきたい。

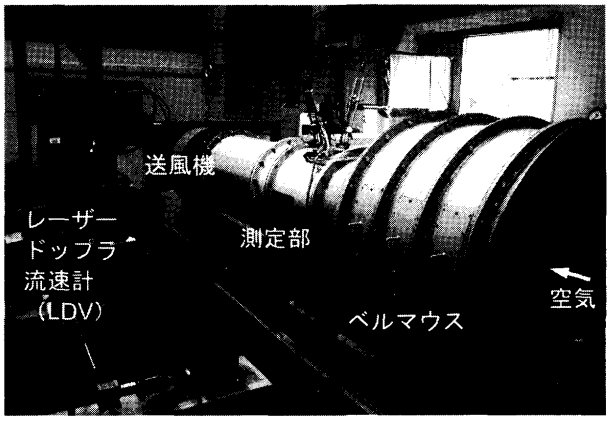
低レイノルズ数域における流体現象に関して，産業技術総合研究所では，環状タービン翼列風洞を用いた実験研究を行っている。図1に，風洞の全体及び測定部の写真を示す。全長約4mの大気吸い込み型の低速風洞であり，内径0.5mの測定部には1組の静翼と動翼で構成される単段軸流タービンが設置されている。

本稿では，低レイノルズ数域でのチップクリアランス損失や非定常流れに関して，研究背景や過去の研究例を紹介するとともに，産総研での研究内容を概説する。

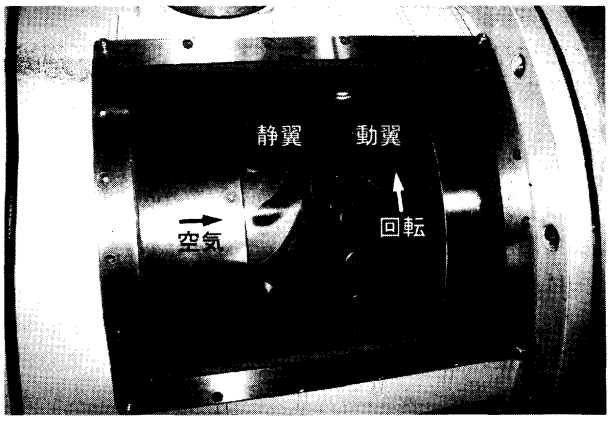
2．タービン翼列のチップクリアランス損失へのレイノルズ数と主流乱れ度の影響

2.1　背景と目的

タービン翼列では，図2に示すように，翼間の圧力勾配により壁面境界層が翼負圧面側に巻き上がる流路渦や，翼先端の微小隙間（チップクリアランス）を正圧面側から負圧面側に通過する漏れ渦が発生する[6]。図3に，タービン翼列で生じる各種圧力損失の割合を9種類のタービンから分析した例を示す[7]。一般に，タービン翼列内部の圧力損失は，翼面上での境界層の発達（剥離や衝撃波を含む）による形状損失，流路渦や馬蹄渦による二次流れ損失，翼先端の漏れ渦によるチップクリアランス損失などに分類される[8]。典型的なチップクリアランスの大きさは翼高さの1％程度であるが，この微小な隙間を通過した漏れ渦による損失の割合は大きく，図3でもチップクリアランス流れによる損失が全体の20%から40%を占めている。しかし，従来の研究ではチップクリアランス損失へのレイノルズ数の影響が明確にされていない[6]。タービン翼列の設計時などに使われる損失予測式[9]-[12]の大半はチップクリアランス損失へのレイノルズ数の影響を無視しており，ターボ機械の空気力学に関する最近の書籍[13]でも，「レイノルズ数」や「主流乱れ度」



(a) 全体



(b) 測定部

図1　産総研の環状タービン翼列風洞

原稿受付　2008年7月25日
＊1　産業技術総合研究所　エネルギー技術研究部門
〒305-8564　茨城県つくば市並木1－2－1

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

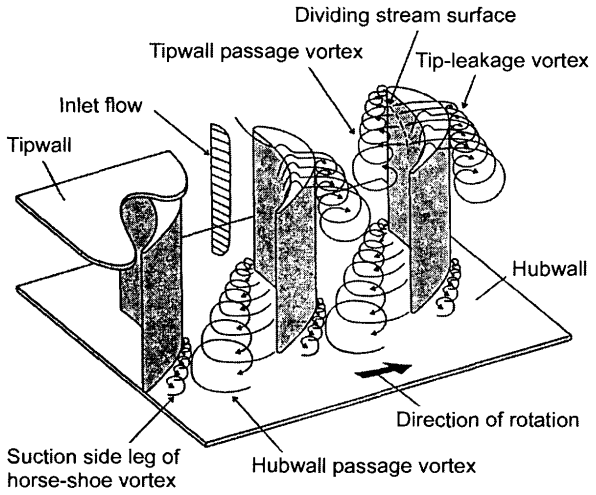


図2　タービン翼列の二次流れモデル
(Sjolander, VKI Lecture Series, 1997)[6]

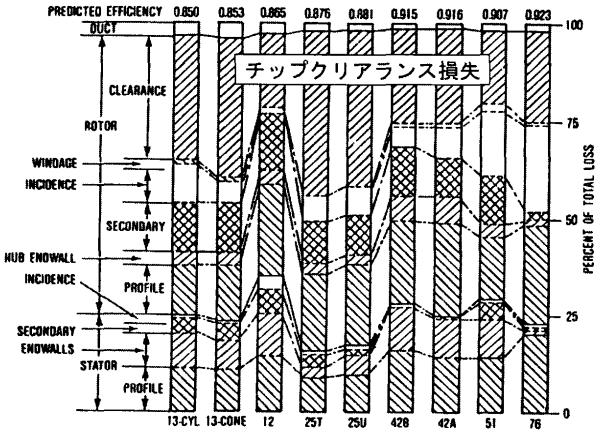


図3　タービン翼列の各種損失の割合
(Booth, VKI Lecture Series, 1985)[7]

をチップクリアランス損失に影響を与えるパラメータに挙げているが，その影響が具体的に記述されていない。

そこで，チップクリアランスがある場合とない場合の両方で，タービン翼列（静止翼列）出口の三次元流れを5孔ピトー管により測定し，低レイノルズ数域におけるチップクリアランスの影響を調べた[14]。

2.2　実験結果

ここでは，誌面の都合で測定面の質量流量平均値の全体傾向を説明する。流れ構造の詳細な変化については，参考文献（14）をご覧いただきたい。

2.2.1　全圧損失

図4に，チップクリアランスがある場合とない場合の翼列出口損失とレイノルズ数の関係を示す。翼列出口損失は，翼列出口の損失分布を測定面全体で質量流量平均した値である。この実験では，レイノルズ数に加えて，主流乱れ度も0.5%から3.5%の範囲で変化させている。翼列出口損失は，形状損失と二次流れ損失の増大により，レイノルズ数の低下とともに急増している。一方，主流乱れ度の影響はほとんど見られない。

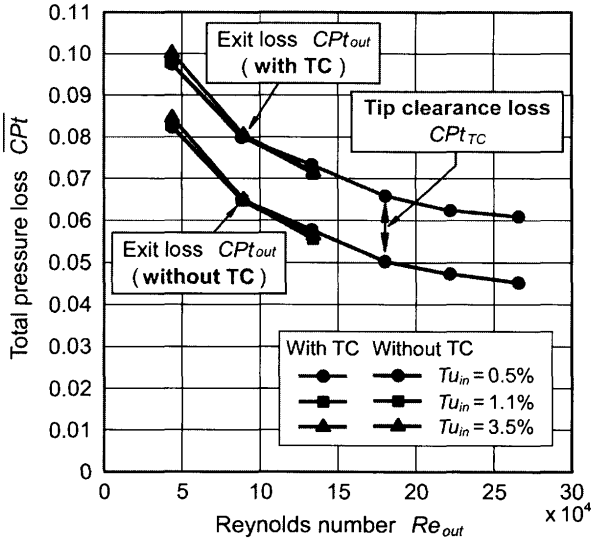


図4　翼列出口の全圧損失（質量流量平均）
(Matsunuma, ASME Journal of Turbomachinery, 2006)[14]

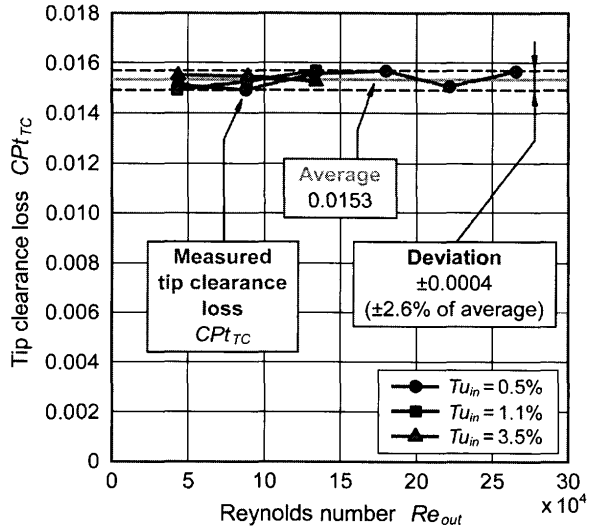


図5　チップクリアランス損失
(Matsunuma, ASME Journal of Turbomachinery, 2006)[14]

図5に，各レイノルズ数におけるチップクリアランス損失を示す。チップクリアランス損失は，図4のチップクリアランスがある場合とない場合の翼列出口損失の差から求められる。この図から，チップクリアランス損失には，低レイノルズ数化の影響がほとんど見られないことが分かる。

2.2.2　流れ角

図6に，チップクリアランスがある場合とない場合での翼列出口の流れ角（質量流量平均値）とレイノルズ数の関係を示す。チップクリアランスのない場合，ほぼ設計通りの流れ角になっている。チップクリアランスがある場合，漏れ渦の影響で流れ角が減少する。レイノルズ数が低下するほど，流れ角が減少する。

図7に，各レイノルズ数におけるチップクリアランスの有無による流れ角の減少量を示す。この図は，図6のチップクリアランスがある場合とない場合の流れ角の差

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

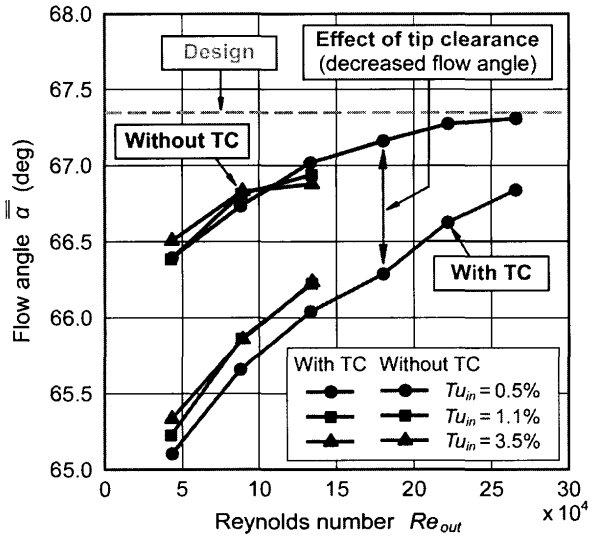


図6 翼列出口の流れ角（質量流量平均）
(Matsunuma, ASME Journal of Turbomachinery, 2006)[14]

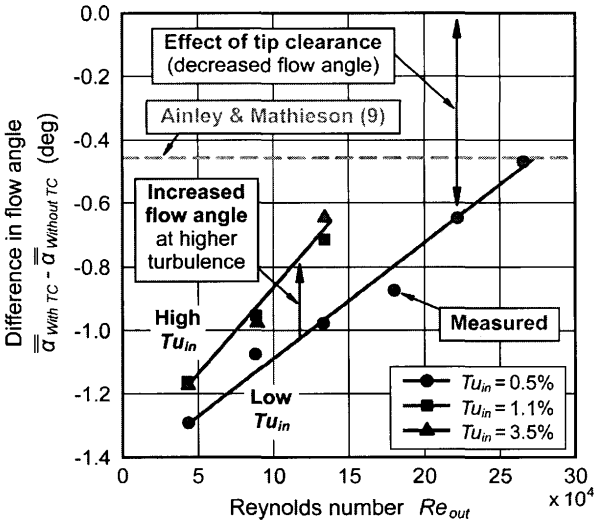


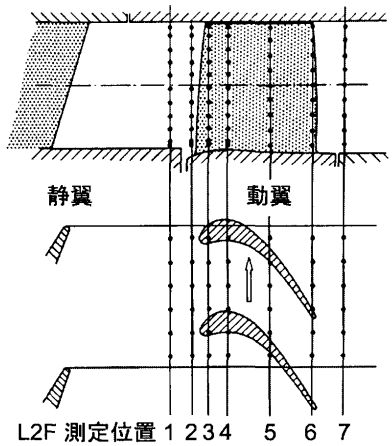
図7 チップクリアランスによる流れ角の減少量
(Matsunuma, ASME Journal of Turbomachinery, 2006)[14]

から求められる。チップクリアランスによる流れ角の減少量は，レイノルズ数が低下するほど顕著になる。主流乱れ度の増加により，流れ角が増加する傾向が見られる。Ainley-Mathieson法[9]で予測した流れ角の減少量は，高レイノルズ数域での実験値に近い。すなわち，高レイノルズ数域での流れ角の減少量を適切に予測するが，低レイノルズ数域では過小な予測になっている。多段タービンでは，流れ角の減少が下流翼列の流入角を変化させて性能に影響を与えるので，低レイノルズ数域で作動するタービン翼列を設計する際には注意が必要である。

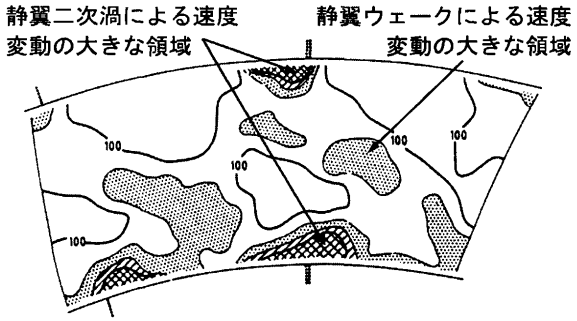
3．タービン動翼内部の非定常流れの計測

3.1 背景と目的

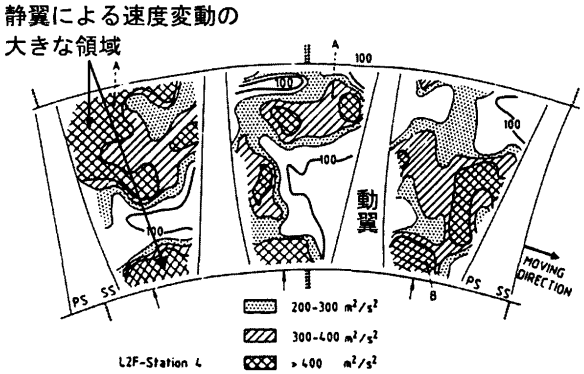
本来のタービン翼列の流れは，静止翼列と回転翼列の空気力学的干渉によって，上流翼列のウェークや二次流れが下流翼列の内部に流入するため，周期的な変動を伴う非定常流れとなっている。さらに，実際のタービンは，翼高さ方向に翼形状がねじれた3次元翼列であり，翼高さ方向に速度や流れ角の分布が変化することにより，複雑な流れ場となる。したがって，高性能なタービン翼列を開発するためには，まずタービン動翼の非定常流れを理解する必要がある。しかし，回転するタービン動翼内部に生じる非定常流れの測定データは，実験の難しさから報告例が非常に少ない。以下に，タービン動翼の非定常流れの代表的な計測例をいくつか紹介する。



(a) 翼列配置（ドイツ航空研究所）



(b) 速度変動の結果（測定位置2）



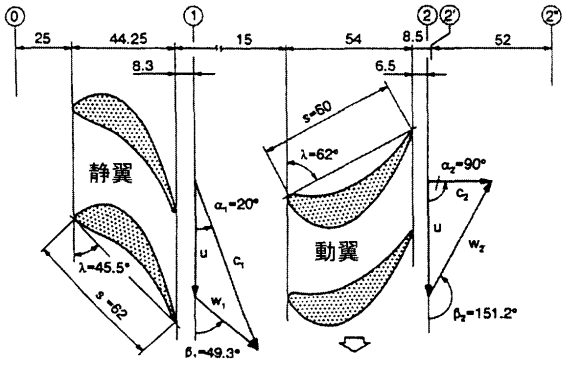
(c) 速度変動の結果（測定位置4）

図8 L2Fによる動翼内部の非定常流れの計測 (Binder, ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985)[15]

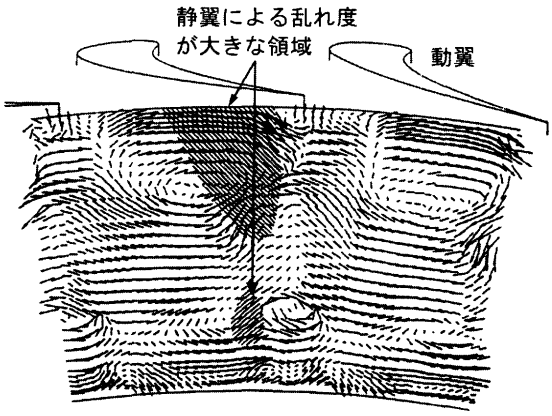
(1) ドイツ航空研究所でのL2F計測

1980年代，ドイツ航空研究所のBinderら[15]は，レーザー2焦点流速計（L2F）を用いて，静翼出口から動翼前半の非定常流れの計測に成功した。図8(a)に翼列配

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

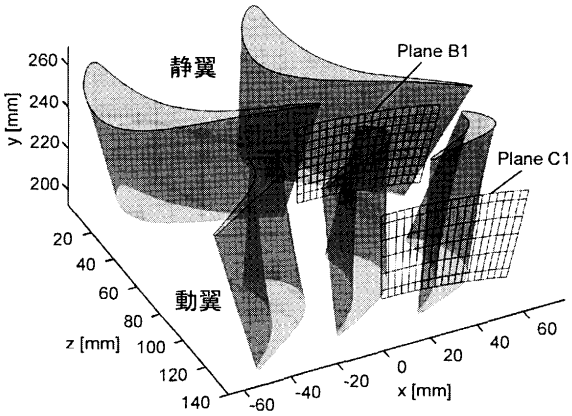


(a) 翼列配置（アーヘン工科大学）

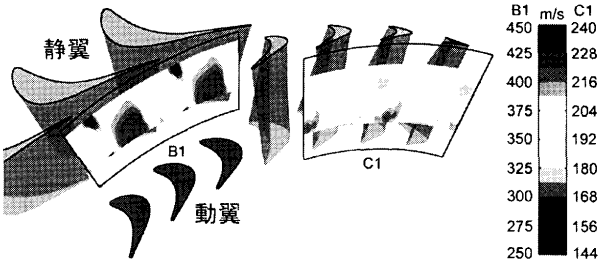


(b) 二次流れベクトルの計測結果

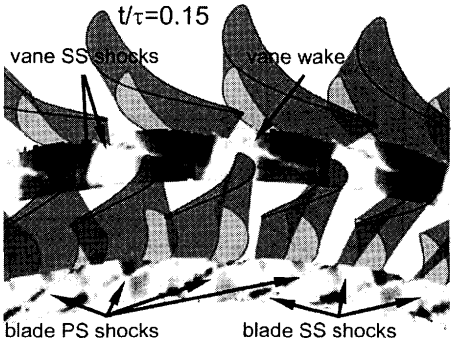
図9　熱線流速計による動翼出口の非定常流れの計測（Gallus et al., ASME Journal of Turbomachinery, 1995）[16]



(a) LDV測定位置（グラーツ工科大学）[17]



(b) LDVによる速度の計測結果[17]



(c) PIVによる速度の計測結果[18]

図10　LDV, PIVによる動翼前後の非定常流れの計測（Göttlich et al., ASME Journal of Turbomachinery, 2004, 2006）[17],[18]

置とL2F測定位置，図8(b)，(c)に測定位置2（動翼入口直前）と測定位置4（動翼前半）における速度変動（乱れ度の二乗値，すなわち分散値）の測定結果を示す。図8(b)では，ミッドスパン付近に静翼ウェークによる速度変動の高い領域が広がり，壁面近くには静翼二次渦による速度変動の極めて高い領域が存在する。図8(c)では，静翼ウェークと二次渦により動翼内部に複雑な形状をした速度変動の高い領域が確認できる。しかし残念ながら，論文中には測定位置5以降の測定結果は示されず，図8(b)の流れが動翼後半から動翼下流でどのように変化するかは不明である。この理由として，測定点が少ないため，測定位置5以降の分布が複雑過ぎて，妥当な等高線図を描くことができなかったのではないか，と推察する。

(2)　アーヘン工科大学での熱線流速計の計測

アーヘン工科大学（ドイツ）のGallusら[16]は，熱線流速計を用いて，動翼出口の非定常流れを測定した。図9(a)に翼列配置，図9(b)に測定結果を示す。図9(b)には，速度の三次元成分を測定した上で算出した二次流れベクトルを示す。動翼の流路渦や漏れ渦の様子が，二次流れベクトルから分かる。また，静翼のウェークと二次渦による乱れ度の大きな領域がハッチング部分で表示されている。この論文中には，翼列干渉によって二次流れベクトルと高乱れ度領域が周期的に変化する様子が示されている。

(3)　グラーツ工科大学でのLDV，PIV計測

最近の研究成果として，グラーツ工科大学（オーストリア）のGöttlichら[17],[18]による，レーザードップラ流速計（LDV）と粒子画像流速計（PIV）を用いた遷音速域の単段軸流タービンの静翼出口（動翼入口）と動翼出口の非定常流れの計測が挙げられる。図10(a)に翼列配置とLDV測定位置，図10(b)にLDVによる翼間断面の速度分布，図10(c)にPIVによるミッドスパンの速度分布を示す。静翼出口では，静翼後縁の衝撃波が動翼との空力干渉によって変動し，静翼後縁から周期的な渦が発生していることを明らかにした。さらに，静翼ウェークが動翼後縁の衝撃波に及ぼす影響も示した。

3.2　産業技術総合研究所でのLDV計測

ここでは，産総研の環状タービン翼列風洞を用いて実

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

施した，タービン動翼の非定常流れのLDV計測[19]の概要を説明する。

図11にLDV測定位置を示す。測定位置は，軸方向に44点，半径方向に21点，周方向に32点（静翼1ピッチ分）で，合計約30,000点である。この測定格子を通過する動翼の位置は，動翼軸に取り付けたエンコーダ信号で検出し，動翼が1ピッチ移動する時間を29分割する。各測定点で，LDVの瞬時速度データを10,000点取り込み，動翼の回転で位相固定平均し，速度と乱れ度を算出した。なお，データ解析時には，流れを分かりやすくするため，周方向に97点（静翼3ピッチ分）を表示している。

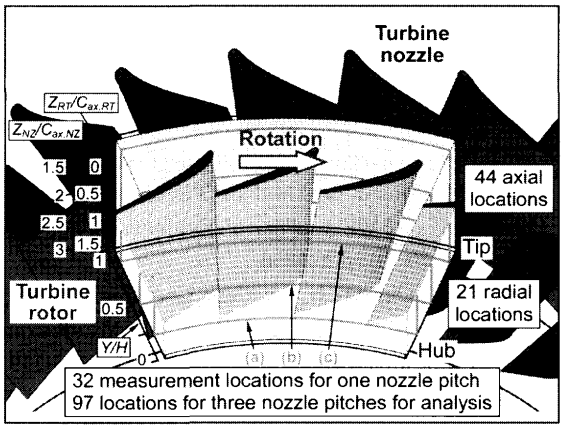
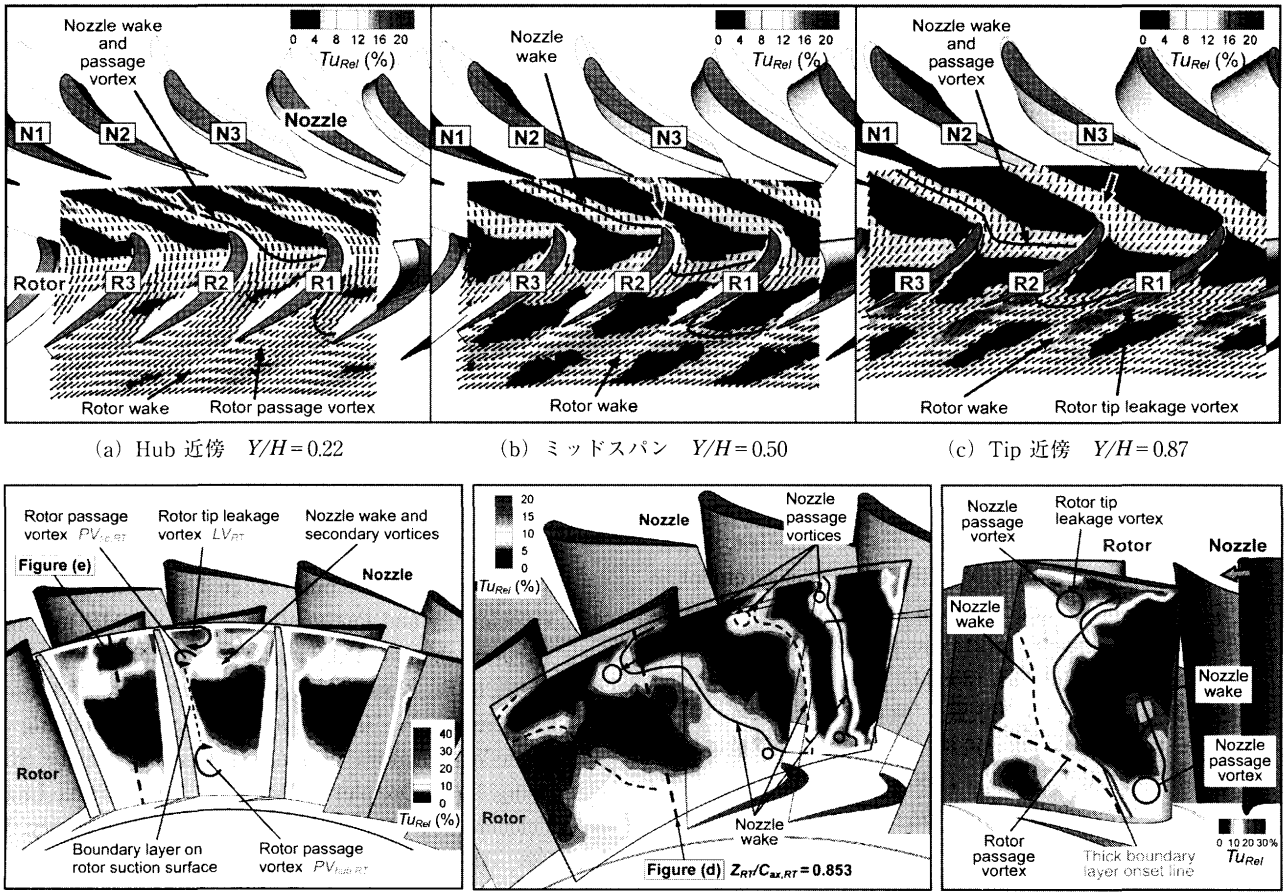


図11 タービン動翼の非定常流れのLDV測定位置[19]

測定結果の例として，図12に様々な測定断面での乱れ度分布を示す。図12(a)～12(c)は，Hub近傍，ミッドスパン，Tip近傍の乱れ度分布であり，図11中の(a)～(c)の位置に対応している。静翼ウェークの挙動を分かりやすくするため，静翼N1のウェークによる高乱れ度領域の中心線を黒線で示してある。どの半径方向位置でも，静翼ウェークの高乱れ度領域は，静翼直後では直線状であるが，動翼に近づくにつれて曲がっていく。この原因は，動翼まわりの速度が，正圧面側で低く，負圧面側の速度が高いためである。静翼ウェークは，動翼前縁で切断されて，動翼内部を通過していく。ただし，各半径方向位置で，静翼出口の流出角の違いと動翼形状の違いがあるため，静翼ウェークの形状が異なっている。例えば，静翼N1からのウェークは，Hub近傍では動翼R1とR2の間に流入し，ミッドスパンでは動翼R2の前縁で切断され，Tip近傍では動翼R2とR3の間に流入している。

図12(d)に，動翼後半の測定面での乱れ度分布を示す。翼負圧面側の境界層，Hub壁面とTip壁面の流路渦，動翼先端の漏れ渦などによって，高乱れ度領域が発生する。そして，翼間には，静翼のウェークと二次渦による複雑な形状の高乱れ度領域が存在している。しかし，この測定面での観察では，なぜこのような形になるのか理解が



(a) Hub 近傍 $Y/H=0.22$　(b) ミッドスパン $Y/H=0.50$　(c) Tip 近傍 $Y/H=0.87$

(d) 動翼後半 $Z_{RT}/C_{ax,RT}=0.853$　(e) 動翼内部（斜め断面）　(f) 動翼負圧面

図12 LDVによる動翼周りの非定常流れの測定結果（乱れ度の分布，$t=1/32T_{NZ}$）
(Matsunuma, ASME Journal of Turbomachinery, 2007)[19]

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

難しい。そこで，図12(e)のように，測定面を斜めにした図を作成した。図12(d)と(e)の太い波線は，同一の位置を示している。静翼のウェークと二次渦による高乱れ度領域が，動翼内部を通過するにつれて，軸方向に引き延ばされている様子が分かる。この原因は，静翼出口の流れ角と動翼まわりの速度分布が半径方向位置によって異なるからである。図12(f)には，動翼負圧面での乱れ度分布を示す。静翼のウェークと二次渦が周期的に乱れ度の変動を与えている様子が分かる。

このように，非常に細かい測定格子を採用し，流れを様々な測定面から観察することにより，静翼と動翼の複雑な干渉現象を捉えることができた。さらに，近年の可視化ソフトウェアの進歩により，非定常流れを動画として表示することもできた。

4．まとめ

低レイノルズ数域でのタービン翼列特性に関する研究として，産総研で風洞実験をしたチップクリアランス損失へのレイノルズ数の影響，タービン動翼内部の非定常流れのLDV計測について，研究背景および測定結果の概要を説明した。最近は，数値解析手法とコンピュータ性能の飛躍的な発展に伴い，タービン翼列の境界層遷移現象や非定常流れについても数値解析による研究が主流となりつつある。その一方で，数値解析の妥当性を検証するためにも，精度の高い良質な実験データを得ることの重要性も増していくと考えている。

最後に，本稿で解説した産総研での研究を遂行するにあたり，多大なご指導・ご支援をいただいた東京大学の吉識晴夫先生（現帝京平成大学）および産総研の筒井康賢氏（現高知工科大学）と吉田博夫氏に謝意を表する。また，図の引用を許諾いただいたASMEとVKIに深謝する。

参考文献

(1) Bons, J. P., Sondergaard, R., Rivir, R. B., "The Fluid Dynamics of LPT Blade Separation Control Using Pulsed Jets," ASME Journal of Turbomachnery, Vol. 124, (2002-1), p.77-85.

(2) Van Treuren, K. W., Simon, T., van Koller, M., Byerley, A. R., Baughn, J. W., Rivir, R., "Measurement in a Turbine Cascade Flow Under Ultra Low Reynolds Number Conditions," ASME Journal of Turbomachnery, Vol. 124, (2002-1), p.100-106.

(3) 松沼孝幸，阿部裕幸，筒井康賢，"低レイノルズ数域におけるタービン静翼の三次元流れ（損失と流れの構造に与えるレイノルズ数の影響)"，日本ガスタービン学会誌，Vol. 30, No. 3, (2002-5), p.208-215.

(4) Schulte., V., Hodson, H. P., "Unsteady Wake-Induced Boundary Layer Transition in High Lift LP Turbines," ASME Journal of Turbomachnery, Vol. 120, (1998-1), p.28-35.

(5) 大庭芳則，"特集 ラージエディシミュレーション（LES）の応用：境界層流れへの応用"，日本ガスタービン学会誌，Vol. 35, No.4, (2007-7), p.236-242.

(6) Sjolander, S. A., "Overview of Tip-Clearance Effects in Axial Turbines," VKI Lecture Series No. 1997-01, Secondary and Tip-Clearance Flows in Axial Turbines, (1997-2), p.1-29.

(7) Booth, T. C., "Importance of Tip Clearance Flows in Turbine Design," VKI Lecture Series No. 1985-05, Tip Clearance Effects in Axial Turbomachines, (1985-4).

(8) Sharma, O. P., Butler, T. L., "Predictions of Endwall Losses and Secondary Flows in Axial Flow Turbine Cascades," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 109, (1987-4), p.229-236.

(9) Ainley, D. G., Mathieson, G. C. R., ",A Method of Performance Estimation for Axial-Flow Turbines" ARC Technical Report R&M, No.2974, (1951).

(10) Dunham, J., Came, P.M., "Improvements to the Ainley-Mathieson Method of Turbine Performance Prediction," ASME Journal of Engineering for Power, Vol. 92, (1970-10), p.252-256.

(11) Kacker, S. C., Okapuu, U., "A Mean Line Prediction Method for Axial Flow Turbine Efficiency," ASME Journal of Engineering for Power, Vol. 104, (1982-1), p.111-119.

(12) Yaras, M. I., Sjolander, S. A., "Prediction of Tip-Leakage Losses in Axial Turbines," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 114, (1992-1), p.204-210.

(13) Lakshminarayana, B., Fluid Dynamics and Heat Transfer of Turbomachinery, (1996), p.572, John Wiley & Sons, Inc.

(14) Matsunuma, T., "Effects of Reynolds Number and Freestream Turbulence on Turbine Tip Clearance Loss," ASME Journal of Turbomachnery, Vol. 128, (2006-1), p.166-177.

(15) Binder, A., "Turbulence Production Due to Secondary Vortex Cutting in a Turbine Rotor," ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 107, (1985-10), p.1039-1046.

(16) Gallus, H. E., Zeschky, J., Hah, C., "Endwall and Unsteady Flow Phenomena in an Axial Turbine Stage," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 117, (1995-10), p.562-570.

(17) Göttlich, E., Neumayer, F., Woisetschlager, J., Sanz, W., Heitmeir, F., "Investigation of Stator-Rotor Interaction in a Transonic Turbine Stage Using Laser Doppler Velocimetry and Pneumatic Probes," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 126, (2004-4), p.297-305.

(18) Göttlich, E., Woisetschlager, J., Pieringer, P., Hampel, B., Heitmeir, F., "Investigation of Vortex Shedding and Wake-Wake Interaction in a Transonic Turbine Stage Using Laser-Doppler-Velocimetry and Particle-Image-Velocimetry," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 128, (2006-1), p.178-187.

(19) Matsunuma, T., "Unsteady Flow Field of an Axial-Flow Turbine Rotor at a Low Reynolds Number," ASME Journal of Turbomachnery, Vol. 129, (2007-4), p.360-371.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

特集：流体現象と流れ制御

タービン性能に及ぼす表面粗さの影響について

松田　寿[*1]
MATSUDA Hisashi

キーワード：表面粗さ，翼列，蒸気タービン，ガスタービン，性能，効率，風洞試験，エンドウォール，二次流れ

1．はじめに

蒸気タービンやガスタービンを初めとする高温流体機械では，翼等が長時間にわたって熱的損傷を受けるため，運転時間に依存した性能低下が問題となる。例えば蒸気タービンでは経年運転により酸化スケールの生成が進み，翼の表面粗さ増大を招く。さらにはボイラ加熱器などの管内面から剥離した酸化スケールの微細な粒子がタービン内部に流入し，翼面等に衝突することにより損傷を与え（Solid Particle Erosion），翼面の表面粗さを更に悪化させる[1]。従って機械性能を保持していくためには翼の表面状態がどうなっているかを定期的に把握するとともに，必要に応じて交換や修理を施す必要がある。

このため古くから翼表面粗さが翼列性能に及ぼす影響について研究が進められてきた。例えば英国電力会社の蒸気タービン設計部空力研究員であったForsterは，蒸気タービンの性能向上を目標に，①表面粗さがどの程度翼列性能に影響するか？　②どのくらい翼面を磨けば良いのか？　③どの部位の粗さがどの程度性能低下に影響を及ぼすのか？　④経時変化の影響はどうなのか？といった課題を掲げ，翼列性能に及ぼす表面粗さの影響を検討した[2]。40年経った今でもForsterが掲げた課題はそのままタービン開発者に引き継がれているといっても過言ではない。

本報では最近の研究例を交えて，主として表面粗さがタービン翼列性能に及ぼす影響に関する研究に着目して概説する。表面粗さがガスタービン翼の熱伝達率特性に及ぼす影響を調べたものや，フィルム冷却性能に及ぼす影響を調べた研究も近年多数報告されるようになってきたが，本報告では割愛させていただくことをご了承願いたい。

2．表面粗さがどのくらい性能に影響を及ぼすか？

翼面の表面粗さが翼列性能に及ぼす影響を把握することは，タービン設計時の性能予測には欠かせない課題であるが，統括的に整理された公開データはあまり多くない。その中で，上述のForster[2]は，Prandtl-Schlichtingにならい表面粗さを等価砂粗さKs[3]で整理するとともに，表面摩擦係数に粗さの影響を取り込み翼間をテーパー通路に置き換えた理論モデルを作成し，軸コード長と平均速度に基づくRe数で整理した表面粗さに対する翼列性能予測曲線を提示した（図１）。表面粗さの増大に伴い翼列損失が大きくなることを定量的に評価するとともに，平滑なノズルの試験結果と性能予測曲線は良く一致することを報告している。

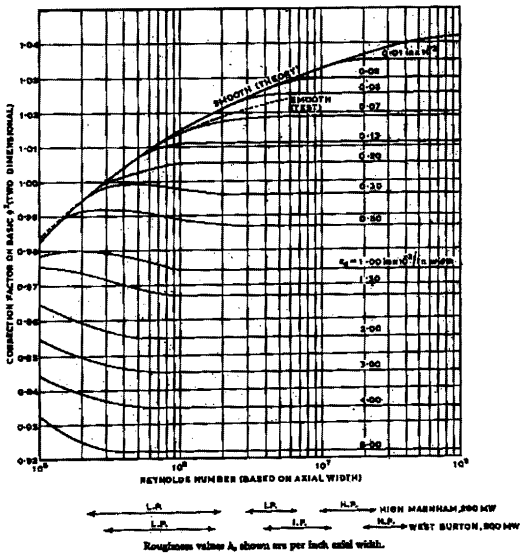


図１　ノズルに対する翼列性能予測曲線[2]

またDenton[4]は異なる６つの翼型を対象にした境界層計算結果より，図２に示すようなタービン翼列に対する損失モデルを提案している。Forsterの場合は性能予測であるのに対し，Dentonの場合は損失予測であるため数値が逆数になっていることに留意されたい。

最近ではHummelら[5]がガスタービン翼の耐熱コーティングによる表面粗さ増大の影響を把握することを目的に，無次元表面粗さRa/c（Ra：翼中心線上の平均粗さ，c：翼コード長）$=7.6\times10^{-6}\sim7.9\times10^{-5}$の条件で翼列出口速度とコード長に基づくRe$=0.6\sim1.2\times10^{6}$の範囲で翼列風洞試験を実施すると共にTraupelによる損失予測モデルを紹介している（図３）。彼らはRa/Ksの比を調

原稿受付　2008年８月７日
＊１　㈱東芝　電力・社会システム技術開発センター
〒230-0045　横浜市鶴見区末広町２－４

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

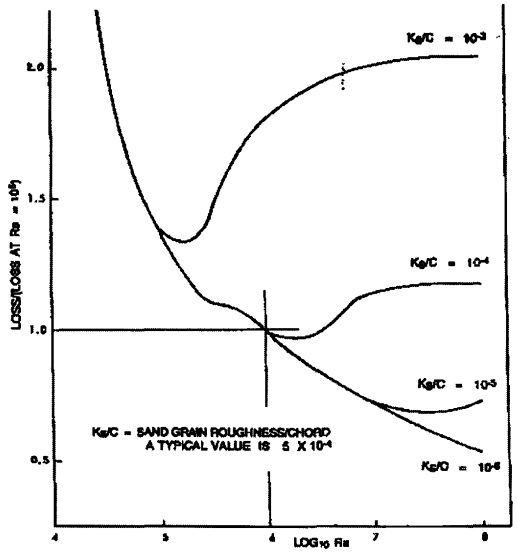


図２　表面粗さに対するプロファイル損失予測曲線[4]

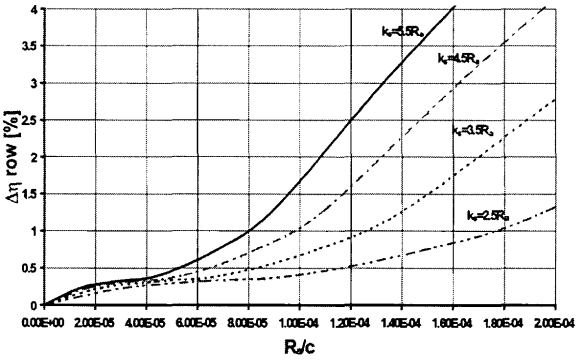


図３　表面粗さに対する翼列効率変化[5]

整することで高Re数域においてもTraupelモデルが適用可能であると結論している。

次に著者らが実施した研究[6]を紹介する。対象はノズル翼とし翼列出口速度Uとコード長cに基づくRe=0.3～1.2×10⁶の下で翼列風洞試験を実施した。試験翼表面を，バフ研磨，ミリング加工，アルミナブラストおよび鋼球ブラスト処理することにより，表１に示す７段階の表面粗さの翼列モデルを準備した。ここにRzは最大粗さである。表１中，C3条件が実機蒸気タービンの典型的な表面粗さに相当する。これらの試験翼について接触式表面粗さ計を用いて翼面周りの粗さ特性（背側，腹側，背側スパン方向，背側コード方向）を調べた。最大粗さの計測結果を図４に示す。C3は機械加工翼でありミリングの影響でスパン方向とコード方向に粗さの異方性が認められるが，他のモデルの表面粗さは一様な仕上がりである。平均粗さ特性はいずれの試験翼についても一様で，最大粗さの増大に伴って大きくなっている（図５）。一

表１　試験翼の表面粗さ条件[6]

	C1	C2	C3	C4	C5	C6	C7
$Rz/c\times10^5$	0.8	5.2	6	17	36	63	84
URz/v	10.4	67.7	78.1	224	468	817	1093

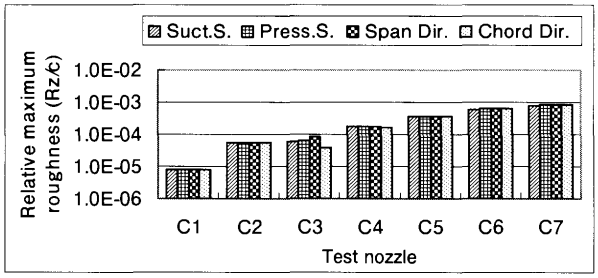


図４　最大粗さの計測結果[6]

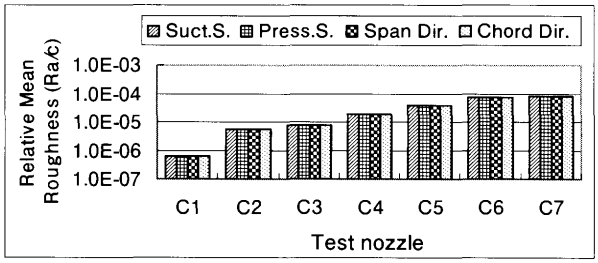


図５　平均粗さの計測結果[6]

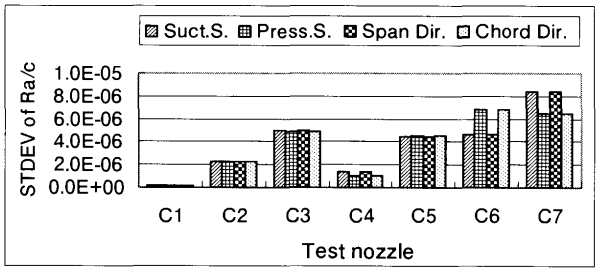


図６　平均粗さの標準偏差[6]

方，平均粗さの標準偏差を示した図６を見ると，ミリング加工したC3が比較的大きな値を示している他，サンドブラストを施したC4が他の翼に比べて小さな値を示している。

これらの試験翼について圧力損失係数ζ（式(1)）を評価した。

$$\zeta=(P_{t1}-P_{t2})/(P_{t2ave}-P_{s2}) \quad (1)$$

ここに　P_{t1}：入口全圧（＝出口全圧の最大値で評価），P_{t2ave}：翼列出口平均全圧，P_{t2}：出口の局所全圧，P_{s2}：１ピッチ分の出口平均静圧である。全圧損失係数に対する平均計測誤差は±0.094であった。計測結果を前述したForster[2]の性能予測曲線（ただしここでは損失係数の形に再整理したもの）にプロットしたのが図７である。表面粗さが十分滑らかな場合（C1）の試験結果とForsterモデルの一致は良好である。また表面粗さが小さい領域（C4以下）に関してもForsterモデルと本試験結果はほぼ整合した傾向が得られている。しかしながら表面粗さが大きな領域に関しては大きく異なった挙動を示すことがわかった。

これらのデータからRe>0.6×10⁶のデータを使って，表面粗さを横軸にして整理し直したのが図８である。表面粗さの増大に伴い，損失が大きくなっていくことが明瞭に認められる。ここで興味深いことは，ほぼ同様な最

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

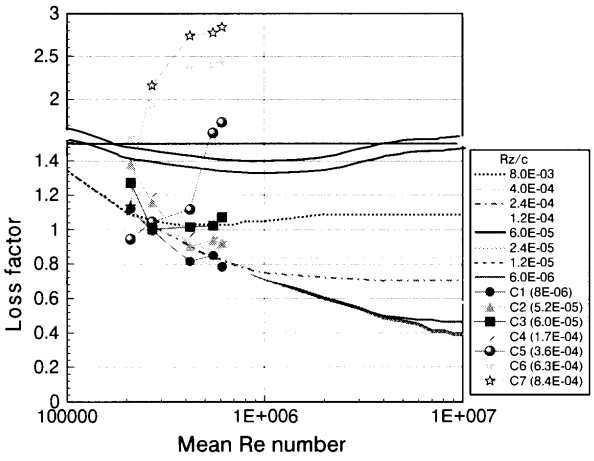


図7 表面粗さに対する損失係数[6]

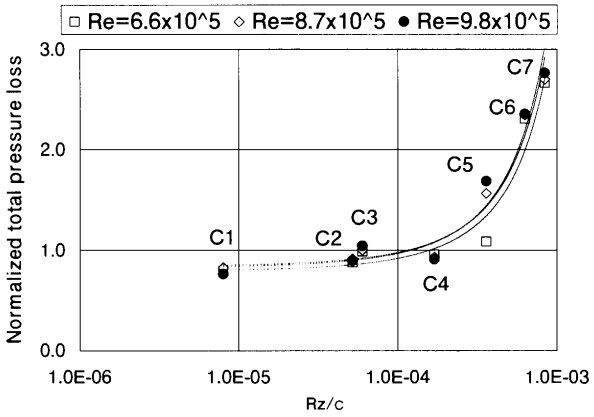


図8 表面粗さに対する無次元圧損[6]

大粗さと平均粗さを持つC2とC3が，はっきりと異なる損失係数を示すことである。また最大粗さ・平均粗さ共に大きいC4が，C3よりも小さな損失係数を示すことである。これらの結果はプロファイル損失には最大粗さだけではなく，図6に示したような表面粗さの状態も大きく影響していることを示している。

3．どのくらい磨けば良いのか？ 粗さのモデル化

タービン翼列性能に及ぼす表面粗さの影響に関してはこの他にも様々なアプローチが取られている。

例えばBoyle & Senyitko[7]はセラミックタービン翼を対象に，風洞の入口乱れ度を1％，8％，17％に変えながら，翼コードRe数=0.13～1.8×10⁶の範囲で翼表面が粗い場合（平均粗さ14μm）と平滑な場合（1.2μm）を比較している。入口乱れ度の影響は表面が粗い場合には現れないものの，入口乱れ度が低い平滑翼の低Re数条件で損失の急増が確認されている。これは翼面境界層の遷移によるものと判断されている。興味深いのは，等価砂粗さを求める様々なモデルの比較データである（表2）。同じ粗さに対し，モデルの違いによって等価砂粗さの換算値に大きな隔たりがある。粗さの代表値をどう評価するか，モデル化の困難を物語っている。

表2 等価高さ比の比較[7]

Trace	h_{RMS} mm	Equivalent Height Roughness Model						
		Sigal & Danberg-2D	Sigal & Danberg-3D	Dvorak	Dirling	Waigh & Kind	van Rij et al.	Bons
		$h_{PEAK} > h_{AVG}$ - Cone Model						
		h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}
1	0.0177	2.041	0.453	0.729	0.772	1.502	0.428	21.4
2	0.0205	1.056	0.220	0.358	0.383	0.796	0.199	20.6
3	0.0175	1.366	0.284	0.494	0.528	0.979	0.259	22.2
4	0.0170	1.789	0.414	0.632	0.633	1.363	0.394	30.7
Avg.	0.0182	1.563	0.343	0.562	0.579	1.160	0.309	23.7
		$h_{PEAK} > h_{AVG}$ - Hemisphere model						
		h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}
1	0.0177	1.969	0.348	0.680	0.610	0.394	0.318	21.4
2	0.0205	0.798	0.152	0.313	0.295	0.444	0.132	20.6
3	0.0175	1.183	0.236	0.472	0.435	0.660	0.209	22.2
4	0.0170	1.337	0.283	0.549	0.487	0.750	0.258	30.7
Avg.	0.0182	1.247	0.255	0.504	0.457	0.562	0.229	23.7
		$h_{PEAK} > h_{AVG} + h_{RMS}$ - Cone Model						
		h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}
1	0.0177	1.027	0.148	0.302	0.411	0.730	0.112	1.62
2	0.0205	1.167	0.176	0.341	0.447	0.850	0.138	1.64
3	0.0175	1.619	0.247	0.498	0.659	1.135	0.193	1.91
4	0.0170	2.275	0.419	0.727	0.837	1.702	0.358	4.74
Avg.	0.0182	1.522	0.248	0.467	0.671	1.109	0.200	2.48
		$h_{PEAK} > h_{AVG} + h_{RMS}$ - Cone Model						
		h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}	h_{EQ}/h_{RMS}
1	0.0177	0.839	0.112	0.280	0.327	0.453	0.084	1.62
2	0.0205	0.883	0.122	0.298	0.344	0.479	0.092	1.64
3	0.0175	1.404	0.204	0.487	0.544	0.766	0.158	1.91
4	0.0170	1.702	0.286	0.631	0.642	0.936	0.234	4.74
Avg.	0.0182	1.207	0.181	0.424	0.464	0.659	0.149	2.48

表面粗さの形状について，これまでは一様で二次元的な粗さが取り扱われてきた。これに対し，実機の粗さ自体をモデル化して評価しようという動きが出てきている。例えばMcllroy Jr & Budwig[8]は，Bonsら[9]のデータに基づいてガスタービン実機の表面粗さ形状を忠実に模擬した試験体を製作し（図9），平板に沿って発達する境界層を調べ，粗さによって境界層厚さが急激に増大することを報告している。

またZhangら[10]はタービン翼を対象に，実機条件（遷移域）を含む3つのマッハ数条件下（Re=0.5～0.95×10⁶）で，翼表面粗さが空力特性に及ぼす影響を評価している。彼らは4種類の翼表面粗さ条件，すなわち平滑な場合，2種類の一様粗さの場合と発電用ガスタービン実機を模擬して翼腹側面を非一様にした場合（図10）に

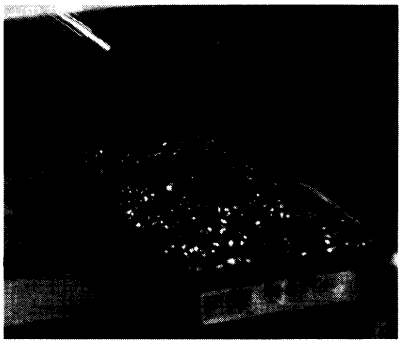


図9 実機表面粗さを忠実に模擬した試験壁面[8]

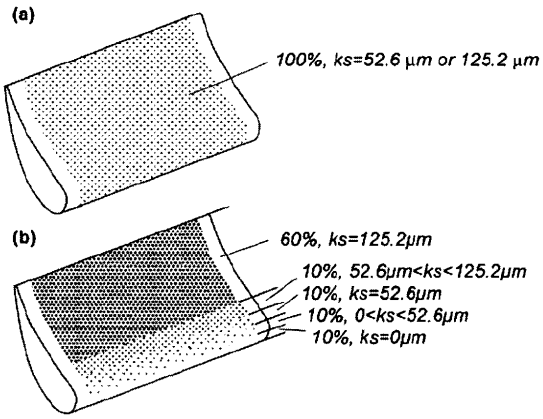


図10 実機表面粗さを模擬した試験翼[10]

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

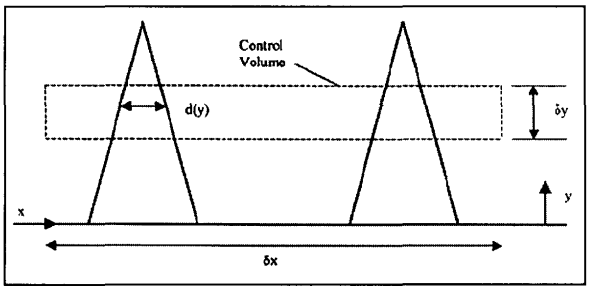


図11　Discrete-Element RoughnessModel[11]

ついて後流特性を調べている。等価砂粗さへの変換にはVan Rijらによる手法が用いられている。非一様粗さの後流特性が平滑面の場合と小粗面の間にあることを報告し，この原因として異なる粗さ要素による境界層の遷移状態の違いを挙げている。

粗さに対する数値モデルに関する研究もMcClain & Brown[11]によって継続的に進められている。彼らはDiscrete-Element Roughness Modelと名づけた手法（図11）を提唱し，粗さの三次元情報からブロッケージに関する変数，摩擦特性に関する変数，熱伝達特性に関する変数を求めることで，実機粗さに相当する非一様な粗さをモデリングできると報告している。

実機に則した翼表面粗さの影響としてはHarbeckeらの研究[12]も注目される。彼らは蒸気タービンの中圧段を対象に，ミルの加工ピッチ（スペーシング）と加工溝の方向（スタガー角）の影響を二次元翼列風洞を用いて調べている（図12）。Re＝0.92×10^{6}および1.1×10^{6}において，入口流入角を55°から115°，55°から80°に変えて試験し，今回の試験範囲では溝ピッチおよびスタガー角（～12度）の影響はほとんど認められなかったと報告している。なお今回の対象は翼の中央断面であり，二次流れ領域の場合はどうなのか今後の展開が期待される。

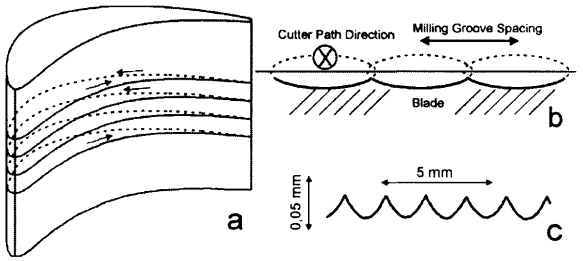


図12　ミリング加工の説明図[12]

4．どこを磨けば良いのか？

次に翼列のどの部位の粗さが翼列性能に影響するかを調べた研究例を紹介する。

前述のForster[2]は，サンドペーパーを用いて表面粗さを部分的に変えた直線翼列試験を行い，翼背側の粗さを変えた場合に最も翼列損失が大きくなり，背側の粗さは腹側よりも2，3倍運動量厚さを増大させることを報告している。

またKindら[13]は航空用ガスタービン翼を対象に表面粗さを部分的に変えた直線翼列試験を行っている。彼らはビニールコーティングの上に調整した量の砂粒を塗布する装置を考案することで翼面積／粗さ要素の総面積で定義される粗さの密度（スペーシング変数：λ）を設定し，λ＝10において平均粗さ高さ：kと翼弦長：cの比k/c=0.0021～0.0063の粗さ要素に関し，粗さのコード方向幅を3種類，粗さの設定位置を翼背側で4箇所，翼腹側でも1箇所で変えて翼列性能に及ぼす粗さの影響を調べている。表面粗さは静圧分布や流体流出角にはあまり影響を及ぼさないが，表面粗さの翼列性能への影響は特に翼背側に設けた場合に大きいこと，粗さの高さおよび粗さを前縁付近に設けることが特に重要であると報告しForsterの知見を裏付けている（図13）。

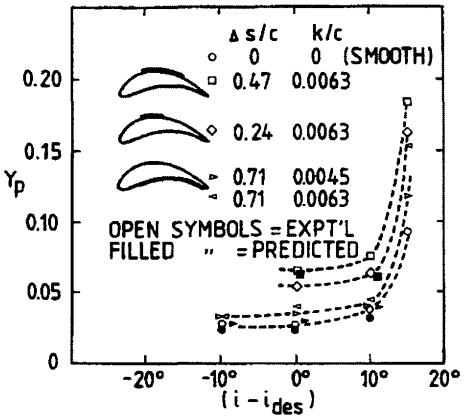


図13　インシデンス損失に及ぼす局所粗さの影響[13]

回転翼列に対する表面粗さの影響もYunら[14]によって調べられている。彼らは単段の軸流タービンを用い，静翼・動翼それぞれの翼表面粗さを変えた回転翼列試験を行った。動翼コード長と出口速度に基づくRe＝2.0×10^{5}の下，静動翼それぞれの翼表面を，平滑な場合，等価砂粗さKs=106μm（遷移域）の場合，400μm（完全粗面）の場合とを組み合わせた試験を実施している。等価砂粗さの換算にはBonsの定義が用いられている。静動翼双方を粗くした場合，遷移粗さ条件ではタービン効率が8％低下すること，完全粗面条件では19％低下すること，また静翼の表面粗さが段落損失を増大すること，タービン性能に及ぼす影響は静翼の方が顕著であることを報告している（図14）。

またRaoら[15]は，同じく単段の軸流タービンを用いてケーシング粗さが動翼チップリーク流れに及ぼす影響を調べている。動翼コード長と出口速度に基づくRe＝5～7×10^{5}の下，ケーシングの表面を滑面とした場合，平均粗さ66μmのサンドペーパーを設置した場合および平均粗さ141μmのサンドペーパーを設置した場合について，位相を固定した全圧の非定常計測を実施している。彼らは29枚の動翼のうち5枚だけ翼端隙間を大きく設定し，標準隙間の翼端の全圧分布と，隙間が大きい翼端の

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

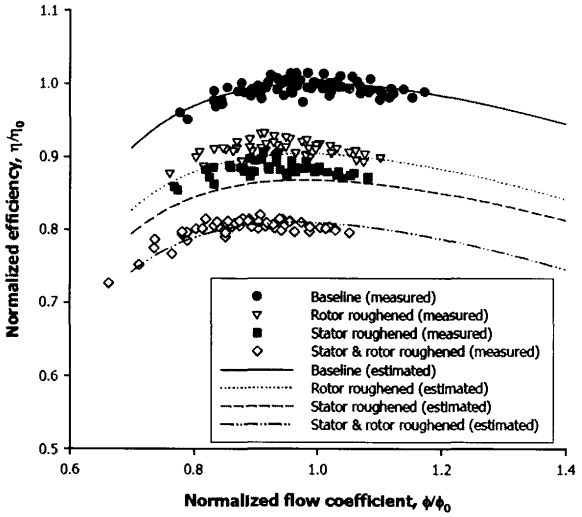


図14 静翼・動翼効率に及ぼす粗さの影響[14]

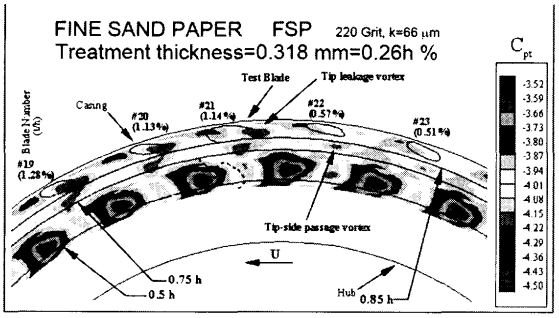


図15 動翼下流の全圧係数分布[15]

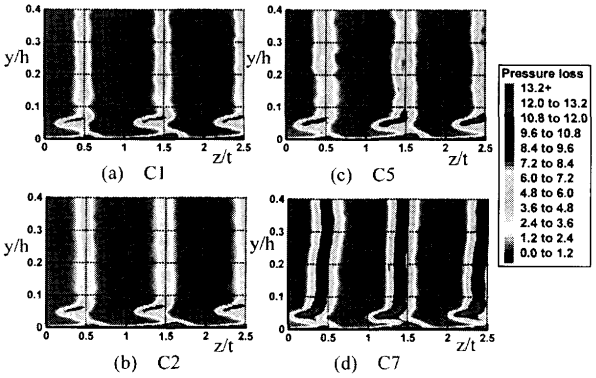


図16 ノズル表面粗さの違いによる二次流れ領域における全圧損失分布比較（エンドウォールが滑らかな場合）[6]

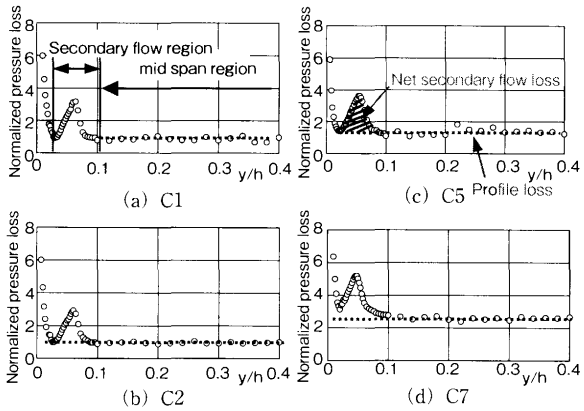


図17 ピッチ方向平均した全圧損失分布[6]

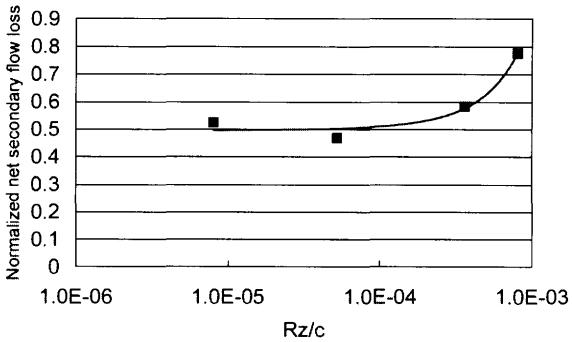


図18 表面粗さに対する正味の二次流れ損失変化[6]

全圧分布を比較することで，ケーシング粗さが平滑な場合と粗面の場合の，隙間流れに及ぼす影響の違いを明確化している（図15）。ケーシング表面を粗くすることで，チップリーク量を大きく減少できると報告している。

著者らも翼およびエンドウォールの表面粗さが翼列の二次流れに及ぼす影響に着目した研究を実施した[6]。まず翼表面の粗さが二次流れに及ぼす影響を調べるためエンドウォールが滑らかな場合（$Rz/c=4.4\times10^{-6}$）において翼面の粗さを変えて二次流れ領域の圧力分布を調べた。図16(a)～(d)にエンドウォール近傍の二次流れ領域における全圧損失分布を示す。横軸は無次元ピッチ方向距離であり，縦軸は無次元スパン方向高さである。いずれの図にも壁近傍と壁から少し離れた領域（$y/h=0.05$）に高圧損領域が存在している。これらの領域はそれぞれ二次流れの渦構造に対応している。

これらの全圧損失分布を1ピッチ間で平均したのが図17(a)～(d)である。測定誤差が大きい壁面近くのデータを除いた範囲で二次流れ領域を考えることとし，二次流れ領域の外側（図中右方向）を翼有効部とする。二次流れ領域における損失を二次流れ損失，翼有効部の損失をプロファイル損失と定義する。さらに二次流れ領域の全圧損失からプロファイル損失を差し引いた損失を正味の二次流れ損失と定義する（図17）。図17の各図より正味の二次流れ損失を求め，横軸に無次元粗さを取って整理したのが図18である。翼表面粗さの増大につれてプロファイル損失は増大していくが，正味の二次流れ損失も増大していくことがわかる。

続いてエンドウォールおよび翼の背側，腹側の表面粗さを変えることにより，局所の表面粗さが二次流れ特性に及ぼす影響を調べた。エンドウォール壁面が粗い場合（$Rz/c=8\times10^{-4}$）において，翼表面の粗さが滑らかな場合（$Rz/c=5.2\times10^{-5}$），粗い場合（$Rz/c=8.4\times10^{-4}$），翼背側だけが粗い場合（$Rzs/c=8.4\times10^{-4}$，$Rzp/c=6\times10^{-5}$），翼腹側だけが粗い場合（$Rzs/c=6\times10^{-5}$，$Rzp/c=8.4\times10^{-4}$）について二次流れ領域の空間速度分布を調べたのが図19(a)～(d)である。二次流れ領域における全圧損失は翼面全体が粗い場合が一番大きいこと，腹側の表面粗さを増大させた場合は翼面全体が平滑な場合とほとんど

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

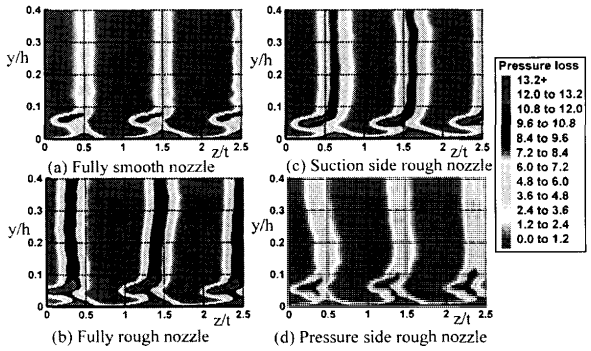


図19　二次流れ領域に及ぼす局所粗さの影響
(エンドウォールが粗い場合)[6]

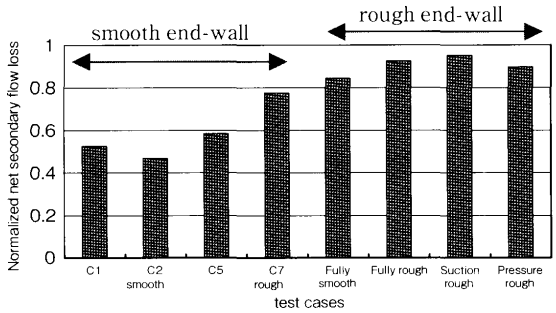


図20　正味の二次流れ損失変化のまとめ[6]

変わらず二次流れ領域の全圧損失が小さいことがわかった。図16および図19のケースについて正味の二次流れ損失を比較して示したのが図20である。エンドウォールが平滑な場合に比べて，エンドウォールが粗くなると二次流れ損失がほぼ2倍になる。エンドウォール壁面の粗さが増大することによって，エンドウォール壁面上に発達する境界層が厚くなり，これに伴いパッセージ渦の強さも強化され二次流れの構造に影響を与えていると推察される。翼列損失の低減には翼周りの粗さだけではなく，エンドウォールの表面粗さも重要であることが示された。

5．経年変化の影響

最後に翼表面粗さの経年変化の影響について検討する。

Bonsら[9]は発電用ガスタービン実機の静動翼を対象に表面粗さ計測を進め，100ケースに迫るサンプルを収集し，粗さの変化形態，平均粗さ，二乗平均値，最大粗さ，スキューネスほか粗さ密度などの統計データを整理して示し，平均粗さが出荷時の4倍から8倍に増大すること，また粗さの形成過程によって粗さの形態がまったく異なることを報告している。

著者らも蒸気タービンプラントの性能保持のため定期点検を利用して翼表面の粗さ状況についても調査を進めている。一例として2年運転後のノズル表面の様子を図21に示す。プラントの運転状況によるが，ノズル/動翼・エンドウォール表面の最大粗さが，出荷時の数倍にもなる段落があることがわかった。表面粗さが運転時間によってどう変化していくのか？　今後も継続した調査を進めていく予定である。

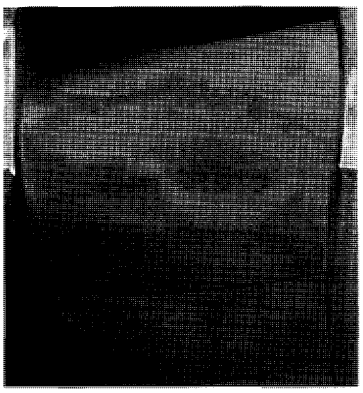


図21　蒸気タービンノズルの経時変化例

6．まとめ

表面粗さがタービン翼列性能に及ぼす影響に関する研究に着目して概説した。タービン翼周りの表面粗さの増大に伴いタービン性能が劣化していくこと，翼周りに関しては動翼よりも静翼のほうが大きいこと，特に翼背側の表面粗さの影響が大きいことが共通的に指摘されている。しかしながら表面粗さの生成過程により粗さの特性が異なることから，粗い場合における共通のモデルはまだ完成されていない状況にある。今後は対象とする実機表面粗さの特徴をより詳しく調査し，それぞれ独立したモデル化が図られていくものと推測される。あるいはその中から共通のモデルが生まれていくのであろうか，Forsterへの回答はまだ先になりそうである。今後の研究の進展が期待される。

本文がタービン研究者にいくらかでも参考になれば幸いである。

文　　献

(1) 川岸裕之，ターボ機械，第22巻，第11号，p.53.
(2) Forster,V.T., Instn Mech Engrs, Vol.181 (1966-67), p.391.
(3) Schlichting,H., McGraw-Hill, Inc. (1979), p.615.
(4) Denton,J.D., Instn Mech Engrs, C76/73 , (1973), p.204.
(5) Hummel,F.,Lotzerich,M., Cardamone,P. and Fotner,L., ASME GT2004-53314.
(6) Matsuda H., Otomo F., Kawagishi H., Inomata A.,Niizeki Y. and Sasaki T., ASME GT2006-90828.
(7) Boyle R.J.and Senyitko R.G., ASME GT2003-38580.
(8) Mcllroy Jr H.M. and Budwig R.S., ASME GT2005-68342.
(9) Bons J.P., Taylor R.P., McClain S.T. and Rivir R.B.,(2001), Transactions of the ASME, Journal of Turbo machinery, Oct. 2001, Vol.123, p.739.
(10) Zhang,Q., Goodro,M., Ligrani,P.,M., Trindade,R. and Sreekanth,S., ASME GT2005-68832.
(11) McClain S.T. and Brown J.M., ASME GT2007-27588.
(12) Harbecke U.G., Riess W. and Seume J.R., ASME GT2002-30333
(13) Kind,R.J., Serjak,P.J. and Abbott,M.W.P., (1998), ASME J. Turbo machinery, Vol.120, p.20.
(14) Yun,Y.,I., Park,I.,Y. and Song,S.,J., ASME GT2004-53094.
(15) Rao N.M., Gumusel B., Kavurmacioglu L. and Camci C., ASME GT2006-91011.

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

特集：流体現象と流れ制御

単段タービン非定常流れ挙動

船﨑　健一*1
FUNAZAKI Ken-ichi

1．はじめに

ターボ機械内部流の非定常性が空力性能に与える影響については，既に別のところで解説記事[1]を書かせて頂いているが，今回はタービン段内部流での非定常性について，出来るだけ最新の情報をお伝えする。ただし，重要な事項については以前の記事と一部内容が重複することをご容赦願いたい。なお，「単段」と謳ってはいるが，実際には1.5段や複数段としての効果をも考慮した研究が数多く行われており，特に「単段」に拘らないことを申し添える。また，タービン段の非定常空力に関する研究は最近特に研究例が増えており，筆者の浅学と限られた紙面・時間では，重要な知見を見逃している可能性もあることを予めご了承頂きたい。

2．最新研究動向の概観

タービン段の空力性能に与える影響に関して，次のテーマが最近多くの関心を集めている。

(1)Wake干渉・ポテンシャル干渉効果による剥離制御と高負荷低圧タービン段の実現[2]
(2) 翼負荷分布の効果
(3)Endwall contouringによる二次流れ制御
(4)二次空気系からの漏れ流れ効果
(5)Blading（leaning，sweeping）によるスパン方向負荷分布制御による高性能化
(6)Stator-Stator/Rotor-RotorのClocking効果
(7)動静翼間隔の効果（wake recovery効果等）

また，これらの研究の遂行にあたり必要となっている計測技術の開発，改良も進んでいる。特に，

(8)エントロピ損失の直接計測による損失発生箇所の定量的同定
(9)光学計測の精緻化と非定常特性の計測

などが重要であろう。

以上の項目全てを解説することはできないが，できるだけ最新の文献から要点を紹介したい。そこで，本稿では，まずターボ機械内での損失発生メカニズムと非定常損失について述べ，続いてタービン段における空力性能評価技術（実験，CFD）の最新動向（(8)(9)）を紹介し，最後に最近特に関心を集めているテーマ（(1)〜(6)など）を紹介する。

原稿受付　2008年8月5日
＊1　岩手大学　工学部
〒020-8551　岩手県盛岡市上田4－3－5

3．ターボ機械内損失発生メカニズムと研究手法

3.1　損失発生メカニズム

ターボ機械内での損失評価は様々な流れ場モデルと分類化が行われてきた。図1には，圧力比4.3程度の2段タービンにおける損失の内訳を例示したものである[3]。定量的には個々のタービンにより異なるであろうが，損失の大小関係としては図1のような傾向になると考えてよい。特徴としては，全体の損失の中で2次流れまたはそれに分類される損失が占める割合が高いことが挙げられる。その意味で，最新の研究がこの2次流れ損失低減に向けて行われているのは当然と言える。損失評価を行う場合，従来は主として翼列試験データを元にして提案された実験式に対して，メーカー毎の経験値を加味した設計手法の整備が進められてきた。このような「経験に裏打ちされた（experience-based）」損失評価法に対して，エントロピに基づく損失評価の考え方を提唱したのがDenton[4]である。Greitzerら[5]は，Dentonの手法を元に，内部流れにおける損失発生のメカニズムや評価法について詳細に議論している。損失発生の基本的メカニズムはエントロピ生成，即ち不可逆的な流動現象の発生である。具体例としては表面摩擦（境界層損失）や衝撃波損失などを挙げることができるが，断熱が仮定できる一般的なターボ機械内の流れにおいては，混合現象は重要な損失要因である。混合は流れ場の非一様性に起因することから，**非一様性をどのようにして取り除くかがターボ機械の高効率化のポイントとなる。**また，非一様性は，

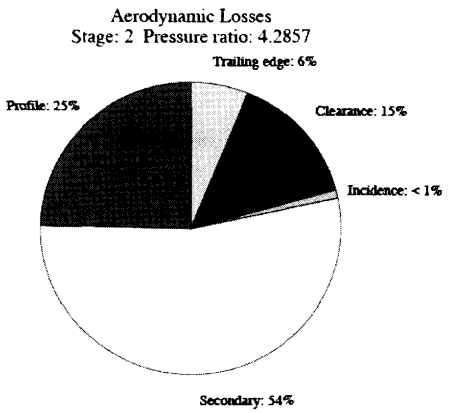


図1　Loss breakdown for a 2-stage turbine（Carlsson）

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

それ自身が損失の原因となるだけでなく相対運動による非定常性を引き起こし，結果としてターボ機械内の非定常損失を誘発している。

3.2 非定常損失

従来のターボ機械での設計では，流れ場を定常として扱った場合の損失のみを考えていたが，ターボ機械の成熟とともに，ターボ機械内における流れの非定常性に起因した損失，いわゆる非定常損失にも関心が高まってきた。非定常損失の厳密な定義は存在しないが，比較的スケールの大きな空間的非一様性の相対運動がもたらす損失（例えばwake干渉，ポテンシャル干渉，shock干渉などに基づく損失）に多くの関心が寄せられてきた。最近になり，損失源としてだけではなく，航空エンジン低圧タービンの高負荷化を実現するための手法として，高負荷化を妨げていた翼負圧面上剥離泡の制御にwake干渉を用いる研究に関心が寄せられている。このような状況に加え，clockingの効果が次第に明らかになるにつれ，非定常性に対する関心も一層高まってきている。また，流れの構造が有する不安定性を空間的非一様性に基づく非定常性が変化させる（受容性）ことで，新たな非定常性の発現と損失発生に繋がることも次第に明らかになってきている（例えば後述のwake間干渉や剥離せん断層の挙動）。

3.3 研究手法の進展

3.3.1 CFDの進展

ターボ機械内の複雑な非定常乱流場を理解するためには，CFDが欠くことのできない役割を果たしている。CFDは，乱流モデル・境界条件の妥当性，離散化精度などの面で厳密性はないが，空間全体における数値的観測データを，実験並の時間解像度で得ることができる。このような点は実験では到底望めず，CFD導入の最大の利点である。CFDとしては非定常RANS（URANS）がまだ主流であるが，LESによる解析例も少なくない。URANSで用いられる乱流モデルの選択に関しては，おおよそMenter[6]のSSTで収束しつつある。間欠度モデル導入による遷移予測[7]などを付加したり，Durbinの制限関数[8]を導入することで，その精度は，極度に大規模な剥離が流れ場で発生しない限り，ある程度満足できるレベルに達している[9]。

3.3.2 非定常流れ場計測手法の進展

(1)光学的計測手法

実験では，流れ場から情報を取り出す過程及び得た情報から設計に有用なデータを抽出する過程が特に重要である。前者に関しては，一般には①熱線流速計②非定常圧力プローブ③LDA④PIVなどが場の測定に用いられる。①②は高い時間解像度が得られることから非定常流れ場計測には適しているものの，侵襲的であり空間全体の情報取得が困難で，また，プローブの経時変化（ドリフト）の危険性も高い。③④はいずれも光学的計測法である。適切なシーディングが難しく，光路の設定などの点でも困難さを伴うが，非侵襲性であることから回転場での計測にも無理なく適用できる利点は大きく，今後さらに利用例が増えるものと思われる。例えば，Matsunuma[10]は単段低速タービン回転試験機を用い，タービン動静翼が干渉する流れ場をLDAで詳細に計測し，静翼後流と動翼との干渉（図2）や動翼先端漏れ流れなどの二次流れの発達状況を精密に解像している。また，Gottlichら[11]は，単段遷音速タービンにおける非定常流れを，LDV及び3DPIVを用いて詳細に計測するとともに（図3），翼間位相差を考慮した1流路に対するURANS解析も行っている。静翼後縁からの渦放出と動翼表面での反射衝撃波との干渉による同期メカニズムを明らかにするとともに，静翼-動翼のwake間干渉についても実験・CFDの対比を通じて解明を試みている（図

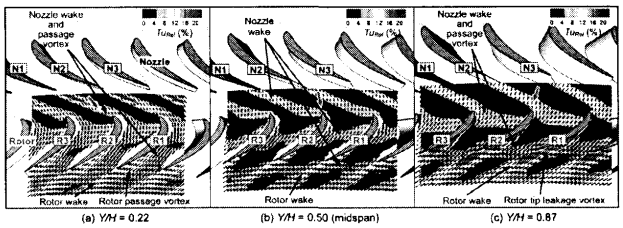


図2 LDA measurements of stator-rotor interactions at three spanwise positions (Matsunuma)

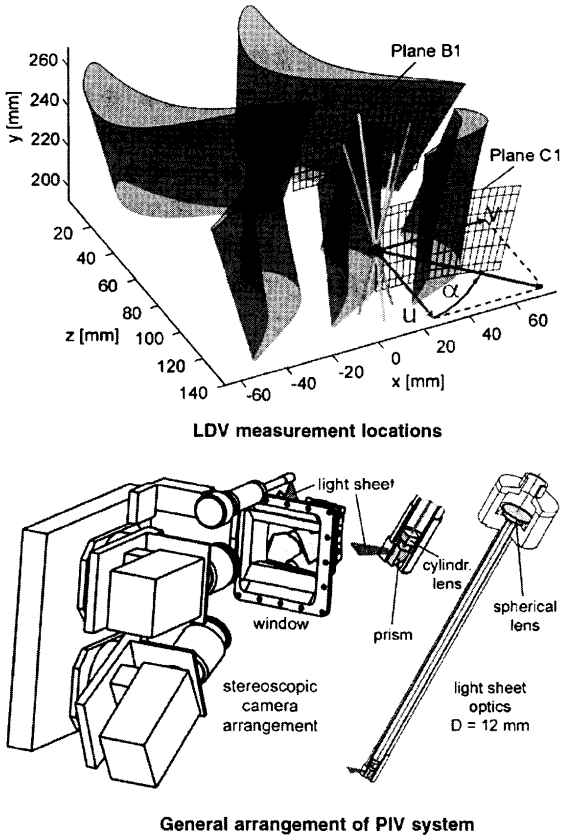


図3 LDV and PIV measurement systems for unsteady flow in a single turbine stage (Gottlich et al.)

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

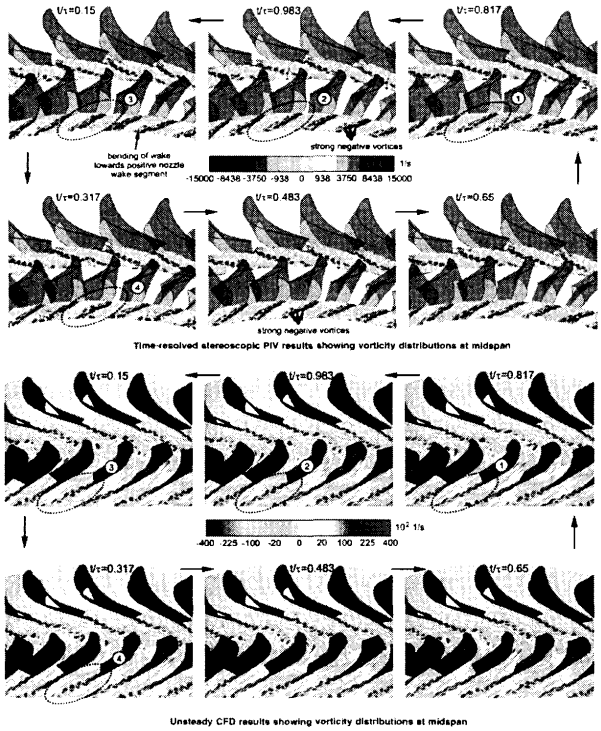


図4 Comparison between PIV measurements and CFD snapshots showing vortex shedding affected by nozzle wake interaction (Gottlich et al.)

4)。wake間干渉に関しては，stator wake通過に伴うrotor渦列の強さが変化（modulation）することによるrotor wake減衰速度の変化など，複雑な非定常損失発生機構との関連を議論している。wake間干渉については，Hummel[12]も遷音速タービン段についての非定常2次元解析の結果を通じて述べており，動静翼間距離の"clocking"により静翼からのwakeが動翼後縁での衝撃波強さを変化させ，また動翼wakeの渦構造にも圧力変動，negative jetを通じて変化をもたらすことを明らかにし，効率改善の可能性を示している。

(2)侵襲的計測法

損失の直接的な計測のためには侵襲型圧力プローブ

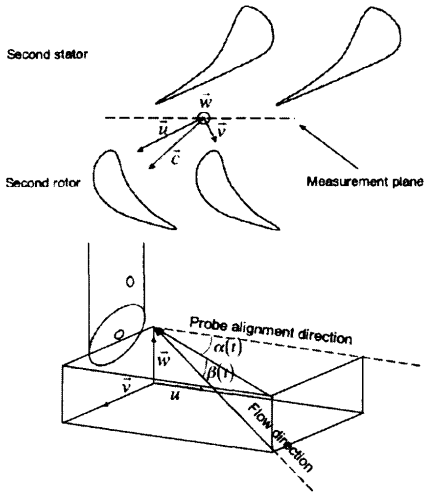


図5 Slant-type multi-sensored pressure probe (Porreca et al.)

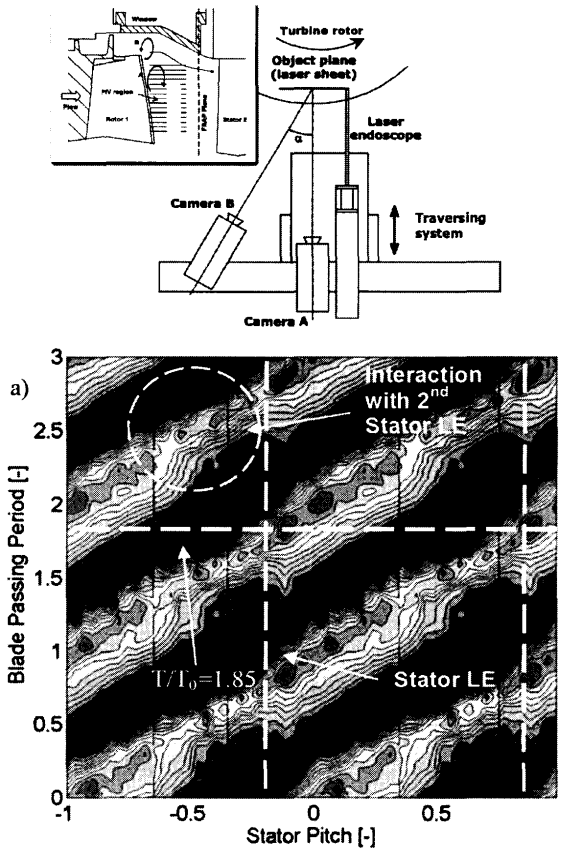


図6 3DPIV and unsteady probe measurements of rotor-stator interaction near the tip region (Porreca et al.)

による計測が不可欠である。Porrecaら[13]は，3DPIVとETH Zurichで開発された非定常傾斜型二孔プローブ（FRAP，図5）とを組み合わせた計測を行うことで，2段タービン回転試験機における翼先端部での非定常流れ場と損失との関係を明らかにしている（図6）。Porrecaらの実験では，1段動翼先端部の下流側に発生した渦構造が損失コアとなり，2段静翼前縁との非定常干渉効果（ポテンシャル効果）により損失コアの損失値に変化が生じている。Porrecaらは，この変化はmidspanでの損失コアの変化とは異なること，翼先端側での渦構造を考慮した場合，翼先端部では動静翼間隔は広い方がよいことなどを示している。

先に述べたエントロピによる損失評価のためには，よどみ点温度及び圧力の非定常計測が不可欠である。この二つの物理量を同時にかつある程度の空間分解能で直接計測することは容易ではないが，これを実現するためにプローブがAspiration probeである[14],[15]。図7にPayneら[15]が用いたAspiration probeを示す。このプローブは，チョーク流量と熱線流速計の原理に基づきよどみ点温度及び圧力を測定する巧妙なプローブである。二つの加熱比（即ちワイヤ温度）の異なる熱線プローブを流路内に設置し，吸引によりチョークした流れに対して，次式で与えられる出力$E_i(i=1,2)$を得る。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

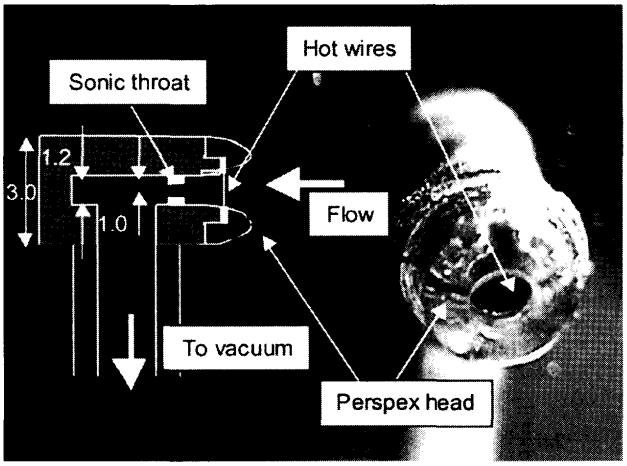
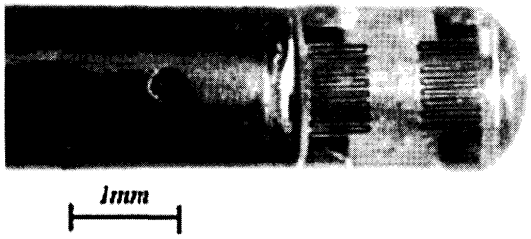


図7 Oxford aspirating probe (Payne et al.)

$$E_i^2 = \left[C_i \left(p_0 / \sqrt{T_0} \right)^{n_i} + D_i \right] \left(T_{w,i} - \eta_i T_0 \right)$$

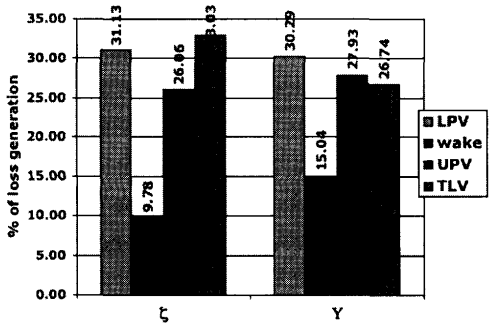
なお，定数C_i，D_iは較正試験で決定される。この連立方程式からよどみ点圧p_0及びよどみ点温度T_0が推定される。計測精度の他，熱移動や不可逆的現象の発生，熱線の耐久性等に留意しなければならないなど，緻密さと経験を要する計測法である。特に二本の熱線の過熱比の設定，周波数特性に十分な注意が求められる[16]。

ETH Zurichでは，Apriration probeとは異なるプローブ（図8）を開発し，エントロピの直接計測を試みている[17]。このプローブはよどみ点温度を二つの薄膜ゲージで計測し，よどみ点圧力は微細なシリコン製ピエゾ抵抗体で計測している。また，このプローブによる損失と5孔プローブによるよどみ点圧力ベースの損失との比較を図9に示す。二つの評価法でかなりの定量的な違いが現れている（よどみ点圧ベースの方が損失を大きく見積もる傾向にある）のと同時に，損失の内訳についても差異が発生している（LPV：Lower Passage Vortex，UPV：Upper Passage Vortex，TLV：Tip Leakage Vortex）。また，動翼出口面で観測されるエントロピ生成率が，wakeや流路渦の輸送速度の違い，下流側静翼とのポテンシャル干渉の程度によってピッチ方向に出現する状況が大きく変化することが明らかにされている。例えば，TLVやUPVの領域では，上流側静翼wakeの効果が損失の大幅増となるように作用する一方，下流側静翼のポテンシャル干渉は損失を低下させるように作用している（図10）。このような非定常性がもたらす損失特性の変化は，タービン設計上重要な知見であり，CFD解析と照らし合わせることで，より高効率なタービン段の開発が可能になると思われる。



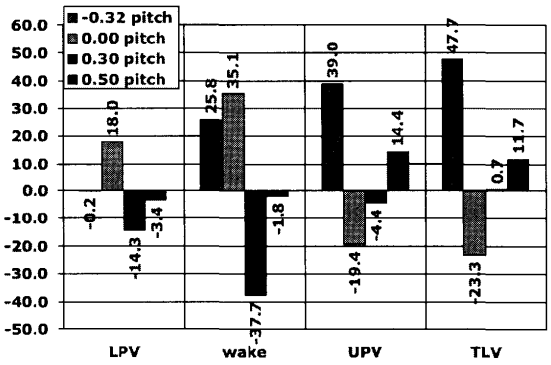
Photograph of the tip of the unsteady entropy probe.

図8 ETH Zurich unsteady entropy probe (Mansour et al.)



Entropy loss coefficient, ζ, and stagnation pressure loss coefficient, Y, loss audits based on pitchwise averaged measurements.

図9 Difference between entropy and stagnation-pressure loss coefficients (Mansour et al.)



Modulation in entropy generation rate at different pitch positions at the rotor exit measurement plane as a percentage of the pitchwise averaged entropy loss coefficient.

図10 Modulation in entropy generation rate (Mansour et al.)

4 最新の研究トピックスから

4.1 Wake干渉効果等による剥離制御と高負荷低圧タービン段の実現

航空エンジン用ターボファンエンジンでは，比較的低速で回転するファン駆動のための出力を，ファンに直結している低圧タービン段から絞り出す構造になっている。そのため，低圧タービンの高負荷化はエンジン開発上不可避な課題であるが，これにエンジン軽量化の要請からの翼枚数の削減（低圧タービン部の重量はエンジン総重量の20%程度という報告がある[18]），巡航時の低レイノルズ数効果も加わることで，低圧タービン翼負圧面上での境界層剥離発生・損失増大の危険性が高まる。この甚大な悪影響を及ぼす剥離の発生を回避しつつ，高負荷化を実現するための技術や設計手法の開発がここ数年間の重要な課題となっている。剥離制御の有力な方法としては，(1)上流側からのwake干渉効果[2]

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

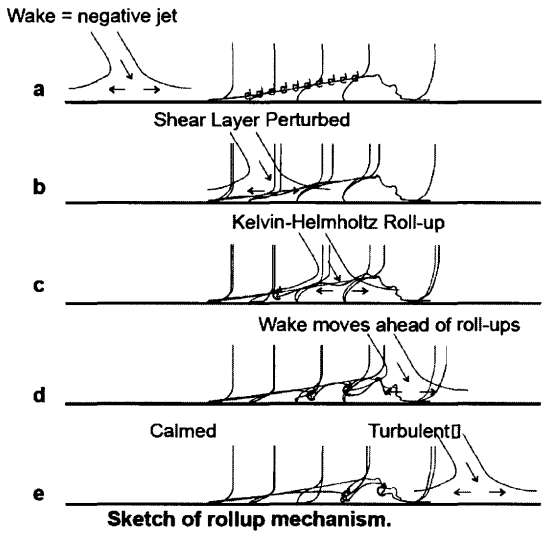
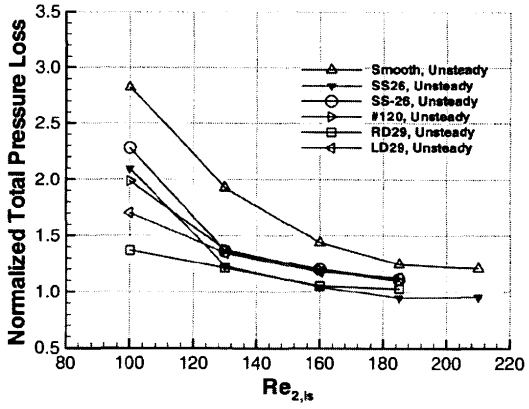


図11 Wake-separation bubble interaction via enhanced K-H instability (Stieger, Hodson)

(2)粗さの効果（人工的，ランダム）
(3)ジェットの噴き出し（プラズマアクチュエータを含む）
(4)(1)～(3)の組み合わせ
などが知られている。

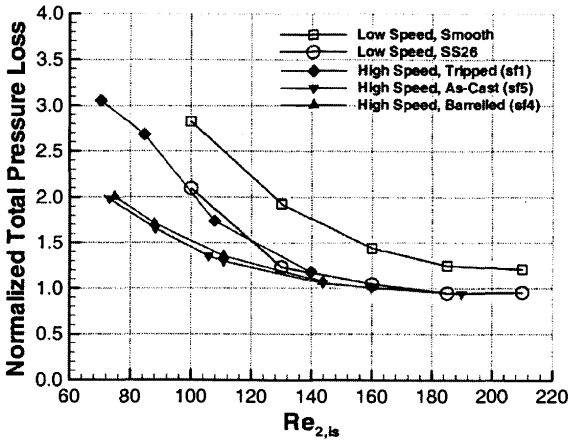
Wake干渉効果については文献(2)に詳しいが，レイノルズ数が低い場合にwake通過による剥離抑制及び翼列損失の低減効果が確認されており，高レイノルズ数になるほどwake干渉効果は相対的に弱まる。Wake干渉による剥離制御メカニズムに関する調査については，Stieger, Hodsonの研究[19]がよく知れている（図11）。彼らの調査によれば，wake通過の効果を非粘性的なnegative jetの移流の効果として考えることができ，negative jetにより擾乱を受けた剥離せん断層の不安定化促進，渦の巻き上がりとその後の崩壊・3次元化というシナリオで剥離境界層の遷移現象が発生するとされている。翼面上の剥離（泡）は主流乱れにも敏感に反応し，Funazakiら[20]の実験及びLESによれば，剥離泡の抑制に主流乱れが大きく関与することが明らかにされている。

粗さの効果やジェットの噴き出しによる剥離制御については古くから多くの研究が行われているが，低圧タービンを対象とした場合でも多くの手法が試みられている。Zhangら[21]は，正・負のステップ（SS26, SS-26），分布粗さ（distributed roughness #120），ディンプル（RD29, LD29）などを用いた離散的粗さ，貫通孔等の効果を調査している（図12）。ディンプルは，低レイノルズ数に対しては調査した手法の中では損失が最も小さくなっているが，レイノルズ数の増加とともにその優位性は薄らいでいる。貫通孔を用いたジェットの場合，正のステップと同等またはやや劣る性能であった。低速風洞試験の妥当性についても検証されている（図13）。この結果から，低速試験でも高速風洞試験と同等の結果が得られることが確認された。また，as-castや粗い仕上げに留めた翼が，Re=13×10^{5}で最適化された粗さ付きの翼より



Total pressure loss coefficients with different surface trips at Tu=0.5% in unsteady flow

図12 Total pressure loss coefficients for various devices (Zhang et al.)



Total pressure loss coefficients at high speed (*M* =0.65) in unsteady flow

図13 Total pressure loss coefficients for various devices (Zhang et al.)

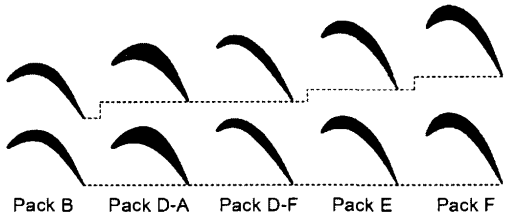
も損失が低くなっており，ランダムに存在する“ほどよい”粗さが剥離制御に繋がりうることを示している。

噴き出しを用いた研究としては，間欠的なVGJ（Vortex Generator Jet）を負荷分布の異なる三種類の高負荷翼（Zweidel係数が1.34程度）に適用した例などもある[22]。負荷レベルの上昇でwake通過による剥離抑制効果が限定的になること，剥離上流でのVGJの適用の場合はwake通過の効果は二次的な効果に留まること，wake通過周波数とVGJの周波数が剥離制御における重要なパラメータであることなどが示されている。

4.2 翼負荷分布の効果

低圧タービンの高負荷化に関連して，翼負荷分布に関する研究例が多くなっている。Praisnerら[23]は，Pack Bとよぶベース翼に対してソリディティを下げていった場合の空力性能評価を，実験及びCFD（主に静圧分布評価）を用いて行った。評価に使用した翼断面形状を図14に示す。また，それぞれの翼を用いた場合の定常

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.



Four high-lift airfoil designs compared to the baseline Pack B design.

	Pack B	Pack D-A	Pack D-F	Pack E	Pack F
Zw	Base	+25%	+25%	+43%	+61%
C/C_x	1.11	1.11	1.22	1.20	1.19
τ/C_x	0.8856	1.106	1.106	1.264	1.424

図14 Tested airfoils for various loadings (Praisner et al.)

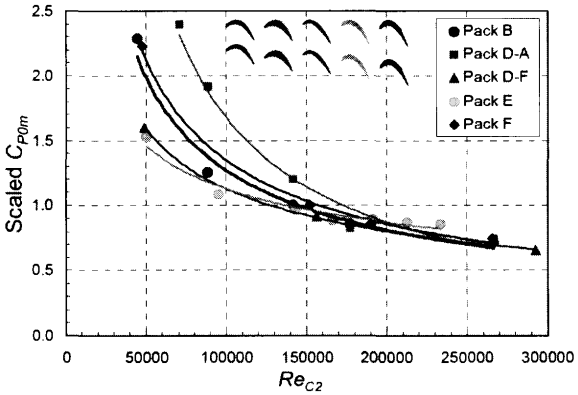


Figure 9. Comparison of loss-versus-Reynolds number characteristics for the four high-lift and baseline Pack B designs with power-law fits for each data set.

図15 Midspan loss coefficients (Praisner et al.)

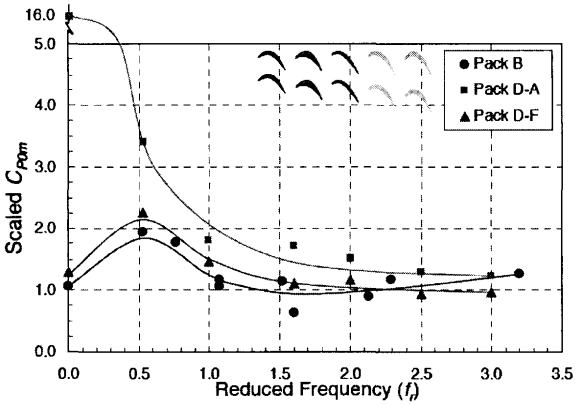


図16 Effect of wake passing frequency on loss coefficients (Praisner et al.)

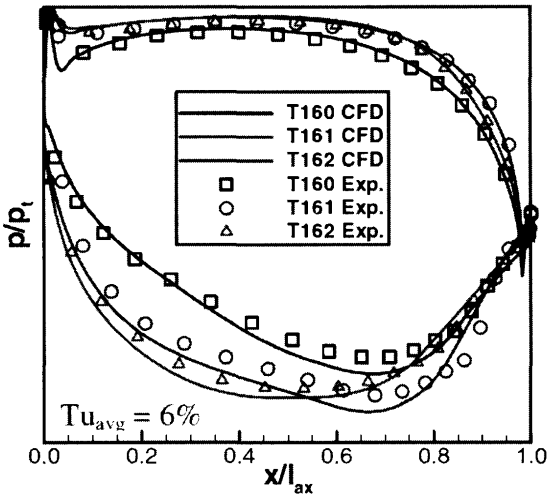


図17 Pressure distributions for three airfoils having base, aft- and front-loadings (Gier et al.)

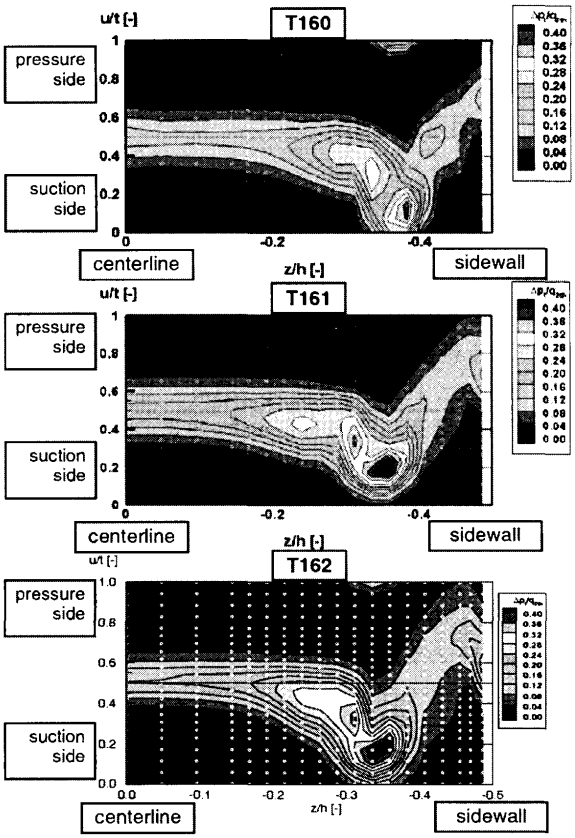


図18 Loss distributions for three airfoils having base, aft- and front-loadings (Gier et al.)

midspan損失係数と出口レイノルズ数の関係を図15に示す。Pack D-A及びD-Fは，Pack Bに対して翼負荷分布をfront-loading及びaft-loadingによってさらに高負荷化したものである。定常midspan損失係数を見ると，aft-loadingを採用したPack D-Aの低レイノルズ数時の損失が急増する一方，front-loadingを採用しているPack D-Fは計測した全てのレイノルズ数においてもっとも低い損失係数を示していることがわかる。Pack D-Fの優位性は，非定常流中のmidspan損失係数を示した図16からも明らかである。Pack D-Aは，高いwake通過周波数でようやくPack D-F程度の損失レベルにまで下がっているが，負荷分布のピーク点から後縁までの減速率の大きさが災いして大規模な剥離が発生している（と考えられる）ため，wake通過による剥離抑制効果も限定的である。Coullら[24]は，圧力勾配の制御が可能な平板翼を用いて翼負荷分布の効果を調査した。翼負荷分布（及び最少圧力点）の最適値は条件毎に異なるものの，front-loadingに相当する圧力分布が，低レイノルズ数，低wake通過

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

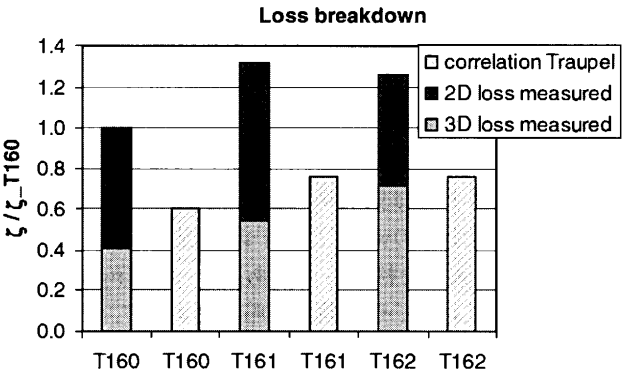


図19 Comparison of loss coefficients for three airfoils (Gier et al.)

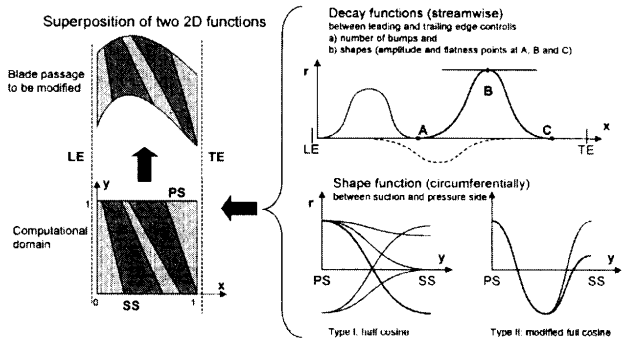


図20 Parameterization of endwall contouring geometry for optimization (Germain et al.)

周波数また高い減速率に対して優位であることが確認されている。この際，aft-loadingに相当する圧力分布での剥離泡がwake通過に対してrobustである可能性が示唆されている。

midspan損失係数のみで判断した場合，翼負荷分布にはfront-loadingという選定しかないようだが，三次元的に見た場合，翼前半部でのピッチ方向圧力差が強まり，結果として二次流れ損失の増加が懸念される。この点を踏まえての議論がGierら[25]によって行われている（図17, 18, 19）。Front-loadingであるT162はmidspan損失が最も小さいが，二次流れ損失も少なくなく，結果としては総合損失はT160と同程度である。この場合でも負荷ピークが翼後半にあるT161は三種類の翼の中でもっとも損失が大きいことから，設計指針としてはfront-loadingが好ましいと見ることも出来る。ただし，Zhangら[26]は，wake通過による境界層遷移を考慮した場合，aft-loadingが好ましいと述べている。

4.3 Endwall contouringによる二次流れ制御

Endwall contouringは，翼ハブまたはチップシュラウド面上に適当なうねりをもうけることで面内の圧力分布を変化させ，結果として二次流れ制御を可能にする手法である。Endwall contouringの考え自体は新しいものではなく，周方向に一様なaxisymmetric contouringに始まり，1994年にRose[27]が，現在主流となっているnon-axisymmentric contouringを提案している。

高負荷タービン段（1.5段）のendwall contouringについて，数値的な最適化手法を用いてcontouring形状の設計を行い，実際に計測によって実証した研究が報告されている[28],[29]。図20にはcontouringの最適化を行うための形状パラメータの設定例を示す。その基本的な考えとしては，流れ方向に振動減衰的な関数を，周方向は三角関数的な関数を準備しておき，15個程度のパラメータで計算領域形状に応じた調整を施すものである。流れ解析には3D RANS（TRACE）を用い，翼面に対しては遷移モデルを適用している。最適化には非線形制約付き最適化ライブラリDONLP2を採用している。目的関数にはよどみ点圧力損失と二次流れ運動エネルギ（SKE）の組み合わせを用いている。この理由としては，よどみ点圧力損失のCFDによる予測そのものが容易でない一方，SKEに関してはある程度の精度で予測可能であるからとされている。なお，SKEを導入するにあたっては参照流れ（平均流れ）の定義が重要であり，周方向平均，半径方向平均の２段階的手法を用いている点は興味深い。いずれにしてもCFDによる最適化には，CFDの精度と最適解探索のrobustnessの検証が重要であろう。この研究では，endwall contouringによる利得は二次流れの抑制のみではなく，midspanでの損失低減も得られていること，境界層遷移モデルを導入する事の重要性が報告されている。また，流れ場の一様化を促進したことが効率向上に繋がったと結論づけられている。

前出の翼負荷分布の議論と関連して，Praisnerら[23]はfront-loadingを採用した場合に懸念される二次流れ損失増大への対応策として，endwall contouringとの組み合わせによる二次流れ制御手法を提案している。その結果を図21に示す。平面のままのfront loadingの損失と比べかなりの改善が見られるものの，base翼負荷と比較してまだ高レベルの二次流れ損失を示しており，調査されたfront loading翼採用にはまだ解決すべき課題があることがわかる。

二次流れ損失をendwall contouring単独で低減化を図るのではなく，複数の手法の組み合わせ（blade leaning,

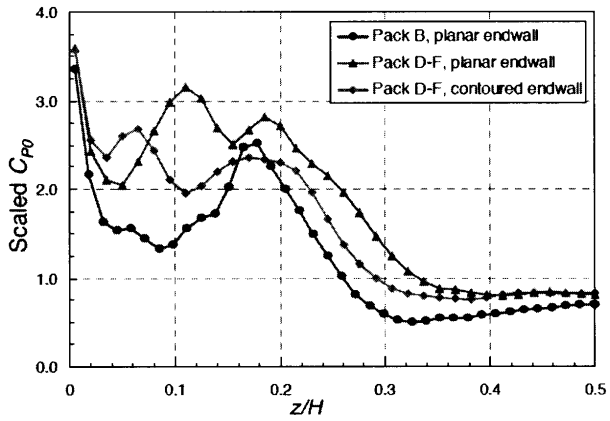


図21 Effect of endwall contouring upon front-loaded airfoils (Praisner et al.)

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

leading edge extension）で損失低減を狙った研究も報告されている[30]。結論的には，三種類の手法による損失削減効果は加算的ではなく，また，二次流れは減少できても，二次流れによる損失低減には必ずしも繋がらないことが示されており，設計の困難さを物語っている。また，損失だけでなく翼列流出角のスパン方向の分布が下流側の翼設計に与える影響など，多段としての扱いも重要とされている。調査した翼列の種類を表1に，それらのよどみ点圧損失を図22に示す。Endwall contouring単体でも二次流れ損失低減に有益であること，極端なcontouringは逆効果であること，blade leaningと組み合わせた場合，控えめなEndwall contouringの方が損失低減効果が高いこと，などが示されている。Endwall contouringではないが，上記の論文と同様の視点で多段回転試験機を用いた研究が報告されている[31]。翼端部からの漏れ流れの効果についても調査しており，低アスペクト比タービンの設計に関する貴重な知見を提供している。特にcompound leanが低アスペクト比のタービンで実質的な損失低減に必ずしも繋がらないこと，スパン方向の負荷分布の変化により流れ方向の渦が発生するため，翼単独での議論ではleanの効果を正しく評価できないことなどを示している。

表1 List of tested configurations for secondary loss reduction (Gregory-Smith et al.)

Label	*Description*
P0,C0,C0a	Flat endwalls and prismatic blades reference case
P1	1st generation profiled endwall
P2	2nd generation profiled endwall
P3	Aggressive profiled endwall with large separation
C1	Planar endwall with reverse compound lean blades
C2 mild	Reverse compound lean blades, leading edge extensions and conservative profiled endwall
C2 aggr	Reverse compound lean blades, leading edge extensions and large amplitude profiled endwall
C3 pew	Reverse compound lean blades, leading edge extensions and conservative profiled endwall
C3 planar	Reverse compound lean blades, leading edge extensions and flat endwall

Table 1: Experiments Discussed in the Paper

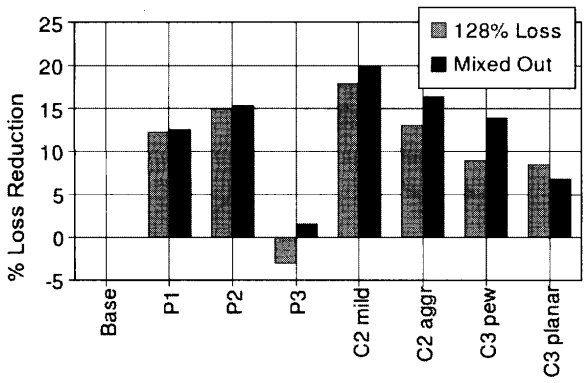


図22 Comparison of loss reduction magnitudes for various configurations (Gregory-Smith et al.)

4.4 Clocking

Clockingは多段の圧縮機やタービンにおいて，隣接する段の静翼間または動翼間の周方向の位置を変えることで，上流側からのwakeとの干渉状況を変化させ，効率最大の位置関係を探るものである。Clockingは主に二次元的CFDによってその効果が喧伝されて[32]，回転試験機での追実験が試みられている状況である。共通と見なされる認識としては，上流側静翼（または動翼）のwakeが下流側静翼（または動翼）の前縁または少し正圧面側に当たる状況で最大効率となり，流路間にwakeが位置した場合に最小効率となる，とされている[33]。また，clockingによる効果は0.5%～1.0%程度の効率の振れ（variation）が見込まれるとする報告が多い[34]。一方で，二次元では効果はあっても三次元ではどうか，効果があるとしても定量的にはごく僅かな効果しかないのでは，という懸念も持たれている。特に三次元性に関しては，半径方向の旋回速度分布や下流側翼のbladingの関係で，二次元で想定しているようなwakeと翼との干渉状況が実現しにくいことも関係している[34],[35]。低アスペクト比の場合は二次流れの影響が支配的となることも関係している[36]. Reinmollerら[37]は，1.5段タービン試験機及びURANSを用いて2段静翼のclockingの効果を三次元的に調査した。図23にはclockingによるmidspanでの効率の変化状況を実験，CFDそれぞれについて示している。この例では，clocking角度0度が最も高い効率となっているが，その時の1段静翼wakeは，動翼下流において2段静翼前縁の影響範囲とin-lineになっている（図24）。Behrら[36]は2段低アスペクト比タービン試験機による流れ場計測を行い，URANSとの比較を行っている。CFDでは特に2次元解析と3次元解析との差異に

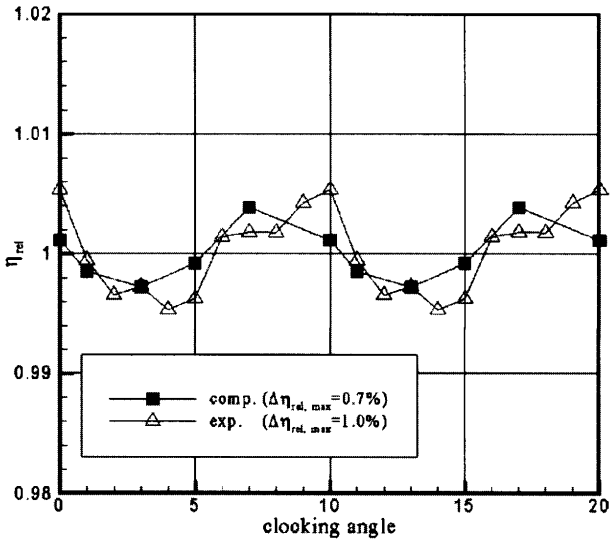


図23 Efficiency variation due to the 2nd stator clocking (Reinmoller et al.)

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

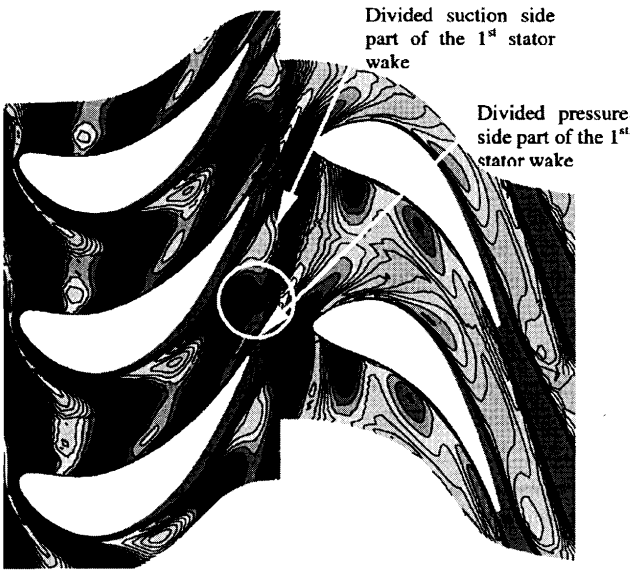


図24 Entropy contour calculated for the highest efficiency configuration (Reinmoller et al.)

着目している。実験的に確認された効率変動は±0.15%程度であること，clocking効果を予測するためには3次元非定常解析が必要であること（特に二次流れ効果が支配的な場合）が示されている。Paradisoら[38]は，1.5段の遷音速タービン回転試験機を用いて，動静翼干渉の他，静翼-静翼のclockingについて調べている。そこでは，1段静翼後縁でのshockと1段動翼との干渉効果が最も強い非定常性の原因となっており，動翼におけるshockの挙動やハブ側の二次流れに大きく影響を与えていること，従って，低速流の場合と異なり，1段静翼のwakeの効果よりも1段静翼と動翼との干渉効果に与える2段静翼のclocking効果が支配的であること，hub-midspan間の流れ場へのclocking効果を工夫することで更なる性能向上の可能性があることなどが示されている。

5．おわりに

タービン段における非定常流れ挙動について，最新の研究動向を交えながら解説した。ここでは述べきれなかった重要な研究例があるが，それらについては別の機会で紹介できればと考えている。最先端の実験手法とCFD及び設計手法を駆使して効率向上への取り組みが欧米で行われている。日本での優れた研究も少なくないが，空力面でやや後塵を拝していることは否めない。この拙文が国内における研究促進を喚起することを，自戒の念を感じながら，願ってやまない。

参考文献

(1) 船崎健一，ターボ機械の非定常流体力学の最新動向（特に性能向上に関する研究動向），ターボ機械，34-9，pp.514-526，2006

(2) Hodson, H. P. and Howell, R.J., Bladerow Interactions, Transition and High-Lift Aerofoils in Low-Pressure Turbines, Annual Review of Fluid Mechanics, 37, pp. 71-98, 2005

(3) Carlsson, I., "A Reduced-Order Through-Flow Program for Choked and Cooled Axial Turbines," Lund University, 2005

(4) Denton, J. D., "Loss Mechanisms in Turbomachines," Trans. ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 115, pp. 621 - 656, 1993

(5) Greitzer, E. M., Tan, C. S. and Graf, M. B., "Internal Flow; Concepts and Applications," Cambridge University Press, 2004

(6) Menter, F.R., Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications, AIAA Journal, Vol. 40, 2, pp. 254-266, 2002

(7) Langtry, R.B., Menter, F.R., Likki, S.R., SUzen, Y.B., Huang, P.G., Volker, S., A Correlation-Based Transition Model Using Local Variables- Part II: Test Cases and Industrial Applications, ASME Trans., Journal of Turbomachinery, Vol. 128, pp. 423-434, 2006.

(8) Durbin, P.A., On the k-e Stagnation Point Anomely, International Journal Heat and Fluid Flow, Vol. 17, pp. 89-90, 1996

(9) Prakash, C., Cherry, D.G., Shin, H.W., Machnaim, J., Dailey, L., Beacock, R., Halstead, D., Wadia, A.R., Guillot, S., Ng, W.F., Effect of Loading Level and Distribution on LPT Losses, ASME GT2008-50052, 2008

(10) Matsunuma, T., "Unsteady Flow Field of an Axial-Flow Turbine Rotor at a Low Reynolds Number," ASME Trans., Journal of Turbomachinery, Vol. 129, pp. 360-371, 2007

(11) Gottlich, E., Woisetschlager, J., Pieringer, P., Hampel, B. and Heitmeir, F., "Investigation of Vortex Shedding and Wake-Wake Interaction in a Transonic Turbine Stage using Laser-Doppler-Velocimetry and Particle-Image Velocimetry," ASME Trans., Journal of Turbomachinery, Vol. 128, pp. 178-187, 2006

(12) Hummel, F., 2002, "Wake-Wake Inteaction and Its Potential for Clocking in a Transonic High-Pressure Turbine," ASME Trans., Journal of Turbomachinery, Vol. 124, pp. 69-76.

(13) Porreca, L., Yun, Y. I., Kalfas, A. I., Song, S. J. and Abhari, R. S., 2006, "Investigation of 3D Unsteady Flows in a Two Stage Shrouded Axial Turbine using Stereoscopic PIV and FRAP, Part I: Intersgate Flow Interactions," ASME GT2006-90752.

(14) Ng, W. F. and Epstein, A. H., 1983, "High-Frequency Temperature and Pressure Probe of Unsteady Compressible FLows," Review of Scientific Instruments, Vol. 54, pp. 1678-1683.

(15) Payne, S. J., Ainsworth, R. W., Miller, R. J., Moss, R. W. and Harvey, N. W., 2003, "Unsteady Loss in a High Pressure Turbine Stage," International Journal of Heat and Fluid Flow, Vol. 24, pp. 698-708.

(16) Payne, S.J., Moxon, A.J.W., High-Frequency Effects in the Aspirating Probe, ASME Trans. Journal of

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

Turbomachinery, Vol. 129, pp. 842-851, 2007

(17) Mansour, M., Chokani, N., kalfas, A.I., Abhari, R.S., Impact of Time-Resilved Entropy Measurement on a One-and-1/2 Stage Axial Turbine Performance, ASME Paper GT2008-50807, 2008

(18) Chamis, C.C., Blankson, I.M., Exo-Skeltal Engine - Novel Engine Concept, NASA/TM-2004-212621, 2004

(19) Stieger, R. D. and Hodson, H. P., 2005, "The Unsteady Development of a Turbulent Wake Through a Downstream Low-Pressure Turbine Blade Passage," Journal of Turbomachinery, Vol. 127, pp. 388-394.

(20) Funazaki, K., Yamada, K., Chiba, Y., Tanaka, N., Numerical and Experimental Studies on Separated Bounadry Layers over Ultra-High Lift Low-Pressure Turbine Cascade Airfoils with Variable Solidity: Effects of Free-stream Turbulence, ASME Paper GT2008-50718, 2008

(21) Zhang, X.F., Vera, M., Hodson, H.P., Harvey, N., Separation and Transition Control on an Aft-Loaded Ultra-High-Lift LP Turbine Blade at Low Reynolds Numbers: Low-Speed Investigation, ASME Trans., J. Turbomachinery, Vol. 128, pp. 517-527, 2006

(22) Bons, J.P., Pluim, J., Gompertz, K., Bloxham, M., The Application of Flow Control to an Aft-Loaded Low Pressure Turbine Cascade with Unsteady Wakes, ASME Paper GT2008-50864, 2008

(23) Praisner, T.J., Grover, E.A., Knezevici, D.C., Popvic, I., Sjolander, S.A., Clark, J.P., SOndergaard, R., Toward the Expansion of Low-Pressure-Turbine Airfoil Design Space, ASME Paper GT2008-50898, 2008

(24) Coull, J.D., Thomas, R.L., Hodson, H.P., Velocity Distributions for Low Pressure Turbines, ASME Paper GT2008-50589, 2008

(25) Gier, J., Franke, M., Hubner, Norbert, Schroder, T., Designing LP Turbines for Optimized Airfoil Lift, ASME Paper GT2008-51101, 2008

(26) Zhnag, X. F., Hodson, H. P. and Harvey, N. W., Unsteady Boundary Layer studies on Ultra-High-Lift Low-Pressure Turbine Blades, Proceedings of the I Mech E Part A Jounral of Power and Energy, Vol. 219, pp. 451-460, 2005

(27) Rose, M.G., Non-axisymmetric Endwall Profiling in the HP NGVs of an Axial Flow Gas Turbine, ASME Paper 94-GT-249

(28) Germain, T., Nagel, M., Raab, I., Schuepbach, P., Abhari, R.S., Rose, M., Improving Efficiency of a High Work Turbine using Non-Axisymmetric Endwalls - Part I: Endwall Design and Performance, ASPE Paper GT2008-50469, 2008

(29) Schuepbach, P., Abhari, Rose, M., Germain, T., Nagel, M., Raab, I., R.S., Improving Efficiency of a High Work Turbine using Non-Axisymmetric Endwalls - Part I: Endwall Design and Performance, ASPE Paper GT2008-50470, 2008

(30) Gregory-Smith, D., Bagshaw, D., Ingram, G., Stokes, M., Using Profiled Endwalls, Blade Lean and Leading Edge Extentions to Minimise Secondary Flow, ASME Paper GT2008-50811, 2008

(31) Rosic, B., Xu, L., Blade Lean and Shroud Leakage Flows in Low Aspect Ratio Turbines, ASME Paper GT2008-50565, 2008

(32) Dorney, D. J., 1998, "Physics of Airfoil Clocking in a High-Speed Axial Compressors," ASME Paper 98-GT-82, pp.

(33) Arnone, A., Marconcini, M., Pacciani, R., Schipani, C. and Spano, E., 2002, "Numerical Invetstigation of Airfoil Clocking in a Three-Stage Low-Pressure Turbine," ASME Trans., Journal of Turbomachinery, Vol. 124, pp. 61-68.

(34) Bohn, D., Ren, J. and Sell, M., 2005, "Influence of Stator Clocking on the Unsteady Three-Dimensional Flow in a Two-Stage Turbine," ASME Trans., Journal of Turbomachinery, Vol. 127, pp. 156-163.

(35) Schennach, O., Woisetschlager, J., Fuchs, A., Gottlich, E., Marn, A. and Pecnik, R., 2007, "Experimental Invetstigations of Clocking in a One-and-a-Half Stage Transonic Turbine Using Laser Doppler Velocimetry and a Fast Response Aerodynamic Pressure Probe," ASME Trans., Journal of Turbomachinery, Vol. 129, pp. 372-381.

(36) Behr, T., Porreca, L., Mokulys, T., Kalfas, A. I. and Abhari, R. S., 2006, "Multistage Aspects and Unsteady Effects of Stator and Rotor Clocking in an Axial Turbine with Low Aspect Ratio Blading," ASME Trans., Journal of Turbomachinery, Vol. 128, pp. 11-22.

(37) Reinmoller, U., Stephan, B., Schmidt, S. and Niehuis, R., 2002, "Clocking Effects in a 1.5 Stage Axial Turbine - Steady and Unsteady experimental Investigations Supported by Numerical Simulations," ASME Trans., Journal of Turbomachinery, Vol. 124, pp. 52-60.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

特集：流体現象と流れ制御

動翼可変軸流ファンでの旋回失速とエアセパレータによる抑制

西岡　卓宏*1
NISHIOKA Takahiro

キーワード：動翼可変軸流ファン（Variable-pitch axial-flow fan），旋回失速（Rotating stall），失速セル（Stall cell），旋回不安定じょう乱（Rotating instability），ケーシングトリートメント（Casing treatment），エアセパレータ（Air-separator）

1．はじめに

軸流圧縮機や軸流ファンの低流量域の運転では，不安定現象である旋回失速が発生し，翼列の破損を引き起こす場合もある。このため，旋回失速に関する多くの研究成果が報告されている。本解説では，旋回失速に関する研究の概要を発生過程と抑制の観点から述べる。また，動翼可変軸流ファンを対象とした，著者らの研究内容を紹介する。

2．旋回失速に関する研究概要

2.1　旋回失速の発生過程

旋回失速の発生過程に関しては，1990年代の前半から実験的な研究が行われており，二つの発生過程が報告されている。以下では，発生過程の概要を述べる。

2.1.1　スパイク型の発生過程

第一の発生過程はスパイク型と呼ばれており，動翼の2から3ピッチ程度のスケールをもつ小スケール失速セルが最初に現れる。Day[1]は単段と4段の軸流圧縮機を用いた実験で，翼端隙間が先端コード長の1.2%の場合に，小スケール失速セルの発生を確認している。この小スケール失速セルの伝播速度は動翼回転速度の約70%であり，失速セルの発達とともに伝播速度は約38%に低下する。Silkowski[2]も多段軸流圧縮機の第1段で，小スケール失速セルの発生を確認している。この場合の伝播速度も動翼回転速度の約70%であり，失速セルの発達とともに約45%に低下している。スパイク型の発生過程では小スケール失速セルが発生した後に，セル数を増やして小スケール多重失速セルを形成する場合も確認されている。Inoueら[3],[4]は単段の低速軸流圧縮機で，小スケール多重失速セルの発生を確認しており，この失速セルの伝播速度が単独の小スケール失速セルの場合と同じであることを示している。

小スケール失速セルの発生メカニズムに関しては，数値シミュレーションによる研究も盛んに行われている。Hoyingら[5]は動翼8翼間を対象とした数値シミュレーションにより，小スケール失速セルの発生点近傍で，翼端漏れ渦が動翼前縁よりも上流側に移動することを示している。また，Voら[6]は小スケール失速セルの発生条件を検討しており，発生条件として第一に動翼流入流れと翼端漏れ流れの境界が前縁と平行になること，第二に動翼後縁からの逆流の発生を示している。Hahら[7]もLES（Large Eddy Simulation）を用いた動翼の全周解析により発生メカニズムを検討しており，翼端漏れ流れの隣接翼間への流入が小スケール失速セルの発生条件であることを示している。一方，古川ら[8]と山田ら[9]は特異点理論を応用して，渦流れの観点から小スケール失速セルの発生メカニズムを検討している。古川ら[8]と山田ら[9]は翼端隙間が大きい場合には失速点近傍で翼端漏れ渦の崩壊が起こり，この渦崩壊が小スケール失速セルの発生に影響を及ぼすことを明らかにしている。また，岩切ら[10]はDES（Detached Eddy Simulation）を用いて，翼端隙間が小さい場合の発生メカニズムを検討しており，動翼先端での前縁はく離から発達した竜巻状のはく離渦が小スケール失速セルの発生に影響を及ぼすことを示している。

2.1.2　モーダル型の発生過程

第二の発生過程はモーダル型と呼ばれており，動翼の周長よりも長いスケールの微小じょう乱波が失速セルの発生前に現れる。McDougallら[11]は翼端隙間がコード長の3%の場合に，微小じょう乱波であるモーダル波の発生を確認しており，このモーダル波が動翼回転速度の約49%で伝播することを示している。Garnierら[12]もモーダル波を失速セルの発生前に確認している。また，モーダル波の伝播速度が，発達した失速セルよりもわずかに遅いことを示している。Day[1]もスパイク型の発生過程が確認された単段軸流圧縮機の翼端隙間を翼端コード長の3%とした場合に，発生過程がスパイク型からモーダル型に変化することを確認している。この場合のモーダル波と発達した失速セルの伝播速度は同じであり，動翼回転速度の約43%である。さらに，CampとDay[13]は限界

原稿受付　2008年7月31日
＊1　㈱日立製作所　機械研究所
〒312-0034　ひたちなか市堀口832－2

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

入射角と圧力上昇の勾配間の相関を用いて，発生過程を予測するモデルを提案している。SimpsonとLongley[14]は，CampとDayのモデルを実験的に検証しており，動翼先端での軸方向への流れの加速が発生過程の変化に影響を及ぼすことを示している。

モーダル波の発生メカニズムに関する数値シミュレーションによる研究は，小スケール失速セルの場合と比べて少ない。これは，モーダル波が動翼周長程度のスケールをもつ微小じょう乱波であるため，数値シミュレーションでは大規模な解析モデルが必要となるためである。ChenとHathaway[15]は動・静翼の全周解析により，モーダル波から小スケール失速セルへの発達過程を再現している。また，動翼先端の逆流領域が発達した時に，モーダル波が発生することも示している。

2.1.3　旋回不安定じょう乱の発生過程

小スケール失速セルとモーダル波とは異なった，微小じょう乱波の発生も，翼端隙間が大きい高スタッガ角の動翼の場合に確認されており，旋回不安定じょう乱と呼ばれている。Mailachら[16]は旋回不安定じょう乱の発生時に，翼通過周波数の約25%の周波数領域で圧力変動が増加することを示している。また，旋回不安定じょう乱が，翼端漏れ渦の変動により誘起されることを明らかにしている。Marzら[17]は旋回不安定じょう乱の発生時に，翼通過周波数の約50%の周波数領域で圧力変動が増加することを示している。さらに，Marzら[17]は，旋回不安定じょう乱が動翼流入流れと翼端漏れ流れ，および後縁からの逆流間の非定常干渉に誘起されることを数値シミュレーションから明らかにしている。

上述したように，旋回失速の発生過程が実験的に明らかにされている。また，発生段階で現れる小スケール失速セルとモーダル波，および旋回不安定じょう乱の発生メカニズムも，数値シミュレーションの活用により明らかになりつつある。

2.2　旋回失速の抑制

旋回失速の抑制制御に関しては，ガスタービン用の軸流圧縮機を中心に研究されており，アクティブ制御とパッシブ制御に大別できる。以下では，アクティブ制御とパッシブ制御の概要について述べる。

2.2.1　アクティブ制御

アクティブ制御はケンブリッジ大学とマサチューセッツ工科大学を中心に研究されており，Day[18]は旋回失速の予兆として現れる微少じょう乱波と失速セルを検知し，この検知信号を基に動翼上流部への空気の噴射を制御し，旋回失速を抑制する方法を開発している。また，この方法を多段軸流圧縮機に適用し，４～６%の作動範囲の拡大を確認している。Paduanoら[19]も微少じょう乱波を用いたフィードバック制御により入口案内翼を駆動し，旋回失速を抑制する方法を開発しており，この制御方法により11%～23%の作動範囲拡大を確認している。GyslingとGreitzer[20]も，Paduanoら[19]と同様の制御方法で動翼上流部に空気を噴射して旋回失速を抑制する方法を開発しており，10%の作動範囲拡大を確認している。Taharaら[21]は，動翼先端の軸流速度を増大させるハブフラップ方式の制御法と，自己相関係数を用いた失速検知方法を開発し，その有効性を検証している。Vo[22]はプラズマアクチュエータによる小スケール失速セルの抑制効果を，数値シミュレーションを用いて検討している。また，アクチュエータにより翼端漏れ流れの隣接翼間への流入を抑制できることを示している。

2.2.2　パッシブ制御

パッシブ制御の方法としては，ケーシングトリートメントやエアセパレータを設置する方法が報告されている。ケーシングトリートメントとは，動翼周囲のケーシングに細かな溝を設けることである。Princeら[23]は８種類のケーシングトリートメントの効果を実験的に調べ，効率の低下はあるものの，いずれのケーシングトリートメントも作動範囲の拡大に有効であることを示している。TakataとTsukuda[24]も，７種類のケーシングトリートメントの効果を実験的に調べており，斜め溝型のケーシングトリートメントによる作動範囲の拡大効果が大きいことを示している。また，動翼前後の流れ分布とケーシングトリートメント内の圧力変動の測定結果から，旋回失速の抑制メカニズムも検討しており，ケーシングトリートメントから噴出するジェットによる運動量の交換が，作動範囲拡大の主なメカニズムであることを示している。SmithとCumpsty[25]も斜め溝型のケーシングトリートメントを設置した場合に，22%の作動範囲の拡大を確認している。また，動翼下流部の分布測定結果より，動翼後縁付近に発生する高旋回・高損失流体の除去と，旋回成分を除去された流体の動翼前縁付近からの再導入が，作動範囲拡大に重要であることを示している。

ケーシングトリートメントによる作動範囲の拡大メカニズムも数値シミュレーションにより調べられており，RabeとHahは[26]，動翼前縁付近に設置された周方向ケーシングトリートメントが動翼先端での入射角を減少させるため，作動範囲が拡大することを示している。また，Mullerら[27]は，周方向ケーシングトリートメントが翼端漏れ渦と隣接翼との干渉を抑制するとともに，翼端漏れ流れの隣接翼間への流入も防止するため，小スケール失速セルの発生を遅らせることを示している。

エアセパレータは，動翼前縁付近のケーシング上に設置される循環流路であり，Ivanov[28]により最初に提案された。三宅ら[29]～[31]は，エアセパレータの構造と寸法が作動範囲に及ぼす影響を実験的に調べている。実験では，エアセパレータと動翼先端部とのオーバーラップ長の影響と，エアセパレータ内に設置されたフィンの影響，およびエアセパレータ入口部と出口部の長さの影響を調べており，オーバーラップ長とフィンの影響が大きいことを示している。また，動翼前後での内部流動の測定結果

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

より作動範囲拡大のメカニズムを検討しており，動翼先端部に生じる逆流をすべてエアセパレータ内に吸収しうるときに旋回失速が発生せず，作動範囲が拡大することを示している。Azimianら[32]とKangら[33]，および山口ら[34]もエアセパレータによる作動範囲拡大効果を調べている。Azimianら[32]は，オーバーラップ長が作動範囲に最も影響を及ぼすパラメータであることを示している。また，最適なオーバーラップ長として67%を提案している。Kangら[33]は3種類のエアセパレータを設計し，ファン性能に及ぼす影響を調べている。Kangら[33]は実験結果より，最適なエアセパレータでは効率の低下を伴わずに，67%の作動範囲の拡大が得られることを確認している。また，動翼先端部とエアセパレータ内部の流動測定結果から，動翼先端部に集積した低エネルギ流体の除去が旋回失速を抑制し，作動範囲を拡大することを示している。山口ら[34]も4種類のエアセパレータを設計し，動翼回転速度に対する作動範囲拡大効果の変化を調べている。実験結果より，従来のエアセパレータでは，低速回転では作動範囲拡大効果が大きいものの，高速回転ではこの効果が減少することを確認している。山口らはこの結果を基に，入口部にも整流ベーンを設置したエアセパレータを開発し，高速回転でも低速回転と同等の作動範囲拡大効果を確認している。Strazisarら[35]は旋回失速を抑制するために，静翼下流部の流れを動翼上流部に循環させる流路を提案しており，この流路の設置による作動範囲の拡大を確認している。また，数値シミュレーションを用いて，噴射口の形状を最適化している。

上述したように，アクティブ制御とパッシブ制御の有効性が多数の研究により示されている。また，数値シミュレーションの活用により，旋回失速抑制のメカニズムも明らかになりつつある。さらに，最適な制御方法や形状も，数値シミュレーションにより検討されている。

3．動翼可変軸流ファンでの旋回失速発生過程とその抑制

動翼可変軸流ファンは，運転中に動翼スタッガ角を変更することができる。このため，流量制御性に優れており，火力発電所での送風用や道路トンネルの換気用に用いられる。旋回失速の発生過程の研究例として，著者らが実施した動翼スタッガ角に対する旋回失速の発生過程の変化を以下で述べる。また，エアセパレータによる旋回失速の抑制と作動範囲拡大について，以下で紹介する。

3.1 動翼スタッガ角に対する旋回失速発生過程の変化

図1にモデルファンの概略図を示す。また，表1に仕様を示す。このファンは火力発電所で用いられる1次空気ファンの単段モデルである。動翼の翼端隙間は1.5mmであり，動翼先端コード長の2.0%となっている。ここでは，図2に示した設計スタッガ角と，スタッガ角を設計値から10°小さくした条件（以下，小スタッガ角と略す）での，旋回失速の発生過程について述べる。実験では，図1に示した動翼入口（Ris）から静翼出口（Ses）間の圧力上昇を測定するとともに，動翼前縁上のケーシング（図中，Aと示す）に半導体圧力センサーを設置し，圧力変動を測定した。

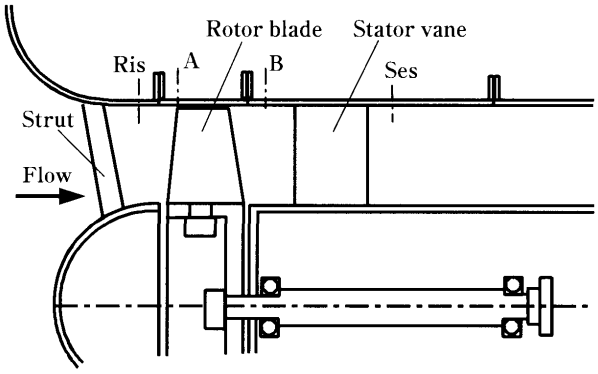


図1 モデルファン概略

表1 モデルファン仕様

Rotor tip diameter	628 mm
Hub/tip ratio	0.62
Rotor tip speed	99 m/s
Number of rotor blades	16
Number of stator vanes	21
Rotor tip clearance (% of rotor tip chord)	2.0 %

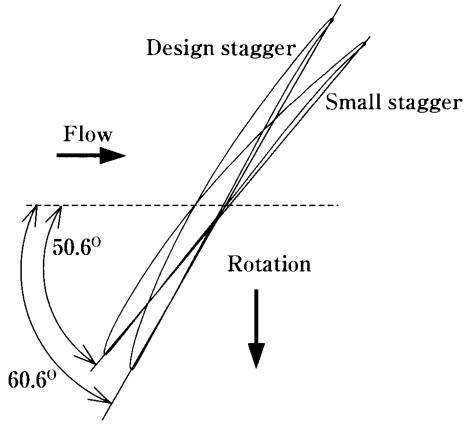


図2 動翼先端形状

図3に設計スタッガ角と小スタッガ角での圧力上昇を示す。縦軸は入口全圧と出口静圧，および2乗平均径周速を用いた圧力係数（$\psi_{T\text{-}S}$）を示しており，横軸は流量係数（ϕ_m）を示している。図4に設計スタッガ角の失速点近傍でのケーシング壁面の圧力変動を示す。縦軸は動翼先端周速を用いた圧力変動係数（Cp'）を，横軸は動翼回転周期を用いた無次元時間（T）を示している。作動点Aでは，旋回失速の発生を示す変動は確認できない。圧力上昇が右上がりに変化した作動点BとCでは，

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

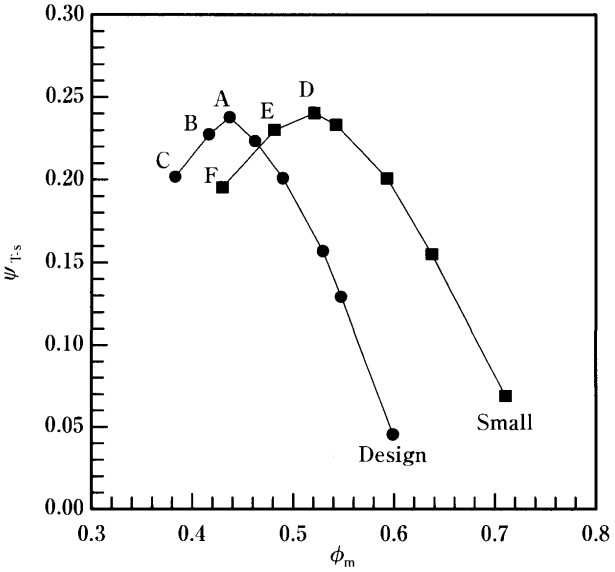


図３　モデルファン圧力上昇

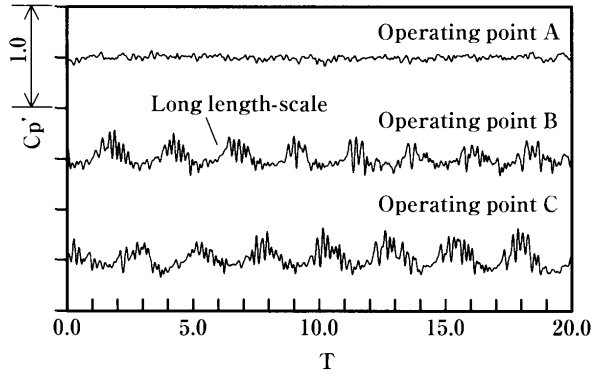


図４　設計スタッガ角の失速点近傍での圧力変動

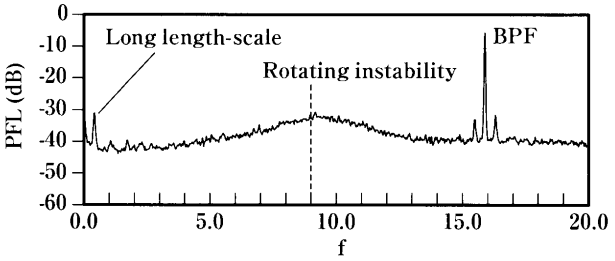


図５　設計スタッガ角の作動点Bでの圧力変動スペクトル

動翼の回転よりも周期の長い変動が現れており，大スケール失速セルが発生している。作動点Bで確認できた大スケール失速セルは，不規則に発生と消滅を繰り返していた。図５に作動点Bでの圧力変動スペクトルを示す。縦軸は動翼先端周速を用いた圧力変動レベル（PFL）を，横軸は動翼回転周波数を用いた無次元周波数（f）を示している。作動点Bでの圧力変動スペクトルには，大スケール失速セルに対応するピークがf=0.4に確認できる。また，翼通過周波数（BPF）の56%（f=9.0）を中心とした周波数領域の圧力変動レベルが高くなっている。2.1節で概説したように，Marzら[17]は旋回不安定じょう乱

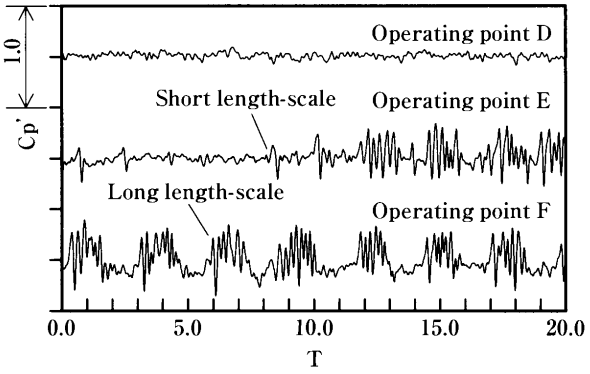


図６　小スタッガ角の失速点近傍での圧力変動

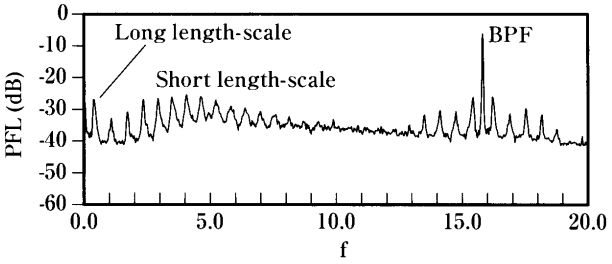


図７　小スタッガ角の作動点Eでの圧力変動スペクトル

の発生時に，翼通過周波数の約50%の周波数領域で圧力変動が増加することを示している。中心周波数はMarzら[17]の実験結果に比べて高くなっているが，作動点Bでの圧力変動スペクトルはMarzら[17]が示した，旋回不安定じょう乱発生時の圧力変動スペクトルと類似している。設計スタッガ角では小スケール失速セルの発生は確認できなかった。また，モーダル波の発生も確認できなかった。これらの実験結果より，設計スタッガ角での旋回失速の発生過程はスパイク型とモーダル型とも異なっており，旋回不安定じょう乱が大スケール失速セルの発達に直接，影響を及ぼしていると考える。

図６に小スタッガ角の失速点近傍での圧力変動を示す。圧力上昇が右上がりに変化した作動点Eでは，動翼の回転よりも周期の短い小スケール失速セルが最初に発生し，その後，大スケール失速セルが発生している。作動点Eで確認できた小スケール失速セルと大スケール失速セルは，不規則に発生と消滅を繰り返していた。流量が低下した作動点Fでは，大スケール失速セルが発達しており，小スタッガ角での旋回失速の発生過程はスパイク型である。図７に小スタッガ角の作動点Eでの圧力変動スペクトルを示す。作動点Eでは小スケール失速セルに対応するピーク群が，f=4.0を中心とした周波数領域に確認できる。また，大スケール失速セルに対応するピークもf=0.4に確認できる。しかし，旋回不安定じょう乱の発生を示す圧力変動レベルの増加は確認できず，圧力変動スペクトルからも，設計スタッガ角と小スタッガ角での旋回失速の発生過程が異なることが分かる。

以上の圧力変動の測定結果より，旋回失速の発生過程が，動翼スタッガ角により変化することが明らかとなっ

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

た。動翼スタッガ角に対する旋回失速発生過程の変化は，他のファンでも確認しており[36]～[38]，動翼スタッガ角は旋回失速の発生過程に影響を及ぼす設計パラメータであることが分かった。

3.2 エアセパレータによる旋回失速の抑制

図8に著者らが開発したエアセパレータの概略を示す[39]。エアセパレータは側壁と外壁，および外壁を結合する部材から構成されている。外壁は，パイプの一部を用いて製作している。これは，パイプの使用によりエアセパレータ内に設置するガイドベーン部と外壁を同一部品から構成することができるためである。また，パイプの使用により，ガイドベーン部に傾きを与えて流れをエアセパレータ内にスムーズに導くことができる。エアセパレータによる旋回失速抑制のメカニズムは，図8に示すように，動翼先端付近に集積する低エネルギ流体のエアセパレータ内への導入とガイドベーン部での旋回成分の除去，および動翼上流部からの主流への再流入であることが報告されている[31]。開発したエアセパレータはエアセパレータ入口部に傾斜をもつガイドベーン部を有しているため，動翼先端付近に集積する低エネルギ流体を除去することができる。

図9にエアセパレータ適用時の圧力上昇を，エアセパレータ無しの場合と比較して示す。エアセパレータは図1に示したモデルファンの動翼上に設置した。エアセパレータの適用により，設計スタッガ角と小スタッガ角での圧力上昇は，エアセパレータ無しと比べて低流量側で高くなっている。また，圧力上昇が最大となる作動限界点付近でも，急激な圧力上昇の低下はなく，エアセパレータの適用により作動範囲が拡大している。図10に動翼出口（図1中のB）での，ケーシング圧力変動の比較を示す。旋回失速の発生が確認できた作動点Bよりも低

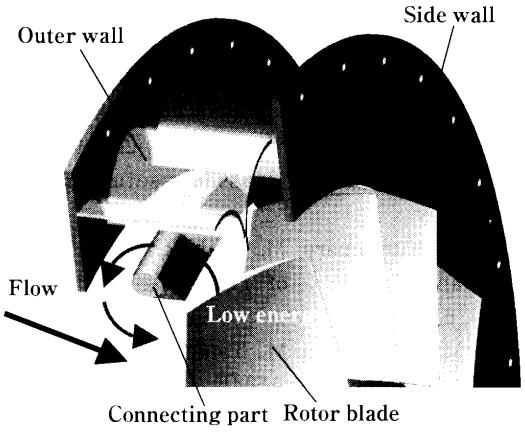


図8 エアセパレータ概略

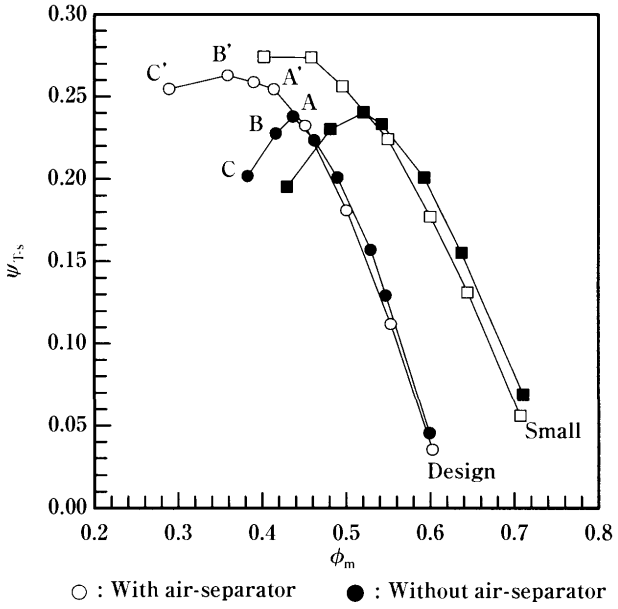


図9 エアセパレータによる圧力上昇の変化

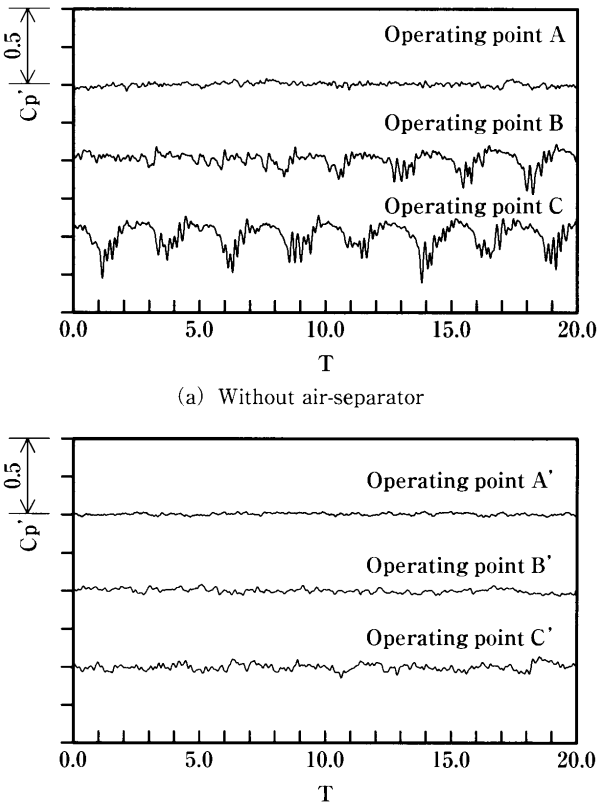


図10 エアセパレータによるケーシング圧力変動の変化

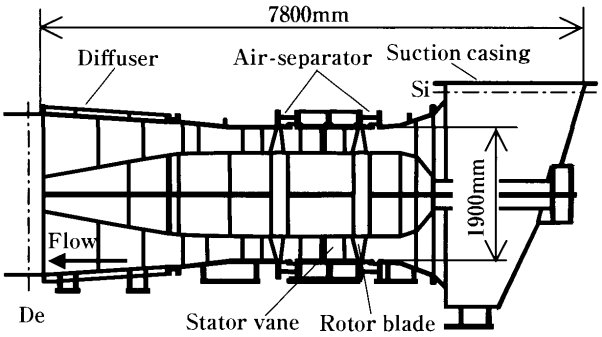


図11 1次空気ファン概略

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

流量側であるにもかかわらず，エアセパレータ使用時の作動点A'とB'，およびC'では，失速セルに対応する圧力変動は確認できない。図10に示した圧力変動の比較より，エアセパレータの適用により旋回失速が抑制されていることが分かる。

エアセパレータによる旋回失速の抑制がモデル試験により確認できたので，開発したエアセパレータを火力発電所用の１次空気ファンに適用した。図11にエアセパレータを適用した1次空気ファンの概略を，図12に適用したエアセパレータの断面写真を示す。また，図13に１次空気ファンでのエアセパレータの有無による圧力上昇の変化を示す[39]。縦軸と横軸はそれぞれ，２乗平均径の周速を基にした全圧上昇係数（ψ_m）と流量係数（ϕ_m）を示している。図中の$\Delta\xi$は，動翼スタッガ角の設計値からの変化量を示している。エアセパレータ適用時の各スタッガ角での作動限界点は，エアセパレータ無しに比べて，小流量・高風圧側に移動している。このため，作動限界点を結んだサージラインも，高風圧側に移動しており，作動範囲が拡大している。

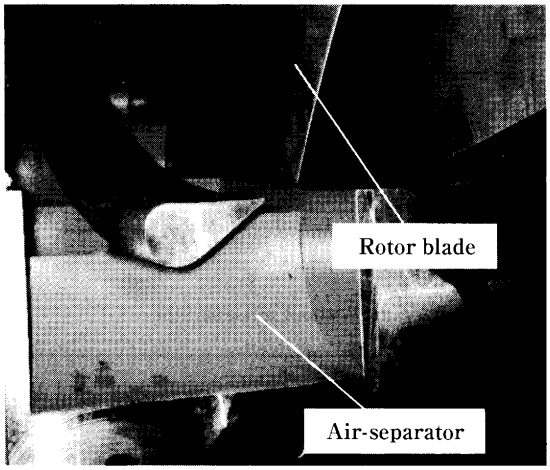


図12　エアセパレータ断面

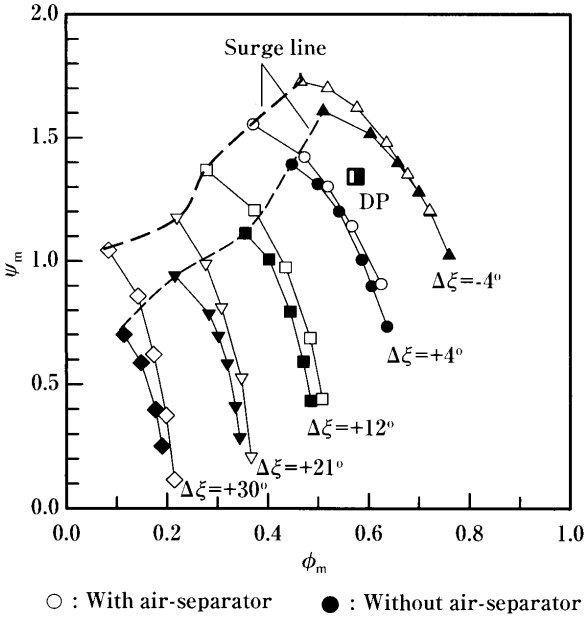


図13　１次空気ファンでのエアセパレータによる作動範囲拡大効果

上述したモデルファンと１次空気ファンへのエアセパレータの適用結果より，エアセパレータが旋回失速の抑制と作動範囲の拡大に有効であることが分かる。

4．おわりに

本解説では，旋回失速の発生過程と抑制に関する研究成果の概要を述べた。また，旋回失速の発生過程の研究例として，著者らが実施した動翼スタッガ角に対する旋回失速の発生過程の変化を述べるとともに，エアセパレータによる旋回失速の抑制と作動範囲拡大について紹介した。LESやDESの活用により，旋回失速の発生に影響を及ぼす非定常３次元の翼間流れ場の詳細も解明されつつある。また，ケーシングトリートメント等による旋回失速の抑制メカニズムも数値シミュレーションにより解明されつつあり，旋回失速の発生メカニズム解明と抑制による作動範囲拡大に関する新たな研究成果が期待される。

参考文献

(1) Day, I., J., Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 115 (1993), p. 1-9
(2) Silkowski, P. D., GTL Report, No. 221 (1995), Gas Turbine Laboratory, Massachusetts Institute of Technology
(3) Inoue, M., Kuroumaru, M., Yoshida, S., and Furukawa, M., Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 122 (2000), p. 45-54.
(4) Inoue, M., Kuroumaru, M., Tanino, T., Yoshida, S., and Furukawa, M., Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 123 (2001), p. 24-32.
(5) Hoying, D. A., Tan, C. S., Vo, H. D., Greitzer, E. M., Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 121 (1999), p. 735-742
(6) Vo, H. D., Tan, C. S., and Greitzer, E. M., ASME, Paper GT2005-68374
(7) Hah, C., Bergner, J., and Schiffer, H. P., ASME, Paper GT2006-90045
(8) Furukawa, M., Inoue, M., Saiki, K., and Yamada, K., Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 121 (1999), p. 469-480
(9) 山田和豊，古川雅人，井上雅弘，機械学会流体工学部門講演会講演概要集（2001），Paper 1018
(10) 岩切健一郎，柴本康広，古川雅人，第21回数値流体力学シンポジウム講演論文集（2007），Paper D1-4
(11) McDougall, N. M., Cumpsty, N. A., and Hynes, T. P., Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 112 (1990), p. 116-125
(12) Garnier, V. H., Epstein, A. H., and Greitzer, E. M., Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 113, p. 290-301
(13) Camp, T. R. and Day, I. J., Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 120, pp. 393-401

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

(14) Simpson, A. K. and Longley, J. P., ASME, Paper GT2007-27181
(15) Chen, J. P. and Hathaway, M. D., ASME, Paper GT2007-27926
(16) Mailach, R., Lehmann, I., and Vogeler, K., Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 123 (2001), p. 453-463
(17) Marz, J., Hah, C., and Neise, W., Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 124 (2002), p. 367-375
(18) Day, I. J., Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 115 (1993), p. 40-47.
(19) Paduano, J. D., Epstein, A. H., Valavani, L., Longley, J. P., Greitzer, E. M., and Guenette, G. R., Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 115(1993), p. 48-56.
(20) Gysling, D. L. and Greitzer, E. M., Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 117 (1995), p. 307-319.
(21) Tahara, N., Kurosaki, M., Ohta, Y., Outa, E., Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 129 (2007), p. 448-456
(22) Vo, H. D., ASME, Paper GT2007-27673
(23) Prince, D. C. Jr., Wisler, D. A., and Hilvers, D. E., NASA CR-134552 (1974)
(24) Takata, H. and Tsukuda, Y., Trans. ASME, J. of Engineering for Power, Vol. 99 (1977), p. 121-133
(25) Smith, G. D. J., and Cumpsty, N. A., Trans. ASME, J. of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol. 106 (1984), pp. 532-541
(26) Rabe, D. C. and Hah, C., ASME, Paper GT-2002-30641
(27) Muller, M. W., Biela, C., Schiffer, H. P., and Hah, C., ASME, Paper GT2008-50135
(28) Ivanov, S. K., U. S. Patent No. 3189260 (1965)
(29) 三宅裕, 野路郁太郎, 西川義清, 村田暹, 機械学会論文集 B編, Vol. 50, No. 460 (1984), p. 2960-2967
(30) 三宅裕, 稲葉武彦, 西川義清, 野路郁太郎, 加藤哲朗, 機械学会論文集 B編, Vol. 52, No. 474 (1986), p. 593-601
(31) Miyake, Y., Inaba, T., and Kato, T., trans. ASME, J. Fluid Engineering, Vol. 109 (1987), pp. 36-40.
(32) Azimian, A. R., Elder, R. L., and Mckenzie, A. B., 1990, Trans. ASME, J. Turbomachinery, Vol. 112 (1990), p. 145-150
(33) Kang, C. S., Elder, R. L., and Mckenzie, A. B., ASME Paper No. 95-GT-197.
(34) 山口信行, 高見勇, 有村久登, 機械学会関西支部第250回講演会論文集 (1991), p. 176-178
(35) Strazisar, A. J., Bright, M. M., Throp, S., Culley, D. E., and Suder, K. L., ASME, Paper GT2004-54295
(36) 西岡卓宏, 黒田修二, 高津恭, 機械学会論文集B編, Vol. 70, No, 695 (2004), p. 1746-1753
(37) Nishioka, T., Kuroda, S., Nagano, T., and Hayami, H., ASME Paper No. GT2006-90589
(38) 西岡卓宏, 菅野俊男, 速水洋, 機械学会論文集B編, Vol. 73, No. 732 (2007), p. 1655-1662
(39) Nishioka, T., Kuroda, S., and Kozu, T., ASME, Paper No. GT2004-53663

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

特集：流体現象と流れ制御

入口環状溝による遠心羽根車の不安定性改善

石田　正弘*1
ISHIDA Masahiro

坂口　大作*1
SAKAGUCHI Daisaku

キーワード：遠心羽根車，インデューサ失速，ディフューザ失速，入口環状溝，失速抑制

1．まえがき

いろいろな分野で利用されている遠心送風機・圧縮機は，低流量域において旋回失速やサージなどの不安定流動が発生するため運転流量範囲が制限されている。ガスタービン圧縮機やターボ過給機等においては，圧力比が高くなるにつれ不安定流動の流量範囲が広くなり，また変動流体力に基づく振動トラブルが深刻化する。不安定流動の発生原因としてインデューサ失速とディフューザ失速があることは周知のことであり，これまではそれぞれの失速を個別に抑制する研究がなされて来た。

遠心羽根車のインデューサ失速抑制策として，羽根車入口部のアキシャルグルーブによるケーシングトリートメント効果[1]，インデューサ部での循環流形成によるサージマージンの改善[2],[3]，羽根車入口における案内羽根による予旋回[4]，噴流による予旋回[5]，入口循環流と予旋回の組合せ[6]などが提案された。この抑制策の概念は，主としてインデューサに流入する流れの入射角の低減である。Fisher[2]が提案したケーシングトリートメントがWilkeら[7]やHunzikerら[8]によって近年見直され，実験のみでは把握が難しかったケーシングトリートメント溝通路内流れが数値計算により詳細に理解できるようになった。インデューサ失速に基づく初期の不安定流動の発生機構は，軸流羽根車および斜流羽根車における不安定流動発生機構と類似点があり，Furukawaら[9],[10]が示した翼端漏れ渦の崩壊と隣接翼の圧力面との相互干渉の発生機構は重要な視点である。すなわち，遠心羽根車のインデューサ失速に基づく不安定流動の発生機構としては，過度の入射角に基づく前縁剥離が一般的であるが，インデューサ翼端漏れ渦と隣接羽根の圧力面側の局所的逆流との相互干渉に基づく初期の不安定流動もあることが筆者ら[11]によって示された。

一方，ディフューザ失速に基づく不安定流動の発生は，ディフューザ通路幅が狭い場合は，低流量域で発生する逆流がディフューザ入口に到達して，羽根車出口から流出するジェット・ウェーク流れと干渉することによって不安定になり，初期の旋回失速の原因[12],[13]になっている。また，通路幅が広い場合は，逆流域がディフューザ出口まで到達したとき，旋回成分を持たない流体が出口から流入することによって不安定になり，旋回失速発生とほぼ同時にサージ発生の必要十分条件となることが，Kinoshitaら[14]によって明確に示された。

本稿では，インデューサ失速が主たる原因と推定された初期の不安定流動を抑制するための入口循環流形成効果について，また，ディフューザ失速に基づく不安定流動の発生を抑制するためのディフューザ通路幅縮小効果について，さらに両者の組合せ効果について，羽根車内流れの３次元乱流数値解析と実験の両面から明らかにされた結果について解説する。

記　号

b	：ディフューザ通路幅，環状溝幅［mm］
r	：半径［mm］
R	：半径比（$=r/r_2$）
R^*	：羽根前縁無次元半径位置（$=[r-r_h]/[r_s-r_h]$）
s_2	：羽根前縁から羽根車出口までのシュラウド面に沿う距離［mm］
S^*_G	：無次元環状溝位置（$=s_G/s_2$）
S^*_t	：無次元インデューサ翼端喉部位置（$=s_t/s_2$）
U_2	：羽根車周速度［m/s］
$\Delta\beta$	：流れの入射角［deg］
ϕ	：吐出流量係数（$=Q/2\pi r_2 b_2 U_2$）
ϕ_{IR}	：循環流量係数（$=Q_{IR}/2\pi r_2 b_2 U_2$）
ψ_s	：静圧係数（$=2(p-P_0)/\rho U_2^2$）

2．実験および数値解析の方法

筆者ら[11]が調査の対象としたインデューサ付高比速度型遠心羽根車試験装置の主要部子午面断面を図１に示す。羽根車は入口径d_1=132mm，出口径d_2=210.8mm，羽根出口高さb_2=15mm，羽根出口角β_2=90deg.の20枚の径向き羽根を有する。羽根入口角は先端および根元でそれぞれβ_{1s}=34deg.およびβ_{1h}=55deg.である。平行壁羽根なしディフューザ出口通路幅は，図中の破線で示すように，基準ディフューザの場合b_e=15mm，ピンチディ

原稿受付　2008年８月12日
＊１　長崎大学大学院　生産科学研究科
〒852-8521　長崎県長崎市文教町１－14

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

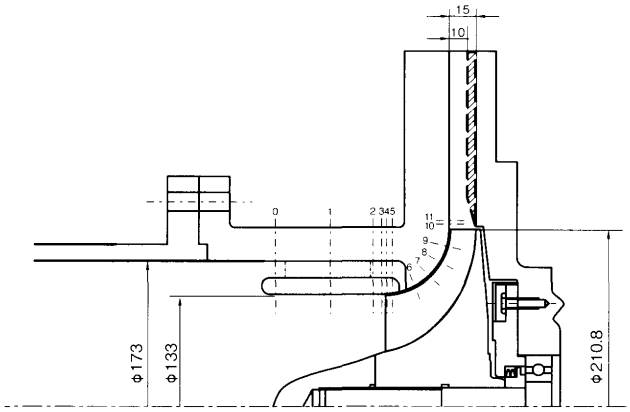
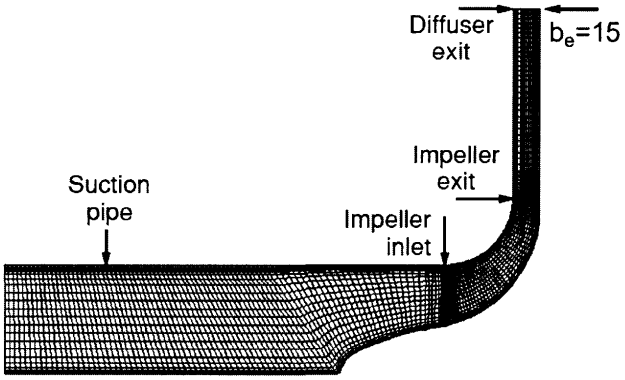


図1 環状溝を有する供試遠心送風機子午面断面
(S^*_G=0.21, b_e=15 or 10)

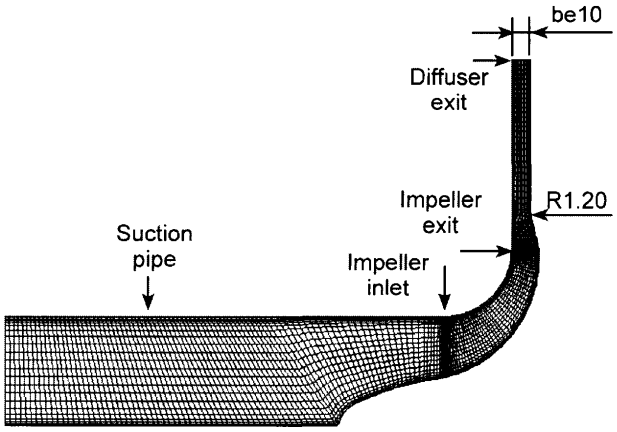
フューザの場合b_e=10mm，また出口半径比は約2.0である。シュラウド壁面に沿って羽根前縁からs_G=12.8mm下流のインデューサ喉部近傍に設けられた幅b_R= 4 mmの環状溝が，直径173mmの上流吸込み管と環状通路で連結されている。この環状溝と環状通路によって，高流量域では吸込み管から環状通路・環状溝を通って羽根車へ入るバイパス流れ，低流量域では環状溝から上流吸い込み管へ逆流する循環流が形成される。なお，羽根先端とシュラウド壁面との隙間はc_2=0.5mm（隙間比；$\lambda=c_2/b_2$=0.033）であり，実験は一定の羽根車回転速度4000rpmで行われ，羽根車入口上流部からディフューザ入口までの間の12箇所において壁面静圧が計測された。

羽根車内流れは3次元・定常・非圧縮粘性流れとして取扱い，市販の3次元粘性流れ解析コードANSYS-CFXにおいてk-ω乱流モデルを用いて数値解析がなされた。図2(a)は基準の平行壁羽根なしディフューザの流路計算格子，図2(b)はピンチディフューザの場合，図2(c)は(b)に環状溝・環状通路を装着した場合をそれぞれ示す。計算領域は羽根1ピッチ分として羽根間中央部に周期境界条件を与え，主流部の計算格子は流れ方向200点，ピッチ方向28点，スパン方向24点，環状流路部の格子点と合わせて合計184,947点である。入口境界は羽根車入口から十分遠い250mm上流，出口境界は羽根車出口から110mm下流，流入流れは一様かつ予旋回なしとしている。羽根車入口径を代表寸法とする流入レイノルズ数は，無衝突流入流量ϕ_d =0.36のとき，1.0×10^5である。

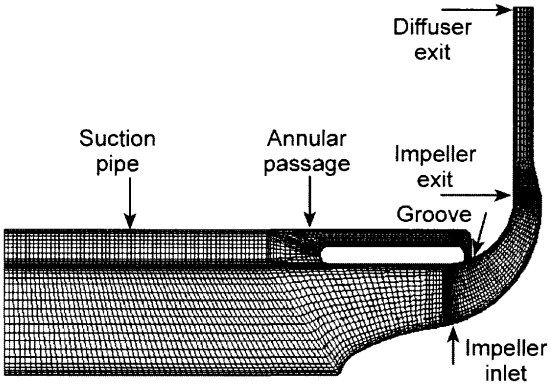
なお，環状溝幅の選定に当っては，類似の羽根車を用いて植木ら[3]が行った実験結果を参考にして，喉部吸出しによる失速抑制効果の大きいb_R= 4 mmが最適値として選定された。また，環状溝位置の最適化を行うため，図3に示すように，インデューサ翼端喉部（S^*_t=0.25）の前後の3通りの溝位置（S^*_G=0.31, 0.21, 0.13）について，羽根車出口静圧特性ψ_{s2}および循環流量特性ϕ_{IR}が調べられた。図4に示す数値解析結果から判断して，高流量域の羽根車特性を犠牲にすることなく低流量域特性を顕



(a) 平行壁羽根なしディフューザ（b_e=15）

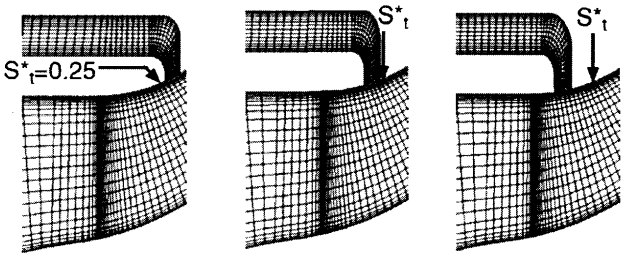


(b) ピンチディフューザ付き（b_e=10）



(c) 環状溝・環状通路付き（S^*_G=0.21, b_e=10）

図2 供試遠心送風機の計算格子



(a) S^*_G=0.31 (b) S^*_G=0.21 (c) S^*_G=0.13

図3 インデューサ翼端喉部位置(S^*_t=0.25)と環状溝位置（S^*_G）の関係

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

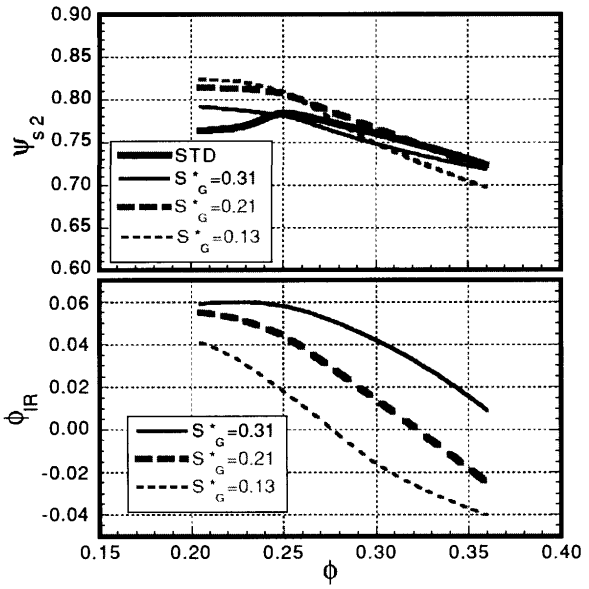


図4　環状溝位置による羽根車特性・循環流量の変化

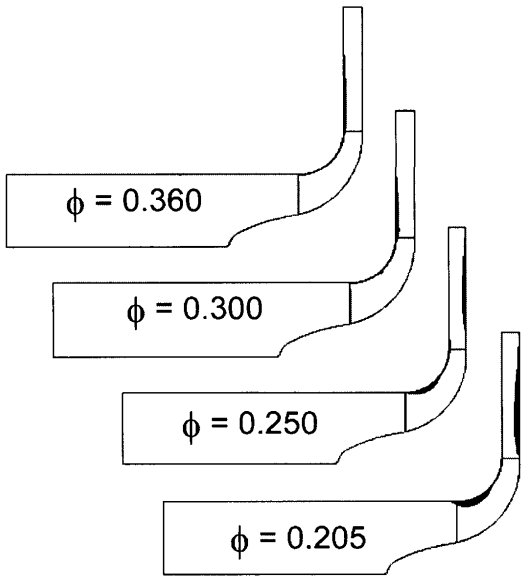
著に改善できる環状溝位置はインデューサ翼端喉部の直前（S^*_G=0.21）であることが分かる。

3．解析結果・実験結果および考察

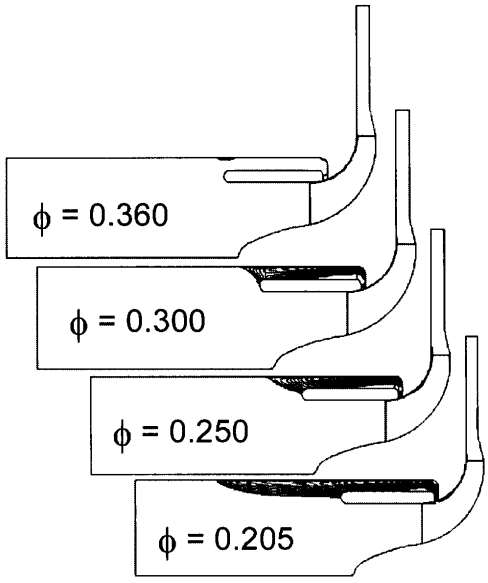
3.1　入口循環流によるインデューサ失速の抑制

図5(a)および(b)は，逆流発生領域の計算結果を子午面断面に投影した図である。(a)は環状溝がない基準の平行壁羽根なしディフューザの場合であり，(b)は入口環状溝およびピンチディフューザを組み合わせた場合である。図5(a)に示すように，無衝突流入流量ϕ_d=0.36から流量を減少するにつれ，インデューサ翼端喉部近傍およびディフューザのハブ側で逆流域が顕著に成長するが，図5(b)に示すように，インデューサ翼端近傍の逆流域は環状溝から吸出され上流吸込み管へ向かう循環流の形成によって消滅している。平行壁羽根なしディフューザのハブ側に発生する逆流域については，ピンチディフューザの通路幅縮小効果により流れ角が半径方向に立ってくるため，ディフューザにおける逆流域が低流量でもほとんど消滅している。すなわち，ピンチディフューザの適用によってディフューザ失速を顕著に抑制できることが分かる。なお，無衝突流入流量ϕ_d=0.36ではバイパス流れが形成され，環状溝下流のシュラウド壁面に逆流域が形成されるが，羽根車の圧力回復率には悪影響がないことが確認されている。

図6は，実験によって得られた供試遠心送風機の特性曲線を示す。ψ_{s2}は羽根車出口静圧係数，ψ_{se}はディフューザ出口静圧係数で，図中の灰色および黒色の印は，羽根車出口下流5 mm（R=1.05）のシュラウド壁面に装着された半導体圧力センサーにより不安定な周期的静圧変動が計測された流量範囲である。図7は，インデューサ翼端喉部下流のS^*= 0.49（R=0.74）において計測された壁面静圧変動の周波数パワースペクトラムで，基準の



(a) 平行壁羽根なしディフューザの場合（基準）



(b) ピンチディフューザおよび入口環状溝の場合
(S^*_G=0.21，be=10)

図5　子午面内の逆流域および循環流形成状況の数値解析結果

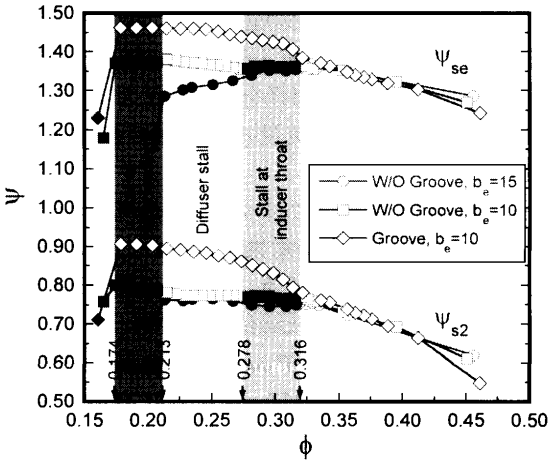


図6　送風機特性曲線と不安定流動発生流量
（羽根車出口静圧およびディフューザ出口静圧）

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

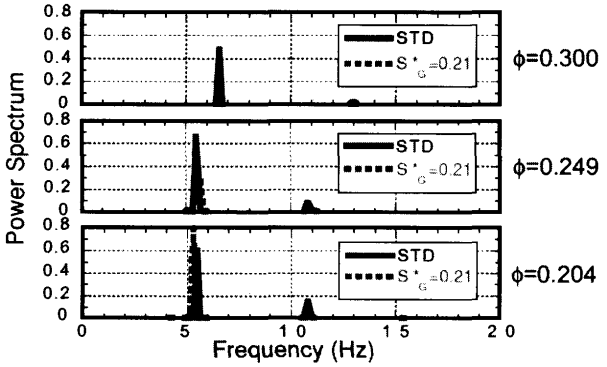


図7 計測された壁面静圧変動の周波数スペクトラム
（環状溝（S*G=0.21）の有無の影響比較）

平行壁羽根なしディフューザにおいて環状溝なしの場合と環状溝ありの場合を比較している。それぞれの流量において，5～7Hzの卓越周波数が顕著であるが，環状溝の装着によってインデューサ喉部近傍の逆流が吸出され，ϕ=0.300でのスペクトルが完全に消滅し，安定な流れになることが分かる。

図6において，丸印で示す平行壁羽根なしディフューザの場合，ϕ=0.213～0.316の広い流量範囲で不安定流動が発生し，ϕ=0.213より小さい流量ではサージが発生している。先ず，ディフューザ失速を抑制するために適用したピンチディフューザにより，四角印で示すように，ϕ=0.213～0.278の範囲で発生していた不安定流動が抑制されている。ピンチディフューザに加えて，インデューサ翼端喉部に環状溝を装着することによって，ϕ=0.174～0.316の広い流量範囲で不安定流動が抑制され，インデューサ失速およびディフューザ失速がともに抑制されたことを示している。その結果，不安定流動初生流量が約45%低流量側へ移動し，同時に，羽根車出口静圧係数ψ_{s2}が最大12%改善されている。すなわち，入口環状溝は羽根車の運転流量範囲の拡大および性能改善の両者に顕著な効果を有することが分かる。

3.2 不安定流動の発生メカニズムおよび環状溝の失速抑制効果

図6に示された特性曲線から判断すれば，ϕ=0.316～0.278の流量範囲ではインデューサ喉部近傍における失速，ϕ=0.278～0.213ではディフューザ失速，ϕ=0.213～0.174では過大入射角に基づくインデューサ前縁付近における失速が発生したと推定される。

2種のインデューサ失速を明確にするために，先ず，数値解析結果により流量減少に基づく入射角の変化が調べられた。図8はピンチディフューザの場合の入射角変化を示しており，インデューサ翼前縁の翼端側無次元半径位置R*=0.9および代表二乗平均半径位置R*=0.6での入射角である。どちらの半径位置においても，無衝突流入流量ϕ=0.36では入射角がゼロであり，流量減少とともに入射角は増加する。翼端側R*=0.9の入射角はインデューサのシュラウド壁面上に形成される逆流域の影響を強く受けて指数関数的に増加している。一方，二乗半径位置R*=0.6における入射角は流量減少とともにほぼ直線的に増加している。実験では，ϕ=0.213で不安定流動の発生が確認されており，二乗平均半径位置で定義される限界入射角$\Delta\beta_{crt}$は数値計算結果によれば9.0deg.である。この値は，2次元翼列[15]における限界入射角7.4deg.より大きい。低流量域では，先ずインデューサ翼端側で逆流が発生するが，この部分の入射角は逆流等に基づく2次流れの影響を受けるので，2次元翼列の限界入射角とは異なる。なお，ϕ=0.316～0.278において生じる初期の不安定流動は，入射角が限界入射角より十分小さいことから，前縁剥離ではなくインデューサ喉部近傍の小規模の逆流に基づく不安定流動と判断され，後述する翼端隙間の漏れ流れとシュラウド壁面上の逆流域との相互干渉と推定される。

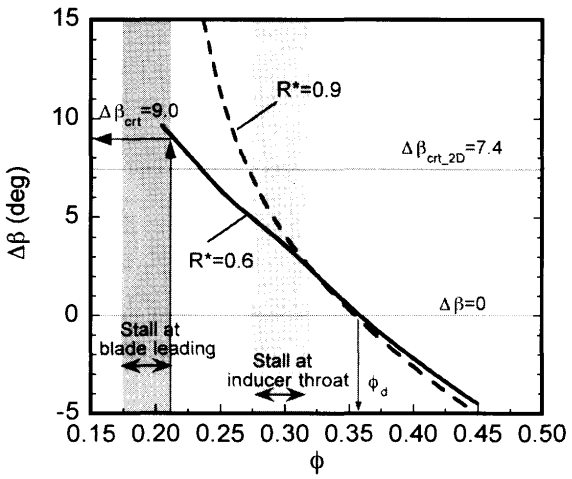


図8 流量に基づく入射角変化の計算結果
（ピンチディフューザの場合）

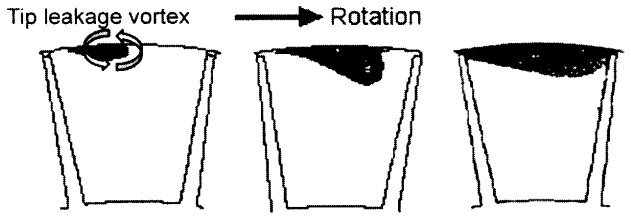
図9はシュラウド隙間中央流面における逆流域を等速度分布で，また，図10には，羽根車喉部下流S*=0.395の通路断面内逆流域を示した。いずれも基準ケーシングの場合である。負の子午面分速度を有する領域を逆流域として示しており，負の子午面分速度を有するインデューサ翼端からの漏れ流れは，主流に押し流されながら，隣の羽根の圧力面側に集積されているように見える。ϕ=0.300の場合，最大の負の速度を示す領域は，インデューサ喉部の下流S*=0.395付近の圧力面側に形成され，図10から分かるように，その内部には強い反時計回りの縦渦が含まれている。流量の減少に伴い，その領域が拡がると同時に負圧面側へ移動し，ϕ=0.205の場合には，逆流域は羽根ピッチ全域に拡がっている。

図11は，初期の不安定流動を示すϕ=0.300の場合について，翼端漏れ渦を形成する5本の流跡の挙動を示す。(a)は環状溝のない基準ケーシングの場合，(b)は入口循環流が形成された場合である。同図には，図9と同様の逆流域を等高線で示した。図11(a)から分かるように，

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

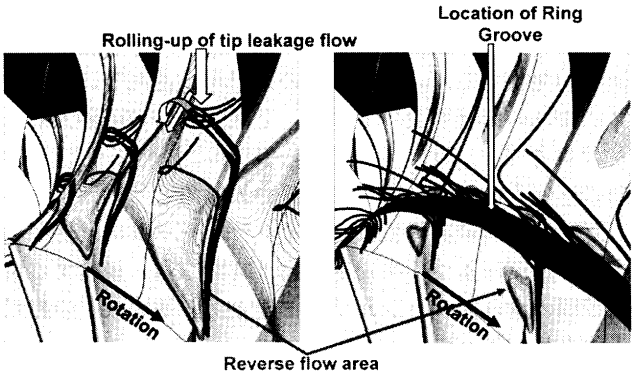
(a) ϕ=0.300　　(b) ϕ=0.250　　(c) ϕ=0.205

図9　シュラウド隙間中央の回転流面における逆流域（等速度分布）；基準平行壁羽根なしディフューザの場合



(a) ϕ=0.300　　(b) ϕ=0.250　　(c) ϕ=0.205

図10　羽根車喉部下流S*=0.395 の通路断面内逆流域
（基準平行壁羽根なしディフューザの場合）



(a) 入口環状溝なし　　(b) 入口環状溝あり

図11　翼端漏れ流れの流跡に及ぼす入口環状溝の影響（ϕ=0.300）

入口循環流がない場合には，翼端漏れ流れの流跡は隣の羽根の圧力面側で巻き上がっており，翼端漏れ流れと圧力面側に集積された逆流域に含まれる強い縦渦との相互干渉の結果として，図のような巻き上がり渦が形成されたと考えられる。類似の巻上がり渦の現象は，軸流羽根車の不安定流動発生に関するFurukawaら[9]の数値解析によっても示されている。

図11(b)に示すように，入口循環流が形成される場合には，翼端漏れ流れはインデューサ翼端部の逆流とともに環状溝内へ吸い込まれるため，逆流域は殆ど消滅し，ϕ=0.300での不安定流動はほぼ完全に抑制される。環状溝により低流量域では循環流が形成され，羽根車入口におけるみかけの流入流量は増えることになる。すなわち，循環流量の分だけ入射角は低減され，前縁剥離が抑制される筈である。数値解析結果から入射角分布をハブ・

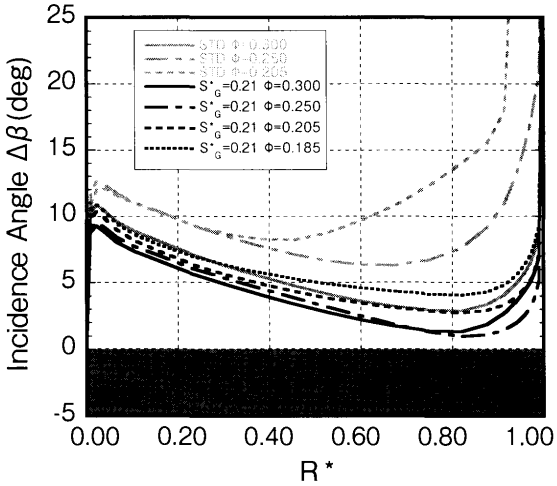


図12　インデューサ前縁における入射角のハブ・シュラウド間分布の計算結果（入口環状溝による入射角低減効果）

シュラウド間について求め，図12に示した。図中の灰色の線は基準ケーシングの場合であり，黒線は環状溝がある場合である。循環流の形成により，ほぼハブ・シュラウド間全域に亘って入射角は低下し，特にシュラウド側での低減率が大きい。基準ケーシングの場合には，流量係数ϕ=0.213において限界入射角$\Delta\beta_{crt}$（9.0deg.）を示したが，循環流の形成により入射角が6.0deg.程度へ低減され，より低流量域での運転が可能であることが分かった。

4．むすび

遠心羽根車の低流量域で発生する不安定流動の発生原因は，インデューサ失速に基づくもの，ディフューザ失速に基づくものおよび両者の組合せによるものがあり複雑である。高比速度型インデューサ付き径向き羽根遠心羽根車を有する遠心送風機の低流量域で発生する不安定流動を抑制するために，その発生原因である低エネルギ流体の集積箇所を３次元乱流数値解析と実験の両面から明らかにし，低エネルギ流体の滞留を取り除くための自己修復機能を持ったパッシブコントロール装置として入口環状溝の有用性が実証された。なお，紙面の都合によ

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

り，低流量域のみならず無衝突流入流量および高流量域においても羽根車性能を悪化することのない最適な入口環状溝形状については次の機会に譲ることにする。

参考文献

(1) Jansen, W., Carter, A. F., and Swarden, M. C., "Improvements in Surge Margin for Centrifugal Compressors," AGARD-CP-282, No.19 (1980)

(2) Fisher, F.B., "Application of Map Width Enhancement Devices to Turbocharger Compressor Stage", SAE Paper No.880793 (1988)

(3) 植木弘信, 石田正弘, 坂口大作, 孫自祥, "遠心羽根車入口循環流によるインデューサ失速の抑制（第1報, 環状溝による失速限界の改善)"，日本機械学会論文集, B編, 66巻647号, (2000) pp.1706-1711

(4) Rodgers, C., "Centrifugal Compressor Inlet Guide Vanes for Increased Surge Margin" Tran.ASME, Journal of Turbomachinery, Vol.113-4, (1991) pp.696-702

(5) Kyrtatos N. and Watson, N. "Application of Aerodynamically Induced Prewhirl to a Small Turbocharger Compressor" Trans. ASME, Journal of Engineering for Power, Vol.102-4, (1991) pp.696-702

(6) 後藤信也, 山口諭, 中尾秀史, 山口広, 中村房芳, "ケーシングトリートメントによる過給機用遠心圧縮機の広作動域化に関する研究" ターボ機械, 第31巻第8号, (2003) pp.482-486

(7) Wilke, I. and Kau, H.-P., "A Numerical Investigation of the Flow Mechanisms in a High Pressure Compressor Front Stage With Axial Slots", Trans. ASME, Journal of Turbomachinery, Vol.126-3, (2004) pp.339-349

(8) Hunziker, R., Jakoby, P., and Meier, A., "A New Series of New Turbochargers for High Flow Rates and High Pressure Ratios," Proc. of 23rd CIMAC Congress 2001, Hamburg, Vol. 2, (2001) pp.321-331

(9) Furukawa, M., Inoue, M., Saiki, K. and Yamaka, K. "The Role of Tip Leakage Vortex Breakdown in Compressor Rotor Aerodynamics" Trans. ASME, Journal of Turbomachinery, Vol.121-3, (1999) pp.469-480

(10) Furukawa, M., Saiki, K., Yamada, K. and Inoue, M., "Unsteady Flow Behavior Due to Breakdown of Tip Leakage Vortex in an Axial Compressor Rotor at Near-Stall Condition", ASME Paper (2000) No.2000-GT-0666

(11) Ishida, M., Taufan SURANA, Sakaguchi, D. and Ueki, H., "Suppression of Unstable Flow at Small Flow Rates in a Centrifugal Blower by Controlling Tip Leakage Flow and Reverse Flow", Trans. ASME, Journal of Turbomachinery, Vol.127-1, (2005) pp.76-83 ; seen also in ASME Paper No.GT2004-53400

(12) Ishida, M., Sakaguchi, D. and Ueki, H., "Incipient Rotating Stall Characteristics Measured by Semiconductor L2F and Pressure Transducer in Vaneless Diffusers of Centrifugal Blowers", ASME Paper No.2000-GT-0467 (2000)

(13) Ishida, M., Sakaguchi, D., and Ueki, H., "Suppression of Rotating Stall by Wall Roughness Control in Vaneless Diffusers of Centrifugal Blowers", Trans. ASME, Journal of Turbomachinery, Vol.123, No.1, (2001) pp.64-72 ; seen also in ASME Paper No.2000-GT-0461

(14) Kinoshita, Y. and Matsumura, T., "Direct Numerical Simulation of Rotating Stall and Stall Induced in Centrifugal Vaneless Diffusers", ASME Paper No.2000-GT-0452 (2000)

(15) 西澤敏雄, 高田浩之, "数値解析による圧縮機翼列の失速フラッタに関する研究（第1報, 数値解析法と計算例)，日本機械学会論文集B編65巻635号, (1999) pp.2293-2300

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

技術論文

ガスタービン動翼の振動応力解析とばらつきの評価

Analysis and uncertainty evaluation of vibratory stress of gas turbine blade

金子 康智*1
KANEKO Yasutomo

ABSTRACT

In designing a gas turbine blade, the mechanical designer should predict the vibratory stress of the blade taking the variation into account, and evaluate the mechanical strength of the blade. This paper, first, proposes an analysis method for predicting the resonant stress due to the interaction force between the vane and the blade, using 3-D CFD and the modal analysis method based on 3-D FEM. Verification tests of turbine blades are carried out, and the measured frequencies and vibratory stresses are compared to predicted values, and the validity of the proposed method is confirmed. In the second place, a practical method for predicting the variation of the vibratory stress of the blade is proposed, where the response analysis of a whole mistuned bladed disk is carried out, applying the Monte Carlo simulation. From the calculated results, the mistuning characteristics of the gas turbine blade are clarified.

1．はじめに

近年，ガスタービンの大容量化，高負荷化が進み，タービン動翼の振動強度は益々厳しくなっている。タービン動翼の損傷原因は高サイクル疲労に起因するものが最も多く，信頼性の高い翼を開発するためには，設計段階で運転中の翼に作用する加振力や翼の減衰を正確に見積もり，振動応力を正確に予測することが必要である。翼の振動強度設計において特に重要な加振力は，車室の非対称性などに起因して発生する低次のハーモニック加振力と，動翼と静翼との干渉によって生じる翼列干渉力である。動翼に作用する加振力のうち，直前の静翼後流の影響によって生じるノズルウェーク励振力や直後の静翼の圧力場との干渉によって生じるポテンシャル干渉力については，最近のCFD技術により実用的な精度で予測できるようになってきている[(1),(2)]。

一方，振動応力のばらつきについては，感度解析[(2)]やミスチューニング解析[(3)]による評価が行われており，解析から予測された振動応力のばらつきは,安全率の中に織り込まれている。

本論文では，最新の翼振動強度設計技術として，翼列干渉により生じる翼面上の圧力変動をCFDで解析し，これを加振力としてFEMに基づくモーダル法を適用して翼の共振応力を解析する手法を説明する。また，これらの解析技術の適用例として，事業用ガスタービン動翼や過給機タービン動翼のノズルウェーク共振応力解析を行い，テレメータ試験による振動応力計測結果と比較した結果を説明する。これらの結果より，適切なモデル化を行えば，実用的な精度でノズルウェーク共振応力を予測できることを示す。

つぎに，ミスチューニング解析により翼の振動応力のばらつきを評価する実用的な手法を提案すると共に，ガスタービンの単独翼構造やシュラウド翼構造の振動応力のばらつきを評価した結果を説明する。さらに，これらの解析結果から判明したガスタービン動翼のミスチューニング特性について解説する。

2．翼振動応力の解析

2.1 翼列干渉力による共振応力の解析

簡単のために，ディスクを介して隣接翼と連成しない単独翼構造の応答を考える。コリオリ効果を無視すると，回転中の翼の運動方程式は式(1)で表すことができる。

$$[M]\{\ddot{U}\}+[C]\{\dot{U}\}+[K]\{U\}=\{F\} \tag{1}$$

ここで，$[M]$，$[K]$，$[C]$，$\{U\}$は，翼の質量マトリックス，剛性マトリックス，減衰マトリックス，変位ベクトルである。必要があれば$[K]$には，遠心力による剛性増加などの効果も含まれていると仮定する。$\{F\}$は，翼列干渉により動翼に作用する加振力である。通常のモーダル法

原稿受付 2008年1月23日
校閲完了 2008年8月20日
＊1 三菱重工㈱ 高砂研究所
〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜2－1－1

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

に従い，変位$\{U\}$を式(2)のようにモード展開し，式(1)に代入すると式(3)が得られる。

$$\{U\}=\sum_n x_n\{\phi^n\} \tag{2}$$

$$m_n\ddot{x}_n+c_n\dot{x}_n+k_nx_n=F_n \tag{3}$$

ここで，m_n，c_n，k_n，F_n，はn次モードのモーダル質量，モーダル減衰，モーダル剛性，モーダル外力であり，式(4)のように表せる。

$$\left.\begin{aligned} m_n&=\{\phi^n\}^T[M]\{\phi\}\\ c_n&=\{\phi^n\}^T[C]\{\phi\}\\ k_n&=\{\phi^n\}^T[K]\{\phi\}\\ F_n&=\{\phi^n\}^T\{F\}=\sum_j\phi_j^n f_j e^{i(\omega t+\alpha_j)}\end{aligned}\right\} \tag{4}$$

ここで，下添え字jはFEMモデルの節点番号を表しており，ϕ_j^nは節点jのn次モード，f_jは節点jに作用する加振力の振幅，α_jは加振力の位相差，ωは加振力の周波数である。式(3)の解を式(5)のように仮定して式(3)に代入すると，式(6)が得られる。

$$x_n=X_ne^{i\omega t} \tag{5}$$

$$X_n=\frac{\sum_j\phi_j^n f_j e^{\alpha_j}}{-m_n\omega^2+ic_n\omega+k_n} \tag{6}$$

式(6)から，翼の周波数応答を求めることが出来る。本手法は，基本的には文献(4)，(5)の方法と同一であり，具体的には，以下の手順（図１）から共振応力を求める。

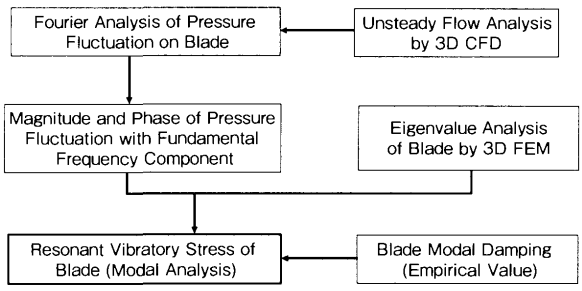


図１ Procedure for Calculating Resonant Stress of Blade

(1)3D CFDにより翼列干渉解析を行い，翼表面に作用する圧力変動（時刻歴波形）を求める。圧力変動波形をフーリエ解析し，基本加振周波数成分（静翼枚数×回転数Ω）の圧力変動の振幅と位相を翼表面の各位置について求める。

(2)FEMで振動解析を行い，モーダル法により共振応力を求める。有限要素モデルの各節点に作用する加振力は，CFDから求まる圧力変動に有効面積を乗じて求める。

すなわち，翼列干渉力との共振応力は，式(7)，式(8)から計算することができる。

$$\sigma_n=\frac{\pi}{\delta_n}\frac{F_{na}}{m_n\omega_n^2}\sigma_{rel,n} \tag{7}$$

$$\left.\begin{aligned} F_{na}&=\left\{\left(\sum_j\Delta_j\cos\alpha_j\right)^2+\left(\sum_j\Delta_j\sin\alpha_j\right)^2\right\}^{1/2}\\ \Delta_j&=P_j\left(A_j^x\phi_j^x+A_j^y\phi_j^y+A_j^z\phi_j^z\right)\end{aligned}\right\} \tag{8}$$

ここで，

σ_n：共振応力

$\sigma_{rel,n}$：相対振動応力（FEM計算値）

F_{na}：モーダル外力の絶対値

δ_n：対数減衰率

ω_n：固有振動数

P_j：圧力変動の振幅（翼列干渉力の基本周波数成分）

$\phi_j^x,\phi_j^y,\phi_j^z$：x, y, z方向のモード

A_j^x,A_j^y,A_j^z：x, y, z 方向の有効面積

suffix n：モード次数

suffix j：FEMモデルの節点番号

なお，ディスクを介して周囲の翼が連成する場合やシュラウド翼のような全周リング翼構造の共振応力を解析する場合は，周期対称法による解析が必要になるが，定式化が若干異なるだけであり解析手順は同一である[6]。

2.2 翼振動応力のばらつきの解析

翼の振動強度設計では，通常，翼振動応力のばらつきは，以下の２ケースについて評価する。

(1)隣接翼との連成を無視した振動応力のばらつき

(2)翼・ディスク連成振動のように，隣接翼との連成を考慮した振動応力のばらつき。いわゆるミスチューニング効果により生じる振動応力のばらつき。

隣接翼との連成が無視できる場合の振動応力のばらつきの評価には，感度解析や１次近似２次モーメント法が適用されており，感度が高いパラメータを適切な公差で管理すれば振動応力のばらつきを管理できることが示されている[2]。

一方，隣接翼と連成する場合には，個々の翼の僅かな振動特性の差により大きな応答のばらつきが発生することがある。このようなミスチューニング効果は，翼構造や翼の減衰によっても大きく変化するため，評価する翼構造や振動現象に応じた適切な解析を行い，ミスチューニングにより生じる振動応力のばらつきを評価することが必要である。ここでは，ミスチューニング効果により発生する振動応力のばらつきを解析する方法を説明する。

2.2.1 ミスチューニングにより生じる共振応力のばらつきの解析

図２に示すように，翼・ディスク系がハーモニック加振力，すなわち翼列干渉力のように，静止側に固定した偏流による加振力を受けて回転する時，翼・ディスク系全体の運動方程式は式(9)で表すことができる。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

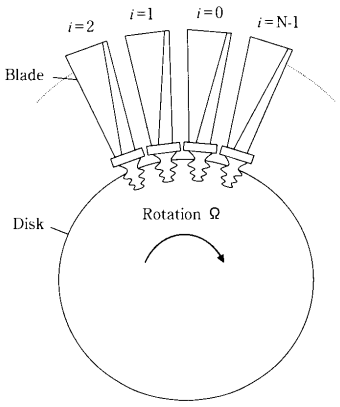


図2　Bladed disk system

$$[M_T]\{\ddot{U}_T^H\}+[C_T]\{\dot{U}_T^H\}+[K_T]\{U_T^H\}=\{P_T^H\} \tag{9}$$

$$\{P_T^H\}^T=\{\{P_H\}^T\cos\omega t\ \{P_H\}^T\cos(\omega t-\alpha_H)\ \cdots\cdots\{P_H\}^T\cos(\omega t-(N-1)\alpha_H)\} \tag{10}$$

ここで，$[M_T]$，$[C_T]$，$[K_T]$は翼・ディスク系全体の質量マトリックス，減衰マトリックス，および剛性マトリックスであり，$\{U_T^H\}$は全周の翼の変位ベクトルである。下添え字Tは，全系（全周の翼・ディスク系）であることを表す。また，$\{P_H\}$は翼に作用するハーモニック加振力の振幅，ωは角振動数，α_Hは翼・ディスク系が回転することによって生じる位相角であり，全周の翼枚数をNとすると式(11)で表すことができる。

$$\omega=H\Omega,\ \alpha_H=\frac{2\pi H}{N} \tag{11}$$

ここで，Ωは翼の回転角速度，Hは加振力のハーモニック数である。定式化の詳細[6]は省略するが，2.1と同様にモーダル法を適用すると，加振ハーモニック数Hに対する周波数応答を求めることができる。すなわち，ミスチューンがある翼・ディスク系では構造上の周期対称性が失われているため，翼・ディスク系全体をモデル化して，式(9)をモーダル法で直接解析して周波数応答を求める。さらに，ランダムに抽出した多数のミスチューン系について式(9)を直接解析し，これを統計処理して共振応力のばらつきを評価する（モンテカルロ法）。

2.2.2　ミスチューニングにより生じるランダム応力のばらつきの解析

従来，強制振動のミスチューニング解析では，前節で説明したように，ハーモニック共振において発生する振幅の増大効果を取り扱ってきた。一方，最近の翼の振動強度設計では極限設計をするため，ガスタービンの上流段動翼では燃焼の乱れにより生じるランダム振動のばらつきなどが問題になることがあり，ランダム振動応答に対してもミスチューニング効果の検討が必要になっている。

ランダム振動のミスチューニング解析では，式(9)の加振力を多数の周波数成分を含むランダム加振力（ホワイトノイズ）に置き換え，これに通常のランダム振動理論を適用して各翼のランダム振動応答のRMS値を求める[7]。また，ハーモニック共振のミスチューニング解析と同様に，ランダムに抽出した多数のミスチューン系についてランダム振動応答を直接解析し，これを統計処理してランダム振動応力のばらつきを評価する（モンテカルロ法）。

3．解析結果

3.1　翼列干渉力による共振応力の解析

図3に，事業用ガスタービンの1段動翼と1段静翼の翼列干渉解析に使用したCFDのメッシュを，図4に，

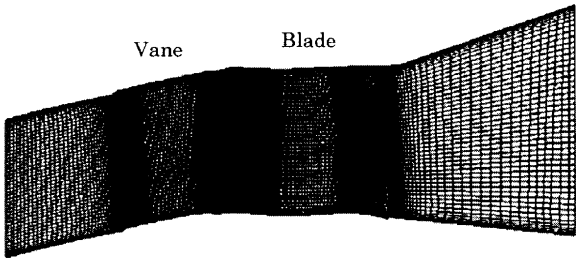


図3　3-D CFD mesh of industrial gas turbine blade

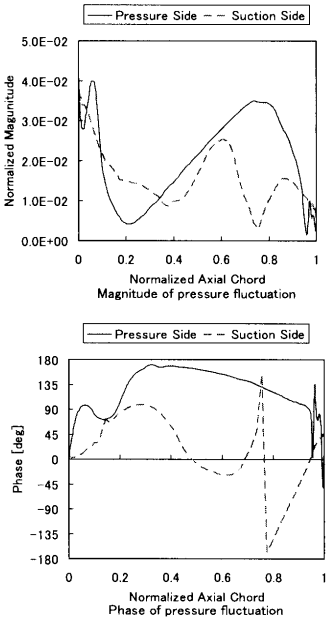


図4　Magnitude and phase of pressure fluctuation (50% Ht. Section)

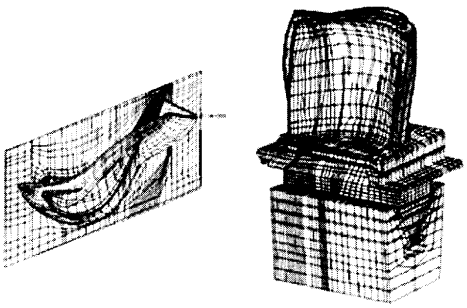


図5　Vibration mode of industrial gas turbine blade calculated by FEM

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

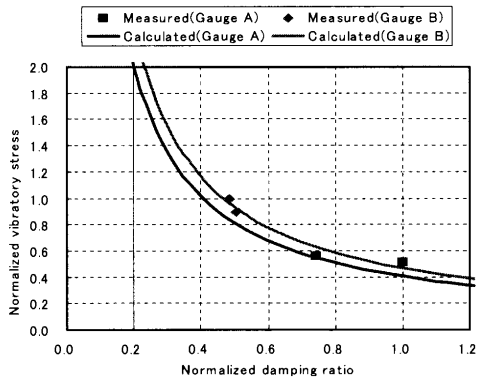


図6 Comparison of measured and calculated result of vibratory stress

非定常CFD解析から求めた翼中間高さの圧力分布を示す。図5は，FEMで解析した1段動翼の3次モードである。図4や図5の結果を使用して，図1に示す手順で共振応力を解析し，計測値と比較した結果を図6に示す。これから分かるように，計測値と解析値は実用的な精度で一致している。なお，図6の計測結果では，計測翼により減衰の値がばらついているが，計測した1段動翼はプラットフォーム間にダンパーピース（シールピン）を挿入する摩擦ダンパ翼であり，減衰が非常に大きく，周波数応答特性にも非線形性が強く現れる。計測値のばらつきが大きい理由は，

(1)翼列干渉力の加振周波数（静翼枚数×回転数）に対するトラッキング分析から減衰を求めているが，厳密には線形系にしか適用できないハーフパワー法を適用している。

(2)翼毎の振動特性のばらつきやダンパピースの接触条件のばらつきなどによる生じるミスチューニング効果。

などが考えられる。図6の共振応力の予測では，翼列干渉力（モーダルフォース）の予測精度を明確にするため減衰については計測値を使用しているが，摩擦ダンパ翼の減衰についても実用的な精度で予測できる手法が開発されており[8],[9]，これらを組み合わせれば共振応力を解析だけから予測できる。

2番目の例として，過給機タービンの1段動翼と1段静翼の翼列干渉解析を実施した結果を示す。図7は，翼列干渉解析に使用したCFDのメッシュであり，図8は，FEMで解析した1段動翼の5次モードと6次モードである。CFDやFEMの解析結果を使用して，図1に示す手順で共振応力を解析し，計測値と比較した結果を図9に示す。これから分かるように，高次モードに対しても実用的な精度で翼列干渉力との共振応力を予測できる。

3.2 ミスチューニングによる振動応力のばらつきの解析

事業用ガスタービンの2段動翼（単独翼構造）について，ディスク上の個々の翼の振動数のばらつきによりどの程度ランダム振動応力や共振応力がばらつくかを調査するため，ミスチューニング解析を行った。ミ

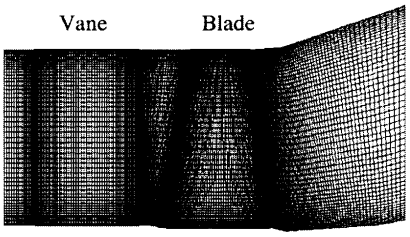


図7 3D CFD mesh for turbocharger blade

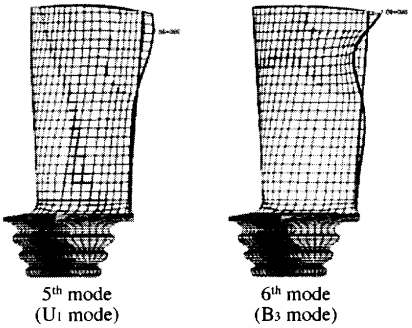
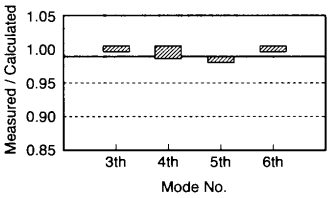
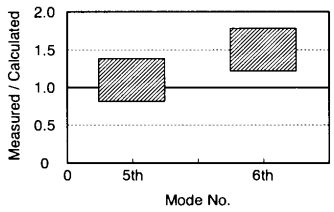


図8 Vibration modes of turbocharger blade



(a) Natural frequency



(b) Resonant stress due to nozzle wake

図9 Comparison of Measured and Calculated Results

スチューニング解析では，最小限の自由度を使用して翼・ディスク系の振動特性を表現するため，図10に示すように，ディスク部をシェル要素で，翼部をビーム要素でモデル化した解析モデルを使用した。また，各翼の振動数のばらつきは，ヤング率のばらつきで与えた。加振力は，図10に示すように回転方向と軸方向に単位加振力（$f_a=10N$）を翼チップ部に作用させた。なお，本翼は隣接翼のプラットフォーム間にダンパを挿入する構造であり，ダンパによる拘束もビーム要素でモデル化している。ディスク上の個々の翼の振動数は，ダンパの接触剛性のばらつきによっても単独翼振動数の平均値に対して±5％の範囲で一様にばらつくと仮定している。表1に解析条件を，図11にチューン系の振動数を示す。

図12は，チューン系とミスチューン系について，ランダム振動解析を行い，ランダム振動応答のPSDを比較した結果であり，翼・ディスク系1個（66枚の翼）の重ね

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

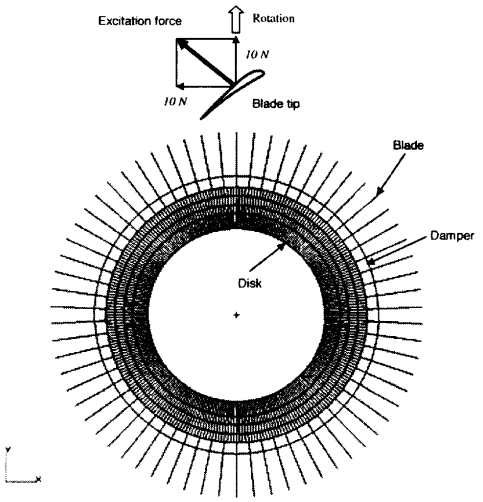


図10　Model of mistuning analysis for a bladed disk (Freestanding blade)

表1　Condition of mistuning analysis

Item		Blade A	Blade B
Frequency deviation σ / μ (%)	Due to blade alone frequency(*)	1.4	0.7
	Due to damper(**)	5.0	5.0
Blade count, N_{total}		66	
Logarithmic decrement		0.01 for all modes	

* Normal distributuin
** Uniform distribution

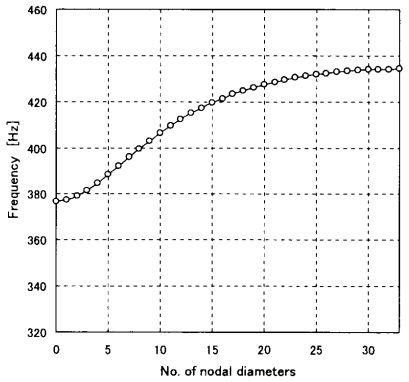
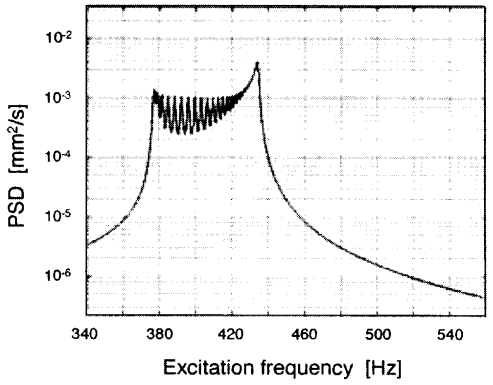
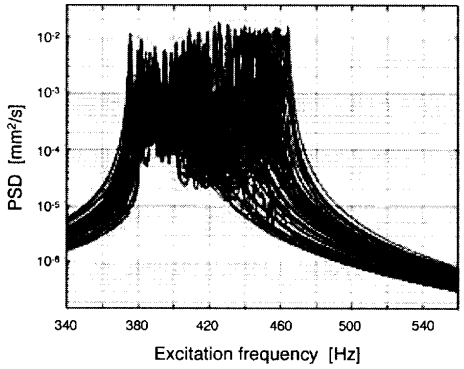


図11　Natural frequency of tuned bladed disk



(a) Tuned bladed disk



(b) Mistuned bladed disk

図12　PSD of random response of tuned and mistuned bladed disk

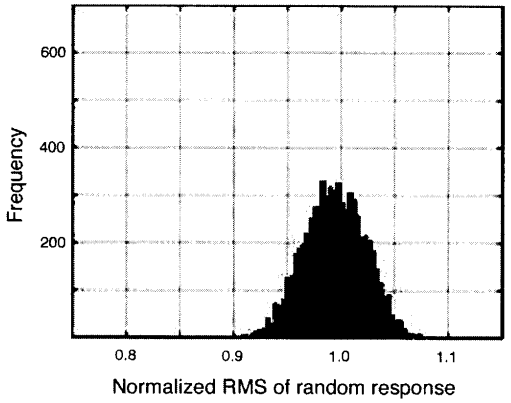


図13　Histogram of random response of mistuned bladed disk

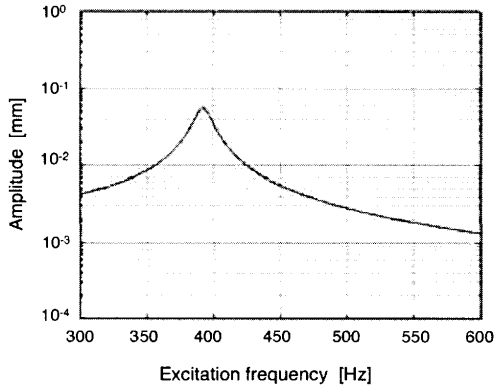
書きを示している。図13は，100ケースのミスチューン系を作成してランダム振動応答解析を行い，全翼（100ケース×66枚）についてランダム振動応答のRMS値の頻度分布を求めた結果である。

図13に示すように，ランダム振動応答のRMS値の最大値は，チューン系に対して10%程度増加するだけであり，大きく変化しない。すなわち，ランダム振動応答に対するミスチューニングの影響は小さく，ランダム振動応答に対する振動強度はほとんど変化しないと判断できる。これは，ランダム振動のRMS値は，全ての固有モードの応答の2乗平均であり，ミスチューンにより応答が増大するモードも減少するモードもあるため，結局ミスチューニング効果が平均化されて小さくなるためと解釈できる。

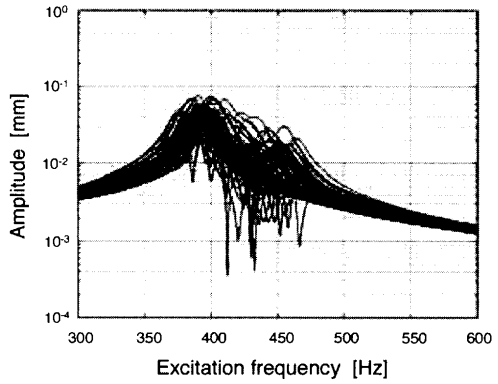
一方，図14は，チューン系とミスチューン系について6ハーモニックの共振応答解析を行った結果であり，翼・ディスク系1個（66枚の翼）の重ね書きを示している。図15は，100ケースのミスチューン系を作成して共振応答解析を行い，全翼（100ケース×66枚）について共振振幅の頻度分布を求めた結果である。

これから分るように，ハーモニック共振の場合は，ミスチューン系の振動応力の最大値はチューン系の約2倍になっている。すなわち，単独翼構造の共振応答ではミスチューンの影響が大きく，翼の振動強度設計では，

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.



(a) Tuned bladed disk



(b) Mistuned bladed disk

図14 Frequency response of tuned and mistuned bladed disk

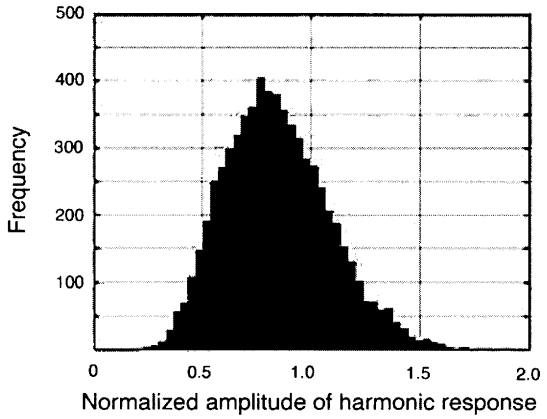


図15 Histogram of 6 harmonic response of mistuned bladed diskk

チューン系に対して計算した振動応力に対して，図15のようなミスチューン効果を考慮して安全率を設定する必要がある。

つぎに，事業用ガスタービンの4段動翼（シュラウド翼構造）について，翼の振動数のばらつきによりどの程度共振応力がばらつくかを調査するため，ミスチューニング解析を行った。図16に解析モデルを，図17にチューン系の振動数を示す。図18は，6ハーモニックの共振応答解析結果であり，全翼（100ケース×90枚）の応答を重ね書きしている。この解析では，単独翼の振動数のば

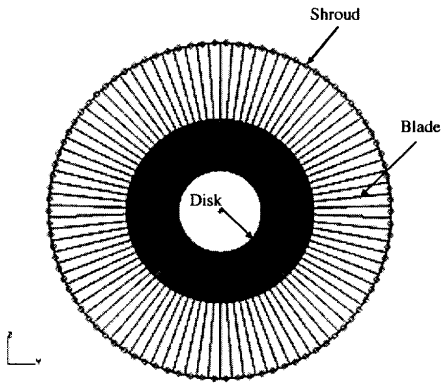


図16 Model of mistuning analysis for a bladed disk (Shrouded blade)

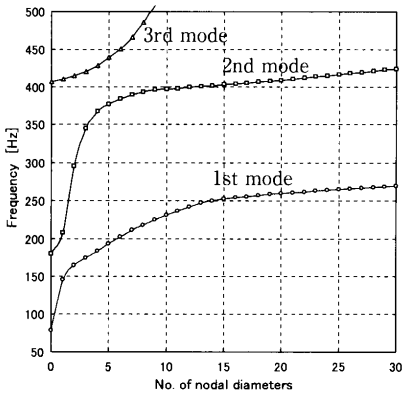
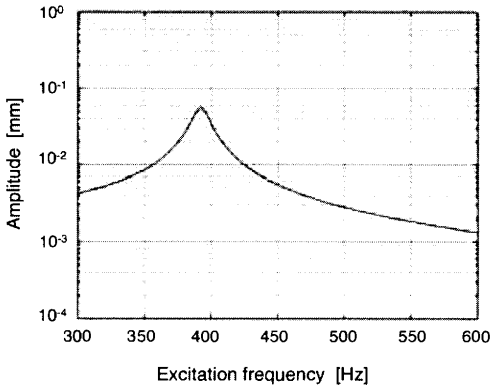
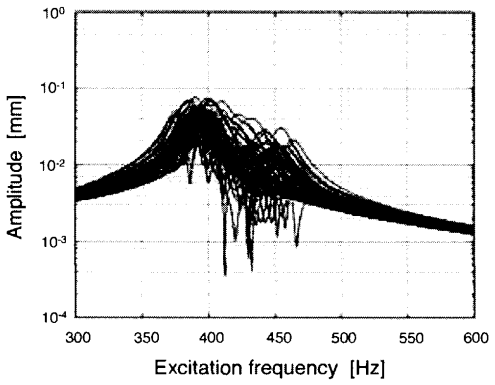


図17 Natural Frequency of tuned bladed disk (Shrouded blade)



(a) Tuned bladed disk



(b) Mistuned bladed disk

図18 Frequency response of tuned and mistuned bladed disk (Shrouded blade)

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

らつき（変動係数）を1.4%，モーダル対数減衰率を全てのモードに対して5％と仮定している。これから分るように，減衰が大きいシュラウド翼構造では，単独翼構造ほどミスユーニング効果は大きくなく，この例では，ミスチューン系の振動応力の最大値は，チューン系から30％程度増加するだけである。一般に，ハーモニック共振応力に対するミスチューニング効果は，減衰が小さいほど，またシュラウド翼構造よりも単独翼構造の方が大きくなる。また，加振力のハーモニック数などによっても変化するので，翼振動強度設計では，設計対象に応じて適切なミスチューン効果を考慮して安全率を設定する必要がある。

4．まとめ

本論文では，翼列干渉により生じる翼面上の圧力変動をCFDで解析し，これを加振力としてFEMに基づくモーダル法を適用して翼の共振応力を解析する手順を説明した。適用例として，事業用ガスタービン動翼や過給機タービン動翼のノズルウェーク共振応力解析を行い，振動応力計測結果と比較した。これらの結果より，適切なモデル化を行えば，実用的な精度でノズルウェーク共振応力を予測できることを示した。

つぎに，ミスチューニング解析により振動応力のばらつきを評価する手法を説明した。単独翼構造とシュラウド翼構造について，ランダム振動や共振応力のミスチューニング解析を行った。これらの解析結果より，ランダム振動のミスチューニング効果（チューン系に対する応答の増大率）は、ハーモニック共振に対するミスチューニング効果よりも極めて小さいこと，シュラウド翼構造のミスチューニング効果は単独翼構造よりも小さいことなどを説明した。

参考文献

(1) Wei Ning, et al.：Blade Forced Responses Predictions for Industrial Gas Turbines Part 2: Verification and Application,. ASME GT2003 -38642(2003), pp.1-8.

(2) Yasutomo KANEKO, Kazushi MORI, Hiroyuki Yamashita and Kenji Sato: Analysis of Variation of Natural Frequency and Resonant Stress of Blade, ASME GT2006-90176(2006), pp.1-7.

(3) Jean-Pierre LOMBARD, et al.: Mistuning Phenomena on Bladed Disk: Industrial Methods and Applications, ASME GT2006-90205(2006), pp.1-11.

(4) Chiang, H. D. and Kielb R. E.: An analysis system for blade forced response, Journal of Turbomachinery, vol. 115(1993), pp.762-770.

(5) Filsinger, D., Szwedowicz, J. and Schafer, O.: Approach to unidirectional coupled CFD-FEM analysis of axial turbocharger turbine blades, ASME 2001-GT-0268(2001), pp.1-8.

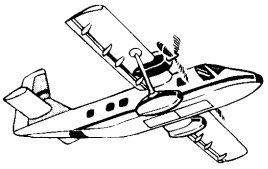
(6) Yasutomo KANEKO et al.: Vibrational Response Analysis of Mistuned Bladed Disk System of Grouped Blades, ASME 98-GT410(1998), pp.1-8.

(7) 金子康智，森一石，上田 修：ミスチューンがある翼・ディスク系のランダム振動応答解析，Dynamics and Design Conference 2007 CD-ROM 論文集(2003)，pp.1-6

(8) B. D. Yang and C. H. Menq：Characterization of Contact Kinematics and Application to the Design of Wedge Dampers in Turbomachinery Blading, Part1: Stick-Slip Contact Kinematics, ASME 97-GT-19(1997), pp.1-9.

(9) Lars Panning, et al: Asymmetrical Underplatform Dampers in Gas Turbine Bladings: Theory and Application, ASME GT2004-53316(2004), pp.1-9.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.



私のガスタービン事始め

妹尾　泰利*1
SENOO Yasutoshi

先の戦争の末期には，国内の各地が空襲されて，戦況の不利は明らかであった。何しろ，敵機のエンジンはターボ過給機で加圧されているので，空気が希薄な高度で飛来するが，日本の飛行機はそのような高度では飛べないから空中戦に勝ち目は無い，と諦らめ気味で，ターボ過給機の開発遅れが苦戦の一因であるとも言われた。

8月15日に終戦の詔勅が出されて，会社や工場の多くは操業を縮小し，9月に卒業する学生の多くは，就職の内定が取消された。私は自宅から通学できるので，大学院に通学して，ターボ過給機の研究をした。

当時大学の助教授や講師は，手に入る文献も資料も乏しい中で，大学院生を加えて輪講を実施していた。しかし，資料の少ないガスタービンやジェットエンジン，それらを構成する空気圧縮機やタービンについて，能率良い学習は期待できなかった。

新しい分野について学習するには，先進国に留学するのが能率的である。私はフルブライト奨学制度の試験に挑戦して，希望のマサチューセッツ工科大学（MIT）への留学が決まった。同大学のガスタービン研究室には，最新の設備を備えた実験場があって，教授，助教授2名，博士課程の学生が数名いて活気に富んでいた。殆どの研究課題は企業の支援を受けており，成果が纏まる毎に報告書をスポンサーに送る外に，毎年，全スポンサーを招いて研究室における年間の全業績の発表会が行われる。

研究室で私の隣の席は博士課程の院生で，彼の研究課題「翼列における旋回失速」は私の担当課題と直接の関係はないが，私は度々相談を受けて討論に加わった。

多段の軸流圧縮機では下流の段に進むほど空気は圧縮されて体積流量は減少するから，環状の各羽根車で適切な軸流速度を保つ為に，下流の段ほど環状通路の面積は小さくして短い翼が用いられる。しかし，起動直後で羽根車の回転速度が定格速度よりも遅い間は，流れが下流に進んでも圧力の増加は僅かで空気密度の変化は少ない。その為に圧縮機の環状の通路を通過出来る体積流量は，通路面積の狭い下流の段によって制限され，その少ない流量は広い通路面積の上流段では甚だ遅い軸方向の平均流速になるので，翼は正常には働かない。

その結果として上流や中間の段を通過する流れは円周方向に不均一になりがちで，数枚の翼に生じた遅い流れの領域は羽根車よりも遅い速度で円周方向に伝播する。その結果として，固定された静翼にも，回転してその流れの領域を通過する羽根車の羽根にも夫々周期的な力が働き，それらの翼が疲労破壊する恐れがある。

また環状の翼列に流入する旋回流の翼に対する流入角（迎い角）が大きい状態において，一部の翼で流れが翼面から剥離したならば，其処に向かう流れは分かれて両隣の翼に向かう。その翼の負圧面に隣接した翼に向かう流れの入射角は大きくなるので，流れはその翼面から剥離する。一方，この失速した翼の圧力面側にある隣の翼に向かう流れの入射角は小さくなるので，その翼は失速から回復する。このように，ある領域の翼が失速すれば，その翼の負圧面側にある隣の翼に失速は次々に伝播する。一方失速した翼の圧力面側に隣接した翼に向かう流れは負の迎え角となるので翼は失速から復活する。その結果として，翼の失速した状態が翼列内に次々に伝播して旋回するので「旋回失速」と呼ばれ，翼は繰り返し応力によって疲労破損する事故に繋がる事が多い。

羽根車の回転数の増加と共に変動力の振幅が増大し，振動のモードや振動数は変化して翼の固有振動数に近づけば，比較的に短時間の運転で，翼等にかかる繰り返し応力が疲労限界に達して翼が破損する恐れが有る。

その対策としては，羽根車を急速に加速して，翼等の共振が発達する暇がない短時間に危険な回転速度の領域を通過させる，とか，回転速度に応じてバイパス通路の開度を調節すれば旋回失速を防止する事が出来る。

昭和32年の暮れに，我が国の小型艦艇の主エンジンとなるガスタービンにおいて，多段軸流圧縮機の中間段の羽根が多数折損した事故があった。当時我が国では旋回失速に関係した資料や経験に乏しかった様で，たまたま一時帰国していた私にも声が掛かって，問題の解決に貢献できたのは，私にとっても幸運であった。

原稿受付　2008年8月7日
＊1　三浦工業株式会社　特別顧問
〒799-2696　松山市堀江町7
九州大学　名誉教授
ガスタービン学会　名誉会員
日本機械学会　名誉会員

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

Berkeley Lab燃焼研究室より

立花　繁*1
TACHIBANA Shigeru

1．Berkeley LabとBerkeley 気質

2007年10月から，米国のLawrence Berkeley National Laboratory[1]（通称，Berkeley lab）の燃焼研究室で，在外研究を行っています。Berkeley labは，米国エネルギー省（DOE）が管轄する国立研究所の一つで，DOEの委託を受けたUniversity of Californiaによって，管理・運営が行われています。円形加速器の発明でノーベル物理学賞（1939年）を受賞したErnest Orlando Lawrenceが，1931年に設立したのが始まりで，これまでに11名のノーベル賞受賞者を輩出しています。13の研究部門によって組織され，加速器研究，地球科学，ゲノム学，生命科学，エネルギー・環境技術，計算科学など，基礎科学から応用科学まで，広範囲にわたる研究が実施されています。Livermore labやLos Alamos labが，国家セキュリティに関わる機密扱いの研究を多く扱っているのと対照的に，Berkeley labの研究は，そのほとんどが公開されたものである点が大きな特徴の一つです。常時，約1200人の外国人研究者が，ここで研究滞在しているという事実がその表れと言えます。地理的には，サンフランシスコ湾の東岸にあるBerkeley市の丘の上，200エーカーの敷地内にあり，天気の良い日には眼下にUC Berkeleyのキャンパス，その先にサンフランシスコ湾，対岸にサンフランシスコのダウンタウン，そして，湾岸を結ぶ橋（Golden Gate BridgeやBay Bridge）などを一度に眺望することができます。

The People's Republic of Berkeleyと揶揄して呼ばれることがあるくらい，Berkeleyというエリアは独特の精神風土を持っています。誤解を恐れずにそれを一言で表すとしたら，“マイノリティを徹底的に保護する町”と言えるように思います。地元のレストランを大切にし，マクドナルドが1軒あるのが奇跡と感じるほど，チェーンレストランを見かけません。大学が，原生オークの木立を伐採してスポーツセンターを立てる計画を発表したところ，運動家がオークの木の上に巣を作って，1年以上にわたってそこで暮らし，反対をアピールしています。サンフランシスコで同性間結婚が合法と認められたニュースは記憶に新しいですが，研究所には，性的なマイノリティとそのサポーターの集うクラブなるものが存在し，敷地内のある塀にはレインボー旗が掛けられています。一方，障害者対応が米国で最も進んだ町としても知られており，五体不満足の乙武さんがバリアフリー社会の取材先として選んだのはBerkeleyでした[2]。身体に障害のある人が電動車椅子を巧みに操り，バスや電車など公共交通機関をごく普通に利用して，仕事，学校，買い物など，自立して生活している様子を日々目にします。排ガス規制が全米で一番厳しいカリフォルニア州の中でも，際立って，環境保護・省エネ意識の高いエリアでもあります。UCLAの学者の調査結果として，Berkeleyナンバーの登録車両に占めるハイブリッド車の割合が5.2%でカリフォルニア州でナンバー1である，との記事がありました[3]。州全体の平均値は0.76%です。

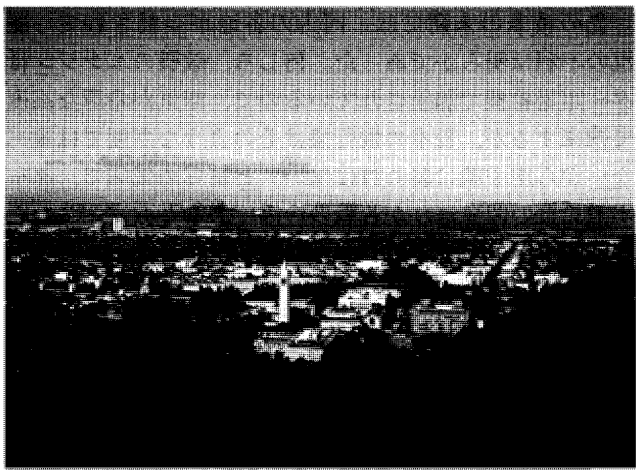


図1　Berkeley labからの眺め

このような精神風土の中に立地するBerkeley labの重点推進分野の一つが，環境・エネルギー技術にあるのは必然のことのように思われます。Environmental Energy Technologies Division（EETD）が，この技術を担当する部門であり，気候変動に関する活動でノーベル平和賞（2007）を受賞したIPCC（Intergovernmental Panel on Climate Change）に，EETDから6名，地球科学から2名の研究者が所属してIPCCレポート作成の主要な役割を担ったとのことで，受賞の祝賀会がありました。省エネビルディング技術に関する研究も一つの柱となっており，ニューヨークタイムズ本社ビルや北京五輪選手村建物の省エネ設計にもEETDが深く関わっています。

原稿受付　2008年8月4日
＊1　宇宙航空研究開発機構　研究開発本部
ジェットエンジン技術研究センター
〒182-8522　東京都調布市深大寺東町7－44－1

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

2．燃焼研究室と弱旋回バーナー

燃焼研究室は，EETDの下に組織されています。この研究室では，1970年代後半から，予混合燃焼における乱流と火炎の相互作用の研究が進められてきました。この分野の焦点は，予混合火炎の特性（火炎速度や火炎厚さ）に対する乱れ渦の特性（乱れ速度や渦の大きさ）の違いが，火炎構造にどのような影響を及ぼしているのか明らかにすることにあります。特に，乱れが強い領域の現象は，基礎・実用双方の観点から解明が期待されています。この研究では，強い乱流下で希薄予混合火炎を安定して保持する必要があり，そのために様々な方式のバーナーがここで開発されてきました。そして，1990年代の初頭に，弱旋回バーナー（Low-Swirl Burner, LSB）と呼ばれる，広い作動条件範囲で安定燃焼するバーナーが開発されました[4]。このように，元々，火炎の基礎現象を調べる目的で開発されたバーナーでしたが，発明者のRobert Cheng博士は，即座に，このバーナーが低エミッション燃焼に大きなポテンシャルを持っていることに気づき，以来，産業界への技術移転も積極的に進められてきました。ボイラー，熱処理炉，産業用ヒーターなどから始まり，近年では，発電用ガスタービンへの応用に取り組んでいます。このバーナーのユニークな点は，自己相似な流れ場と乱れ強さに線形依存する乱流燃焼速度とのバランスから導き出されるシンプルな経験式[5]を利用することで，大気圧，常温，開放条件での燃焼試験によって，高温高圧条件のバーナー設計を行うことができることにあります。昨年，Cheng博士は，Solar Turbines社と連携して行ったLSB技術の実用ガスタービンでの技術実証によって，R&D 100という米国の発明賞を受賞しました。基礎研究の産物が応用技術として成功した良い一例であり，国立研究所研究員のあるべき姿を示す一つの形とも言えます。

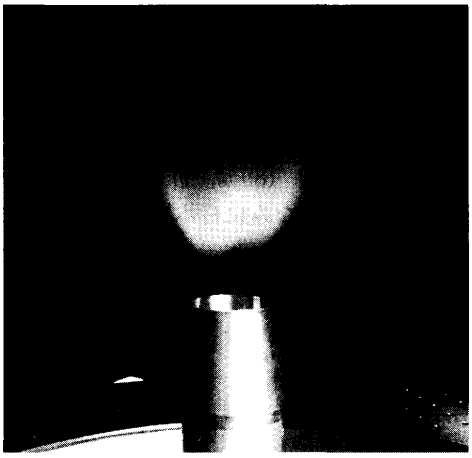


図2　Low-Swirl Burnerによる浮き上がり火炎

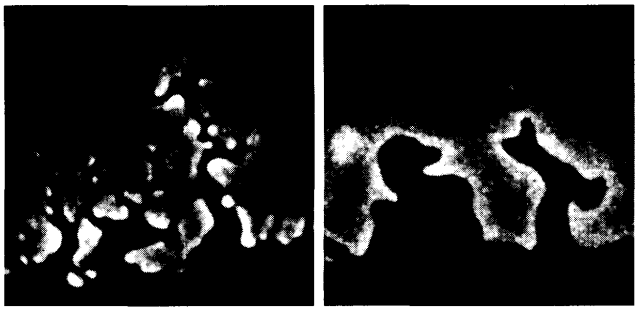


図3　希薄予混合火炎のOH-PLIF画像。水素火炎（左）は火炎面が複雑に入り組み，かつ，断片的な火炎構造を持つ。右図はメタン火炎。領域は，約40mm×40mm。

3．超希薄水素－空気予混合火炎の研究

現在，この研究室の主な研究資金は，DOEのOffice of Fossil Energyのプロジェクトからきています。石炭ガス化で得られる合成ガスから，炭素分を大幅に分離し，水素が主成分のガスを取り出して，ガスタービン燃料とするものです。NOx排出2 ppm（15%O_2）以下が，プロジェクト目標の一つになっています。このプロジェクトに関連して，合成ガスや水素燃料によるLSB火炎の研究が進められています。私自身は，水素燃料の超希薄予混合燃焼の火炎構造について実験的研究を行っています。水素火炎は，水素の高い分子拡散性の影響で，炭化水素系の火炎と比べて複雑な火炎構造を示します（図3）。低当量比領域におけるNOx排出傾向や保炎メカニズムを理解するためには，火炎構造の詳細を明らかにする必要があります。Berkeley labには，NERSCという，DOEの大規模計算機センターがおかれており，この設備を利用して，計算科学部門の研究者が，同じ火炎の直接数値シミュレーションを進めています[6]。私の担当するレーザー計測は，このグループと連携を取りながら進めています。

以上につき，ご興味お持ちの方は，tachibana.shigeru@jaxa.jpまでご連絡ください。

引用文献

(1) Berkeley Lab: http://www.lbl.gov/
(2) 乙武レポート，講談社，乙武洋匡著，p.176.
(3) West County Times, 2008年7月12日付記事, "Study: Albany, Berkeley 'greenest' in state"
(4) Cheng, R., 燃焼研究, 117号：61-69, 1999
(5) Cheng et al., Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 130(2): 21501-21511, 2008.
(6) Bell et al. (2008) "Simulation of Lean Premixed Turbulent Combustion", Paper LBNL-63091.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

見・聞・記

2008年第53回ASME国際ガスタービン会議
1．全　般

園田　豊隆*1
SONODA Toyotaka

ASME TURBO EXPO 2008はドイツの首都ベルリンのEstrel Berlin Hotel & Convention Center において，6月9日(月)から13日(金)の5日間に亘り開催された。昨年までの会期は4日間であったが，今回からは，ASMEからの参加者へのサービスの一環として，同時進行セッションによる参加者の聴講したい論文の重なりをなるべく避けるために，会期が1日延長された。このコンベンションセンターは，第二次大戦後の1948年に，米国・イギリスを中心とした西側が，西ベルリン救援のために食料・生活用品などの空輸作戦（「ベルリン空輸」と呼ばれる）を行なった際に利用したテンペルホーフ空港近くに位置しており，さらにこの会場は，旧西ベルリンと旧東ベルリンの境界線上に位置している。ベルリンといえば，東ドイツにより1961年から建設が始まった「ベルリンの壁」が思い浮かぶが，1989年の「ベルリンの壁崩壊」以降は，一部が記念碑として残されているにすぎない。

今回のASME国際ガスタービン会議における参加国数は50カ国以上，参加登録者数は約3000名，展示ブース数は114であった。約1400を超えるアブストラクトが提出され，最終的に受理された論文は，ASME-IGTI正式発表によると917編（但し，著者カウントによると，表1に示すように，910編）であり，昨年のモントリオールの場合（約760編）を大きく上回る，史上最高の発表論文数となった。表1は発表論文数の各委員会別内訳と国別順位を示す。なお，国別にあたっては，主執筆者の国籍を採用しており，また参考までに，2007年ASMEの場合も示す。委員会別では，例年通り，ターボ機械（空力）が238編（昨年：173編）と第一位であり，その後，伝熱：162編（昨年：125編），構造：136編（昨年：97編），燃焼：108編（昨年：89編）と続いており，また史上最高の論文数となった今年は，特にターボ機械（空力）・伝熱・構造関係の論文が増えている。もう一つの特徴は，ベスト10における論文発表国の顔ぶれは，ほぼ決まっており，トップは昨年に引き続き米国（261編，昨年298編）である。今回はベルリン開催のためか，ドイツが昨年の3位から2位（135編，昨年63編）へ浮上している。またここ数年の特徴であるが，中国がかなりの論文を提出しており（80編，昨年：52編），今後その動向が注目される。ちなみに日本は昨年と同様に第7位であり，発表論文は33編（昨年：31編）であった。

この史上最高の発表論文数のためかどうか判然としな

表1　ASME TURBO EXPO 2008：発表論文数の委員会別内訳と国別順位

2008年順位(2007年)	発表国	委員会名																	合計
		Aircraft Engine	Cera-mics	Coal, Bio	Com-bustion	Controls, Diagnos	Cycle Innova	Edu-cation	Electric Power	Environ-mental	Heat Transfer	Industri Cogene	Manu-facturing	Marine	Micro-turbines	Oil&Gas	Struc-tures	Turbo machin	
1(1)	USA	7	5	1	28	16	5	2	5		49	11	3	12	18	9	43	47	261
2(3)	Germany	4			29	4	6				32	1	4		2		15	38	135
3(2)	UK	4	1		11	5	8				20			1			7	27	84
4(4)	China			4	7		4				15	5	1		2		12	30	80
5(5)	Italy		1	2	12		6	1	1		6	5	3		2	5	5	13	62
6(6)	Canada	1	1		7	1					4	1	3		2	1	5	10	36
7(7)	Japan				3		4		2		7	2					6	9	33
8(8)	Switzland		1		4						3		2				6	10	26
9(9)	Sweden				1	3					1	2	2				5	5	19
10(10)	Korea	1				1	2				4	1		1			3	3	16
…	…	…	…	…	…	…	…	…	…	…	…	…	…	…	…	…	…	…	…
…	…	…	…	…	…	…	…	…	…	…	…	…	…	…	…	…	…	…	…
合計	2008年	22	10	9	108	39	46	4	11	0	162	32	22	14	36	21	136	238	910
(合計	2007年)	(24)	(14)	(14)	(89)	(42)	(46)	(8)	(19)	(4)	(125)	(24)	(23)	(11)	(29)	(16)	(97)	(173)	758

原稿受付　2008年7月22日

＊1　㈱本田技術研究所　航空機エンジン開発センター
〒351-0193　埼玉県和光市中央1－4－1

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

いが，個々の発表会場には，部屋の中央に大きな柱があることによる“デッドスペースの存在”，講演者と聴講者との床が同じレベルにあることによる“前方スクリーンが見えにくい”，また天井のない，太陽がさんさんと降り注ぐ“急場しのぎの部屋”も見受けられ，さらに空力セッションについては，圧縮機関連とタービン関連の会場が隣接していないため，筆者のような空力関係者には，不便の感があった。主催者側の苦労の後が感じられたものの，やや不満が残る会場設定であった。

初日（月曜日）のテクニカルセッション（8：00～10：00）の後のオープニングセッション（10：00～12：45）において授賞式や基調講演が行なわれた。授賞式では，アイオワ大学のTeodore H. Okiishi先生が「2008 R. Tom Sawyer Award」，ケンブリッジ大学を2005年に退官したJohn D. Denton先生と他1名の方が「2006 ASME Gas Turbine Award」，現在インペリアル大学教授のNicholas Cumpsty先生が「2008 Aircraft Engine Technology Award」，この他，二名の方が「2006 John P. Davis Award」に輝いた。基調講演（図1参照）では，全体を“Clean Gas Turbine Technologies for Land, Sea, and Air”と題して，ALSTOM Power Systems社・副社長のCharles Soothill氏による司会のもと，3名の方（図2参照，右側より，Reinhardt Hassa氏：Vattenfall Europe AG，Richard J. Parker氏：Rolls-Royce Group，Paul F. Browning氏：Solar Turbines）の講演があった。地球環境改善とコンバインドサイクルガスタービン（CCGT），空力・材料・冷却技術の重要性，CCS（Carbon Capturing and Storage）など，環境問題に対するガスタービンの貢献に関する報告がなされた。

午後からはテクニカルセッションが再スタートし，終了後は，昨年のモントリオールでは実施されなかった歓迎レセプションが，会場から近い（電車・徒歩にて約30分）ドイツ技術博物館で開催された。ここには，陸・海・空に関連した歴史的な技術的傑作が多数展示され，例えば，空に関しては，ライト兄弟に先立つ人力飛行機の発明品や第二次大戦中の被弾したメッサーシミットなどが展示されていた。また上述したように，ベルリン空輸の際に使用したダグラスC47が建物の屋上に展示されてあり（図3参照），大勢の参加者で賑わった（図4参照）。

翌日の火曜日から金曜日までは，「ペーパー」・「パネル」・「チュートリアル」を含む技術セッションが本格的にスタートし，17の講演会場にて実施された。詳細については，この後の各委員会別報告を参照されたし。なお，来年のASME国際ガスタービン会議は，米国のオーランド（フロリダ）で6月8日～12日の5日間に亘り開催される予定である。最後に，本記事に掲載した写真は，国際ガスタービン会議を主催したASME-IGTIからのご好意によるものであり，感謝の意を表します。

図1　基調講演の様子

図2　3名の基調講演者

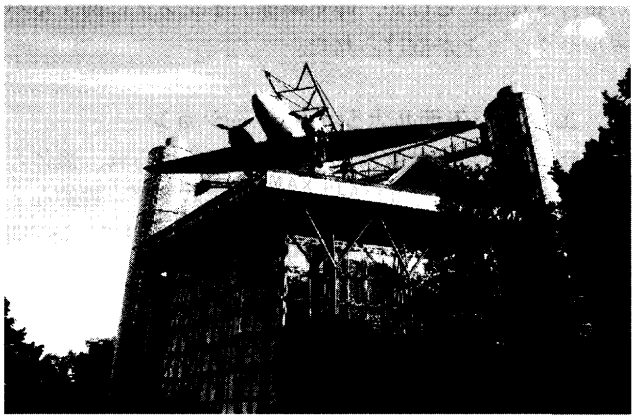


図3　ベルリン・ドイツ技術博物館

図4　歓迎レセプションの様子

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

2．航空用ガスタービン

佐藤　篤*1
SATO Atsushi

キーワード：シミュレーション，航空機用エンジンの試験，分散制御，アイシング

1．概要

今年の航空エンジン委員会主催のセッションは計7セッション，31講演であり，本委員会主催のセッション数は2005年：12，2006年：10，2007年：8と，近年減少傾向にある。

内容は，エンジンモデルとシミュレーション，航空機用エンジンの試験などに関する論文講演と，分散制御，アイシングに関するパネルセッションである。

米国のVAATEプログラムやGeared Fanなどの話題のエンジン開発に関する講演はなかったが，米空軍アーノルド技術開発センタからJSF（F－35：Joint Strike Fighter）の開発で実際に使われている機体～エンジンのインテグレーションに関する講演が，またロールス・ロイス・ドイツから“Engine3E”という研究プログラムに関する講演があり，注目を集めていた。

また，複雑なインレット形状を有する戦闘機用エンジンを想定した入口スワールに関する研究テーマがいくつか報告されているほか，昨年同様アイシングに関するパネルセッションが設けられた。

2．エンジンモデルとシミュレーション

本テーマの論文講演は3セッション設けられ，機体とのインテグレーション，エンジン性能および一般的なトピックスに関する論文が発表された。この中で，JSF開発で実際に用いられている機体～エンジン統合試験および評価に用いる数値解析ツール（GT-50194），多段軸流圧縮機の非定常性能シミュレーション（GT-51159），サイクル計算モデルと組み合わせた航空機用エンジン重量推定ツール（GT-50062）などが報告された。

3．航空機用エンジンの試験

この中では，エンジン入口にスワールを発生させる方法の開発とエンジン試験（GT-50074），高空試験設備を用いた低バイパス比2軸エンジンの高空再着火エンベロープの確認（GT-50256），エンジン入口スワールの強さやパターンをコントロールする器材・試験方法（Swirl Generator）（GT-50657），エンジン地上試験においてタービン部の圧力，温度，スワール角度，マッハ数などの径方向分布を計測可能な装置（GT-51332）などに関する論文発表があった。

4．分散制御

このパネルセッションは，制御・診断・計測委員会との共催であり，“Distributed Aircraft Engine Controls”，すなわち従来のFADECによる中央集中制御に代わる分散制御について紹介・議論された。各エンジンメーカでも研究が進められているが，コスト，信頼性，重量に課題があるほか，現段階では各社いずれも顧客にメリットをもたらす具体的なシステムの姿が見出せていない。

5．アイシング（氷結）

昨年もアイシングのパネルセッションが設けられ，「Ice Crystal」によるアイシングがエンジンに与える影響について議論されたが，今回も「Challenges and Opportunities」と称してアイシングに対する取組みの紹介と議論が行われた。近年，航空エンジンの運用時にアイシングによるロールバック，フレームアウト，サージ，ストール，圧縮機の損傷などのトラブルが多発しているが，現段階では物理現象の解明に至っていない。まずは物理現象の解明，高精度のモデル構築が先決で，対策はその後というのが世界的な情勢である。試験設備が世界的に不足していることが課題で，新しい設備の建設計画も紹介された。

6．その他

航空エンジンの全般に関する論文講演が設けられ，航空用エンジンのメインテナンス・コストの見積りに関する研究（GT-50564），“Engine3E”というドイツの研究プログラム（GT-50679），B787など“More Electric Aircraft”（大電力を要する飛行機）用の“More Electric Engine”の最適形態（GT-50758）などに関する論文が発表された。このうち“Engine3E”プログラムでは，SFC，推重比，コスト，NOxのそれぞれに目標を設定し，各種要素のリグ試験，およびコアエンジン試験が実施され，評価された。

原稿受付　2008年7月11日
＊1　㈱ＩＨＩ　航空宇宙事業本部　防衛システム事業部　開発部
〒196-8686　東京都昭島市拝島町3975－18

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

3．産業用ガスタービン

荒木 秀文*1
ARAKI Hidefumi

産業用ガスタービンに関連するCommitteeは，例年と同じ分類で5つ設けられた。以下に概要を示す。

1．Cycle Innovations：新規サイクル

このCommitteeは，大学や研究機関，メーカーによる発表が多く，10セッション，46件と，昨年と同数の論文発表があった。

最も発表が多かったテーマは，燃料電池ハイブリッドGT関連の12件であり，過渡時や制御特性挙動の解析（GT-50232，50553，50747），マイクロGTを用いたハイブリッド試験装置の計画/評価（GT-50443，50617，50288），メタノール燃料のSOFC/GTの評価（GT-50615，51367）などが報告された。

次に，CO_2回収関連の発表が8件と多く，IGCCあるいは合成ガスからの燃焼前回収（GT-50913，51027），IG/MCFCからの回収（GT-50360），酸素燃焼ガスタービン（GT-51377），GrazサイクルからのCO_2回収（GT-50515）などがあった。

三番目に，加湿サイクルが6件と多く，遺伝子アルゴリズムを用いたシステム最適化（GT-51508，51509），AHATパイロットプラントの試験結果（GT-51072，51089），部分加湿サイクルの最適化（GT-51144），逆ブレイトンHATサイクル（GT-51017）などがあった。

原子力とガスタービンの組合せ（GT-50952，51240）など，他システムとの連携も継続的に発表されており，ガスタービン技術の応用の広さと展開の可能性を感じた。

2．Electric Power：電力事業用ガスタービン

このCommitteeは，ガスタービンメーカーや電力関係の研究機関による発表が多く，論文発表4セッション，パネルセッションが3あり，合計35件の発表がなされた。

全体を通して，CO_2回収関連が8件と最多であり，CCS Ready（CO_2回収貯留対応）プラントに必要な要件の検討（GT-50642），CO_2回収向け水素リッチ燃焼器の開発（GT-50556）のほか，カーボンマネジメントのパネルセッションが企画され，大型ガスタービン2社と政府系3機関がCO_2回収プロジェクトの状況について発表した。

他に，論文発表では，吸気冷却（GT-50258，50058）のセッション，メンテナンス（GT-50249，51357，50405）のセッションなどがあった。パネルセッションでは，ガスタービンメーカー6社による新技術，新製品の紹介のセッション，ガスタービンメーカー，ユーザー，政府系機関によるガスタービンの進化と変革に関するセッションがあり，日本からは1700℃級ガスタービンの技術開発が紹介された。これら新技術紹介のパネルセッションは人気を集め，立ち見が出るほどであった。

3．Industrial & Cogeneration：産業&コージェネ用GT

論文発表が8セッション，パネル/チュートリアルが3セッション設けられ，合計40件の発表があった。

これらのうち15件が吸気冷却に関するものであり，Wet compression / High foggingの圧縮器内部での液滴蒸発解析（GT-50761，50322，50323，50920，50874），液滴径と蒸発効率の実験的検討（GT-51476），二段遠心圧縮機へのオーバースプレイの試験結果（GT-50893）などが報告された。

各種加湿サイクルの効率比較（GT-51275，51277），MCFC/APTハイブリッドシステムの部分負荷特性評価（GT-51444），環境適合冷媒を用いたランキンサイクルの評価（GT-51537）など，Cycle Innovations的な発表も注目に値する。他に各社の主力ガスタービンのアップグレード事例の紹介，GT補機設計，HRSG設計，コージェネ最適化評価，保守管理のセッションがあった。

4．Oil & Gas Applications：石油，ガス用GT

論文発表が5セッション，パネル/チュートリアルが7セッションあり，合計で50件の発表があった。

海底ガス田からの増産を狙ったSubsea wet gas compressionに関する発表が目立ち，Subsea wet gas compressionの動向と見通し（GT-51158），実際の炭化水素のwet gasを用いた遠心圧縮機の性能試験（GT-51156），水・空気系と単翼によるwet gasに対する翼性能の実験的検討（GT-50483）などが報告された。ほかに，ガスタービンシステムの保守管理，ガス圧縮機システムの解析，遠心圧縮機の開発が論文発表された。

パネルセッションでは，前述のSubsea compressionのセッションほか，CO_2分離，シルクロードパイプラインの事例，オフショア用途の事例が発表された。

5．Marine：舶用ガスタービン

このCommitteeは，舶用ガスタービンメーカーと，軍関係者の発表が大部分である。論文発表3セッション，

原稿受付 2008年7月4日
＊1 ㈱日立製作所 電力・電機開発研究所
ガスタービンプロジェクト ガスタービングループ
〒312-0034 茨城県ひたちなか市堀口832－2 GTR

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

チュートリアル１セッションで合計15件の発表があった。論文発表では，米，英，韓国海軍への適用事例紹介，制御，性能モニタリングシステムの開発，補機の開発事例が紹介された。

以上の５つのCommitteeの内容を総合すると，昨今の地球環境保護の社会的要求から，CO_2回収関連の発表，高効率な燃料電池ハイブリッド関連の発表，吸気冷却関連の発表が多くなされていると感じた。

4．小型ガスタービンおよびセラミックス

中嶋　照幸*1
NAKAJIMA Teruyuki

キーワード：マイクロタービン，再生器，バイオマス，セラミックス，ベアリング

マイクロタービン（以下MGT），小型ターボ機械およびセラミック委員会主催のセッションは計10セッション，論文数46で，昨年の10セッション，論文数43とほぼ同数であった。詳細はMGT，小型ターボ機械でセッション数７，論文数36，セラミックスでセッション数３，論文数10であり，論文数はMGT，小型ターボ機械で７件増加，セラミックスで４件減少した。

1．MGT，小型ターボ機械

MGTは分散型エネルギーシステムの一つとして重要な要素である。MGTに関する研究は圧縮機，タービン，燃焼器，再生器などの機械部品に関する技術から，発電制御，運転制御，運転監視に至る電気，制御技術と非常に広範囲に渡るが，今回のセッションでは再生器，ベアリングに関する研究報告が主体となっており，その他，排ガスの低公害化技術，バイオマス燃料や水素燃料の燃焼技術，トリジェネレーション等の革新的なサイクルコンセプト等，本大会のメインテーマである“Clean Gas Turbine Technologies for Land, Sea and Air”に合致した研究内容が報告された。報告の詳細は以下の通りである。

まず，再生器については，材料に関する報告として，プライマリーサーフェイス型再生器に新たな耐熱材料（Haynes Alloy HR-120）を適用した時の曝露試験に関する報告（GT-50037）や，排ガス中の揮発性酸化クロムによる金属の酸化（GT-51336），波状曲げ形状のプライマリーサーフェイス型再生器のクリープ解析（GT-51505）が報告され，新たな再生器の形態として燃焼器ライナーを熱交換器付きの金属性加熱炉に置き換え，バイオマス燃料対応の温水ボイラーに改良したバイオマス燃料対応の外部燃焼式マイクロタービン用熱交換器の最適化設計（GT-51244），圧力損失の低減を実現するSWISS-ROLL型再生器の最適化（GT-50762），波状曲げ形状のプライマリーサーフェイス型再生器の三次元応力解析と最適化形状（GT-51506）などが報告された。

ベアリングについては，主としてエアフォイルベアリングの研究が報告された。圧力，温度の相互変化におけるフォイルジャーナル・軸受の性能（GT-50174），高速，高温で運転される次世代のマイクロターボ機械に適用可能なフォイル気体スラスト軸受の設計，製造，性能に関する研究（GT-50377），システム危険速度を横断中のローター振動を排除する制御供給圧をもつハイブリッド気体軸受（GT-50393）の他，フォイル軸受のミスアライメントの許容誤差についての試験による考察（GT-50806）や，軸温度上昇に対するフォイル軸受構造の特徴：パート１-静負荷性能（GT-50567），軸温度上昇に対するフォイル軸受構造の特徴：パート２-動負荷性能（GT-50570）等である。

バイオマスに関連では，バイオマス起源のガスと天然ガスとの混焼に関する実機検証試験（GT-50236），石油代替燃料と目されるFT（Fischer-Tropsch）燃料の特性と基本的な燃焼特性（GT-51447），バイオディーセル燃焼の実験とシミュレーション解析（GT-51497）が報告された。その他，マイクロタービンのシステム総合効率の向上と，排ガスの低NOx化技術として排ガス中に円錐形ワイヤーメッシュダクトバーナーを取付けアフターバーニングさせる研究（GT-50948）が報告された。

サイクル設計やシステムコンセプトに関しては，電力，空調，ガス給湯器の３種類のエネルギーを１つのシステムで構築することを目指すトリジェネレーションシステムの設計と性能評価と逆ブレイトンサイクル（IBC）（GT-50568）が報告され，その他，革新的な冷却，加熱，電力と水を兼ね備えたマイクロタービン複合サイクルのシステム設計（GT-51454），ガスタービンとオーガニックサイクルを考慮したマイクロ複合プラント（GT-51103）と熱力学的解析（GT-51163）等が報告された。

コンポーネントについては，超軽量，高密度エネルギーを発生する超小型マイクロガスタービン用の信頼

原稿受付　2008年６月30日
＊１　株式会社荏原製作所　風水力機械カンパニー
カスタムポンプ事業統括　マイクロガスタービン技術室
〒299-0296　千葉県袖ヶ浦市中袖20－１

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

チュートリアル１セッションで合計15件の発表があった。論文発表では，米，英，韓国海軍への適用事例紹介，制御，性能モニタリングシステムの開発，補機の開発事例が紹介された。

以上の５つのCommitteeの内容を総合すると，昨今の地球環境保護の社会的要求から，CO_2回収関連の発表，高効率な燃料電池ハイブリッド関連の発表，吸気冷却関連の発表が多くなされていると感じた。

4．小型ガスタービンおよびセラミックス

中嶋　照幸*1
NAKAJIMA Teruyuki

キーワード：マイクロタービン，再生器，バイオマス，セラミックス，ベアリング

マイクロタービン（以下MGT），小型ターボ機械およびセラミック委員会主催のセッションは計10セッション，論文数46で，昨年の10セッション，論文数43とほぼ同数であった。詳細はMGT，小型ターボ機械でセッション数７，論文数36，セラミックスでセッション数３，論文数10であり，論文数はMGT，小型ターボ機械で７件増加，セラミックスで４件減少した。

1．MGT，小型ターボ機械

MGTは分散型エネルギーシステムの一つとして重要な要素である。MGTに関する研究は圧縮機，タービン，燃焼器，再生器などの機械部品に関する技術から，発電制御，運転制御，運転監視に至る電気，制御技術と非常に広範囲に渡るが，今回のセッションでは再生器，ベアリングに関する研究報告が主体となっており，その他，排ガスの低公害化技術，バイオマス燃料や水素燃料の燃焼技術，トリジェネレーション等の革新的なサイクルコンセプト等，本大会のメインテーマである“Clean Gas Turbine Technologies for Land, Sea and Air”に合致した研究内容が報告された。報告の詳細は以下の通りである。

まず，再生器については，材料に関する報告として，プライマリーサーフェイス型再生器に新たな耐熱材料（Haynes Alloy HR-120）を適用した時の曝露試験に関する報告（GT-50037）や，排ガス中の揮発性酸化クロムによる金属の酸化（GT-51336），波状曲げ形状のプライマリーサーフェイス型再生器のクリープ解析（GT-51505）が報告され，新たな再生器の形態として燃焼器ライナーを熱交換器付きの金属性加熱炉に置き換え，バイオマス燃料対応の温水ボイラーに改良したバイオマス燃料対応の外部燃焼式マイクロタービン用熱交換器の最適化設計（GT-51244），圧力損失の低減を実現するSWISS-ROLL型再生器の最適化（GT-50762），波状曲げ形状のプライマリーサーフェイス型再生器の三次元応力解析と最適化形状（GT-51506）などが報告された。

ベアリングについては，主としてエアフォイルベアリングの研究が報告された。圧力，温度の相互変化におけるフォイルジャーナル・軸受の性能（GT-50174），高速，高温で運転される次世代のマイクロターボ機械に適用可能なフォイル気体スラスト軸受の設計，製造，性能に関する研究（GT-50377），システム危険速度を横断中のローター振動を排除する制御供給圧をもつハイブリッド気体軸受（GT-50393）の他，フォイル軸受のミスアライメントの許容誤差についての試験による考察（GT-50806）や，軸温度上昇に対するフォイル軸受構造の特徴：パート１-静負荷性能（GT-50567），軸温度上昇に対するフォイル軸受構造の特徴：パート２-動負荷性能（GT-50570）等である。

バイオマスに関連では，バイオマス起源のガスと天然ガスとの混焼に関する実機検証試験（GT-50236），石油代替燃料と目されるFT（Fischer-Tropsch）燃料の特性と基本的な燃焼特性（GT-51447），バイオディーセル燃焼の実験とシミュレーション解析（GT-51497）が報告された。その他，マイクロタービンのシステム総合効率の向上と，排ガスの低NOx化技術として排ガス中に円錐形ワイヤーメッシュダクトバーナーを取付けアフターバーニングさせる研究（GT-50948）が報告された。

サイクル設計やシステムコンセプトに関しては，電力，空調，ガス給湯器の３種類のエネルギーを１つのシステムで構築することを目指すトリジェネレーションシステムの設計と性能評価と逆ブレイトンサイクル（IBC）（GT-50568）が報告され，その他，革新的な冷却，加熱，電力と水を兼ね備えたマイクロタービン複合サイクルのシステム設計（GT-51454），ガスタービンとオーガニックサイクルを考慮したマイクロ複合プラント（GT-51103）と熱力学的解析（GT-51163）等が報告された。

コンポーネントについては，超軽量，高密度エネルギーを発生する超小型マイクロガスタービン用の信頼

原稿受付　2008年６月30日
＊１　株式会社荏原製作所　風水力機械カンパニー
カスタムポンプ事業統括　マイクロガスタービン技術室
〒299-0296　千葉県袖ヶ浦市中袖20－１

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

性が高く安定燃焼する水素ガス用10kW拡散型マイクロミックス燃焼器の開発と試験（GT-50418）や，マイクロタービン用永久磁石式高速発電機に関する３つの損失（ステータ損失，ローター過電流損失，風損）についての考察（GT-50715），また600kW単純サイクルガスタービンエンジンのサイクル選定と圧縮機設計（GT-51523）の他，エネルギー転換効率を上げエミッションを低下するウェーブローター技術の設計手法の紹介（GT-51354）などが報告された。

最後に，MGT，ターボチャージャ，エアコンプレッサに関するシステムについては，エアコンプレッサ駆動の複数段高速モータの設計概念（GT-51353），エアコンプレッサ駆動の二段高速モータのプロトタイプ設計（GT-51233）の紹介の他，30kWオイルフリータービン発電機の設計，開発，試験（GT-51514），中間冷却再生器を持ったマイクロタービンの計画設計と予測性能（GT-50527）などが報告された。

2．セラミックス

セラミックスについては，酸化イットリウムを使って安定化させたジルコニアセラミックスとコーティング材料を多層構造にしたサーマルバリアコーティング（TBC）の高温輻射熱伝達性能（GT-50047），高温窒化ケイ素マイクロタービンローターの開発と試験（GT-50108），大気にプラズマ噴霧されてサーマルバリアコーティングのための損害進化と破損メカニズム（GT-50367），周囲温度の酸化物/酸化物複合物の異物損害（GT-50505）などが報告された。また，ガスタービンの開発において今後10年間のうちに必要となるセラミック技術に関する調査（GT-51378）が報告された。

5．ターボ機械の性能と流れ
5.1　軸流関係

仮屋　大祐*1
KARIYA Daisuke

キーワード：軸流ファン，圧縮機，タービン

1．全般

軸流ファン・圧縮機では13セッションで61件，軸流タービンでは10セッションで46件の講演があった（キャンセルになったものも含む）。国別内訳（第一著者の所属機関・企業で定義）でみると，ファン・圧縮機は米国17件，ドイツ11件，中国10件，イギリス７件，日本は２件である。またタービンでは，米国８件，ドイツ７件，中国８件，イギリス４件，日本は１件であった。ただし，大手企業を中心に研究チームの多国籍化が見られ，著者陣が多国籍にまたがるものがファン・圧縮機で７件，タービンで11件ある。

2．軸流ファン・圧縮機

軸流ファン・圧縮機のセッションは，ストール＆サージ，設計・解析関係，チップクリアランス流れ，エンドウォール効果等13セッションである。このうち，設計・解析関係が24件，チップクリアランス関係が16件，ストール＆サージが８件である。

設計関係では種々のテーマがあったが，コード・解析手法間の比較や試験との検証を行った例が目立つ。動翼のチップフローに着目し，定常解析と非定常解析を比較したもの（GT-51385），３つのCFDコードを比較したもの（GT-50652），４段圧縮機の詳細流れ場計測結果をCFDと比較したもの（GT-50793）などがあった。他には，航空エンジンで大量の雨を吸い込む場合の性能評価を試みたもの（GT-50137，50166），エンジン入口のディストーションが多段翼列の中でどうtransferされるかを解析で評価したもの（GT-50812，50813）などもあった。

チップクリアランス関係では，クリアランスとロスおよびローディングの変化を試験・解析両面で詳細に検討したもの（GT-50557），ストール付近におけるチップボルテックスの影響を非定常CFDで検討したもの（GT-50779），ケーシングからのインジェクションやブリードの効果を試験的に評価したもの（GT-50075，50214）などがあった。失速関係では，非軸対称のクリアランスがストールや圧力変動に与える影響を試験的に検討したもの（GT-51372），雨を吸い込んだときのサージマージンへの影響を検討したもの（GT-50620），ストール付近での非定常解析において，時間刻みを細かくしても必ずしも精度改善にならないことを説明したもの（GT-51486）があった。

3．軸流タービン

軸流タービンのセッションは，高負荷低圧タービン翼，３次元設計，２次流れなど10セッションである。

原稿受付　2008年６月30日
＊1　川崎重工業㈱　技術研究所　機械システム研究部
〒673-8666　明石市川崎町１－１

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

性が高く安定燃焼する水素ガス用10kW拡散型マイクロミックス燃焼器の開発と試験（GT-50418）や，マイクロタービン用永久磁石式高速発電機に関する３つの損失（ステータ損失，ローター過電流損失，風損）についての考察（GT-50715），また600kW単純サイクルガスタービンエンジンのサイクル選定と圧縮機設計（GT-51523）の他，エネルギー転換効率を上げエミッションを低下するウェーブローター技術の設計手法の紹介（GT-51354）などが報告された。

最後に，MGT，ターボチャージャ，エアコンプレッサに関するシステムについては，エアコンプレッサ駆動の複数段高速モータの設計概念（GT-51353），エアコンプレッサ駆動の二段高速モータのプロトタイプ設計（GT-51233）の紹介の他，30kWオイルフリータービン発電機の設計，開発，試験（GT-51514），中間冷却再生器を持ったマイクロタービンの計画設計と予測性能（GT-50527）などが報告された。

2．セラミックス

セラミックスについては，酸化イットリウムを使って安定化させたジルコニアセラミックスとコーティング材料を多層構造にしたサーマルバリアコーティング（TBC）の高温輻射熱伝達性能（GT-50047），高温窒化ケイ素マイクロタービンローターの開発と試験（GT-50108），大気にプラズマ噴霧されてサーマルバリアコーティングのための損害進化と破損メカニズム（GT-50367），周囲温度の酸化物/酸化物複合物の異物損害（GT-50505）などが報告された。また，ガスタービンの開発において今後10年間のうちに必要となるセラミック技術に関する調査（GT-51378）が報告された。

5．ターボ機械の性能と流れ
5.1　軸流関係

仮屋　大祐*1
KARIYA Daisuke

キーワード：軸流ファン，圧縮機，タービン

1．全般

軸流ファン・圧縮機では13セッションで61件，軸流タービンでは10セッションで46件の講演があった（キャンセルになったものも含む）。国別内訳（第一著者の所属機関・企業で定義）でみると，ファン・圧縮機は米国17件，ドイツ11件，中国10件，イギリス７件，日本は２件である。またタービンでは，米国８件，ドイツ７件，中国８件，イギリス４件，日本は１件であった。ただし，大手企業を中心に研究チームの多国籍化が見られ，著者陣が多国籍にまたがるものがファン・圧縮機で７件，タービンで11件ある。

2．軸流ファン・圧縮機

軸流ファン・圧縮機のセッションは，ストール＆サージ，設計・解析関係，チップクリアランス流れ，エンドウォール効果等13セッションである。このうち，設計・解析関係が24件，チップクリアランス関係が16件，ストール＆サージが８件である。

設計関係では種々のテーマがあったが，コード・解析手法間の比較や試験との検証を行った例が目立つ。動翼のチップフローに着目し，定常解析と非定常解析を比較したもの（GT-51385），３つのCFDコードを比較したもの（GT-50652），４段圧縮機の詳細流れ場計測結果をCFDと比較したもの（GT-50793）などがあった。他には，航空エンジンで大量の雨を吸い込む場合の性能評価を試みたもの（GT-50137，50166），エンジン入口のディストーションが多段翼列の中でどうtransferされるかを解析で評価したもの（GT-50812，50813）などもあった。

チップクリアランス関係では，クリアランスとロスおよびローディングの変化を試験・解析両面で詳細に検討したもの（GT-50557），ストール付近におけるチップボルテックスの影響を非定常CFDで検討したもの（GT-50779），ケーシングからのインジェクションやブリードの効果を試験的に評価したもの（GT-50075，50214）などがあった。失速関係では，非軸対称のクリアランスがストールや圧力変動に与える影響を試験的に検討したもの（GT-51372），雨を吸い込んだときのサージマージンへの影響を検討したもの（GT-50620），ストール付近での非定常解析において，時間刻みを細かくしても必ずしも精度改善にならないことを説明したもの（GT-51486）があった。

3．軸流タービン

軸流タービンのセッションは，高負荷低圧タービン翼，３次元設計，２次流れなど10セッションである。

原稿受付　2008年６月30日
＊1　川崎重工業㈱　技術研究所　機械システム研究部
〒673-8666　明石市川崎町１－１

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

低圧タービンでは，航空エンジンの宿命である段数・翼枚数低減要求と，高空での低Re環境化での作動を念頭に，特に低Re数域における負荷分布と損失の関係について検討されたもの（GT-50718，50052，50898他），翼面境界層の遷移挙動などについて実験的・解析的に検討したもの（GT-50616，50283，51445他）が目立った。3次元設計では，リーンやスイープの効果を検討したもの（GT-50565，51199，50188など），非軸対称エンドウォールプロファイリングの効果を調べたもの（GT-50469，50470），チップ翼形状のextensionにより漏れ流れの低減を図ったもの（GT-50782）があった。2次流れ関係では，リムシールからのinjectionの影響を検討したもの（GT-50471），エンドウォールプロファイリングの流れ場への影響を翼列試験で評価したもの（GT-51311）があった。

5.2　遠心関係

玉木　秀明[*1]
TAMAKI Hideaki

遠心関係では5セッション，28件（論文数は29件）の発表が行われた。一昨年の13件，昨年の21件に続き，論文数が大幅に増えた。

ディフューザに関するセッションでは，PIVよる羽根付きディフューザ内部流れの計測結果が報告（GT-51321，51538）された。PIVによる遠心圧縮機内部流れ計測が普及しつつある。小ソリディティディフューザ（LSD）に関する報告が3件あり，日本発のLSDが定着したことが伺える。LSDに関しては，LSDの最適stagger角に関する報告（GT-50178），LSD取付け位置と送風機騒音およびLSD内部流れの関係を分析したもの（GT-50750），スクロール舌部に対するLSD後縁の相対位置と圧縮機性能の関係に関する報告（GT-50132）があった。また，羽根無しディフューザ出口での半径方向速度分布の変曲点と圧縮機の失速との関係および失速時のスクロール内部流れについて議論したもの（GT-50036）があった。

遠心圧縮機の設計に関するセッションでは，燃料電池用の低比速度圧縮機の開発（GT-50468），プロセス用遠心圧縮機に用いられていた2次元インペラを3次元インペラへ置き換えて性能向上を図ったもの（GT-51025），羽根無しディフューザを小径化し，多段遠心圧縮機の小型化をはかったもの（GT-51263，51262）が報告された。設計上の基本的な問題として，すべり係数の精度に関わるもの（GT-50071），小流量係数の圧縮機をターゲットにインペラと羽根無しディフューザ入口のつなぎ部分に着目した研究（GT-50612）があった。

性能予測を中心としたセッションが設けられ，文献を参考にモデルを作成し精度検証を行ったものが2件（GT-51530，50939），インペラ出口の循環損失にインペラ回転数の依存性を持たせたモデル（GT-5009），非設計点でインデューサおよびインペラ出口部に発生するはく離に伴う損失を推定するモデル（GT-51349）が提案された。また，遺伝的アルゴリズムとシンプレックス法を組み合わせた最適化手法を一次元設計に適用した事例（GT-51154），CFDでインペラ出口羽根高さとクリアンスをパラメータにして性能変化を調べたもの（GT-50969）があった。

ラジアル・斜流タービンに関するものでは，ノズルに関するものとして，ノズルソリディティとノズル後縁位置をパラメータにノズルおよびタービン性能を議論したもの（GT-50261），可変容量ラジアルタービンのノズル翼端隙間がノズルとタービン性能へ及ぼす影響を報告したもの（GT-50461）があった。スクロールに関するものとして，ツインエントリースクロール（スクロールをスパン方向に分割）の2つの流路の流量アンバランスによるタービン性能変化を説明したもの（GT-50397），EGRシステムの改善のために，ハブ側流路を小さくしたツインエントリータービンの開発と軸流一体型ラジアルタービンのアイデアの報告（GT-50614），スクロールが周方向に180度分割されたダブルエントリースクロールを有する斜流タービンの定常・脈動流下での性能を議論したもの（GT-50827）があった。従来とは異なるコンセプトに基づくものとして，スイープ，リーンをもった可変ノズルを有する斜流タービンの定常・脈動流下での性能に関する報告（GT-50828），ラジアルタービン入口にバックワード角を付けることよって低速度比域でのタービン性能が向上することを報告したもの（GT-50064）があった。

CFDによって流れ場を詳細に分析したものとして，翼端漏れ渦と衝撃波の干渉を中心に遠心圧縮機の内部流れを議論したもの（GT-50759，50957），斜流タービンインペラ内で発生する翼端漏れ渦，流路渦，馬蹄形渦の挙動を分析したもの（GT-50941）があった。

原稿受付　2008年7月14日
＊1　㈱ＩＨＩ　原動機技術開発部
〒235-8501　横浜市磯子区新中原町1番地

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

低圧タービンでは，航空エンジンの宿命である段数・翼枚数低減要求と，高空での低Re環境化での作動を念頭に，特に低Re数域における負荷分布と損失の関係について検討されたもの（GT-50718，50052，50898他），翼面境界層の遷移挙動などについて実験的・解析的に検討したもの（GT-50616，50283，51445他）が目立った。3次元設計では，リーンやスイープの効果を検討したもの（GT-50565，51199，50188など），非軸対称エンドウォールプロファイリングの効果を調べたもの（GT-50469，50470），チップ翼形状のextensionにより漏れ流れの低減を図ったもの（GT-50782）があった。2次流れ関係では，リムシールからのinjectionの影響を検討したもの（GT-50471），エンドウォールプロファイリングの流れ場への影響を翼列試験で評価したもの（GT-51311）があった。

5.2　遠心関係

玉木　秀明[*1]
TAMAKI Hideaki

遠心関係では5セッション，28件（論文数は29件）の発表が行われた。一昨年の13件，昨年の21件に続き，論文数が大幅に増えた。

ディフューザに関するセッションでは，PIVよる羽根付きディフューザ内部流れの計測結果が報告（GT-51321，51538）された。PIVによる遠心圧縮機内部流れ計測が普及しつつある。小ソリディティディフューザ（LSD）に関する報告が3件あり，日本発のLSDが定着したことが伺える。LSDに関しては，LSDの最適stagger角に関する報告（GT-50178），LSD取付け位置と送風機騒音およびLSD内部流れの関係を分析したもの（GT-50750），スクロール舌部に対するLSD後縁の相対位置と圧縮機性能の関係に関する報告（GT-50132）があった。また，羽根無しディフューザ出口での半径方向速度分布の変曲点と圧縮機の失速との関係および失速時のスクロール内部流れについて議論したもの（GT-50036）があった。

遠心圧縮機の設計に関するセッションでは，燃料電池用の低比速度圧縮機の開発（GT-50468），プロセス用遠心圧縮機に用いられていた2次元インペラを3次元インペラへ置き換えて性能向上を図ったもの（GT-51025），羽根無しディフューザを小径化し，多段遠心圧縮機の小型化をはかったもの（GT-51263，51262）が報告された。設計上の基本的な問題として，すべり係数の精度に関わるもの（GT-50071），小流量係数の圧縮機をターゲットにインペラと羽根無しディフューザ入口のつなぎ部分に着目した研究（GT-50612）があった。

性能予測を中心としたセッションが設けられ，文献を参考にモデルを作成し精度検証を行ったものが2件（GT-51530，50939），インペラ出口の循環損失にインペラ回転数の依存性を持たせたモデル（GT-5009），非設計点でインデューサおよびインペラ出口部に発生するはく離に伴う損失を推定するモデル（GT-51349）が提案された。また，遺伝的アルゴリズムとシンプレックス法を組み合わせた最適化手法を一次元設計に適用した事例（GT-51154），CFDでインペラ出口羽根高さとクリアンスをパラメータにして性能変化を調べたもの（GT-50969）があった。

ラジアル・斜流タービンに関するものでは，ノズルに関するものとして，ノズルソリディティとノズル後縁位置をパラメータにノズルおよびタービン性能を議論したもの（GT-50261），可変容量ラジアルタービンのノズル翼端隙間がノズルとタービン性能へ及ぼす影響を報告したもの（GT-50461）があった。スクロールに関するものとして，ツインエントリースクロール（スクロールをスパン方向に分割）の2つの流路の流量アンバランスによるタービン性能変化を説明したもの（GT-50397），EGRシステムの改善のために，ハブ側流路を小さくしたツインエントリータービンの開発と軸流一体型ラジアルタービンのアイデアの報告（GT-50614），スクロールが周方向に180度分割されたダブルエントリースクロールを有する斜流タービンの定常・脈動流下での性能を議論したもの（GT-50827）があった。従来とは異なるコンセプトに基づくものとして，スイープ，リーンをもった可変ノズルを有する斜流タービンの定常・脈動流下での性能に関する報告（GT-50828），ラジアルタービン入口にバックワード角を付けることよって低速度比域でのタービン性能が向上することを報告したもの（GT-50064）があった。

CFDによって流れ場を詳細に分析したものとして，翼端漏れ渦と衝撃波の干渉を中心に遠心圧縮機の内部流れを議論したもの（GT-50759，50957），斜流タービンインペラ内で発生する翼端漏れ渦，流路渦，馬蹄形渦の挙動を分析したもの（GT-50941）があった。

原稿受付　2008年7月14日
＊1　㈱ＩＨＩ　原動機技術開発部
〒235-8501　横浜市磯子区新中原町1番地

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

5.3 非定常流れと数値流体力学

渡辺 紀徳*1
WATANABE Toshinori

「ターボ機械非定常流れ」と題したセッションが圧縮機に関して3つ，タービンに関して3つ設けられ，それぞれ12件ずつの論文が割り当てられた。「圧縮機の失速とサージ」という題目のセッションも2つあり，8件の発表があった。圧縮機非定常流れについては，相変わらず旋回失速・サージの発生機構解明と発生点の条件の把握（例えばGT-50079，50105，51466など），ケーシングトリートメントの効果の解明などに関する研究が多く発表されており，実験と数値解析結果との結合による現象の把握が少しずつ進展している。ケーシングトリートメントを施した遷音速圧縮機における翼端近傍の流れがPIVを用いて計測され，数値解析とともに詳細な流れが検討されて注目された（GT-50210，50212）。「翼端間隙流れの効果」に関するセッションも4つあり，16件の発表があったが，これらのセッションでも失速の初生やトリートメント効果に関する論文が多かった（例えばGT-50006，51319など）。失速の能動制御については，ケーシングからのジェットの噴射によるもの（GT-50214）のほか，ケーシング壁にプラズマ・アクチュエータを装着し，翼端部流れ場にプラズマを導入する手法も，昨年に引き続き研究されている（GT-50967）。可動部を持たない制御手法として，将来の発展が期待される。その他，圧縮機のクロッキング効果を定常だけでなく非定常流れの観点で明らかにしようとする研究（GT-51087，51091），遷音速遠心圧縮機の性能に及ぼす流れの非定常性の効果を実験的に解明する研究（GT-50260）などが見られた。タービンの非定常流れに関しては，遷音速タービン流れの静動翼列干渉を三次元性に注目して解明する研究（GT-50065，50291），翼およびIGVの後流や冷却空気流れの非定常的な影響に関する研究（GT-50598，50678，50809）などが発表された。非定常後流を受ける低圧タービン翼面に，渦生成ジェットを噴出して翼面流れを制御する研究も発表された（GT-50864）。

ここ数年活発化している，分野間の連携運営による共同セッションは，今回も多く設定された。構造・力学委員会とターボ機械委員会との共同セッションとして，非定常空力のセッションが4つ（「ターボ機械空力弾性」（2セッション），「強制振動予測法」，「空力弾性設計解析」）企画された。多段環境でのフラッター解析（GT-50315，50698），軸方向非対称性がフラッターおよび強制振動に及ぼす影響（GT-50719，51176），ロケットポンプ用超音速タービンのフラッター限界のCFDと実験による決定（GT-50675），遷音速翼列フラッターの能動抑制（GT-51467）などが発表された。CFDによる遷音速ファンのフラッター限界予測とリグ試験結果が比較され，良い一致が示された（GT-50573）。また，流れの様々なディストーションと翼振動との関連を扱うセッションも設定された（GT-50466，50467，50476，51046など）。

非定常空力分野の最近の緊急課題に騒音問題がある。今回はターボ機械委員会の企画する3つのセッション「ファンおよびジェット騒音」「燃焼およびコア騒音」「騒音低減法」があった。ファンおよびジェット騒音のセッションは，航空機エンジン委員会との共同で実施された。ジェット騒音に対する研究の概観（GT-50041，50091，50455），広帯域エントロピー騒音の現象解明（GT-50263），燃焼器における熱音響モデル（GT-51246），CFD/CAAの応用（GT-50140，51182）などが発表された。騒音低減手法に関しては，翼列音に対する後縁噴出（GT-50093）や翼端形状の改良（GT-51057），ジェット騒音に対するプラズマ・アクチュエーション（GT-50821）などが提示された。

数値流体力学関連では，「ターボ機械の設計法およびCFDモデリング」というカテゴリーで，CFDの手法（2セッション），最適化（2セッション），圧縮機への応用（2セッション），タービンへの応用（3セッション），通過流解析への応用などのセッションがあり，合わせて55件の発表がなされた。CFD手法では，三次元逆問題解法（GT-50253），Delayed Detached Eddy法（GT-50040），目的向きパラレル有限体積法（GT-51187）などの有用性が示された。SST乱流モデルの修正法の評価（GT-50480）や，流れの能動制御を施した翼面上の流れ解析に対する遷移モデルの影響評価（GT-50697）などもあった。多段翼列の空力設計最適化（GT-50208，50209），多目的最適化手法（GT-50506，50521，51301）が紹介された。以前より減少してはいるが，遺伝的手法やニューラルネットの応用に関する論文もあった（GT-50519，51181）。一方，作動流体の比熱比など，物性値の見積りが，性能や流れの予測に大きな影響を及ぼすことが指摘されている（GT-50183，51085）。

原稿受付 2008年7月16日
＊1 東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻
〒113-8656 東京都文京区本郷7－3－1

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

6．伝熱関係

羽田　哲*1
HADA Satoshi

伝熱関係の発表では，General Interestとして109件，Transitionとして10件，Internal Air & Sealとして34件，Combustor Heat Transferとして９件の講演が行われた。特に，フィルム冷却関係が42件，内部流関係（衝突噴流冷却，リブなどによる伝熱促進）に関するものが30件で，相変わらず活発な議論が行われている。また，本年度は，新しい実験法を提案する議論や，最適化設計法に関する発表や設計手法に関する発表が比較的多く見られた。CFDを用いた研究はますます大規模になっているが，Committeeでは非定常の実験データの裏つけのない非定常CFDは評価しない，という提案があった。アイディアを含んだ実験的研究が今後一層望まれる。また，伝熱分野の発表件数は，アジア諸国（中国，韓国，インド）からの発表はますます増えており，わが国からの発表件数を凌駕している。

昨2007年度のHeat Transfer Committee Best Paperとして，動翼チップ裏面のピンフィン列による伝熱促進を扱った研究（GT-27009，以下５桁番号のみ記載），非定常感温液晶により，動翼チップの熱伝達率，フィルム効率を計測した研究（27368），回転ディスク間の浮力の影響を論じた研究（27387）の３件が選ばれた。次に本年度の発表について，各テーマからいくつか論文をピックアップする。

フィルム冷却　高性能フィルム冷却として，従来のシェイプトフィルムの最適形状追求に加えて，フィルム孔出口に溝を設けたTrenchフィルム，メインフィルム孔とピッチ方向にオフセットされた小さいフィルム孔を設け，Kidney Vortexによるフィルム冷却空気と主流Hot Gasの混合を抑えようとするもの【Sister Hole（GT-50366），Double Jet Film Cooling（GT-50073），Anti-Vortex Film（GT-50845）】が発表されていた。特にTrench Filmは，平板での実験（GT-50606），LESを用いた大規模CFD（GT-50120）のみならず，エンドウォール前縁（GT-50149）に展開されたものもあり，製作にコストのかかるシェイプトフィルム孔と同等の冷却効率をもつフィルム孔形状として，最近大きく注目されているようである。一方で，従来のシェイプトフィルムについて，同グループの発表した３編の論文（GT-51030，51036，51038）は，乱れ度，フィルム孔形状，冷却側の境界条件などをパラメータとしたものであり，平板のシェイプトフィルム研究として集大成といっていいレベルに達している。また，平板のシェイプトフィルムの過去の論文をレビューした上で，設計Correlationの形を提唱した論文（GT-50121）は，今までなかっただけに貴重であり，冷却設計にも参考になろう。動翼背側のフィルム列に対して，シェイプトフィルム，コンパウンドアングルフィルムの性能を比較した論文（GT-50798，50799）も空力，伝熱性能を丁寧に比較していた。米国での石炭焚きIGCCブームに呼応して，IGCCで発生するデポジットをモデル化し，付着したデポとフィルム効率の関係を調べたもの（GT-50901）は，目新しいが，IGCCに特化した研究は数年前より減ってきているようだ。

内部冷却　本年は対流冷却の回転効果に注目した論文が多く発表されていた。矩形通路による回転伝熱試験では，二次流れの発現状態が異なるため，実機動翼の通路を模擬した形状での実験が望まれるが，タービン前縁（GT-50344），後縁噴出しのあるタービン後縁（GT-50343），１：４のアスペクト比の通路（GT-50247，50311）などが，参考になろう。また，ピンフィン通路の回転効果を実験的に調べたもの（GT-50514）は，Bo数，Ro数で丁寧に整理されていた。インピンジメント冷却では，ピッチが非常に粗いインピンジメント（GT-50141）や砂つまりの研究（GT-50160，51351）が目立った。後縁冷却では，ラティス型冷却構造（GT-50392，51324），リブ付通路の詳細なPIV / CFD（GT-50694，50695）による研究があった。

外部流　非定常で動翼チップの非定常熱伝達率，圧力分布を時系列に計測した論文（GT-51177）はここ数年系統的に発表されている一連の研究。同様にチップの定常熱伝達率を，平板乱流境界層と比較しながら，丁寧に考察した論文（GT-50625）も，冷却設計の参考になろう。

冷却設計一般　インピンジメントによる概念設計から基本設計までを纏めた論文（GT-50704），フィルム孔，リブ付き対流通路，TBCなど冷却設計に関する設計値が，製作公差等で上下するとき，最終的にメタル温度，冷却空気量がどの程度変化するかを調べた論文（GT-50124）の２件は，冷却設計の現状が良く把握できる。

シール関係　TOBIノズル（Pre Swirlノズル）の最適化，１段動静翼リムシールに関連した論文（GT-50295，50442）など，最新シール【フィラメントシール（GT-51197），ハイブリッドブラシシール（GT-50532）】などが目立つ。本年度34件のうち，27件を占めた欧州はシール関係の研究が非常に活発であるという印象を受けた。

原稿受付　2008年７月９日
＊１　三菱重工業㈱　高砂製作所　ガスタービン技術部
〒676-8686　兵庫県高砂市荒井町新浜２－１－１

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

7．燃焼および燃料関係

浅井 智広*1
ASAI Tomohiro

1．全般

燃焼および燃料関係（Combustion & Fuels）のコミッティーでは，ペーパーセッションが23，パネルセッションが3の合計26のセッションが開催され，発表件数は論文発表が108編，パネル講演が18編の合計126編の発表があった。論文発表を国別に見ると，ドイツが29編と最も多く，次いでアメリカの26編，イタリア13編，イギリス11編，カナダと中国がそれぞれ7編と続き，日本からは4編の発表があった。例年アメリカの発表件数が最も多かったが，今回はドイツでの開催ということもあり，ドイツが最多であった。論文発表を主なテーマ別に分類すると，燃焼不安定性およびその制御に関するものが25編と例年通り最も多く，数値モデリングに関するものが17編，エミッションに関するものが11編，燃料多様化に関するものが10編，低NOx燃焼器の開発に関するものが10編となっている。またレーザ計測，燃焼基礎研究に関するものがそれぞれ9編，燃料の噴射・蒸発・混合，新燃焼方式に関するものがそれぞれ5編，燃料の着火に関するものが4編報告されている。今回の特徴として，Integrated Gasification Combined Cycle（IGCC）で発生するガスや，製油所で発生するオフガスなどの水素リッチ燃料を対象にした研究開発の発表件数が急激に増加しており，また水素リッチ燃焼に関するパネルセッションも一つ設けられるほど水素リッチ燃焼への注目度が高かった。各大学，研究機関，およびメーカとも水素リッチ燃焼に関する研究開発を精力的に進めている様子が伺えた。

2．燃焼不安定性およびその制御

例年，燃焼不安定性およびその制御に関する発表件数が最も多く，聴講席は連日満席となり質疑も活発に行われた。このテーマに関する発表は，燃焼不安定現象を調べたものとその制御法に関するものの2つに大別される。

前者に関しては，燃焼不安定現象のモデル化に関する研究（GT-51248，50781，50755，50770），火炎の音響的応答特性を表す火炎伝達関数を求めた研究（GT-51014，50446），水素リッチ燃焼の燃焼不安定現象を調べた研究（GT-51023）などが報告された。

一方，後者の制御法に関しては，ヘルムホルツ共鳴器や多孔壁による受動制御に関する研究（GT-51387，50425）や，ウーハーや流体アクチュエータによる能動制御に関する研究（GT-50171，50797）などが報告された。

3．数値モデリング

数値モデリングに関しては，非定常モデルであるLarge Eddy Simulation（LES）に関する報告（GT-50199，50266，50278，50940，51320，50274）が大部分を占めており，LESが着実に進歩している印象を受けた。また予混合火炎と拡散火炎の統一燃焼モデルに関する報告（GT-50233）などもあった。

4．エミッション

エミッションに関しては，NOx，COの排出特性を実験的に調べた研究などが報告された。特に水素リッチ燃焼に関するものが多く見られ（GT-51270，51271，50841，51076），水素リッチ燃焼への関心の高さが伺えた。またその他に，煤などの煤塵排出に関する研究（GT-50351，50437）も報告された。

5．燃料多様化

最近，各大学，研究機関，およびメーカとも，燃料多様化に関する研究開発を精力的に進めており，燃料多様化が主要な研究テーマの一つとなりつつある。今回は特に水素リッチ燃料を対象にしたものが数多く見られ，水素リッチ燃料の拡散燃焼における燃料希釈効果を調べた研究（GT-50327，50879，50958）や水素リッチ燃料の希薄予混合燃焼に関する研究（GT-50265）が報告された。

6．低NOx燃焼器の開発

低NOx燃焼器の開発に関しては，各メーカ，研究機関から低NOx燃焼器の開発状況が報告された。1500℃級ヘビーデューティガスタービン用ドライ低NOx燃焼器の実証試験結果の報告（GT-50819）やExhaust Gas Recirculation（EGR）を利用したドライ低NOx燃焼器の試験結果の報告（GT-51152），水素リッチ燃料を対象にした燃焼器の試験結果の報告（GT-50823）などがあった。

原稿受付 2008年7月17日
＊1 ㈱日立製作所 エネルギー・環境システム研究所
〒312-0034 茨城県ひたちなか市堀口832－2

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

8．制御と診断

垣内　大紀*1
KAKIKUCHI Daiki

1．全般

制御と診断の分野では合計12セッションが開催され，発表の総数は41であった。昨年の発表総数52件に対し，若干減少している。内訳はチュートリアルセッションが1，パネルセッションが2，テクニカルセッションが10であり，発表件数は制御システムが6件，診断が20件，計装が15件であった。本会議では診断と計装を中心に聴講したため，本稿ではその内容を中心に報告する。

2．制御システム

テクニカルセッションは聴講できなかったが，コンプレッサのスタビリティのアクティブマネジメント（GT-51307）など5件の発表があった。

航空エンジン分野とのジョイントセッションである分散エンジン制御のパネルセッションで，以下のようなことが論じられた。

現在のFADECシステムはECUによる集中制御型であるが，分散エンジン制御システムはスマートセンサやスマートアクチュエータといった処理機能を持った制御コンポーネントで構成され，それらをデータバスで接続する（あるいはワイヤレスにする）機能分散型のシステムであり，制御機能の増加，電気ワイヤハーネスの削減，メンテナンスコストの削減などが可能となる。重要な技術としては，SOI（Silicon On Insulator），SiC（Silicon Carbide）などを用いた高温電子技術や高速データ通信技術などが挙げられる。しかし，現状では制御システム全体として重量増加，信頼性低下，製造コスト増加となる。特に低コスト化が最大の課題で，コストに対して得られる価値や効果を評価する手法の確立が今後望まれる。

3．診断

診断では7セッションで20件の発表があり，昨年と同様に複数の手法を組み合わせる診断メソッドの発表が多かった。

最小二乗法によりエンジンの性能パラメータの変動を診断し，ファジーによりその診断の信頼性を評価する方法（GT-50190），同じく最小二乗法とファジーにより診断を行うが，高圧系と低圧系要素，高温部と低温部要素の2通りのグループ分けを行って診断し，故障部位の特定を行う方法（GT-51079），シミュレーションデータとニューラルネットワークを用いてコンディションベースドメンテナンスを行う方法とガスタービンのデモ運転試験（GT-50768），ニューラルネットワークとファジーによる無人機用エンジンの多重故障の診断（GT-50769）について発表があった。カルマンフィルタを用いた診断では，カルマンフィルタによる性能パラメータ診断に一般化尤度比検定を加え，エンジンに突然故障が発生した時に即座に検出する方法（GT-50117），デュアルチャンネルのセンサ計測値と，オンボード線形エンジンモデルを用いた線形カルマンフィルタの推定値の差を比較してオンライン診断を行う方法（GT-50345），その応用でオンボード非線形エンジンモデルと線形カルマンフィルタを組み合わせたハイブリッドカルマンフィルタの推定値を用いてオンライン診断を行う方法（GT-50346）について発表があった。

ガスパスの診断メソッドは毎年多種多様な研究発表が行われているが，比較が難しい。チュートリアルセッションでは，このような状況に一石を投じる発表があった。診断メソッドのベンチマーキングを行うMATLAB®ベースのツールをNASAが公開する予定であるというものである（GT-51360）。ユーザが必要な条件を入力するとフライトパターンなどの試験ケースが自動生成され，2軸の高バイパス比ターボファンエンジンモデルを用いて劣化プロファイルの組み込まれた運用シミュレーションが行われる。得られたシミュレーションデータに対してユーザは自身の診断メソッドによる診断を行う。診断結果は評価マトリックスにより評価され，診断性能を査定できる。このツールが公開されれば，各研究機関で種々の診断メソッドの比較検証を行ったり，アイディアを共有したりすることができるため，今後この分野の研究はますます盛んに行われると思われる。

4．計装

センサ技術のセッションでは7件の発表があり，マイクロウェーブ・チップクリアランスセンサに関する発表（GT-50354），エディカレントセンサによるブレードチップタイミングの計測（GT-50791，50792）に関する発表などがあった。

高温計装のセッションでは7件の発表があった。燃焼制御を想定した発表は昨年ほど多くなかったが，燃焼器の燃料インジェクタに光ファイバを組み込み，不安定燃焼をモニタする方法（GT-51054），SOIを用いた高応答性の圧力トランスデューサの開発（GT-51522，51302）について発表があった。他に興味深いところでは，水冷却機構付き全圧計測プローブの開発（GT-51054），熱電

原稿受付　2008年7月11日
＊1　㈱ＩＨＩ　航空宇宙事業本部　技術開発センター　制御技術部
〒190-1297　東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

対や歪みゲージをコンプレッサやタービンのブレードに組み込み，テレメトリにより温度や歪みの計測を行ってコンポーネントの状態をモニタするスマートコンポーネントの開発（GT-51533）についての発表があった。

9．材料・構造および製造技術

藤井　智晴*1
FUJII Tomoharu

1．全般

材料・構造および製造技術関連として，著者が主に参加したManufacturing Materials & Metallurgy Committee（MMM）が主催するセッションの内容について以下に述べる。セッションの内訳としては，ペーパーセッションが5件（論文数27件），パネルセッションが5件（発表数20件）であり，チュートリアルセッションは2件（発表数5件）の予定であったが，残念ながら1件は講演者の都合により直前にキャンセルされた。このように，MMMが主催するセッションは，他の分野と比較して，例年，論文無しのパネルセッションが大きな割合を占めているのが特徴である。また，今年は，Ceramics Committeeとの共同開催によるセッションが2件含まれていた。

2．ペーパーセッションについて

今回，MMMで発表された論文27件の内訳としては，コーティング関連が9件と最も多く，損傷の分析・予測関連が4件，ロウ付け補修関連が3件，検査手法関連が2件，ガスタービンメーカの最新技術紹介が3件，耐熱合金関連が2件，その他が4件であった。特に，近年のガスタービンの高温化や運転条件の多様化に伴い，コーティング技術の重要性が更に増しているようであり，興味深い発表がいくつも見られた。

コーティング関連では，耐食またはボンドコーティングとして用いられるMCrAlYと，遮熱コーティング（TBC）に関するものがほとんどであった。MCrAlYについては，金属母材やTBCとの密着度を高めるための表面処理技術やコーティング施工方法についての検討が行われていた（GT-50685，50688）。一方，TBCについては，はく離メカニズムの検討や低熱伝導率化の試みが多く見られた。TBCの損傷モードの検討結果として，3段階の温度でベースロードを模擬した18000時間の加熱試験を行ったところ，損傷モードが，従来のTGOに起因するTBCのはく離から，ボンドコーティングの酸化やはく離に変化する事などが報告されていた（GT-51528）。

損傷の分析・予測関連では，オランダの5つの企業や研究機関が共同で，航空用および産業用ガスタービン計109台に対して，部品の損傷データを収集して分析した結果が報告されていた（GT-50978）。その結果，損傷メカニズムの多くは，機械的疲労，熱的疲労，材料の組織変化に分類され，その原因は，部品の初期設計や補修方法であることが報告されていた。また，経験や文献などの知識ベースによる損傷予測や（GT-51276），材料組織のモデリングをベースとした寿命予測（GT-51526）についても報告されていた。

ロウ付け補修関連では，静翼などに発生するワイドギャップのき裂に対する補修法について多く報告されており，深さ16mmのギャップに対してボイドを含まない補修が可能であった事などが報告されていた（GT-50046）。

検査手法関連では，超音波によって動翼の表面や冷却流路内に発生したき裂等の損傷部分をわずかに加熱し，高感度サーモグラフィで動翼外面からとらえた温度上昇により，損傷を検出するアコースティックサーモグラフィ検査について報告されており（GT-51097），多くの参加者が高い関心を示していた。

3．パネルセッションについて

パネルセッションの主題としては，「部品寿命の予測と管理」，「高温部品の補修戦略」，「高温部品の溶接および熱処理技術」，「接合技術」等があり，各ガスタービンメーカの最新の技術開発動向や，補修会社における最新補修技術の適用実績等が紹介されていた。

その中でも，今年の興味深い試みの1つとして，「2020年に向けた先進ガスタービン材料へのニーズ」と題して，ガスタービンメーカ4社からそれぞれの観点で報告が行われていた。複数のメーカから特に強調されていたことは，現状よりもさらに低熱伝導率となるTBCの開発や高強度耐熱合金の開発，セラミックス材料の適用についてであった。また，今後は部品の製造性，ロバスト性，コスト，マテリアルシステムがキーとなることが報告されていた。さらに，航空用ガスタービンメーカからは，軽量材料の開発やモデリングツールの開発，焼結による熱伝導率の増加を抑制したTBCの開発の重要性が指摘されていた。

原稿受付　2008年7月1日
＊1　㈶電力中央研究所　エネルギー技術研究所
〒240-0196　神奈川県横須賀市長坂2－6－1

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

対や歪みゲージをコンプレッサやタービンのブレードに組み込み，テレメトリにより温度や歪みの計測を行ってコンポーネントの状態をモニタするスマートコンポーネントの開発（GT-51533）についての発表があった。

9．材料・構造および製造技術

藤井　智晴*1
FUJII Tomoharu

1．全般

材料・構造および製造技術関連として，著者が主に参加したManufacturing Materials & Metallurgy Committee（MMM）が主催するセッションの内容について以下に述べる。セッションの内訳としては，ペーパーセッションが5件（論文数27件），パネルセッションが5件（発表数20件）であり，チュートリアルセッションは2件（発表数5件）の予定であったが，残念ながら1件は講演者の都合により直前にキャンセルされた。このように，MMMが主催するセッションは，他の分野と比較して，例年，論文無しのパネルセッションが大きな割合を占めているのが特徴である。また，今年は，Ceramics Committeeとの共同開催によるセッションが2件含まれていた。

2．ペーパーセッションについて

今回，MMMで発表された論文27件の内訳としては，コーティング関連が9件と最も多く，損傷の分析・予測関連が4件，ロウ付け補修関連が3件，検査手法関連が2件，ガスタービンメーカの最新技術紹介が3件，耐熱合金関連が2件，その他が4件であった。特に，近年のガスタービンの高温化や運転条件の多様化に伴い，コーティング技術の重要性が更に増しているようであり，興味深い発表がいくつも見られた。

コーティング関連では，耐食またはボンドコーティングとして用いられるMCrAlYと，遮熱コーティング（TBC）に関するものがほとんどであった。MCrAlYについては，金属母材やTBCとの密着度を高めるための表面処理技術やコーティング施工方法についての検討が行われていた（GT-50685，50688）。一方，TBCについては，はく離メカニズムの検討や低熱伝導率化の試みが多く見られた。TBCの損傷モードの検討結果として，3段階の温度でベースロードを模擬した18000時間の加熱試験を行ったところ，損傷モードが，従来のTGOに起因するTBCのはく離から，ボンドコーティングの酸化やはく離に変化する事などが報告されていた（GT-51528）。

損傷の分析・予測関連では，オランダの5つの企業や研究機関が共同で，航空用および産業用ガスタービン計109台に対して，部品の損傷データを収集して分析した結果が報告されていた（GT-50978）。その結果，損傷メカニズムの多くは，機械的疲労，熱的疲労，材料の組織変化に分類され，その原因は，部品の初期設計や補修方法であることが報告されていた。また，経験や文献などの知識ベースによる損傷予測や（GT-51276），材料組織のモデリングをベースとした寿命予測（GT-51526）についても報告されていた。

ロウ付け補修関連では，静翼などに発生するワイドギャップのき裂に対する補修法について多く報告されており，深さ16mmのギャップに対してボイドを含まない補修が可能であった事などが報告されていた（GT-50046）。

検査手法関連では，超音波によって動翼の表面や冷却流路内に発生したき裂等の損傷部分をわずかに加熱し，高感度サーモグラフィで動翼外面からとらえた温度上昇により，損傷を検出するアコースティックサーモグラフィ検査について報告されており（GT-51097），多くの参加者が高い関心を示していた。

3．パネルセッションについて

パネルセッションの主題としては，「部品寿命の予測と管理」，「高温部品の補修戦略」，「高温部品の溶接および熱処理技術」，「接合技術」等があり，各ガスタービンメーカの最新の技術開発動向や，補修会社における最新補修技術の適用実績等が紹介されていた。

その中でも，今年の興味深い試みの1つとして，「2020年に向けた先進ガスタービン材料へのニーズ」と題して，ガスタービンメーカ4社からそれぞれの観点で報告が行われていた。複数のメーカから特に強調されていたことは，現状よりもさらに低熱伝導率となるTBCの開発や高強度耐熱合金の開発，セラミックス材料の適用についてであった。また，今後は部品の製造性，ロバスト性，コスト，マテリアルシステムがキーとなることが報告されていた。さらに，航空用ガスタービンメーカからは，軽量材料の開発やモデリングツールの開発，焼結による熱伝導率の増加を抑制したTBCの開発の重要性が指摘されていた。

原稿受付　2008年7月1日
＊1　㈶電力中央研究所　エネルギー技術研究所
〒240-0196　神奈川県横須賀市長坂2－6－1

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

先進ガスタービンの運転実績についてのセッションでは，ガスタービンメーカ２社の各機種の導入実績や設計思想が紹介されると共に，第三者となる研究機関や保険会社から各高温部品の損傷例の紹介や損傷解析事例の報告も行われていた。

10. 展　示

石田　克彦*1
ISHIDA Katsuhiko

本年度の展示は，６月10日から12日の３日間約120の企業，団体等の参加を得て行われた。筆者は浅学のため個々の出展物について内容，意義を解説できない。全体的な雰囲気と，次回参加される方の参考になりそうな事項の紹介を中心に報告する。

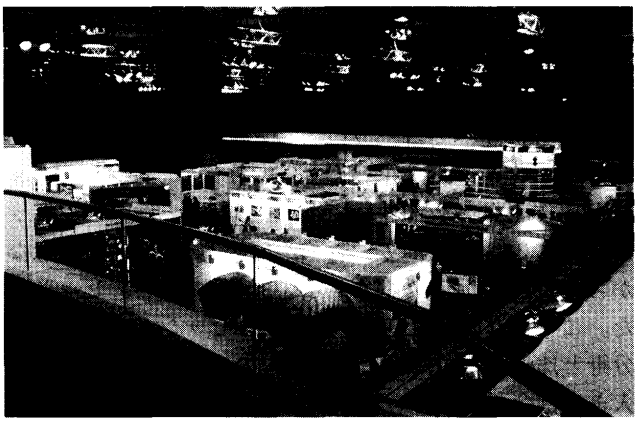
会場入口の出版物のコーナーに業界誌が８社，メイン会場フロアの約110のブースに各企業，団体が出展している。出展者のリストは，Web上で入手できるpdf形式のプログラム[1]に記載されている。リスト上のホームページとメールアドレス欄はインターネットへのリンクが貼られているのでアクセスが簡単にできて便利である。興味のある方は参照されたい。

出展者を地域別にみると米国が43で全体約１/３を占める。この他10社以上の参加があったのは英国，ドイツ，フランス，フランス，スイスの４国である。日本，または日系企業の参加はアイコクアルファ（米），マキノ（英），オリンパス（英）の３社であった。

出展は，エンジン本体およびコンポーネントメーカよりも，解析ソフトウェア，コンサルティング，計測，材料と加工などが中心になっているという印象を受けた。主なエンジンメーカのブースは揃っているが，エンジン本体のような大物の実物展示は見られない。学会の主な参加者をガスタービンエンジンの開発，研究者とすれば，彼らの必要とするツール，材料，計測機器などをそろえてビジネスチャンスを掴むという点で出展の内容は極めて実用的である。

GT本体メーカの出展は直接の商売ではなく（TURBO-EXPOの展示会でエンジン本体の商談をしているという話はあまり聞かない。），企業のイメージ戦略と学会，展示会を盛り上げるお祭りの面があるのだと思う。大きな展示物はないものの米国のGE，欧州のRR，ALSTOMを初めとするメーカは展示，スポンサを含めて学会をよく盛り上げている印象を受けた。残念ながら今回は日本のGTメーカの出展はなかった。

一方，開発ツール，加工，材料などの出展者は極めて商売熱心である。学会への参加申し込みの際にメールアドレス，専門分野等を登録するのだが，次の日から出展各社からの“Dear ASME Attender”で始まるダイレクトメールが次々に届くことになる。なかには国内代理店から日本語で案内をいただいた所もあった。学会終了後もDMによる売込みは続いている。



会場

解析ソフト，ハードメーカは合計15社が出展している。ソフトウェアベンダ大手のANSYSがSilver，NumecaがBronzeと学会の主要スポンサーに名を連ねている。セッションでの発表も，研究開発において解析の重要性がますます大きくなっていることに加え，企業，研究機関などのオリジナルコードに替わって商用の汎用コードを用いられることが多くなっている印象を受けた。商用解析コードの市場としてGT業界は大きなものとなっているようである。

セッションのプレゼンテーションには，使用したソフトウェア，計測機器等のツールが明記されている例も多い。興味を持った物について展示会場で実際にメーカや代理店に接触して説明を受けることができるのは便利である。各社の売り込みに力が入るのも頷ける。

会場で配布されている各社のパンフレット，出版物サンプル（とロゴ入りの記念品）はすぐになくなってしまうものもあるので，必要な方は早めに会場を回ったほうがよい。会場内の写真撮影は原則禁止となっているので，撮影時には主催者，出展者の許可を得る必要がある。筆者は本記事のための会場風景の撮影許可を主催者に求め

原稿受付　2008年７月28日
＊１　川崎重工業㈱　ガスタービン機械カンパニー
技術統括部　要素技術部タービン課
〒673-8666　兵庫県明石市川崎町１－１

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

先進ガスタービンの運転実績についてのセッションでは，ガスタービンメーカ２社の各機種の導入実績や設計思想が紹介されると共に，第三者となる研究機関や保険会社から各高温部品の損傷例の紹介や損傷解析事例の報告も行われていた。

10. 展　示

石田　克彦*1
ISHIDA Katsuhiko

本年度の展示は，６月10日から12日の３日間約120の企業，団体等の参加を得て行われた。筆者は浅学のため個々の出展物について内容，意義を解説できない。全体的な雰囲気と，次回参加される方の参考になりそうな事項の紹介を中心に報告する。

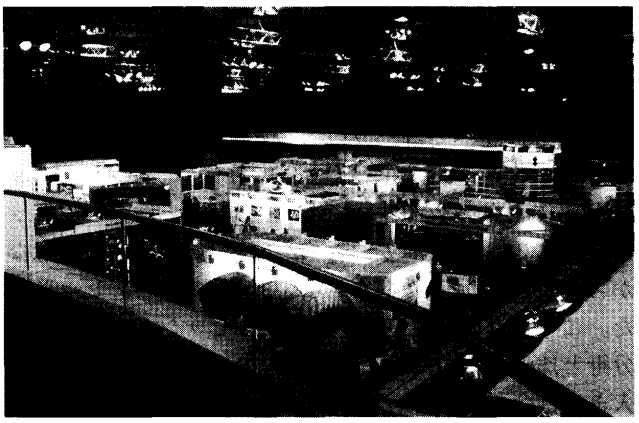
会場入口の出版物のコーナーに業界誌が８社，メイン会場フロアの約110のブースに各企業，団体が出展している。出展者のリストは，Web上で入手できるpdf形式のプログラム[1]に記載されている。リスト上のホームページとメールアドレス欄はインターネットへのリンクが貼られているのでアクセスが簡単にできて便利である。興味のある方は参照されたい。

出展者を地域別にみると米国が43で全体約１/３を占める。この他10社以上の参加があったのは英国，ドイツ，フランス，フランス，スイスの４国である。日本，または日系企業の参加はアイコクアルファ（米），マキノ（英），オリンパス（英）の３社であった。

出展は，エンジン本体およびコンポーネントメーカよりも，解析ソフトウェア，コンサルティング，計測，材料と加工などが中心になっているという印象を受けた。主なエンジンメーカのブースは揃っているが，エンジン本体のような大物の実物展示は見られない。学会の主な参加者をガスタービンエンジンの開発，研究者とすれば，彼らの必要とするツール，材料，計測機器などをそろえてビジネスチャンスを掴むという点で出展の内容は極めて実用的である。

GT本体メーカの出展は直接の商売ではなく（TURBO-EXPOの展示会でエンジン本体の商談をしているという話はあまり聞かない。），企業のイメージ戦略と学会，展示会を盛り上げるお祭りの面があるのだと思う。大きな展示物はないものの米国のGE，欧州のRR，ALSTOMを初めとするメーカは展示，スポンサを含めて学会をよく盛り上げている印象を受けた。残念ながら今回は日本のGTメーカの出展はなかった。

一方，開発ツール，加工，材料などの出展者は極めて商売熱心である。学会への参加申し込みの際にメールアドレス，専門分野等を登録するのだが，次の日から出展各社からの“Dear ASME Attender”で始まるダイレクトメールが次々に届くことになる。なかには国内代理店から日本語で案内をいただいた所もあった。学会終了後もDMによる売込みは続いている。



会場

解析ソフト，ハードメーカは合計15社が出展している。ソフトウェアベンダ大手のANSYSがSilver，NumecaがBronzeと学会の主要スポンサーに名を連ねている。セッションでの発表も，研究開発において解析の重要性がますます大きくなっていることに加え，企業，研究機関などのオリジナルコードに替わって商用の汎用コードを用いられることが多くなっている印象を受けた。商用解析コードの市場としてGT業界は大きなものとなっているようである。

セッションのプレゼンテーションには，使用したソフトウェア，計測機器等のツールが明記されている例も多い。興味を持った物について展示会場で実際にメーカや代理店に接触して説明を受けることができるのは便利である。各社の売り込みに力が入るのも頷ける。

会場で配布されている各社のパンフレット，出版物サンプル（とロゴ入りの記念品）はすぐになくなってしまうものもあるので，必要な方は早めに会場を回ったほうがよい。会場内の写真撮影は原則禁止となっているので，撮影時には主催者，出展者の許可を得る必要がある。筆者は本記事のための会場風景の撮影許可を主催者に求め

原稿受付　2008年７月28日
＊１　川崎重工業㈱　ガスタービン機械カンパニー
技術統括部　要素技術部タービン課
〒673-8666　兵庫県明石市川崎町１－１

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

たところ，ガスタービン学会のプレスIDの提示を求められて困ってしまった。学会誌の委員一覧と名刺を並べて見せて（両方とも日本語で担当の方は読めないのだが）どうにかご了承いただいた。

見学は，ALSTOM，SIEMENS，ANECOM，RRの4社が企画されていた。会場が大都市ということで周辺に多くの工場，試験設備などがあり，内容は充実していたように思う。申し込み開始時間の前から行列ができていた。何れも30－100名程度と人数が限られているので，定員から溢れた人も多かった。（筆者もその一人である。）是非とも見学したいという方はセッションの聴講を早めに切り上げて行列に並んだほうがよいだろう。

参考資料

(1) http://www.asmeconferences.org/TE08//pdfs/TE08_FinalProgram.pdf

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

ファンボローエアショー2008に出展・参加して

藤岡　順三[*1]
FUJIOKA Junzo

横川　忠晴[*1]
YOKOKAWA Tadaharu

小林　敏治[*1]
KOBAYASHI Toshiharu

ファンボローエアショー（Farnborough International Airshow）はパリエアショーと交互に隔年催され，60周年を迎えた今年も英国ロンドンより列車で45分の郊外にあるFarnborough Aero Domeで７月14日(月)～20日(日)に開催された。14日(月)～18日(金)が招待客を対象としたMedia Day/Private Trade Day/Industry Day，19日(土)～20日(日)は一般客が参加するPublic Dayで，来場者は延べ28.5万人，この間フライトショー，航空機野外展示，屋内各社展示，プレス発表が行われた。また，大手の航空機メーカー，エンジンメーカーなどは別途Business Chaletを設け，会期中に大きな商談が成立する。

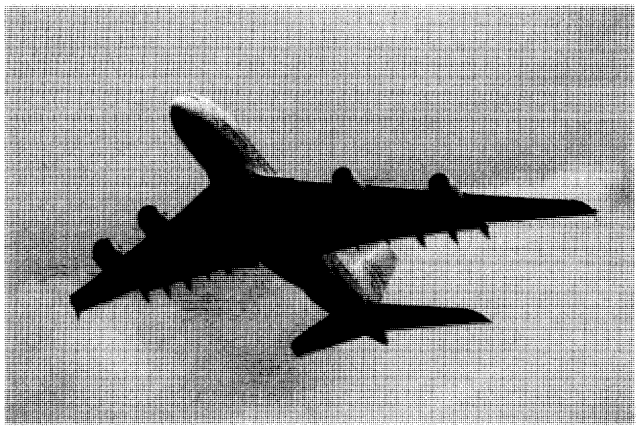


図１　Airbus社の総２階建て旅客機A380

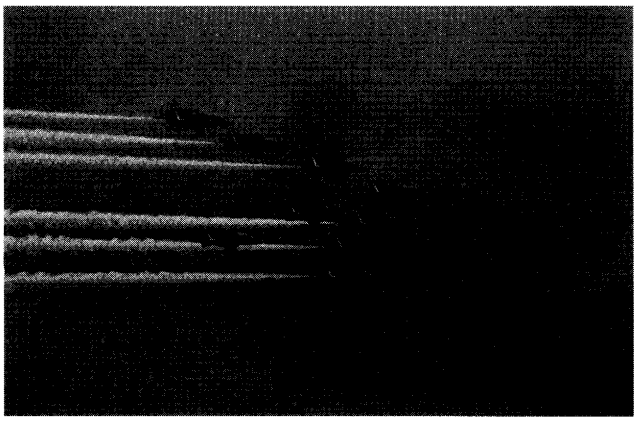


図２　Royal Air ForceのRed Arrows

１．フライトショー

エアショーの大きな楽しみはフライトショー，民間航空機の目玉は前年のパリエアショーと同様2007年10月に運行開始したAirbus社の２階建A380で連日飛行していた。これに戦闘機，練習機，輸送機，ヘリコプターが加わり，20～35機，2.5～５時間フライトショーが毎日行なわれた。A380の大きくゆっくりとした飛行（図１）と，軍用機のマッハを越える高速飛行・曲芸飛行（図２）の対象が印象的であった。

２．我国の国産旅客機，MRJ（Mitsubishi Regional Jet）

三菱航空機㈱（MAC：Mitsubishi Aircraft Corporation）がプレス発表を行い，また別途シャーレーを設けてMRJの展示，宣伝を展開して大きな注目を集めた。

７月15日(火)海外，国内の記者を中心に大勢の聴衆の下でMRJのプレス発表が行われ，戸田社長より，マイルストーン（2008.3ローンチ，2011初飛行，2013形式証明と最初の納入），開発体制，MRJ70（70－80座席）とMRJ90（86－96座席）の概要と特徴が説明された（図３）。搭載されるPratt&Whitney社のギヤードターボファン（GTF）エンジンの名前は前日PurePower™ PW1000Gと発表された。29％の複合材料使用とGTFエンジン採用により競合機種（EMB170/190）より20％以上の燃料消費量が低減される。国内外の記者より多くの

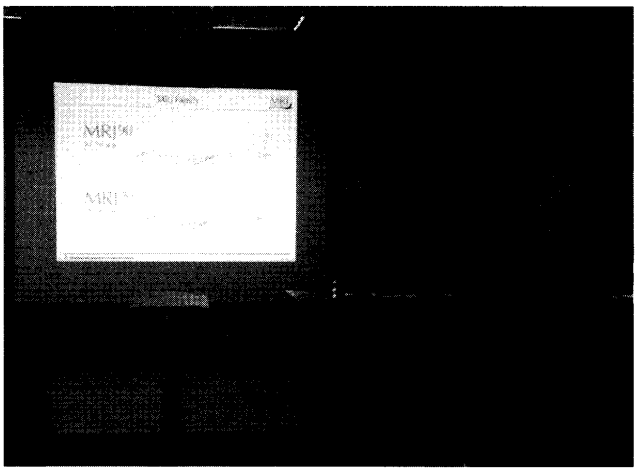


図３　三菱航空機・MRJのプレス発表
左より，戸田社長，宮川プロジェクトマネージャー，瀧川営業部長

原稿受付　2008年８月25日

＊１　独立行政法人　物質・材料研究機構　超耐熱材料センター
〒305-0047　茨城県つくば市千現１－２－１

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

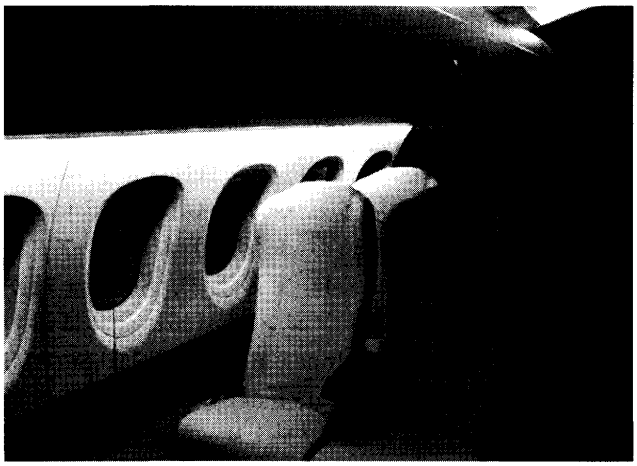


図4 三菱航空機㈱シャーレーにおけるMRJの座席モックアップ

質問が出され，採算機数（300～500機），目標販売機数（1000機），定価（MRJ90で38百万ドル，約40億円）などが説明された。同日MRJの座席モックアップ説明会がシャレーで開催された（図4）。パリエアショーでの展示後，エアラインの意見を聞いてとても改善されており，日本らしいデザイン，LEDによるやわらかい照明，座り心地の良いシート材料，B737やA320より広い頭・肩部分のゆとり，B787エコノミークラス並の隣との間隔などの特徴を体感した。

3．環境

今回のエアショーでは環境がテーマとして取り上げられた。会場一角に“Eco-efficient Innovations Preview”と題して，展示の中で特に環境貢献に関するブースが紹介され，物質・材料研究機構（NIMS）も超耐熱合金開発によるCO_2削減で紹介された。プレスコンファレンスではAirbus社のTom Enders，President and CEOが，青少年の環境に対する地球規模の教育キャンペーン“The Green Wave”を支援するために国連のDr. Ahmed Djoghlaf，Executive secretary for the Convention on Biological DiversityとMOUを交わした。Boeing社はブース内に環境コーナーを設け，バイオ燃料やSolar Cellのパネルを展示していた。また，航空機ディスプレイ会場にはBoeing社の燃料電池で飛行するレシプロエンジン飛行機HK36 Super Dimonaが展示されていた。

4．屋内展示

本会場となる4つの建屋に40カ国，1500社の出展があった。

4.1 日本企業・機関の展示

物質・材料研究機構（NIMS）は第2～5世代Ni基単結晶ブレード，TBCコーティング翼，Ni-Co基コンプレッサ翼とパネルの展示を行った。日本航空宇宙工業会（SJAC）が取りまとめたブースには，代表的な展示として，川崎重工がC-X民間転用のプロモーションビデオと模型，富士重工が次世代小型機（Subaru Jet）模型，新明和工業がUS-2型救難用（海上自衛隊）および消防用（将来）飛行艇の模型，ＩＨＩがGEnx（模型とTiAl製LP タービンブレードのパネル）とCF34（ファンブレード，LPタービンモジュール，シャフトの修理サイクルサンプル），三菱マテリアルがTrent1000の試作LPTケース（Waspalloyリング鍛造品）とCF34-8のLPTモジュール（Waspalloyケース＆Direct Age Inco718ディスク），富士通が計装品などを展示していた。また，三菱重工はSJAC ブースに加え2項で述べたようにMRJビジネスを展開した。宇宙航空研究開発機構は単独のブースで超音速研究機（S3TD）の1/10 模型（2008.4～設計）とVaRTM法による民間航空機用FRP翼試作品を展示していた。住友金属工業㈱はDKSH（スエーデンの商社）と共同で欧州鍛造合金メーカーに今年よりに売り込んでいるTi合金を展示していた。その他，牧野フライス・ヨーロッパの展示があった。

4.2 海外航空機メーカーの展示

Boeing社は独自の建屋を設け，B787-8，747-8，767-400ER，777-300ER，737-900ERの模型展示，ノイズ低減を目的としたGE90-115Bの形状記憶合金製シェ

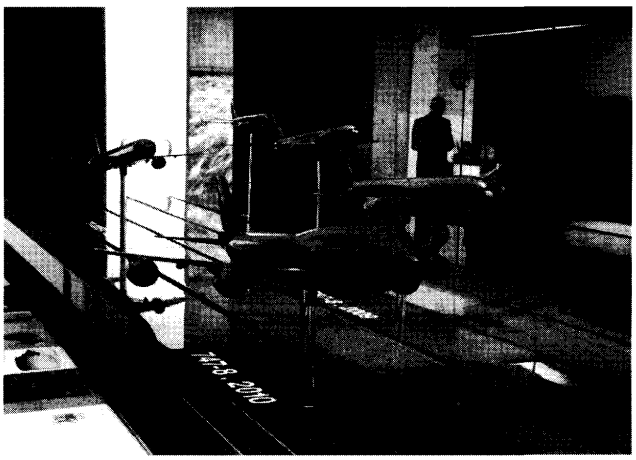


図5 Boeing社の航空機模型

図6 Airbus社のA350XWB模型

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

ブロンの展示，そしてバイオ燃料やSolar Cellの環境コーナーが設けてあった（図５）。Airbus社ブースではA380，A330-200F，A320P2FそしてB787に対抗してA350XWBの模型の展示があった（図６）。海外の小型リージョナルジェット旅客機メーカーでは，ロシアのSukhoi社がSuperjet100（2008年就航，78/98座席，MRJに相当）とそのエンジンSaM146（仏・Snecma社と露・NPO Saturn社とのジョイント会社Power Jet 社製，14,000-17,000lb）の模型展示があった。

4.3　海外エンジンメーカーの展示

Pratt&Whitney（P&W）社はGeared Turbofan Engine（GTF）エンジンの展示，キャンペーンを大々的に行った。７月14日(月)自社ブースにおいてSteve Finger，CEOの紹介の中で，PW800とGTFを含むエンジンファミリーをPurePowerと，MRJ（15,000 to 17,000lb）およびBombardier-Cseries（24,000ポンド）に使用されるGTFエンジンをPW1000Gと命名された（図７）。PW810CはCessna，Citation Columbusビジネスジェット（10,000ポンドクラス，EIS：2014）に採用され，エンジンコアはスケールアップしてGTFに使用される。中型以上のエンジンでは世界のほとんどの主要メーカーがエンジンの実物を展示していたがP&W社以外は昨年のパリエアショーとほとんど同じ展示であった。代表的なものとしては，Rolls-Royce社がA380フライトテスト（Oct. 2005-2006，925h，373cycle）に使用したTrent900エンジン（図８），GE社がGE90-115Bエンジン，GEnx部品（FRP Fan Blade/Case）およびシアター（GEnx，GE90-115B，CF34）での上映，Snecma社が「Sukhoi Superjet100用エンジンSam146とそれに用いるMixed Flow Nozzle（Inner air-ductはCarbon/BMI Composite），CFM International社がCFM56-7（新世代B737用），CF56-5（A320ファミリー用）およびLEAPで開発したCFRPファンブレード，Engine Alliance社がGP7200，そして日本が参画しているInternational Aero Engine社がV2500-A1であった。

図７　P&W社ブース。Steve Finger CEO（左下）と展示（左より，PW800，GTF，GTF プロモーションビデオ）

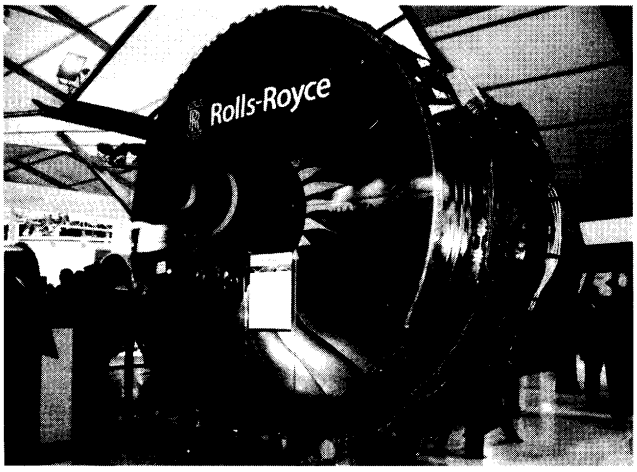


図８　R&R社のTrent900

4.4　海外部品メーカー，材料メーカーの展示

ガスタービンのタービンブレード用単結晶合金は我々NIMSとDoncaster社（独）が，ディスクやコンプレッサー翼用のNi基鍛造合金はAubert&Duval社（仏，Trent1000，LPT Disc Stage 5, Inco 718），Bohler社（独，V2500，LPT Disk Stage 5），Leistritz社（独，各種翼）の展示があった。γ - TiAlはGEnxの低圧タービン翼に実用化される予定であるがそこでは削り出しで翼加工される。米国のATI 社（Allegheny Technologies）は精密鋳造によるγ - TiAl翼の試作品を展示していた（図９）。ロシアの軽合金メーカー VSMPO-AVISMA社は今年も機体（Boeing, Airbus, Embraer）およびエンジン（世界のエンジンメーカー向け）の部品をたくさん展示していた（図10）。Hexel社は2008年５月30日にA350 XWBの主要な一次構造用CFRPを供給する契約を行い，適用部位のパネル展示があった。SafranグループのSnecma Propulsion Solid社はセラミック複合材料部品の開発を旧SEP社時代から行っており，今回2005年にCFM56-Cでエンジンテストを行ったNozzleおよびM88（Dassault-Aviation Rafale Combat Aircraft）の

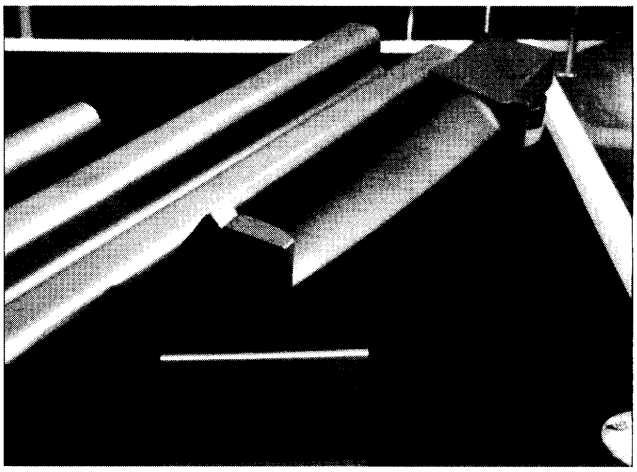


図９　ATI社が精密鋳造法で試作したγ - TiAl製LPT Blade

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

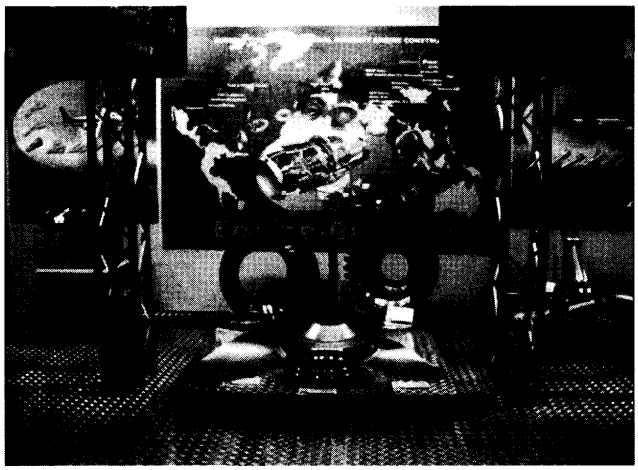


図10 VSMPO-AVISMA社のエンジン用軽合金部品の展示

Secondary nozzel of aft-bodyのパンフレットを置いていた。

5．プレスコンファレンス，報道

会期中Media Day/Private Trade Day/Industry Dayに主要航空機メーカーなどのプレスコンファレンスが開催され，そのうち前述した三菱航空機㈱，Airbus-国連の他にBoeing社の民間航空機に関する2つを聴講した。1つはScott Carson民間航空機社長がビジネス環境（燃料費，顧客，競合，CO_2排出規制，空港容量），今後20年の航空機代替，ポストB737，およびB787の調達（-8：3Q2009，-9：early2012，-3：following-9）について，もう1つはPat Shanahan，Vice president and general manager of the 787 programがB787の開発が順調に進んでおり，生産ラインから電子システムの装備に移り100％の完成に近いこと，今日までの受注が58顧客から896機あることを発表した。

会場では門を入ると連日主要航空関連雑誌が配られ，日本の記事として，三菱航空機㈱のMRJモックアップ写真がAviation Week，July 16の1面に掲載され，July 17のFlight Daily NewsおよびAviation WeekにMRJの計画などが掲載された。また，JAXAの超音速研究機（S3TD）が紹介された（Flight Daily News, July 16）。GE社はP&W社のGTFに対抗するために‘eCore’engine-technology strategyを立ち上げることを7月12日発表した（Aviation Week & Space Technology, July 14）。これはSnecma社と協力してLEAP56 for CFM56の技術に加えてGEnxの技術も利用してエンジンコアの性能向上やセラミック複合材料製HPタービンノズルの採用などによってGTFよりも少なくとも3％の燃焼効率向上を目標とし，ポストCFM56の他にポストCF34，さらには10,000ポンドクラスのビジネスジェット用高効率エンジンの開発にも適用しようとするものである。

6．おわりに

今年のファンボローの気候は2年前の最高40℃まで気温が上昇した猛暑とがらりと変わり，日中は20℃程度で過ごしやすく夜は長袖が必要なくらいであった。フライトショーや航空機展示，航空機・エンジン産業を広くカバーする展示，プレスコンファレンスや報道からの情報収集，これらの見聞を通して航空宇宙産業全体の中でのジェットエンジンの現状・動向と将来展望を把握する機会を得ることができた。そして，三菱航空機㈱がMRJの展示，宣伝を展開して大きな注目を集めるのを目の当りにして，日本に夢を与える事業の成功を願うとともに，国産の機体・エンジン開発の重要性を実感した。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

報　告

第15回ガスタービン教育シンポジウム報告

山形　通史
YAMAGATA Naofumi

2008年７月３日(木)，４日(金)の２日間にわたり，「第15回ガスタービン教育シンポジウム」が東京都昭島市のＩＨＩ昭島事業所と近接するＩＨＩ瑞穂工場にて開催された。６年ぶりの関東地方企業での開催であったことから参加希望者の申込みは順調で，最終的には定員以上の82名（学生29名，社会人53名）の参加者があり，昨年と比較すると学生・社会人共にほぼ同じ参加者数であった。本シンポジウムは，主にガスタービンの初心者を対象に，ガスタービンの基礎知識を学んで頂く目的で，第一線で活躍されている各専門家による講義と，実際のガスタービンとその関連の製造及び研究開発施設等の見学を併せた企画であり，第15回も１日目に講義２テーマと特別講義（ＩＨＩにおける民間航空機用エンジン開発）及びＩＨＩ瑞穂工場の生産設備・試験設備見学と「ＩＨＩそらの未来館」の見学会を実施し，２日目に講義４テーマを実施した。１日目は，企画委員会の満岡理事による開会の挨拶の後，３テーマの講義，(1)ガスタービン概論（宇治茂一氏），(2)ＩＨＩにおける民間航空機用エンジン開発（今村満勇氏），(3)ガスタービンと流体工学（本阿弥眞治先生）の講義が行われた。その後，官学・ガスタービンユーザー企業参加者とメーカー企業参加者に別れて生産設備および試験設備の見学と「ＩＨＩそらの未来館」の見学をそれぞれ行った。官学・ガスタービンユーザー企業参加者は，瑞穂工場内の生産設備として航空機用エンジン組立ラインと部品検査・メンテナンス工程ラインを，試験設備として2007年に新設された最大推力４万ポンド級のジェットエンジン試験セルを，研究関連として技術開発センター展示室にて小型エコエンジンプロジェクトなどで開発された先進技術の見学をおこなった。一方，メーカー企業参加者はＩＨＩ航空機関係の各工場の概要ならびに研究内容のビデオ紹介があった後，ＩＨＩ昭島事業所内に併設されている「ＩＨＩそらの未来館」を見学した。館内には日本のガスタービン開発の歴史ならびにＩＨＩの生産，開発の歴史をたどるように航空機用や発電用のガスタービンの実物や模型が展示されており，本物の大型ジェットエンジンを前にして史料館案内者による詳細な説明があった。

設備見学終了後，同事業所内にある多目的ルームで懇親会が開催された。懇親会にはシンポジウム参加者の約８割の方が出席し，１日目の講師の先生方だけでなく２日目の講師の方にも出席頂いた。会場の各所で官学および企業間の枠をこえた議論と相互交流がなされ，時間いっぱいまで有意義な時間を過ごすことができた。

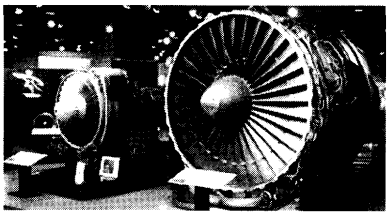
２日目は，前日に引き続きガスタービン関連の４テーマの講義，(4)ガスタービンと伝熱工学（福山佳孝氏），(5)ガスタービンと燃焼工学（山中矢氏），(6)ガスタービンと材料工学（荒井幹也氏），(7)ガスタービンと制御工学（松永易氏）が行われた。

各講義はガスタービンの基礎ならびに最新の技術動向を専門家の立場から説明していただいたことから，受講者にとっても今後の研究・仕事などを進める上で多いに役立つ内容の濃い講義となっており，皆熱心に聴講していた。全講義終了後，２日間にわたる講義に参加者の修了の証として受講修了証が全員に手渡された。また，参加者に対し今後の当シンポジウムの運営及び教材に関するアンケートの提出に御協力頂いた。アンケート集計結果は次回以降の企画及び教材の改訂に反映する予定である。

本シンポジウムでは「ガスタービン技術継続教育教材作成委員会」で編集された書籍を教材として用い，その執筆者の先生方を中心に講師をお願いしている。時間の関係もあり今回の講義では教材の中の基礎編のみを扱ったが，教材には応用編や練習問題も含まれているので，参加された皆様にはこれらを有効に活用し，ガスタービンの知識を深めるのに役立てて頂ければ幸いである。

最後に，講義，資料等の作成・準備にご尽力して頂いた講師の先生方々に感謝すると共に，会場の提供，見学会及び懇親会についてご協力を頂いた株式会社ＩＨＩの関係者各位に深く感謝いたします。　（企画委員）

講義風景


施設見学の様子

懇親会風景

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

報 告

2008年度第1回技術フォーラム及び見学会報告

上松 一雄
UEMATSU Kazuo

2008年7月30日㈬に大阪大学工学部吹田キャンパス内にある銀杏会館において「第一回技術フォーラム・見学会」が開催された。当日は大学・企業含めて32名と講演者8名の計40名の参加があり，新エネルギーシステムの要素技術開発及び最新動向に関する計8件の講演を頂き，大変盛況であった。

午前の部は，久角喜徳氏（大阪ガス㈱）の「省エネ型住棟セントラル（隣組コージェネ）の開発」【概要：集合住宅向けの隣組コージェネシステムの紹介及び実証試験・評価】，秋山勝哉氏（㈱神戸製鋼所）の「微粉炭ボイラ利用に向けた改質褐炭（UBC）の燃焼性評価」【概要：低品位炭に着目し，脱水改質して高発熱量化させる技術紹介及び燃焼性・環境性評価】，片岡 勲氏（大阪大学）の「原子力に関連した二相流熱流動の研究」【概要：液滴流・拡大管の二相流，下向き伝熱面での膜沸騰等の各実験及び数値解析の紹介】，梶島岳夫氏（大阪大学）の「Large-Eddy Simulationによる弱圧縮性流れ解析」【概要：M=0.3程度の弱圧縮性領域におけるLES解析手法と適用例の紹介】の4件の講演があった。

午後の部は，柏原宏行氏（川崎重工㈱）の「木質系バイオマスによるガス化発電システムについて」【概要：木質バイオマス発電普及に向けたガス化発電システムの紹介及び実証試験・評価】，宇麼谷雅英氏（三菱重工㈱）の「PBMR用ヘリウムタービンの概要について」【概要：PBMRの特徴や構造・システムに関しての紹介】，小宮山正治氏（大阪大学）の「希薄予混合火炎のレーザー計測について」【概要：希薄予混合火炎のアセトンLIFによる濃度計測とレイリー散乱を用いた温度計測】，出口智如氏（㈱神戸製鋼所）の「ラジアルタービンの性能改善について」【概要：ラジアルタービンの特性を実験・数値解析した結果の紹介及びそれに伴うノズル・ライナー形状変更の検討】の4件の講演があった。

計8件の講演の後には，大阪大学工学部のエネルギー分野に関する3つの研究室を見学させていただいた。武石・小宮山先生の研究室では燃焼器内火炎レーザー計測やフィルム冷却，ピンフィン冷却に関する実験装置を，赤松・芝原先生の研究室では噴霧燃焼中の油滴群燃焼挙動に関する実験装置及び数値解析に関して，片岡・大川先生の研究室では気液二相流を扱う大型実験設備の見学・説明をいただいた。レーザー装置や計測機器が充実していることや，最先端の技術，現象の解明に挑む学生の姿が印象に残った。また，企業との共同研究もいくつか行われており，大学における研究の変化も感じさせられた見学会であった。

一つの講演が質疑応答含めて30分の中，どの講演も各研究の詳細にまで触れており大変密度の濃い，最新の技術・動向を知ることができる内容であった。

最後に，技術フォーラム及び見学会開催にご尽力頂きました8名の講演者の皆様，及び大阪大学の各研究室の職員・学生の皆様に心より感謝申し上げます。

（地方委員会）

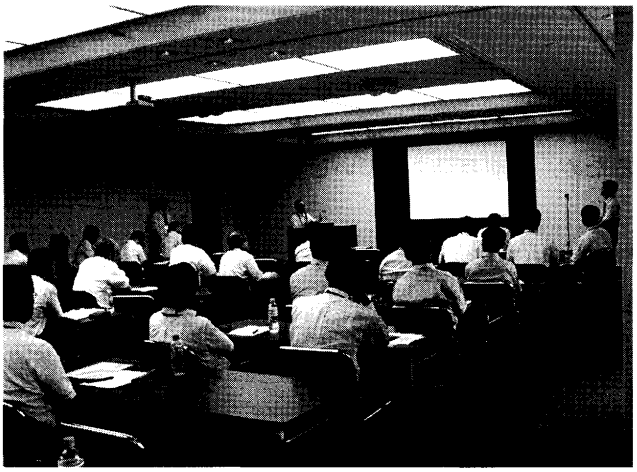


写真1

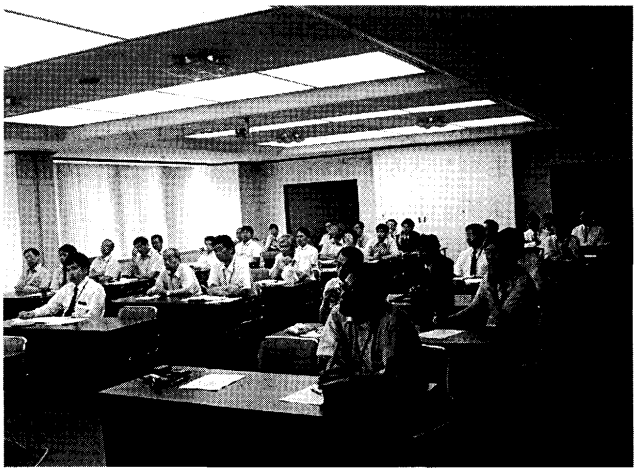


写真2

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

会　告

第36回ガスタービン定期講演会（日立）・見学会のお知らせ

第36回ガスタービン定期講演会・見学会を以下のように開催します。会員の皆様多数ご参加下さい。

主　　催：日本ガスタービン学会
共　　催：日本機械学会

開　催　日：
・講演会　2008年10月15日(水)，16日(木)
・見学会　2008年10月17日(金)

開 催 場 所：
・日立シビックセンター　マーブルホール会議室
住所：日立市幸町１－21－１（JR常磐線日立駅から徒歩３分）　電話：0294-24-7711　（HP: http://www.civic.jp）

講　演　会：
・一般講演：空力，燃焼，伝熱，材料，システム・運用
・特別講演Ⅰ：「ＪＡＸＡ航空ビジョンとエンジンの研究動向」　坂田公夫氏（宇宙航空研究開発機構）
・特別講演Ⅱ：「岡倉天心の目指したもの―21世紀の視点から」　小泉晋弥氏（茨城大学教育学部）
・オーガナイズドセッション：「ガスタービンを取り巻くエネルギー・地球環境問題と諸課題克服への取り組み」

参加登録費：
・主催・共催学会正会員　13,000円
・学生会員　4,000円　（ただし論文集無しで1,000円）
・会員外　18,000円　（ただし学生は論文集有りで7,000円，論文集無しで4,000円）

懇　親　会：
・第１日目の講演会終了後，ホテル日航日立（日立市幸町１－20－３）にて開催いたします。
なお，懇親会参加費として2,000円を徴収させていただきます。

見　学　会：
・日時：10月17日(金)（８時30分日立シビックセンター前出発，17時ごろJR勝田駅到着の予定です。）
・見学先：クリーンコールパワー研究所（IGCC），日立製作所（AHAT）　他
・定員：45名程度，先着順，講演会登録者に限ります。
（見学先によっては，参加者のご所属の関係で見学コースが制約されることがあることをご承知置き願います。）
・参加費：6,000円
・見学会申込締切：10月６日(月)

参加申込方法：
・学会HP（http://wwwsoc.nii.ac.jp/gtsj/）から登録されるか，本号掲載参加申込書に必要事項をご記入の上，学会事務局宛にお申し込み下さい。参加登録は，受付の混乱を避けるため，事前登録をお願いします。講演者も参加登録をお願いします。

宿泊について：
・「ホテル日航日立」に関しては，定期講演会参加者特別優待料金が適用されます。
特別料金対象ホテル：ホテル日航日立（日立市幸町１－20－３　電話：0294-22-5531）
特別優待料金：シングル素泊まり（喫煙ルーム）：6,200円
（禁煙ルーム）：6,500円
朝食（和・洋バイキング）：1,100円
予約方法：上記料金は，電話予約のみ適用。電話にて「ガスタービン定期講演会参加」の旨を伝えてください。
インターネットでの予約には適用されません。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

第36回ガスタービン定期講演会（2008年10月15，16日）

参加申込書

㈳日本ガスタービン学会　行
FAX：03-3365-0387　　TEL：03-3365-0095

会社／大学等名称	
所在地	〒
TEL/FAX	
E-MAIL	

参加者名（所在地，連絡先が所属により異なる場合には，本用紙をコピーして別シートにご記入ください。）

フリガナ 氏　名	所　属	TEL/FAX E－MAIL	所属学会 （GTSJ会員番号）	会員 資格	懇親会 （2千円）	見学会 （17日） （6千円）
					出席 欠席	参加 不参加
					出席 欠席	参加 不参加
					出席 欠席	参加 不参加
					出席 欠席	参加 不参加
					出席 欠席	参加 不参加

【事務局への連絡事項】

払込方法（○印をつけてください）　参加費等入金予定日　　月　　日（講演日前日までにお払込みください）

1．銀行（みずほ銀行　新宿西口支店　普通　1703707）

2．郵便振替（00170－9－179578）

3．現金書留

送金金額　＿＿＿＿＿円（内訳：＿＿＿＿＿＿＿＿＿＿＿＿＿＿＿＿＿＿＿＿）

当日支払いは原則として受け付けません。（当日不参加の場合でも参加費はお支払いいただきます。）

＊請求書の発行について

1．要　宛名（　　）　2．不要

＊領収書の発行について

1．要　宛名（　　）　2．不要

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

第36回ガスタービン定期講演会（日立）プログラム　―第1日―

（一般講演　講演時間15分　討論5分，＊印　講演者，連名者の所属が省略されている場合は後者と同じです）

時間	第1室	第2室
10:00 10:35	（第1室） 開会式挨　　挨拶・司会　船崎健一（岩手大） 《特別講演Ⅰ》　ＪＡＸＡ航空ビジョンとエンジンの研究動向　＊坂田公夫，林　茂，柳　良二（JAXA）	
10:45 12:25	《一般講演》伝熱　座長：猪亦麻子（東芝） A-1 膜冷却に関する数値解析（プレナム内流れの影響） ＊酒井英司，高橋俊彦（電中研），船崎健一（岩大），ハミドン ビンサーレ（岩大院） A-2 次世代ガスタービンにおける熱伝達およびフィルム冷却に関する研究 ＊北村　剛，松浦正昭，羽田　哲，塚越敬三（三菱重工），武石賢一郎（大阪大） A-3 流体・熱伝導連成数値解析における重合格子法の活用手法について ＊山根　敬，山本一臣（JAXA） A-4 赤外線放射温度計を用いた過渡応答法によるTeardrop形状ディンプル面の熱伝達率計測 ＊西田怜美，村田　章，齋藤博史，岩本　薫（東京農工大） A-5 冷却孔形状がタービン翼空力伝熱特性に与える影響に関する研究 船崎健一（岩大），＊山地直太（岩大院），篠原光暢（SMC）	《一般講演》燃焼Ⅰ　座長：古谷博秀（産総研） B-1 CIP-LSMを用いた液膜微粒化に関する数値解析 ＊大田識史（慶大院），松尾亜紀子（慶大），堀川敦史（川崎重工） B-2 航空エンジン用気流微粒化燃料噴射弁の噴霧特性に雰囲気圧力が与える影響 ＊鈴木一弘（早大院），黒澤要治，松浦一哲，林　茂（JAXA），太田　有（早大） B-3 二重旋回気流微粒化燃料噴射弁の火炎特性に関する研究 ＊鮎田　篤（早大院），須田　充（国際石油開発帝石ホールディングス）， 山口健太（川崎重工），松浦一哲，林　茂（JAXA），山本勝弘（早大） B-4 燃料噴射弁近傍における液膜微粒化過程に関する研究 ＊井上智博，渡辺紀徳，姫野武洋，鵜沢聖治（東大） B-5 小型ガスタービン用圧力噴射弁による液体燃料の微粒化 ＊壹岐典彦（産総研）
昼休み（12:25～13:25）		
13:25 14:45	《一般講演》空力Ⅰ　座長：加藤　大（IHI） A-6 蒸気タービン多段翼列を通る非定常湿り蒸気流れの数値解析 ＊笹尾泰洋，山本　悟（東北大院），皐月浩史，大山宏治，石坂浩一（三菱重工） A-7 単段タービン段内部流の非定常性と空力性能に関する研究（動静翼間隔の効果） 船崎健一，山田和豊，菊地　護（岩大），＊渥美秀勝（岩大院） A-8 A/Rおよびウエストゲートポート径をパラメタとしたラジアルタービンの性能評価 ＊角田俊和（慶大院），松尾亜紀子（慶大） A-9 航空エンジン用超高負荷低圧タービン翼に関する研究 船崎健一（岩大），＊柴　孟宏，田中　望（岩大院），佐々木幸枝，谷光玄行， 山脇るり子（IHI）	《一般講演》燃焼Ⅱ　座長：壹岐典彦（産総研） B-6 バイオマスガス化ガス用低カロリー燃焼器の開発 ＊柏原宏行，舫　雅英，小山　優（川崎重工），山田健一，松田吉洋， 清水正也（カワサキプラントシステムズ） B-7 UMGT用実機型水素燃料超小型燃焼器の試作と燃焼実験 ＊湯浅三郎（首都大），下鳥翔子（首都大院），桜井毅司（首都大），本田　拓（首都大院） B-8 消化ガス用マイクロガスタービン燃焼器を模擬した試験燃焼器の燃焼特性（第2報） ＊尾崎　翔（首都大院），桜井毅司，湯浅三郎（首都大），中川貴博（荏原） B-9 プロパンを燃料とする超小型ガスタービン用アニュラー型実機燃焼器の燃焼特性 ＊芳賀　誠（首都大院），湯浅三郎，桜井毅司（首都大），村山元英（IHI）
15:00 16:00	《一般講演》空力Ⅱ　座長：伊藤栄作（三菱重工） A-10 翼面フィンによる2次流れ損失低減に関する研究 ＊寺尾敏浩，藤井賢志（阪工大院），川田　裕（阪工大） A-11 航空エンジン用高負荷タービン翼面上剥離境界層に与える主流乱れの効果に関する研究 船崎健一，山田和豊（岩大），＊田中　望（岩大院），千葉康弘（デンロ） A-12 垂直軸型風車の空力性能に関する研究（周速の影響） ＊井上亮二（拓大院），藤本一郎，平野孝典（拓大），平本政明（元東大），石井進（日大）	《一般講演》燃焼Ⅲ　座長：湯浅三郎（首都大） B-10 流体素子により空気流制御を行う燃料ノズルの動作特性 ＊古田征二，山本　武，黒澤要治，下平一雄（JAXA） B-11 燃料－空気混合不均一を考慮したNOx生成量予測 ＊阿部一幾，小金沢知己，三浦圭祐（日立） B-12 大気圧要素試験によるLNG焚きガスタービン燃焼器の開発 ＊三浦圭祐，百々　聡，阿部一幾，小山一仁（日立）
16:15 17:35	《一般講演》空力Ⅲ　座長：園田豊隆（本田技術研究所） A-13 遠心圧縮機におけるディフューザ前縁渦の挙動と非定常流れ構造 ＊後藤尚志，大本絵利（早大院），太田　有，大田英輔（早大） A-14 高高度無人機における圧縮機翼列の空力特性に関する研究 ＊児玉大樹（東大院），渡辺紀徳，姫野武洋，鵜沢聖治（東大） A-15 軸流圧縮機動翼列の内部流れ場に及ぼす後置静翼の影響に関する数値解析 ＊亀井裕介（岩大院），船崎健一（岩大），山田和豊（岩大） （17:15　セッション終了）	《一般講演》材料Ⅰ　座長：吉成　明（日立） B-13 実機使用した航空機用高圧タービンブレードの再生技術 ＊木村智人（芝工大院），小泉　裕，横川忠晴，坂本正雄，原田広史（物材機構）， 今井八郎（芝工大） B-14 レーザ肉盛溶接法によるニッケル基単結晶超合金の補修技術の開発 ＊日野武久，河野　渉，高久　歴，斉藤大蔵，吉岡洋明，伊藤勝康（東芝） B-15 コーティング材の高温耐食性 ＊春山博司，有川秀行，児島慶享，玉置英樹（日立），大野貞彦，茅野利宏（東北電力） B-16 ガスタービン翼取り付け部の損傷予測法に関する検討 ＊倉嶋寛貴，松田博和，平松秀基，谷村和彦（川崎重工）
17:45 18:50	（第1室） 《特別講演Ⅱ》　岡倉天心の目指したもの―21世紀の視点から　小泉　晋弥（茨城大学　教育学部　教授） 座長：古谷　博秀（産総研）	

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

— 第2日 —

	第1室	第2室
9:30 10:30	《一般講演》空力Ⅳ　座長：渡辺紀徳（東大） A-16 ラジアルタービン可変ノズルの翼端隙間がタービン性能へ及ぼす影響 ＊玉木秀明，海野　大（IHI） A-17 Numerical Simulation of Bypass Transition by the Approach of Intermittency Transport Equation Most. Nasrin Akthter，＊Funazaki Ken-ichi and Yamada Kazutoyo（Iwate Univ.） A-18 FEGVにおける着氷現象の数値予測（運転条件による影響） 坂井俊彦（東理大院），＊山本　誠（東理大），水田郁久（IHI）	《一般講演》材料Ⅱ　座長：吉岡洋明（東芝） B-17 発電ガスタービン用Ni 基単結晶動翼の開発 吉成　明，有川秀行，玉置英樹，木塚宣明（日立） B-18 Ni基鍛造材，鋳造材からなる摩擦圧接材のクリープ疲労強度 ＊関原　傑，早坂　靖，玉置英樹（日立），岡崎正和（長岡技科大） B-19 多軸応力下におけるニッケル基単結晶超合金の低サイクル疲労寿命評価 ＊磯部展宏（日立），寄川盛男，松田憲昭（日立エンジニアリングアンドサービス）， 吉成　明（日立），坂根政男（立命館大）
10:45 11:45	《一般講演》空力Ⅴ　座長：山本　誠（東京理科大） A-19 可動渦発生器による周期的縦渦対と馬蹄形渦の位相平均挙動に関する研究 本間伸洋，安藤正晴，元祐昌廣，＊本阿弥眞治（東京理科大） A-20 高負荷タービンへの3次元エンドウォールの適用 （1700℃級ガスタービンの開発・高負荷高性能タービンの開発） ＊坂元康朗，伊藤栄作，中村剛士（三菱重工） A-21 ピエゾ素子を用いた遷音速翼列フラッターの能動制御に関する実験 ＊渡辺紀徳（東大），賀澤順一（JAXA），鵜沢聖治，姫野武洋（東大）	《一般講演》燃焼Ⅳ　座長：山本　武（JAXA） B-20 デュアル燃料焚き低NOx燃焼器用モデルバーナの燃料多様化技術の検討 ＊関口達也，平田義隆，吉田正平，井上　洋（日立），渡邉朋子（JOGMEC） B-21 小型エコエンジン用部分希薄燃焼器の開発 ＊小林正佳，緒方秀樹，小田剛生，堀川敦史，木下康裕（川崎重工） B-22 Thin Reaction Zone火炎を対象とした乱流予混合燃焼モデル ＊室田知也（日立）

昼休み（11:45～12:45）

12:45 14:45	（第1室） 《オーガナイズドセッション》「ガスタービンを取り巻くエネルギー・地球環境問題と諸課題克服への取り組み」 司会　牧野尚夫（電力中央研究所） 1．Cool Earth－エネルギー革新技術計画の概要と水素・燃料電池関連技術　坂田　興（エネルギー総合工学研究所） 2．CO_2回収型発電システムの技術開発と展望　犬丸　淳（電力中央研究所） 3．石炭ガス化複合発電（IGCC）の開発について　石橋喜孝（クリーンコールパワー研究所） 4．多目的石炭ガス製造技術（EAGLE）開発について　鴻上享一（電源開発）

	第1室	第2室
15:00 16:20	《一般講演》空力Ⅵ　座長：本阿弥眞治（東京理科大） A-22 ファン遷音速失速フラッタの発生機構の数値解析 ＊青塚瑞穂，土屋直木，加藤　大（IHI），堀口泰生（ASI総研），山本一臣， 野崎　理（JAXA） A-23 URANS/LEEによるファントーンノイズのダクト内伝播に関する数値解析 ＊賀澤順一（JAXA），堀口泰生（ASI総研），今村太郎，才木一寿，山本一臣， 野崎　理（JAXA），土屋直木，大石　勉（IHI） A-24 マイクロジェットを用いた超音速ジェット騒音低減の実験的検討 ＊渡辺紀徳（東大），岡田隆一（東大院），鵜沢聖治，姫野武洋（東大），大石　勉（IHI） A-25 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 ＊笹尾泰洋，門間和弘，山本　悟（東北大院），田沼唯士（東芝）	《一般講演》システム・運用Ⅰ　座長：赤堀広文（川崎重工） B-23 航空機用ジェットエンジンの制御技術（FADEC）の評価方法 ＊宮入嘉哉，篠宮正嗣，赤城正弘（防衛省） B-24 航空エンジン用排煙濃度測定装置の開発 ＊山田秀志，岩澤利幸，牧田光正，山本　武（JAXA） B-25 ジェットエンジンの鳥吸い込み解析のモデル化方法について ＊梶原林太郎，黒木博史，篠崎正治（IHI） B-26 AHATシステムの検証試験結果 ＊樋口眞一，荒木秀文，小金沢知己，柴田貴範，堀内康広，圓島信也（日立）
16:35 17:35	《一般講演》空力Ⅶ　座長：船崎健一（岩手大） A-26 インレットディストーションが過給機圧縮機の性能に及ぼす影響 ＊元田奈都子，山口　諭，山方章弘，文野謙治（IHI） A-27 高負荷遷音速軸流圧縮機動翼の流れに及ぼす周方向ケーシングトリートメントの影響 ＊加藤崇也，加藤　大（IHI） A-28 翼端隙間の大きい軸流ファンに発生する旋回失速に関する研究 —第1報　旋回失速の発生過程 ＊萩野直人，柏原康成（神工大）	《一般講演》システム・運用Ⅱ　座長：荒木秀文（日立） B-27 スーパーマリンガスタービンの海上試験結果 ＊中山　智，宮地　宏，杉本隆雄（川崎重工） B-28 超臨界CO_2クローズドサイクルガスタービンの開発 第一報：サイクル計算の高度化とバイオマス発電への適用検討 ＊蓮池　宏（エネ総工研），宇多村元昭（東工大），山本　敬，梶田梨奈（熱技術開発） B-29 札幌市におけるマイクロガスタービン・コジェネレーションシステムの実証研究 第二報 エネルギーフロー解析 ＊倉田　修，壹岐典彦，吉田博夫，前田哲彦，松沼孝幸，角口勝彦，武内　洋（産総研）

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

会　告

2008年度　第2回見学会のお知らせ

2008年度第2回見学会を下記の要領で開催いたします。奮ってご参加ください。

★　記　★

1．日時：2008年11月7日㈮　13：30～15：30

2．場所：中部電力㈱新名古屋火力発電所（愛知県名古屋市港区潮見町34番地）
　　60Hz機初1500℃級ガスタービンコンバインドサイクル発電設備

3．スケジュール：
（当日諸事情により変更の可能性がありますので予めご了承願います）

13：30	挨拶・スケジュール説明
13：40～15：10	説明および現場視察
15：10～15：30	質疑応答
15：30	解散

4．参加要領：
(1)日本ガスタービン学会会員に限る。なお，同業者の場合，お断りすることがございますので，事前に学会事務局にお問合せください。
(2)定員：50名（申込み多数の場合は抽選，結果は全員にご連絡します）
(3)参加費：￥3,000
(4)集合場所：（発電所への直接集合予定です。詳細は別途参加者にご連絡します。）
(5)申込み方法：下記申込用紙にご記入の上，10月24日㈮までに　FAX，郵送，またはE-mailにて学会事務局にお送り下さい。

見学会参加申込書

申込締切日　2008年10月24日㈮　　開　催　日　2008年11月7日㈮
㈳日本ガスタービン学会　行　　FAX：03-3365-0387　TEL：03-3365-0095

氏　名			
勤務先			
勤務先住　所	〒		
TEL		FAX	
連絡先	〒		
E-mail	（E-mailにてご連絡いたしますので必ずご記入下さい）		

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

○本会共催・協賛・行事○

主催学協会	会合名	共催/協賛	開催日	会場	詳細問合せ先
日本機械学会関西支部	第298回講習会「熱応力による変形・破壊の評価方法と対策事例 －デモ展示付き－	協賛	H20/10/23-24	大阪科学技術センター 8階　中ホール	日本機械学会関西支部 TEL：06-6443-2073 FAX：06-6443-6049 E-MAIL:jsme@soleil.ocn.ne.jp
日本燃焼学会	第46回燃焼シンポジウム	共催	H20/12/03-05	京都テルサ会議場	第46回燃焼シンポジウム事務局 URL:http://www.combustionsociety.jp
日本流体力学会	第22回数値流体力学シンポジウム	協賛	H20/12/17-19	国立オリンピック記念青少年総合センター	日本流体力学会シンポジウム http://www.nagare.or.jp/cfd/cfd22/
日本液体微粒化学会	第17回微粒化シンポジウム	協賛	H20/12/18-19	慶応義塾大学 理工学部　創想館	日本液体微粒化学会 http://www.ilass-japan.gr.jp
日本航空宇宙学会	第49回航空原動機・宇宙推進講演会	共催	H21/03/05-06	ロワジールホテル長崎	日本航空宇宙学会 URL http://jsass.or.jp/propcom
日本マリンエンジニアリング学会	ISME BUSAN 2009 (8th International Symposium on Marine Engineering)	協賛	H21/10/18-22	BEXCO（釜山，韓国）	日本マリンエンジニアリング学会 http://www.jime.jp

第37回ガスタービンセミナー開催のお知らせ

第37回ガスタービンセミナーを下記の通り開催いたします。

今回は，「ガスタービンのモニタリング技術および環境対策技術の最新動向」をテーマとしています。

上記技術分野の最前線にてご活躍されている方々のご講演を通し，最新のモニタリング技術や環境対策技術の最新動向等を学ぶと共に，ガスタービン関わるCO_2削減技術の最新動向についても知見を広める内容としました。

（詳細につきましては，11月号学会誌，ホームページ等で後日お知らせいたします）

1．**日　　時**：2009年1月22日㈭　9：30～17：20
　　23日㈮　9：30～17：00

2．**場　　所**：㈱東芝　本社
　　東京都港区芝浦1－1－1（東芝ビル）

3．**テ ー マ**：「ガスタービンのモニタリング技術および環境対策技術の最新動向」

4．**参加要領**：11月号学会誌，当学会ホームページに掲載
　　（http://wwwsoc.nii.ac.jp/gtsj/）

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

会　告

GTSJ第33期委員名簿（順不同）

○は委員長

広報委員会

○筒井康賢（高知工科大）　川上龍太（東京電力）　塚原章友（三菱重工）　平野孝典（拓殖大）
廣川順一（ＩＨＩ）　牧田光正（ＪＡＸＡ）　山田正彦（東芝）

英文論文集編集委員会

○渡辺紀徳（東大）　有村久登（三菱重工）　壹岐典彦（産総研）　石田克彦（川崎重工）
太田　有（早大）　加藤　大（ＩＨＩ）　幸田栄一（東大）　柴田貴範（日立）
田頭　剛（ＪＡＸＡ）
土屋直木（ＩＨＩ）　姫野武洋（東大）　船崎健一（岩手大）　山根　敬（ＪＡＸＡ）
山本　武（ＪＡＸＡ）　山本　誠（東理大）　吉岡洋明（東芝）

倫理規定検討委員会

○葉山眞治（東大名誉教授）　児玉秀和（ＩＨＩ）　杉本隆雄（川崎重工）　筒井康賢（高知工科大）
福泉靖史（三菱重工）

組織検討委員会

○吉識晴夫（帝京平成大）　塚越敬三（三菱重工）　筒井康賢（高知工科大）　本阿弥眞治（東理大）
山根　敬（ＪＡＸＡ）　渡辺紀徳（東大）

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

編集後記

北京オリンピックが終了し，中国が米国を抑え，初めて金メダル獲得数第一位に踊り出た。このような中国のめまぐるしい躍進は，スポーツの世界のみならず学問・技術の世界でも同様の傾向が見られます。例えば，ここ数年におけるASME国際ガスタービン会議における中国からの論文発表数は，すでにわが国を抜き，今年のベルリンでの国際会議では，米国・ドイツ・英国に次ぐ第４位までできており（日本は第７位），今後その動向が注目されている。人口の大きな違い（桁違い）があるものの，あらゆる分野でおおいに頑張って欲しい“日本”である。

今回の特集テーマ名は，「流体現象と流れ制御」としました。この理由は，昨年（2007年）12月のIGTCにおける各技術セッションへの参加聴衆をカウントした場合，空力セッションの聴講者数（延べ）が最も多く，会員諸氏の関心が意外と高いことが判明したからです。これまでは，CFDのような解析技術の紹介は過去にありましたが，流体現象とその制御に特化した特集記事は皆無であったため，本特集テーマを取り上げました。

記事内容としては，異分野領域である「航空機」や「新幹線」までその技術領域を広げ，会員諸氏の技術シナジーを狙っております。異分野領域については，新聞報道のようなニュース性のあるもの，あるいは学会等で発表実績のあるユニークなものを対象としました。一方，ガスタービン領域においては，“国プロ”関係のものは“積極的に紹介する”とし，“国プロ”以外のものについては，ASME国際ガスタービン会議のターボマシーナリー（空力）分野において，過去４年間にわたり複数回以上の論文発表を行なっている方々に，世界最先端の研究技術動向のご紹介をお願いしました。

航空機や新幹線などの異分野領域を含む本特集号を通して，会員諸氏間で技術シナジーが生まれ，更なる空力現象の解明・新コンセプトの構築により，最先端の空力技術が，日本から世界へこれまで以上に発信され，世界最高の発信メダル獲得数となることを願っております。

ASME見聞記については，その記事が本誌に定常的に掲載されるようになって以来，20年以上が経過しましたが，この間，ASMEでの発表論文数は約３倍になったにもかかわらず，見聞記総頁数は増加しておらず，むしろ，減少傾向にあります。これまでも，ASME見聞記のあり方が議論されようとした経緯が過去にありましたが（1995），再度，今回の９月号担当委員を中心にして，見聞記のあり方を議論する予定です。

最後になりましたが，本号刊行にあたり，執筆者の方々には，お忙しい中，また急な原稿依頼に対しても，快くお引き受け頂きましたことを，編集委員一同，感謝致します。さらに，本号は，あらたに５社からスポット広告を頂いており，これについても，編集委員一同，厚く御礼申し上げます。

本号の企画・編集にあたっては，辻田星歩委員（法政大学），中村修三委員（32期：荏原製作所），幡宮重雄委員（日立製作所），渡辺啓悦委員（33期：荏原製作所）そして園田（本田技術研究所）が担当しました。　（園田豊隆）

（表紙写真）
表紙図表構成
極端なフロントローディングを持つ圧縮機翼列の可視化

写真は，入口主流マッハ数が0.6，転向角が43度，レイノルズ数が860,000における，極端なフロントローディングを有する圧縮機翼列（別名，フラミンゴ翼列）のエンドウォール面上の流れの可視化を示す。流れの方向は左から右であり，試験はドイツのDLR（ケルン）で実施された。非常にクリアーかつ周期的なオイルフローパタンが観察されている。詳細は，論説・解説の本文368頁参照されたし。　（提供　㈱本田技術研究所）

♣事務局だより✉♣

昨年７月より，事務局は新しい体制で業務を進めてきましたが，１年以上が経過し，その間，昨年12月には４年ごとに開催される国際ガスタービン会議（IGTC '07）も開催され，学会が行なう定常的な諸事業のほとんどをこれで一通り経験できたことになります。会員の皆様，役員，委員の皆様のご協力を得て，十分とは言えないまでも事務局として大過なく過ごせたことに一同ほっとしておりますが，この体制で何とかやって行けるだろうとの自信もでてまいりました。そんなわけで，この７月からは，事務局職員３人の役割分担を大まかに決め，今後の業務に当たることにいたしました。具体的には，常勤職員の中村さんには，会員名簿の管理と企画委員会関連業務を，嘱託職員の高田さんには日常会計処理業務と編集委員会関連行業務を，また，理事会，総務委員会，国際委員会関連業務は事務局長の伊藤がそれぞれ主担当として担当し，実際の業務遂行はお互いに臨機応変に協力し合う体制で進めております。あらためて，皆様方のご協力，ご指導をよろしくお願いいたします。

ところで，皆様ご存知のことと思いますが，この12月から現在の公益法人に関する法律が全面的に改正され，当学会も民法34条（新制度において廃止）により文部科学省の指導・監督の下に設置された現社団法人から，新たに制定された法人法等の要件を満たす新しい「一般社団法人」か「公益社団法人」かのどちらかに５年以内に移行することが求められております。両者のメリット，デメリットがありますので，慎重に論議しどちらの法人に移行するのが良いか，今後の方針や移行計画を決めるため今年度も「組織検討委員会」を設置して検討することになっております。事務局組織の変更も必要になるかもしれません。会員の皆様でこれら移行の判断に役立つと思われる関連情報，ご意見をお持ちの方は事務局へご一報ください。　（伊藤）

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

編集後記

北京オリンピックが終了し，中国が米国を抑え，初めて金メダル獲得数第一位に踊り出た。このような中国のめまぐるしい躍進は，スポーツの世界のみならず学問・技術の世界でも同様の傾向が見られます。例えば，ここ数年におけるASME国際ガスタービン会議における中国からの論文発表数は，すでにわが国を抜き，今年のベルリンでの国際会議では，米国・ドイツ・英国に次ぐ第４位までできており（日本は第７位），今後その動向が注目されている。人口の大きな違い（桁違い）があるものの，あらゆる分野でおおいに頑張って欲しい“日本”である。

今回の特集テーマ名は，「流体現象と流れ制御」としました。この理由は，昨年（2007年）12月のIGTCにおける各技術セッションへの参加聴衆をカウントした場合，空力セッションの聴講者数（延べ）が最も多く，会員諸氏の関心が意外と高いことが判明したからです。これまでは，CFDのような解析技術の紹介は過去にありましたが，流体現象とその制御に特化した特集記事は皆無であったため，本特集テーマを取り上げました。

記事内容としては，異分野領域である「航空機」や「新幹線」までその技術領域を広げ，会員諸氏の技術シナジーを狙っております。異分野領域については，新聞報道のようなニュース性のあるもの，あるいは学会等で発表実績のあるユニークなものを対象としました。一方，ガスタービン領域においては，“国プロ”関係のものは“積極的に紹介する”とし，“国プロ”以外のものについては，ASME国際ガスタービン会議のターボマシーナリー（空力）分野において，過去４年間にわたり複数回以上の論文発表を行なっている方々に，世界最先端の研究技術動向のご紹介をお願いしました。

航空機や新幹線などの異分野領域を含む本特集号を通して，会員諸氏間で技術シナジーが生まれ，更なる空力現象の解明・新コンセプトの構築により，最先端の空力技術が，日本から世界へこれまで以上に発信され，世界最高の発信メダル獲得数となることを願っております。

ASME見聞記については，その記事が本誌に定常的に掲載されるようになって以来，20年以上が経過しましたが，この間，ASMEでの発表論文数は約３倍になったにもかかわらず，見聞記総頁数は増加しておらず，むしろ，減少傾向にあります。これまでも，ASME見聞記のあり方が議論されようとした経緯が過去にありましたが（1995），再度，今回の９月号担当委員を中心にして，見聞記のあり方を議論する予定です。

最後になりましたが，本号刊行にあたり，執筆者の方々には，お忙しい中，また急な原稿依頼に対しても，快くお引き受け頂きましたことを，編集委員一同，感謝致します。さらに，本号は，あらたに５社からスポット広告を頂いており，これについても，編集委員一同，厚く御礼申し上げます。

本号の企画・編集にあたっては，辻田星歩委員（法政大学），中村修三委員（32期：荏原製作所），幡宮重雄委員（日立製作所），渡辺啓悦委員（33期：荏原製作所）そして園田（本田技術研究所）が担当しました。　（園田豊隆）

（表紙写真）
表紙図表構成
極端なフロントローディングを持つ圧縮機翼列の可視化

写真は，入口主流マッハ数が0.6，転向角が43度，レイノルズ数が860,000における，極端なフロントローディングを有する圧縮機翼列（別名，フラミンゴ翼列）のエンドウォール面上の流れの可視化を示す。流れの方向は左から右であり，試験はドイツのDLR（ケルン）で実施された。非常にクリアーかつ周期的なオイルフローパタンが観察されている。詳細は，論説・解説の本文368頁参照されたし。　（提供　㈱本田技術研究所）

♣事務局だより✉♣

昨年７月より，事務局は新しい体制で業務を進めてきましたが，１年以上が経過し，その間，昨年12月には４年ごとに開催される国際ガスタービン会議（IGTC '07）も開催され，学会が行なう定常的な諸事業のほとんどをこれで一通り経験できたことになります。会員の皆様，役員，委員の皆様のご協力を得て，十分とは言えないまでも事務局として大過なく過ごせたことに一同ほっとしておりますが，この体制で何とかやって行けるだろうとの自信もでてまいりました。そんなわけで，この７月からは，事務局職員３人の役割分担を大まかに決め，今後の業務に当たることにいたしました。具体的には，常勤職員の中村さんには，会員名簿の管理と企画委員会関連業務を，嘱託職員の高田さんには日常会計処理業務と編集委員会関連行業務を，また，理事会，総務委員会，国際委員会関連業務は事務局長の伊藤がそれぞれ主担当として担当し，実際の業務遂行はお互いに臨機応変に協力し合う体制で進めております。あらためて，皆様方のご協力，ご指導をよろしくお願いいたします。

ところで，皆様ご存知のことと思いますが，この12月から現在の公益法人に関する法律が全面的に改正され，当学会も民法34条（新制度において廃止）により文部科学省の指導・監督の下に設置された現社団法人から，新たに制定された法人法等の要件を満たす新しい「一般社団法人」か「公益社団法人」かのどちらかに５年以内に移行することが求められております。両者のメリット，デメリットがありますので，慎重に論議しどちらの法人に移行するのが良いか，今後の方針や移行計画を決めるため今年度も「組織検討委員会」を設置して検討することになっております。事務局組織の変更も必要になるかもしれません。会員の皆様でこれら移行の判断に役立つと思われる関連情報，ご意見をお持ちの方は事務局へご一報ください。　（伊藤）

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

編集後記

北京オリンピックが終了し，中国が米国を抑え，初めて金メダル獲得数第一位に踊り出た。このような中国のめまぐるしい躍進は，スポーツの世界のみならず学問・技術の世界でも同様の傾向が見られます。例えば，ここ数年におけるASME国際ガスタービン会議における中国からの論文発表数は，すでにわが国を抜き，今年のベルリンでの国際会議では，米国・ドイツ・英国に次ぐ第４位までできており（日本は第７位），今後その動向が注目されている。人口の大きな違い（桁違い）があるものの，あらゆる分野でおおいに頑張って欲しい“日本”である。

今回の特集テーマ名は，「流体現象と流れ制御」としました。この理由は，昨年（2007年）12月のIGTCにおける各技術セッションへの参加聴衆をカウントした場合，空力セッションの聴講者数（延べ）が最も多く，会員諸氏の関心が意外と高いことが判明したからです。これまでは，CFDのような解析技術の紹介は過去にありましたが，流体現象とその制御に特化した特集記事は皆無であったため，本特集テーマを取り上げました。

記事内容としては，異分野領域である「航空機」や「新幹線」までその技術領域を広げ，会員諸氏の技術シナジーを狙っております。異分野領域については，新聞報道のようなニュース性のあるもの，あるいは学会等で発表実績のあるユニークなものを対象としました。一方，ガスタービン領域においては，“国プロ”関係のものは“積極的に紹介する”とし，“国プロ”以外のものについては，ASME国際ガスタービン会議のターボマシーナリー（空力）分野において，過去４年間にわたり複数回以上の論文発表を行なっている方々に，世界最先端の研究技術動向のご紹介をお願いしました。

航空機や新幹線などの異分野領域を含む本特集号を通して，会員諸氏間で技術シナジーが生まれ，更なる空力現象の解明・新コンセプトの構築により，最先端の空力技術が，日本から世界へこれまで以上に発信され，世界最高の発信メダル獲得数となることを願っております。

ASME見聞記については，その記事が本誌に定常的に掲載されるようになって以来，20年以上が経過しましたが，この間，ASMEでの発表論文数は約３倍になったにもかかわらず，見聞記総頁数は増加しておらず，むしろ，減少傾向にあります。これまでも，ASME見聞記のあり方が議論されようとした経緯が過去にありましたが（1995），再度，今回の９月号担当委員を中心にして，見聞記のあり方を議論する予定です。

最後になりましたが，本号刊行にあたり，執筆者の方々には，お忙しい中，また急な原稿依頼に対しても，快くお引き受け頂きましたことを，編集委員一同，感謝致します。さらに，本号は，あらたに５社からスポット広告を頂いており，これについても，編集委員一同，厚く御礼申し上げます。

本号の企画・編集にあたっては，辻田星歩委員（法政大学），中村修三委員（32期：荏原製作所），幡宮重雄委員（日立製作所），渡辺啓悦委員（33期：荏原製作所）そして園田（本田技術研究所）が担当しました。　（園田豊隆）

（表紙写真）
表紙図表構成
極端なフロントローディングを持つ圧縮機翼列の可視化

写真は，入口主流マッハ数が0.6，転向角が43度，レイノルズ数が860,000における，極端なフロントローディングを有する圧縮機翼列（別名，フラミンゴ翼列）のエンドウォール面上の流れの可視化を示す。流れの方向は左から右であり，試験はドイツのDLR（ケルン）で実施された。非常にクリアーかつ周期的なオイルフローパタンが観察されている。詳細は，論説・解説の本文368頁参照されたし。　（提供　㈱本田技術研究所）

♣事務局だより✉♣

昨年７月より，事務局は新しい体制で業務を進めてきましたが，１年以上が経過し，その間，昨年12月には４年ごとに開催される国際ガスタービン会議（IGTC '07）も開催され，学会が行なう定常的な諸事業のほとんどをこれで一通り経験できたことになります。会員の皆様，役員，委員の皆様のご協力を得て，十分とは言えないまでも事務局として大過なく過ごせたことに一同ほっとしておりますが，この体制で何とかやって行けるだろうとの自信もでてまいりました。そんなわけで，この７月からは，事務局職員３人の役割分担を大まかに決め，今後の業務に当たることにいたしました。具体的には，常勤職員の中村さんには，会員名簿の管理と企画委員会関連業務を，嘱託職員の高田さんには日常会計処理業務と編集委員会関連行業務を，また，理事会，総務委員会，国際委員会関連業務は事務局長の伊藤がそれぞれ主担当として担当し，実際の業務遂行はお互いに臨機応変に協力し合う体制で進めております。あらためて，皆様方のご協力，ご指導をよろしくお願いいたします。

ところで，皆様ご存知のことと思いますが，この12月から現在の公益法人に関する法律が全面的に改正され，当学会も民法34条（新制度において廃止）により文部科学省の指導・監督の下に設置された現社団法人から，新たに制定された法人法等の要件を満たす新しい「一般社団法人」か「公益社団法人」かのどちらかに５年以内に移行することが求められております。両者のメリット，デメリットがありますので，慎重に論議しどちらの法人に移行するのが良いか，今後の方針や移行計画を決めるため今年度も「組織検討委員会」を設置して検討することになっております。事務局組織の変更も必要になるかもしれません。会員の皆様でこれら移行の判断に役立つと思われる関連情報，ご意見をお持ちの方は事務局へご一報ください。　（伊藤）

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1．本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。

A．投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。

B．依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。

C．学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告，会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2．依頼原稿および投稿原稿は，ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説，講義，技術論文，速報（研究速報，技術速報），寄書（研究だより，見聞記，新製品・新設備紹介），随筆，書評，情報欄記事，その他とする。刷り上がりページ数は原則として，1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説，講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書，随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3．執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し，編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4．会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は，編集委員会が定める方法により審査され，編集委員会の承認を得て，学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては，別に技術論文投稿規定を定める。

5．依頼原稿および学会原稿についても，編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は，査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6．依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7．学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し，著作者自身または著作者が帰属する法人等が，自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載，翻訳・翻案などの形で利用する場合，本会は原則としてこれを妨げない。ただし，著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は，文書で本会に許諾を求めなければならない。

8．著作者は，学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9．本会発行の著作物に掲載された記事，論文などの著作物について，著作権侵害者，名誉毀損，またはその他の紛争が生じた場合，当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

付記1．原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel．03-5733-5157　Fax．03-5733-5167
ニッセイエブロ㈱ 制作部 編集制作課
E-mail：eblo_h3@eblo.co.jp
学会誌担当　佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2005.12.8改訂

1．本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

1）主たる著者は本学会会員であること。

2）投稿原稿は著者の原著で，ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。

3）投稿原稿は，一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし，要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2．使用言語は原則として日本語とする。ただし，第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合，および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお，原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3．投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし，1ページにつき16,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。

4．図・写真等について，著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5．投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し，正原稿1部副原稿（コピー）2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6．原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7．投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し，編集委員会で採否を決定する。

8．論文内容についての責任は，すべて著者が負う。

9．本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては，学会誌編集規定7．および8．を適用する。

日本ガスタービン学会誌
Vol.36　No.5　2008.9
発行日　2008年9月20日
発行所　社団法人日本ガスタービン学会
編集者　福山佳孝
発行者　並木正夫
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel．03-3365-0095　Fax．03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店
㈱1703707
印刷所　ニッセイエブロ㈱
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel．03-5733-5157　Fax．03-5733-5167

©2008，㈳日本ガスタービン学会

複写される方へ
本会は下記協会に複写に関する権利委託をしていますので，本誌に掲載された著作物を複写したい方は，同協会より許諾を受けて複写して下さい。但し㈳日本複写権センター（同協会より権利を再委託）と包括複写許諾契約を締結されている企業の社員による社内利用目的の複写はその必要はありません。（社外頒布用の複写は許諾が必要です。）
権利委託先：（中法）学術著作権協会
〒107-0052　東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
電話(03)3475-5618　FAX(03)3475-5619
E-mail：info@jaacc.jp
なお，著作物の転載・翻訳のような，複写以外の許諾は，学術著作権協会では扱っていませんので，直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。
また，アメリカ合衆国において本書を複写したい場合は，次の団体に連絡して下さい。
Copyright Clearance Center, Inc.
222 Rosewood Drive, Danvers, MA01923 USA
Phone 1-978-750-8400　FAX 1-978-646-8600

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1．本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。

A．投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。

B．依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。

C．学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告，会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2．依頼原稿および投稿原稿は，ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説，講義，技術論文，速報（研究速報，技術速報），寄書（研究だより，見聞記，新製品・新設備紹介），随筆，書評，情報欄記事，その他とする。刷り上がりページ数は原則として，1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説，講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書，随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3．執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し，編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4．会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は，編集委員会が定める方法により審査され，編集委員会の承認を得て，学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては，別に技術論文投稿規定を定める。

5．依頼原稿および学会原稿についても，編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は，査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6．依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7．学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し，著作者自身または著作者が帰属する法人等が，自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載，翻訳・翻案などの形で利用する場合，本会は原則としてこれを妨げない。ただし，著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は，文書で本会に許諾を求めなければならない。

8．著作者は，学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9．本会発行の著作物に掲載された記事，論文などの著作物について，著作権侵害者，名誉毀損，またはその他の紛争が生じた場合，当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

付記1．原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel．03-5733-5157　Fax．03-5733-5167
ニッセイエブロ㈱ 制作部 編集制作課
E-mail：eblo_h3@eblo.co.jp
学会誌担当　佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2005.12.8改訂

1．本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

1）主たる著者は本学会会員であること。

2）投稿原稿は著者の原著で，ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。

3）投稿原稿は，一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし，要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2．使用言語は原則として日本語とする。ただし，第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合，および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお，原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3．投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし，1ページにつき16,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。

4．図・写真等について，著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5．投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し，正原稿1部副原稿（コピー）2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6．原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7．投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し，編集委員会で採否を決定する。

8．論文内容についての責任は，すべて著者が負う。

9．本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては，学会誌編集規定7．および8．を適用する。

日本ガスタービン学会誌
Vol.36　No.5　2008.9
発行日　2008年9月20日
発行所　社団法人日本ガスタービン学会
編集者　福山佳孝
発行者　並木正夫
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel．03-3365-0095　Fax．03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店
㈱1703707
印刷所　ニッセイエブロ㈱
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel．03-5733-5157　Fax．03-5733-5167

©2008，㈳日本ガスタービン学会

複写される方へ
本会は下記協会に複写に関する権利委託をしていますので，本誌に掲載された著作物を複写したい方は，同協会より許諾を受けて複写して下さい。但し㈳日本複写権センター（同協会より権利を再委託）と包括複写許諾契約を締結されている企業の社員による社内利用目的の複写はその必要はありません。（社外頒布用の複写は許諾が必要です。）
権利委託先：（中法）学術著作権協会
〒107-0052　東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
電話(03)3475-5618　FAX(03)3475-5619
E-mail：info@jaacc.jp
なお，著作物の転載・翻訳のような，複写以外の許諾は，学術著作権協会では扱っていませんので，直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。
また，アメリカ合衆国において本書を複写したい場合は，次の団体に連絡して下さい。
Copyright Clearance Center, Inc.
222 Rosewood Drive, Danvers, MA01923 USA
Phone 1-978-750-8400　FAX 1-978-646-8600

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1．本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。

A．投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。

B．依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。

C．学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告，会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2．依頼原稿および投稿原稿は，ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説，講義，技術論文，速報（研究速報，技術速報），寄書（研究だより，見聞記，新製品・新設備紹介），随筆，書評，情報欄記事，その他とする。刷り上がりページ数は原則として，1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説，講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書，随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3．執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し，編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4．会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は，編集委員会が定める方法により審査され，編集委員会の承認を得て，学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては，別に技術論文投稿規定を定める。

5．依頼原稿および学会原稿についても，編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は，査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6．依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7．学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し，著作者自身または著作者が帰属する法人等が，自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載，翻訳・翻案などの形で利用する場合，本会は原則としてこれを妨げない。ただし，著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は，文書で本会に許諾を求めなければならない。

8．著作者は，学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9．本会発行の著作物に掲載された記事，論文などの著作物について，著作権侵害者，名誉毀損，またはその他の紛争が生じた場合，当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

付記1．原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel．03-5733-5157　Fax．03-5733-5167
ニッセイエブロ㈱ 制作部 編集制作課
E-mail：eblo_h3@eblo.co.jp
学会誌担当　佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2005.12.8改訂

1．本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

1）主たる著者は本学会会員であること。

2）投稿原稿は著者の原著で，ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。

3）投稿原稿は，一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし，要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2．使用言語は原則として日本語とする。ただし，第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合，および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお，原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3．投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし，1ページにつき16,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。

4．図・写真等について，著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5．投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し，正原稿1部副原稿（コピー）2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6．原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7．投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し，編集委員会で採否を決定する。

8．論文内容についての責任は，すべて著者が負う。

9．本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては，学会誌編集規定7．および8．を適用する。

日本ガスタービン学会誌
Vol.36　No.5　2008.9
発行日　2008年9月20日
発行所　社団法人日本ガスタービン学会
編集者　福山佳孝
発行者　並木正夫
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel．03-3365-0095　Fax．03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店
㈱1703707
印刷所　ニッセイエブロ㈱
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel．03-5733-5157　Fax．03-5733-5167

©2008，㈳日本ガスタービン学会

複写される方へ
本会は下記協会に複写に関する権利委託をしていますので，本誌に掲載された著作物を複写したい方は，同協会より許諾を受けて複写して下さい。但し㈳日本複写権センター（同協会より権利を再委託）と包括複写許諾契約を締結されている企業の社員による社内利用目的の複写はその必要はありません。（社外頒布用の複写は許諾が必要です。）
権利委託先：（中法）学術著作権協会
〒107-0052　東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
電話(03)3475-5618　FAX(03)3475-5619
E-mail：info@jaacc.jp
なお，著作物の転載・翻訳のような，複写以外の許諾は，学術著作権協会では扱っていませんので，直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。
また，アメリカ合衆国において本書を複写したい場合は，次の団体に連絡して下さい。
Copyright Clearance Center, Inc.
222 Rosewood Drive, Danvers, MA01923 USA
Phone 1-978-750-8400　FAX 1-978-646-8600

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1．本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。

A．投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。

B．依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。

C．学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告，会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2．依頼原稿および投稿原稿は，ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説，講義，技術論文，速報（研究速報，技術速報），寄書（研究だより，見聞記，新製品・新設備紹介），随筆，書評，情報欄記事，その他とする。刷り上がりページ数は原則として，1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説，講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書，随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3．執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し，編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4．会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は，編集委員会が定める方法により審査され，編集委員会の承認を得て，学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては，別に技術論文投稿規定を定める。

5．依頼原稿および学会原稿についても，編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は，査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6．依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7．学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し，著作者自身または著作者が帰属する法人等が，自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載，翻訳・翻案などの形で利用する場合，本会は原則としてこれを妨げない。ただし，著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は，文書で本会に許諾を求めなければならない。

8．著作者は，学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9．本会発行の著作物に掲載された記事，論文などの著作物について，著作権侵害者，名誉毀損，またはその他の紛争が生じた場合，当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

付記1．原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel．03-5733-5157　Fax．03-5733-5167
ニッセイエブロ㈱ 制作部 編集制作課
E-mail：eblo_h3@eblo.co.jp
学会誌担当　佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2005.12.8改訂

1．本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

1）主たる著者は本学会会員であること。

2）投稿原稿は著者の原著で，ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。

3）投稿原稿は，一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし，要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2．使用言語は原則として日本語とする。ただし，第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合，および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお，原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3．投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし，1ページにつき16,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。

4．図・写真等について，著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5．投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し，正原稿1部副原稿（コピー）2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6．原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7．投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し，編集委員会で採否を決定する。

8．論文内容についての責任は，すべて著者が負う。

9．本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては，学会誌編集規定7．および8．を適用する。

日本ガスタービン学会誌
Vol.36　No.5　2008.9
発行日　2008年9月20日
発行所　社団法人日本ガスタービン学会
編集者　福山佳孝
発行者　並木正夫
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel．03-3365-0095　Fax．03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店
㈱1703707
印刷所　ニッセイエブロ㈱
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel．03-5733-5157　Fax．03-5733-5167

©2008，㈳日本ガスタービン学会

複写される方へ
本会は下記協会に複写に関する権利委託をしていますので，本誌に掲載された著作物を複写したい方は，同協会より許諾を受けて複写して下さい。但し㈳日本複写権センター（同協会より権利を再委託）と包括複写許諾契約を締結されている企業の社員による社内利用目的の複写はその必要はありません。（社外頒布用の複写は許諾が必要です。）
権利委託先：（中法）学術著作権協会
〒107-0052　東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
電話(03)3475-5618　FAX(03)3475-5619
E-mail：info@jaacc.jp
なお，著作物の転載・翻訳のような，複写以外の許諾は，学術著作権協会では扱っていませんので，直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。
また，アメリカ合衆国において本書を複写したい場合は，次の団体に連絡して下さい。
Copyright Clearance Center, Inc.
222 Rosewood Drive, Danvers, MA01923 USA
Phone 1-978-750-8400　FAX 1-978-646-8600

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.213, 2025/12/14.