

特集：熱流体の非定常現象

軸流圧縮機の旋回失速初生における 非定常流動現象

古川 雅人*¹
FURUKAWA Masato

キーワード：軸流圧縮機，旋回失速，失速初生，スパイク形失速，非定常流動

1. はじめに

軸流圧縮機における非定常現象のなかで，その予測がいまだに困難であるものとして旋回失速がある。圧縮機翼列では，流量が減少（迎え角が増大）して失速が発生し始めると，翼の失速した領域（失速セル）が周方向に部分的に現れ，その失速セルが翼列内を周方向に伝播する。高圧力比の軸流圧縮機の場合，この旋回失速は翼に振動応力を加えて疲労破壊を引き起こす原因ともなり得ることから，翼列全体が失速していなくとも，旋回失速は圧縮機の作動限界を支配する非定常現象であり，旋回失速が発生する作動条件を予測することは，圧縮機の設計上極めて重要である。したがって，設計における旋回失速「初生」の予測技術，あるいは運転時における旋回失速発生 の事前検知と抑制（アクティブ制御）技術の開発は，圧縮機の作動範囲の拡大という性能向上につながる。そのためには，軸流圧縮機の失速点近傍における非定常流動現象（特に，旋回失速の初生過程）を解明することが不可欠となる。

以上のような観点から，軸流圧縮機の失速点近傍における流れ場が多くの実験により調べられてきた。その結果，旋回失速の初生時に周方向に伝播する擾乱波が発生し，その発生形態の違いによりスパイク形およびモーダル形の旋回失速初生があることが明らかにされた⁽¹⁾⁻⁽²⁾。スパイク形の旋回失速初生では，動翼先端部で起きる局所的なはく離に関係したと思われる小さい空間スケールの擾乱波が発生し，その小スケール擾乱波が急速に発達してディープ失速に至る。一方，モーダル形の旋回失速初生では，翼列の周長程度の大スケールをもつ擾乱波が発生し，それが徐々に成長してディープ失速に至る。前述のとおり，スパイク形の旋回失速初生には翼端近傍の流れが関与していることが示唆されているが，失速初生時に発生する擾乱波がどのような非定常流動現象に起因するのかは十分に解明されていない。

以下では，軸流圧縮機における旋回失速初生を予測す

るためにはその非定常流動現象を解明することが不可欠であるという観点から，軸流圧縮機のスパイク形旋回失速初生時における非定常流動現象について，最近の研究動向を紹介する。

2. 旋回失速初生の判定基準

Hoying ら⁽³⁾は，軸流圧縮機動翼列におけるスパイク形旋回失速の初生について三次元非定常CFD を実施し，スパイク形失速初生が翼列内の翼端漏れ渦の挙動と密接に関係することを指摘している。彼らの非定常CFD から得られた，失速点近傍（旋回失速の初生時）における動翼先端付近の渦度分布を図1に示す。同図では，3つの時刻における渦度分布が左から右に向かって時系列順に並べられており，渦度の絶対値がグレースケール（白が高い渦度に対応）で表示されている。また各渦度分布には，翼先端部の形状が表示されており，流れは左側から流入して右側へと流出している。この図1に示された渦度分布の非定常挙動から，Hoying らは図2のような翼端漏れ渦の挙動でスパイク形失速初生をモデル化できることを示した⁽³⁾。すなわち，流量が減少して翼負荷が増加するとともに，翼端漏れ渦が周方向に傾き，失速初生時に動翼列内から上流側へと吐出されると，Hoying らは解釈した。

Voら⁽⁴⁾は，スパイク形失速の初生につながる現象を明確にすることを目的として，翼間1ピッチを対象とした定常CFD解析および翼間6ピッチの非定常CFD解析を実施した。その結果，スパイク形失速初生に必要な二つの条件が見出されている。第一の条件は，図3(a)に示すとおり，翼端すき間流れが隣接翼前縁の翼端直下から隣接翼間へと吐出されることである。この条件は，上流からの流入流れと翼端すき間流れとの境界が翼列の前縁面と平行になることを意味している。第二の条件は，図3(b)のとおり，翼端すき間流れが隣接翼後縁の翼端直下を回り込んで隣接翼間に逆流することである。この第二の条件における翼端すき間流れの逆流は，図3(b)に示すように，隣接翼間で翼圧力面への衝突を起こす。以上の二つの条件に対応した流れ現象が同時に起きる時が

原稿受付 2011年2月17日

* 1 九州大学 大学院工学研究院 機械工学部門
〒819-0395 福岡市西区元岡744



図1 軸流圧縮機動翼列の失速初生時の翼先端近傍における渦度分布の非定常挙動⁽³⁾

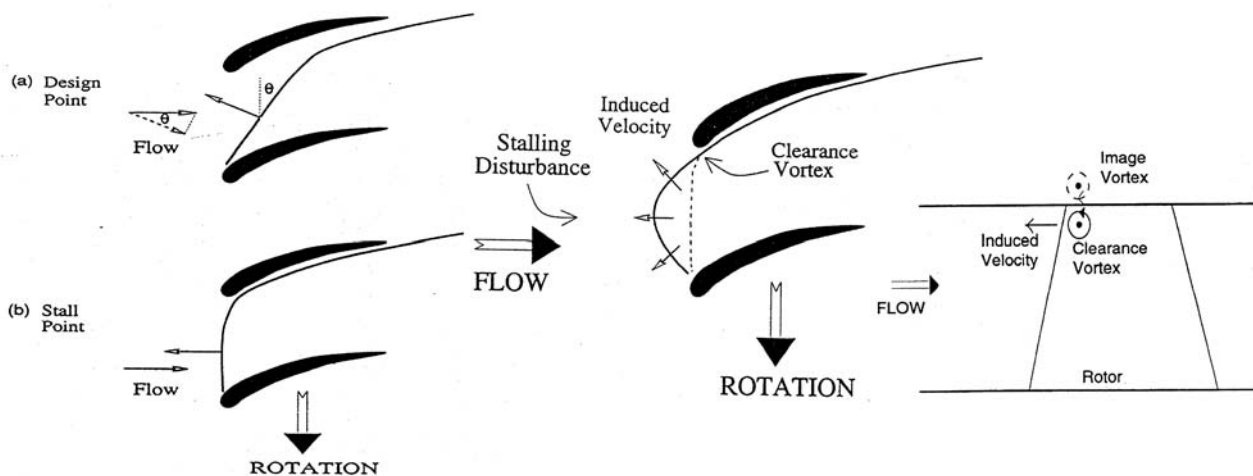


図2 Hoyingらによるスパイク形旋回失速初生時の流れモデル⁽³⁾

スパイク形失速の初生時であるとVoらは提唱した。この二つの条件が同時に発生した瞬間における翼端近傍の流れ場を図4に示す。この図は翼間6ピッチに対するVoらの非定常CFD結果である。同図では、上述の第一条件としての翼端すき間流れの前縁からの吐出しが翼間3から翼間4において、第二条件としての翼端すき間流れの後縁からの逆流が翼間2から翼間3において認められる。すなわち、二つの条件に対応した現象が翼間2～4にわたって起きており、スパイク形失速初生時の擾乱波が翼間3ピッチ程度のスケールをもっていることがわかる。このスパイク形擾乱波のスケールはDayの実験結果⁽¹⁾と一致している。

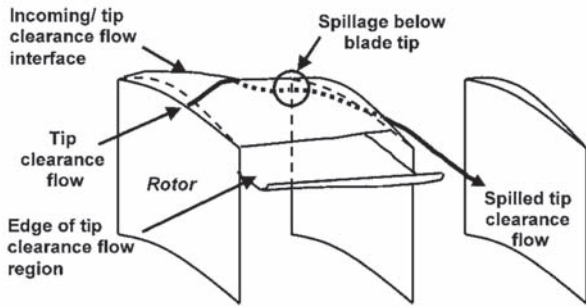
スパイク形旋回失速の初生に関するVoらの判定基準は、大規模な非定常三次元CFD解析によって検証されており、上述した二つの条件の中、特に翼端すき間流れの前縁からの吐出しが失速初生時に発生していることが確認されている⁽⁵⁾⁻⁽⁸⁾。しかしながら、Voらが判定基準として抽出した流れ現象は二次元的な流れの特徴に過ぎず、旋回失速初生時における真の（非定常三次元の）流れメカニズムを表現しているものとは言い難い。スパイク形旋

回失速の初生時に起きている複雑な現象の一部に着目しているに過ぎないことが推察される。

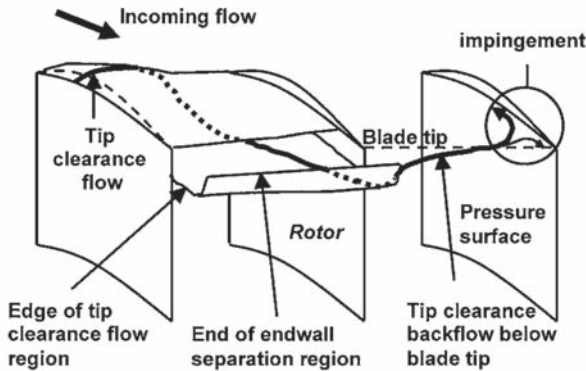
3. 旋回失速初生時の非定常三次元流動現象

スパイク形旋回失速の初生時における非定常三次元流動現象を解明するために、大規模な非定常三次元CFD解析が実施されている⁽⁵⁾⁻⁽⁸⁾。しかしながら、そのほとんどは、前章で述べたVoらの判定基準における流れの特徴を確認しているものの、旋回失速初生時の非定常三次元流れメカニズムの解明につながるような知見を示していない。Linら⁽⁹⁾がスパイク形旋回失速の三次元流れ構造をCFD解析により調べているが、彼らの解析では旋回失速がインレットディストーションで強制的に引き起こされており、得られた結果に疑問が残る。以上のとおり、旋回失速の初生過程における三次元流れ構造とその非定常挙動はまだまだ十分に解明されていない。

以上の観点から本章では、軸流圧縮機動翼列におけるスパイク形旋回失速の初生過程における非定常三次元流れ場を実験と大規模CFDにより解析した筆者らの研究⁽¹⁰⁾⁻⁽¹¹⁾を紹介する。



(a) 翼端すき間流れの前縁からの吐出し



(b) 翼端すき間流れの後縁からの逆流

図3 Voらによるスパイク形旋回失速初生の判定基準⁽⁴⁾

3.1 失速初生現象の非定常計測

旋回失速の初生時のように、はく離を伴う極めて複雑な非定常三次元流動現象を解明するためには、実験による検証を行いながらCFD解析を進める必要がある。そこでまず、失速初生現象を実験で捉えるための非定常計測について述べる。

旋回失速セルや失速初生時の擾乱波などのように動翼と相対的に周方向へ伝播する現象を絶対座標系から計測する場合、動翼のみに位相を固定した条件付きサンプリングでは、伝播現象の空間構造とその動翼間の伝播過程を正確に捉えることができない。そこで井上⁽²⁾は、動翼と相対的に周方向へ「一定速度で」伝播する現象に対して、動翼と伝播現象の両方に位相を固定してデータを抽出することにより、伝播現象のアンサンブル平均流れ場を得るための「二重位相固定法」を開発した。軸流圧縮機動翼列の旋回失速発生時におけるケーシング面圧力計測および動翼列前後の熱線流速計測にこの二重位相固定法を適用して、井上^{(2),(3)}は旋回失速セルの流れ構造およびその伝播過程を詳細に解析した。その結果、翼先端側の部分スパン失速が翼2ピッチ間程度のスケールで周方向に複数発生しているようなマイルド失速状態（小スケール多重旋回失速）においては、失速セルが翼負圧面とケーシング面に足をもつ竜巻状のはく離渦で支配されていることを新たに見出した。

上述の二重位相固定法の適用は、翼の失速後に安定して発生する旋回失速セルのように、ほぼ一定速度で周方向へ伝播する現象の計測に限られる。旋回失速の初生時のように、周方向に伝播する擾乱波が発生と消滅を繰り返すような過渡現象に対しては、現象のスケールに対応した空間領域にわたる瞬時の流れ場を時系列で計測することが必要である。この観点から、動翼列の翼間1ピッチにわたるケーシング壁面圧力の「同時面非定常計測法」が開発された⁽¹⁰⁾。この方法では、図5に示すとおり、軸流圧縮機動翼列のケーシング面上の矩形領域（1ピッチ領域）において、軸方向に5列、周方向に6列の千鳥状に配置した30個の高応答圧力センサの出力を同時にサ

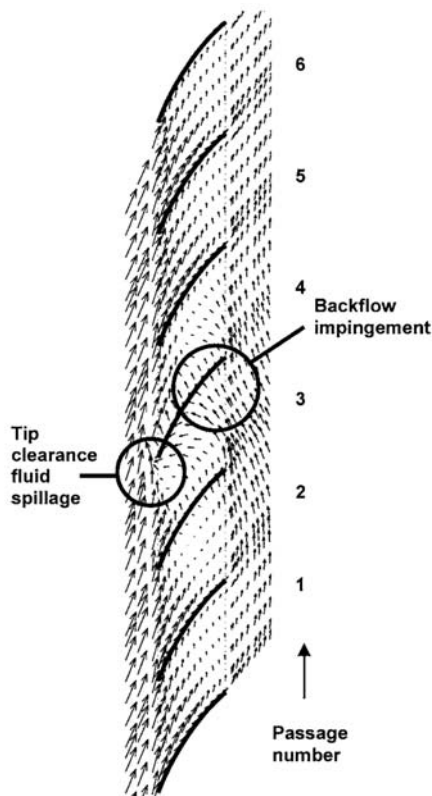


図4 スパイク形旋回失速初生時の翼端近傍における相対速度ベクトル⁽⁴⁾

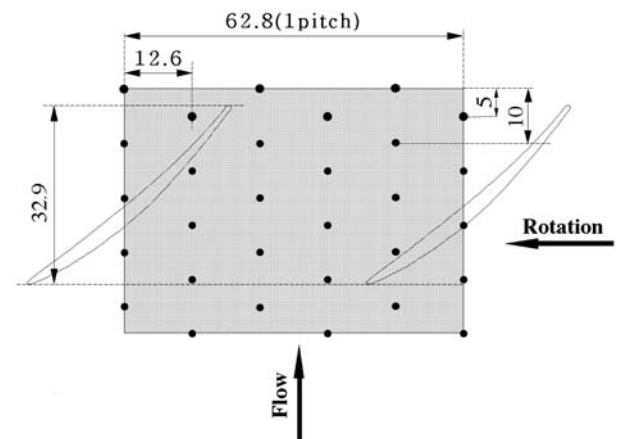


図5 ケーシング面圧力の同時面非定常計測

ンプリングすることにより、壁面圧力の同時面非定常計測を行う。さらに、得られた時系列の面データに対して、時空間内挿を施すことにより、空間分解能の高い圧力分布の時系列データを再構築する¹¹⁾。

この同時面非定常計測法により動翼列の旋回失速の初生時における過渡現象を捉えた結果^{10) 11)}を図6および7に示す。計測対象は多段軸流圧縮機の中間段を模擬した低速試験装置であり、動翼列の上流と下流の静翼列まで含めた1.5段の構成となっている。図6および7は失速初生直前における瞬時のケーシング面圧力分布（黒が高圧、白が低圧に対応）である。同図において、動翼（右から左へ回転）の先端断面形状が実線であわせて示されており、その前縁（図7(a)中のLE）は図中の下側である。図6の瞬間では、翼両面の圧力差（翼負荷）が明確に現れており、翼面での局所的な失速はまだ認められないが、図中の白丸で示すように、翼間中に局所的な低圧部が現れている。失速点近傍では、このような局所的な低圧部が翼間のケーシング面上に間欠的に現れる。図7は旋回失速の初生時におけるケーシング面圧力分布の時間変化を示している。同図には特徴的な瞬間の分布が示されており、(a)から(c)に向かって時間的に変化する。図7(a)の翼では、図6と比較して、翼負圧面の前縁近傍における低圧域が急激に小さくなり、その領域での翼負荷が減少している。その後（図7(b)）、この翼負荷が減少した翼の前縁付近から低圧域（図7(b)中の黒丸部）

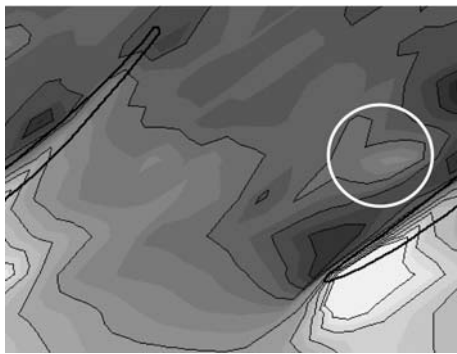


図6 旋回失速初生時のケーシング面圧力の瞬時分布（同時面非定常計測結果）

が隣接翼に向かって周方向（図中の右側方向）に伝播し始める。この低圧域が強い場合には隣接翼に到達してその前縁と干渉するが（図7(c)中の黒丸部）、弱い場合には隣接翼に到達する前に消滅する。本供試動翼列では、以上のような失速初生の過程を経た後に、5個あるいは6個の小スケール失速セルが動翼のおよそ70%の速度で安定に回転する多重旋回失速（マイルド失速）へと至る。

3.2 失速初生時の渦流れ構造の非定常CFD解析

上述したケーシング面圧力の同時面非定常計測のみから、旋回失速の初生過程における流れ構造を捉えることは困難である。前節と同じ供試動翼列について、DES (Detached Eddy Simulation) による大規模な非定常CFD計算を実施し、その計算結果に知的可視化¹²⁾を適用することにより、スパイク形旋回失速の初生過程を解析した結果¹³⁾を以下に示す。この解析では、動翼列の上流と下流の静翼列まで含めた1.5段の1/3周（8ピッチ）にわたる流れ場に対して、約3,086万セル（動翼列の1ピッチ当たり約208万セル、上流および下流静翼列の1ピッチ当たりそれぞれ約84万および約94万セル）を有する計算格子が用いられた。

図8に供試軸流圧縮機の全体性能についてCFDと実験結果との比較を示す。図中には、実験結果（段落性能）、ならびに上流と下流の静翼列まで含めた動翼列に対するDES非定常計算結果およびRANS定常計算結果（段落性能）を示すとともに、動翼列のみのDES非定常計算結果およびRANS定常計算結果（動翼列単体性能）もあわせて表示している。同図から、静翼列まで含めたDES解析は旋回失速の初生点（失速初生の流量）を極めて正確に予測できていることがわかる。また、静翼列の効果まで含めた計算をしなければ、動翼列における失速初生点を正確に予測できないことがわかる。

旋回失速の初生過程における動翼列のケーシング面圧力分布および三次元渦流れ構造の時間変化を図9に示す。同図では(a)から(c)に向かって時系列順に結果を並べている（ t は無次元時刻：2.13が1翼間の通過に相当）。また、図中の上段は図8および9と同様に表示したケーシング面圧力分布であり、下段は動翼列上流側から眺めた翼間内の渦構造である。渦構造の時間変化に着目すると、

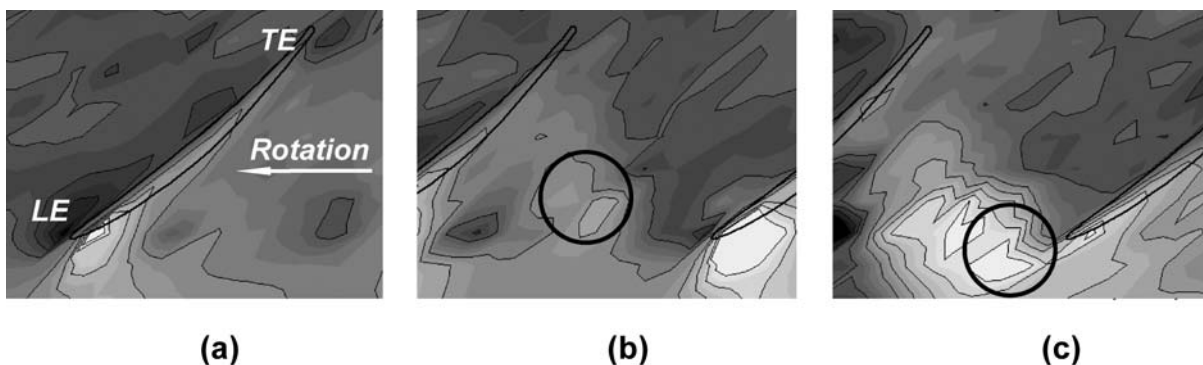


図7 旋回失速初生時のケーシング面圧力分布の時間変化（同時面非定常計測結果）

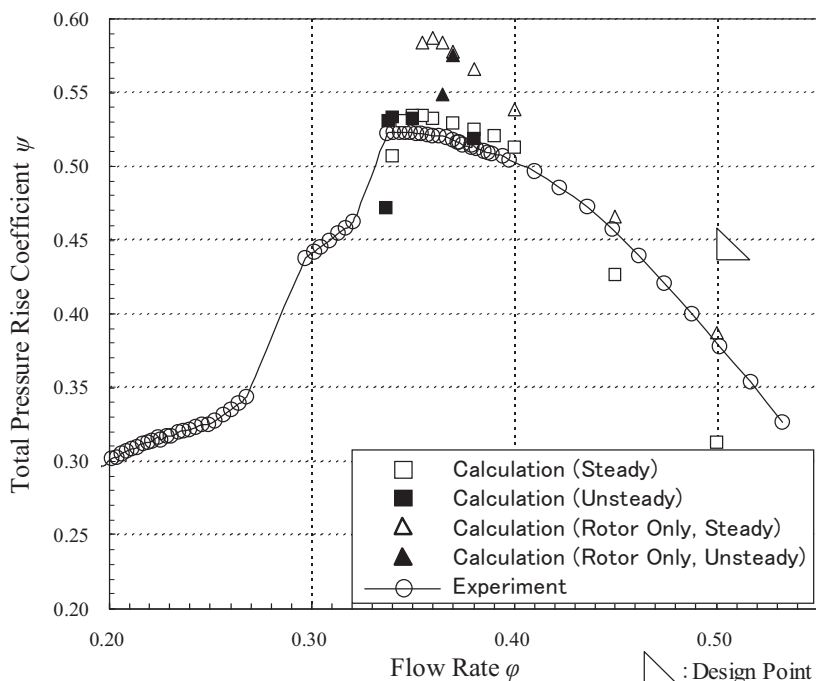


図8 供試軸流圧縮機の全体性能 (CFDと実験結果の比較)

図9 (a)下段中で左端の翼の先端部に小規模な前縁はく離が発生し、翼端漏れ渦が竜巻状のはく離渦へと変化し始めている。その後 (図9 (b)下段)、この小規模なはく離渦が急速に発達して、翼負圧面とケーシング面に足をもつ大規模な竜巻状のはく離渦となる。その過程の中で、竜巻状のはく離渦の翼負圧面上の足はスパン中央付近まで移動し、ケーシング面上の足は隣接翼に向かって周方向に移動する。この竜巻状のはく離渦が隣接翼の圧力面に到達すると、その翼先端前縁と干渉して新たな前縁はく離を引き起こす (図9 (c)下段)。

以上の竜巻状のはく離渦の非定常挙動 (発生, 周方向への伝播, 隣接翼前縁との干渉) に対応して, ケーシング面圧力分布の時間変化に, 翼負荷の低下と低圧域の周方

向伝播 (図9 (b)上段), 低圧域と隣接翼前縁との干渉 (図9 (c)上段) が明確に認められる。このケーシング面圧力の時間変化は図7の実験結果と良い一致を示している。すなわち, 実験で得られたケーシング面圧力の時間変化で認められた翼間の低圧域 (図7 (b)および(c)中の黒丸部) は, 竜巻状のはく離渦のケーシング面上の足に対応することがわかる。

以上のとおり, 軸流圧縮機動翼列の失速初生時における非定常流動現象について, CFD結果と実験結果を詳細に解析することにより, 翼端部の前縁はく離から成長した竜巻状のはく離渦が旋回失速の初生過程を支配していることが分かりつつある。

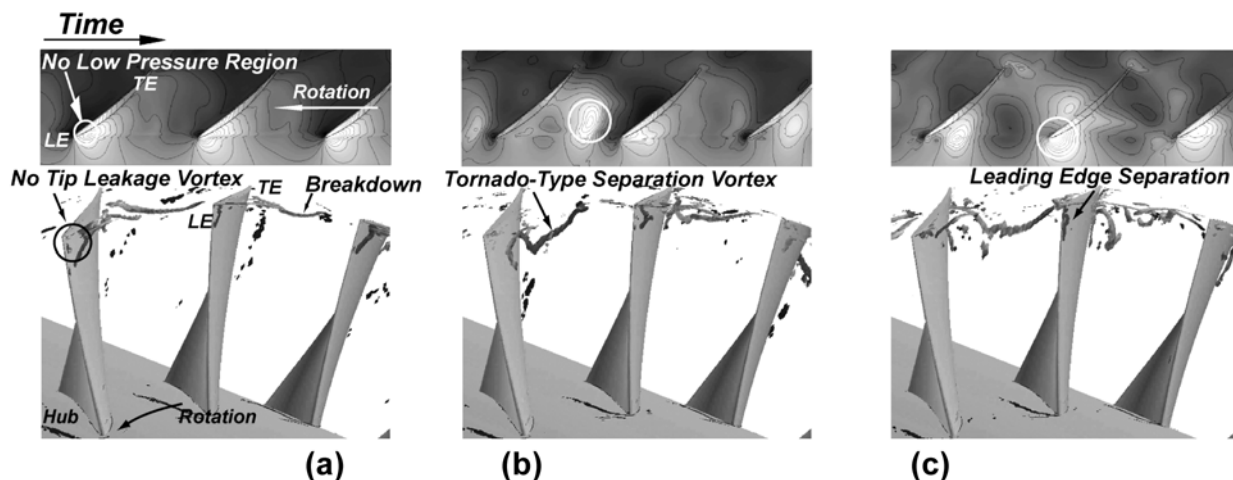


図9 旋回失速初生時におけるケーシング面圧力分布および三次元渦流れ構造の非定常挙動 (DES解析結果)

4. むすび

軸流圧縮機のスパイク形旋回失速の「初生」時における非定常流動現象に関連した最近の研究動向を紹介した。失速点近傍の現象は翼先端すき間や動・静翼列間隔など多くのパラメータに影響を受ける上に、非線形性が強いことから、旋回失速「初生」の予測技術を確立するために、CFD解析および実験解析をさらに蓄積することが不可欠である。また、失速後の非定常現象と異なって、失速初生時の非定常現象はその変動量が小さく、過渡的な挙動を有することから、CFD解析では高解像度の計算格子を用いるとともに知的可視化などの高度な後処理を施すこと、実験では同時面非定常計測法のように精密な計測を実施することが肝要である。

5. 参考文献

- (1) Day, I. J., Stall Inception in Axial Flow Compressors, Trans. ASME, Journal of Turbomachinery, Vol.115 (1993), pp. 1-9.
- (2) Camp, T. R., and Day, I. J., A Study of Spike and Modal Stall Phenomena in a Low-Speed Axial Compressor, Trans. ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 120 (1998), pp. 393-401.
- (3) Hoying, D. A., Tan, C. S., Vo, H. D., and Greitzer, E. M., Role of Blade Passage Flow Structures in Axial Compressor Rotating Stall Inception, Trans. ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 121 (1999), pp. 735-742.
- (4) Vo, H. D., Tan, C. S., Greitzer, E. M., Criteria for Spike Initiated Rotating Stall, Trans. ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 130 (2008), p. 011023.
- (5) Hah, C., Bergner, J., Schiffer, H. P., Short Length-Scale Rotating Stall Inception in a Transonic Axial Compressor - Criteria and Mechanisms, ASME Paper No. GT2006-90045 (2006).
- (6) Chen, J.P., Hathaway, M. D., Herrick, G. P., Prestall Behavior of a Transonic Axial Compressor Stage via Time-Accurate Numerical Simulation, Trans. ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 130 (2008), p. 041014.
- (7) Cameron, J. D., Morris, S. C., Barrows, S. T., Chen, J. P., On the Interpretation of Casing Measurements in Axial Compressors, ASME Paper No. GT2008-51371 (2008).
- (8) Bennington, M. A., Ross, M. H., Cameron, J. D., Morris, S. C., Du, J., Lin, F., Chen, J.Y., An Experimental and Computational Investigation of Tip Clearance Flow and Its Impact on Stall Inception, ASME Paper No. GT2010-23516 (2010).
- (9) Lin, F., Zhang, J.X., Chen, J.Y., Nie, C.Q., Flow Structure of Short-Length-Scale Disturbance in an Axial-Flow Compressor, Journal of Propulsion and Power, Vol. 24 (2008) pp. 1301-1308.
- (10) Iwakiri, K., Furukawa, M., Tomita, I., Kameda, T., Kuroumaru, M., and Inoue, M., Unsteady Flow Phenomena in an Axial Flow Compressor Rotor at Near-Stall Condition, Proceedings of the International Gas Turbine Congress 2007, Paper No. TS-046 (2007).
- (11) Kikuta, H., Iwakiri, K., Furukawa, M., Yamada, K., Gunjishima, S., Okada, G., Unsteady and Three-Dimensional Flow Mechanism of Spike-Type Stall Inception in an Axial Flow Compressor Rotor, The ASME-JSME-KSME Joint Fluids Engineering Conference 2011 (投稿中).
- (12) Inoue, M., Kuroumaru, M., Tanino T., and Furukawa, M., Propagation of Multiple Short-Length-Scale Stall Cells in an Axial Compressor Rotor, Trans. ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 122 (2000), pp. 45-54.
- (13) Inoue, M., Kuroumaru, M., Tanino T., Yoshida, S., and Furukawa, M., Comparative Studies on Short and Long Length-Scale Stall Cell Propagating in an Axial Compressor Rotor, Trans. ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 123 (2001), pp. 24-32.
- (14) 古川雅人, ターボ機械における流動現象の知的可視化, 可視化情報学会誌, 第23巻, 第91号 (2003), pp. 206-213.

特集：熱流体の非定常現象

翼列フラッター・空力弾性問題に関する研究の動向

渡辺 紀徳*¹

WATANABE Toshinori

キーワード：ターボ機械，空力弾性，翼列フラッター，流体関連振動，CFD，連成解析

1. はじめに

以前，本学会誌に空力弾性問題のCFD解析と実験法の紹介を行い^{(1),(2)}，その中で当時の研究動向を概観したが，その後6年ほどが経過し，また最近の研究動向を紹介する機会をいただいた。

近年は数値解析の発展により，この分野でもCFD解析あるいは流体-構造連成解析が進展しており，これらを利用した研究報告が非常に多くなっている。特に実機に近い要素を取り入れた，複雑な系を対象とする数値解析が増加しているのが昨今の状況である。

実機翼列では，中空翼や複合材の適用，翼とディスクが一体となったプリスクの採用など，構造特性が大きく変化する要因が発生している。また，オープンローターなどでは，新たな形状の翼列が使用され，段間の干渉も強まる。これらの翼列の空力弾性問題には，未知の要素が多々存在し，今後解明すべき技術課題が多く含まれている。

本報告では翼列フラッター，空力弾性問題の研究の現状を概観し，学界における動向を紹介したい。この分野の論文は，毎年開催されるASMEのTurbo Expoや，ほぼ3年ごとに開催されるInternational Symposium on Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroelasticity of Turbomachines (ISUAAAT) で多く発表されるので，これらの会議で発表された論文を中心に動向を見ることにする。また，筆者の研究室における最近の研究も一部紹介する。

2. 研究の概況

上で述べたように，流体数値解析が進歩するのに伴い，現実的なフラッターや強制振動を解析する研究が増加している。実験では実機ベースの非定常空気力計測や，実際に発生した損傷の原因究明を目指すリグ試験が行われ，マクロなデータを実験で取得し，数値解析結果の検証に用いるとともに，数値解析結果から損傷の原因を明らかにする，といった研究手法が多く見られるようになってきている。例えば最近，Honeywell社のファン静翼で発生し

た損傷が，リグ試験と数値解析で詳細に検討され，静翼支持部のガタによる非線形性に起因してフラッターが発生したことが明瞭に解明された⁽³⁾。また，メーカーにおける設計段階でも，数値解析を用いた振動特性の事前検討が導入されつつある。このような状況を反映して，学会でも以前に比べ，空力弾性分野の研究発表は増加しており，活況を呈している。

一方で，現象を原理に遡って解明する基礎的な研究は，減少しているように思われる。この分野の基礎研究を行っている大学や研究所は，世界的に限られて来ており，実用研究の盛況に対し，やや不安を覚える状態である。

昨年6月にGlasgowで開催されたASME Turbo Expoでは，空力弾性解析法に関するパネルセッションが行われた。スウェーデン王立工科大学 (KTH) のFranssonらのグループが企画し，産業界と学界から多数のパネリスト，コメンテーターが登壇して，空力弾性現象に関するこれまでの解析研究や対応策の成果が提示され，また，研究の現状と問題点が概観された後，今後の解析技術の方向性や期待が討議された。

メーカー側のコメントでは，ファン・圧縮機に関して1980年代以降，超音速流れのフラッターが問題になり，様々な研究が行われて来ていること，90年代になり，低回転での失速フラッターが大きく取り上げられたこと，設計段階でCFD解析の進歩が引き続き求められていること，等が述べられた。また，低圧タービンのフラッターについて，ねじり軸位置の把握が鍵となることが，重要な知見として得られていると述べられた。今後の課題として，大規模剥離を伴う流れでの振動現象，オープンローターのフラッター予測，ダンピングシステムの高度化，などが指摘されていた。

学術的な側面からは，Duke大学のHallが研究動向をまとめ，重要課題を整理して示した。多段環境における段間干渉や，流路入口の影響，音響壁などのキャビティの影響といった，複合的な影響を考慮した空力弾性現象の解明が，一つの重要課題である。オープンローターに代表される複合材翼や中空翼などでは，翼の質量比が小さく，振動モードが流れの影響を強く受ける。このような翼では，固有モード間の干渉・合体が起こるため，複合モードの解析が必須で，このために流体-構造

原稿受付 2011年2月7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 文京区本郷 7-3-1

連成解析が必要である。また、剥離流れ中の翼振動は学術的にも重要課題で、現状では解明が進んでおらず、CFD手法も不十分である。

以上の議論をまとめると、今後は流路の複雑な要素、流入流れの非定常性を盛り込んだ空力弾性解析や、モード間干渉・合体の的確な評価のための連成解析、剥離や失速を伴う翼列の振動解析、などが中心的課題として示されていると言える。失速フラッターの的確な解析には多くの困難が未だ存在しており、乱流と遷移の適切なモデル化という流体力学の基本課題が横たわっている。

3. 数値解析の応用

以前、CFD解析の状況を報告した時点では、三次元粘性数値解析により、翼振動問題が一応扱える段階にまで到達しているものの、振動翼に働く非定常空気力やフラッター限界を定量的に予測するには、まだ遙かな道のりがあることを述べた⁽¹⁾。その後、数値解析法の進歩、精度の向上や、経験の蓄積が進められた結果、一定の解析精度が獲得されてきており、定量的な数値予測はまだ不可能であるものの、実験とよく一致する非定常空気力の算出がなされる例が増えている。このため、近年の研究報告では、数値解析を援用して実験結果を解釈するなど、CFDを利用するものがほとんどを占めると言っても過言ではない状況である。

空力弾性問題の数値解析コードが各所で整備されつつあり、研究報告でも散見される。以前から米国ではNASA Glenn Research Centerで開発されたTurbo-AEというコードが利用されていたが⁽⁴⁾、現在も改良が加えられつつ、メーカー等の実用に供されている。ドイツ航空宇宙研究所(DLR)では、TRACEと呼ばれる翼列流れ解析コードが開発されているが、近年、このコードが振動翼列周りの流れ解析に拡張利用されており⁽⁵⁾、MTUなどのメーカーや欧州の大学に導入される方向にある。ただ、これらのコードはオープンソースとしては使用できない。

市販汎用CFDコードのFLUENTやANSYS CFXなどでも、移動境界問題を取り扱うことができ、振動物体周りの流れや非定常空気力を、精度は別として求めることができる。しかし、翼列フラッター等の空力弾性問題に対しては、これまでのところ、まだ多くの適用例は見られないようである。

解析法の基礎的な研究は、Duke大学、Imperial College、Oxford大学、KTH、DLRなどの研究グループにより継続的に進められており、後述するように最近の技術課題にも適用されている。

国内ではIHIとJAXAの共同研究により、JAXAの汎用コードであるUPACSに基づいて翼列フラッターを解析するコードUPACS Vibrateが開発されている^{(6),(7),(8)}。UPACSはもともと外部流をマルチブロックで解析する汎用コードとして開発されたが、その後、翼列流れに

拡張され、現在では多段翼列の非定常流れを解析することが可能となっている。いくつかの離散化スキームと乱流モデルが組み込まれているが、UPACS Vibrateコードでは対流項にRoeスキーム、拡散項に二次精度中心差分を用い、時間積分は二次精度Euler陰解法で、ニュートン反復を組み込んでいる。また、乱流モデルには一方程式モデルの一つであるSpalart-Allmarasモデルを用いている。非定常流れの解析コードに、翼振動に対応する移動格子を導入し、強制振動法で非定常空気力を評価すれば、翼列フラッターの解析を行うことができる。このためには翼の固有振動モードをFEM解析により求めておき、格子の移動に反映させる。開発した手法を用いて、遷音速ファンのフラッター解析が実施され、IHIで行われたリグ試験と結果が比較されている。図1はファンの特性曲線図で、数値解析で求めたフラッター発生点P4が、リグ試験のフラッター発生点とよく一致している⁽⁷⁾。この結果をもとに、励振力の特性について、数値解析に基づき詳細な検討が行われた。今後、このコードが発展して、空力弾性問題を広範に扱えるものとなることを期待したい。

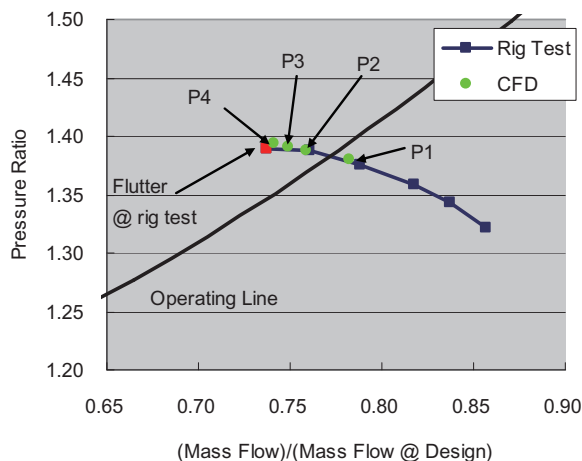


図1 ファン特性曲線 (フラッター発生点の比較)

4. 実験的研究

これまで述べたように、近年は実機に近い条件の翼列実験やリグ試験で、非定常空気力などを計測する研究が多く行われており、数値解析の検証に使われるマクロなデータが取得されている。

その中で、KTHのFranssonのグループは、EUおよびスウェーデン政府の支援により、Turbo Vibというプロジェクトを遂行しており、低圧タービンの空力弾性実験装置を構築して、基礎的な実験研究を実施している⁽⁹⁾。また、筆者の研究室では遷音速直線振動翼列風洞を設置しており、同じく基礎的な非定常空力特性の研究を行っている⁽²⁾。

以前にも紹介したが、空力弾性問題の解析結果を検証するための資料として、Standard Configuration

(STCF) という標準問題のデータベースがまとめられ、Franssonらにより公開されている^{(10),(11)}。この分野の国際シンポジウムISUAAATにおいて、10種類の非定常翼列問題について会議参加者による実験、理論解析、数値解析の結果がまとめられたもので、各問題がSTCF1からSTCF10まで番号付けされ、亜音速から遷音速の圧縮機およびタービンについて、失速状態まで含む様々な条件での非定常翼列データが整理されている。ただし、これらは全て二次元のデータである。その後、三次元タービン翼列の実験結果がSTCF11としてFranssonらによって追加されたものの、空力データはミッドスパンのものに限られており、三次元の検証データとしては不十分である。この状況は以前紹介した時から変わっておらず、基礎データの取得と整理・公開が今でも求められている。

5. 最近の重要課題の研究状況

5.1 多段環境におけるフラッターの解析

多段翼列における空力弾性問題の解析は、従来からいくつも行われて来た^{(12),(13),(14)}。近年はオープンローターの振動など、実際的な問題の重要性が高まり、CFDによる解析が多く行われている。隣接翼列の振動により、非定常空気力の基本周波数成分が影響を受けることなど、様々な知見が得られているが、実験には困難を伴うので、解析研究が先行している状況である。計算規模が必然的に大きくなるため、効率的な解析法をいかに構築することも、設計の観点からは重要である。

最近、Oxford大学のHeらのグループは、非定常RANSの非線形調和解法を多段に拡張し、段解析を行った⁽¹⁵⁾。翼列間の境界では非反射のflux-based mixing planeを利用し、計算負荷を下げるとともに、ロバストな解法を実現している。

難波らは非定常揚力面理論を拡張し、二重反転翼列および動翼列-静翼列-動翼列の3翼列の場合を取り扱った^{(17),(18)}。二つの動翼列の翼が振動して、空力的影響を互いに及ぼし合う多段問題を解析する一般性の高い三次元フラッター解析法を構築している。後者の解析の結果では、単独翼列のフラッターモードが、他翼列の振動の影響で二つのフラッターモードに分岐すること、フラッター発生の危険が他翼列の影響で増大すること、翼列間の弾性的性質が異なるとフラッターの危険性が減少すること、など重要な基本的知見を見出している。

5.2 多重モード・複合モード振動

従来のターボ機械におけるフラッターでは、単一モードの振動が支配的であった。これは、ターボ機械の翼が中実で、質量比(材質密度と流体密度との比)が大きいこと、ソリディティが大きいこと、固有振動数間が互いに大きく離れていること、によっている。一方、近年のターボファンやオープンローターでは、より高い空力性能や軽量化を求めて、翼枚数が減少し、また、複合材が

適用されたり、中空翼が採用されたりしている。このため、質量比が小さく、ソリディティも小さい翼が使用されることとなり、単一モードではなく、多重モードのフラッターが発生する危険性が増大している。

図2は、かつてAdvanced Turbo Propの研究開発が精力的に行われていた時期に、M4F1と呼ばれるファン翼で試験された振動のキャンベル線図である⁽¹⁹⁾。実線で示されたもとの翼固有振動数に対し、実際に発生した振動は1次曲げと2次曲げが合体したモードとなっており、最終的に発生したフラッターでは、ほぼ両者の中間の振動数をとっている。

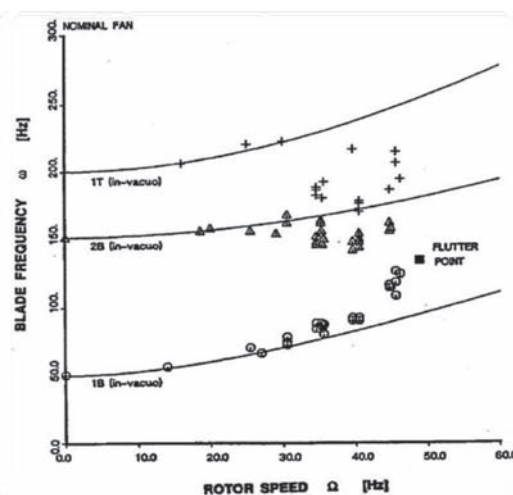


図2 M4F1翼のキャンベル線図

ClarkらDuke大学のグループは、この問題を基礎的な二次元固有値問題として定式化し、フラッター特性に対する質量比、ソリディティ、および固有振動数間隔の影響を調べた⁽²⁰⁾。その結果、これら三つの要素はいずれもフラッター限界に強い影響を及ぼし、最近の翼の傾向である質量比、ソリディティ、固有振動数間隔の減少は、全てフラッターの危険性を増大させることが明らかになった。解析としては質量比に着目し、ある臨界値を境に、これより質量比が大きければ単一モードの解析を行えばよく、小さい場合には多重モードの解析が必要となる。しかし、現実的な臨界値はまだ明らかになっていない。

数値解析では、構造と流体を連成させた解析を行い、構造特性を種々変化させて行けば、多重モードの振動も解析が可能である。構造解析をFEMで行い、流体解析の計算格子を移動させ、新たに得られる流体力を構造解析にフィードバックさせて行けば、流体-構造連成解析を自動的に行うことが可能である。このような連成解析手法は既に種々開発されており⁽²¹⁾、Imperial CollegeのImregunらのグループによるもの(例えば文献⁽¹⁴⁾)などがよく知られている。実際的な解析にも利用されているが、実用性が高いだけに、非定常空力特性の基礎的な解明等の研究は、やや行われ難い傾向に見える。今後は連

成解析を十分に活用し、多重モードの空力弾性問題の研究が進展するものと思われる。

5.3 ミスチューニング効果とブリスクの空力弾性問題

通常の研究では、翼列を構成する翼はすべて同一の構造特性を持つと仮定されるが、実際の翼には特性にばらつきがあり、ミスチューニングと呼ばれている。ミスチューニングが翼列の振動特性に大きな影響を及ぼすことはよく知られており、古くから様々な研究が行われて来た。

翼列方向への伝播波動モードの翼列フラッターに対しては、ミスチューニングで翼列の一様性を乱すことにより、フラッターが抑制されると考えられ、理論解析および実験でこの効果が明らかにされている²²⁾。

一方、強制励振については、ミスチューニングによるわずかな構造特性の違いが、翼ごとの共振応答を大きく変化させ、場合によっては破損の危険性が高まる問題が知られている。

近年、ローターの軽量化、シンプル化を目指し、また材料技術の進歩もあって、翼をディスクへの植え込み構造とせず、両者を一体とするブリスク (Blisk: Bladed Disk) 構造が採用されるようになって来た。特に小型のローターでは、今後益々ブリスクが増えて行くものと予想される。ブリスクでは従来のローターと異なり、翼列の翼どうしが空力的に干渉するだけでなく、構造的にも完全に干渉することになり、したがってディスクも一体化した構造解析、空力弾性解析が必要となる。

ブリスクでは、ミスチューニングの影響が助長され、共振応答の変化が非常に大きくなり得る。このため、最近ではブリスクを対象とするミスチューニング効果の研究が多く報告されるようになって、この問題の再来といった観を呈している^{23), 24)}。

今後、数値解析、特に流体・構造連成解析を活用して、ブリスクの空力弾性問題を基礎的に解明することが、重要課題となるものと思われる。その中で、ミスチューニング問題も更に詳細に研究されて行くであろう。

6. 東京大学における研究例

筆者らは、東京大学ジェット推進研究室において、遷音速直線振動翼列風洞と、開発した数値解析コードを用いて、種々の翼列フラッターの現象解明に向けた研究を行っている。近年の研究テーマは、フラッターに対する三次元要因 (翼端漏れ流れやスウィープ等) の効果、剥離を伴う振動翼列の空力特性、流入流れの変動の影響、衝撃波挙動の影響、翼列フラッターの能動制御、などである。

6.1 失速域近傍における振動翼列の空力特性

失速フラッターの現象解明を目指し、実験および数値解析で、剥離域を伴って振動する翼列翼の非定常空力特

性を以前から調べて来ている。研究結果は既に種々紹介しているが、未だ現象の詳細には不明の点が多い。数値解析結果も実験との相関がよくない場合が多く、課題の多い分野であることを以前述べた。このような現象を詳細に捉えるために、粘性数値解析が期待されるが、定量的に精度のよい解析が行える段階には至っておらず、原因として乱流や遷移のモデルの不十分さが指摘されるところである。

しかしながら最近、数値解析精度の向上や、経験の蓄積のおかげで、剥離域を伴う振動翼列についても、実験結果とある程度比較可能な数値解析が行えるようになってきた。以下に筆者らの解析例を示す²⁵⁾。

解析対象として、5th Standard Configuration (STCF5) を採用した。STCF5は入射角が大きく、前縁に剥離泡を伴う流れにおける振動翼列を扱っている。

図3に翼型と計算格子を示す。格子はHOH型を用いており、隣接翼間位相差に応じて流路を重ね、一番上の流路と一番下の流路の境界に周期境界条件を課している。格子点数は一流路約11000点である。解析コードは研究室で開発したもので、二次元RANS解析である。対流項の評価にHarten Yeeの二次精度風上TVDを用い、時間積分にはCrank-Nicolson陰解法にNewton反復を組み込んで、二次精度としている。物理量の定義はCell Vertexで行い、乱流モデルにはSSTモデルを用いている。振動翼列解析にはO型部内で格子を移動させ、翼面の非定常圧力分布から非定常空気力や振動一周期における仕事入力を算出した。

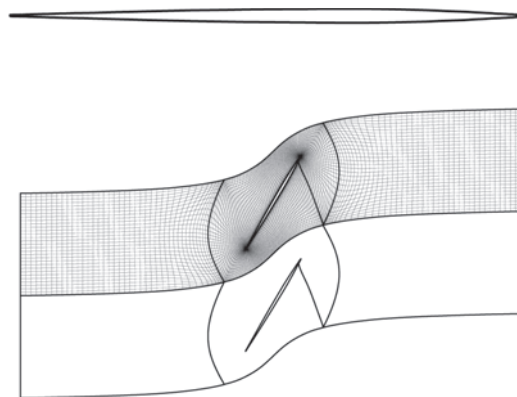


図3 STCF5翼型と計算格子

定常流れのマッハ数等高線を図4に示す。流入マッハ数0.5、入射角6°の場合である。翼腹側ではスムーズな流れであるのに対して、翼背側では境界層が厚く発達している様子がわかる。図5は前縁部を拡大し、圧力分布と流線を示したものである。入射角が6°と高いので、翼前縁の背側に剥離泡が生成している。剥離泡再付着位置は前縁から14.3%コード長の位置であった。

この定常流れの中で、翼をねじりモードで加振した。振幅を $\alpha_0=0.3^\circ$ とし、無次元振動数 k を種々変化させた。

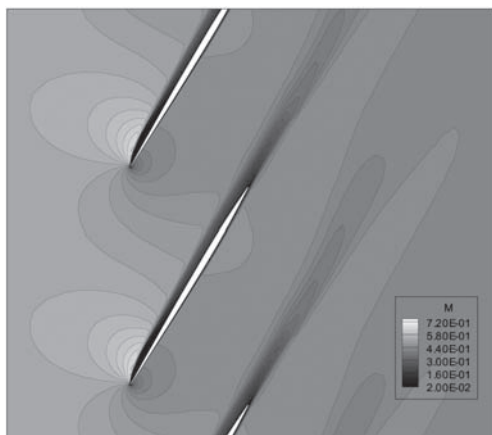


図4 定常流れマッハ数等高線

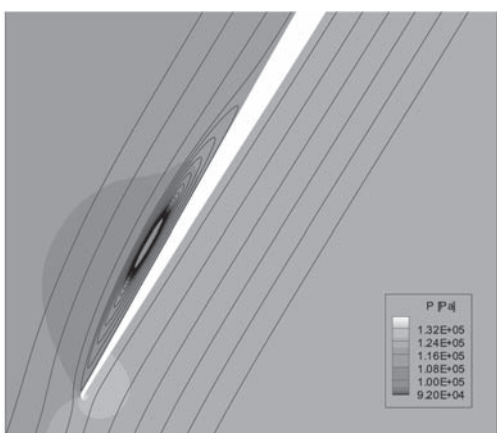


図5 前縁部の流線と定常圧力分布

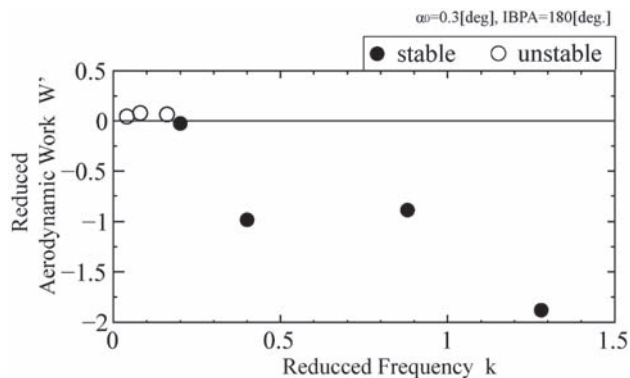
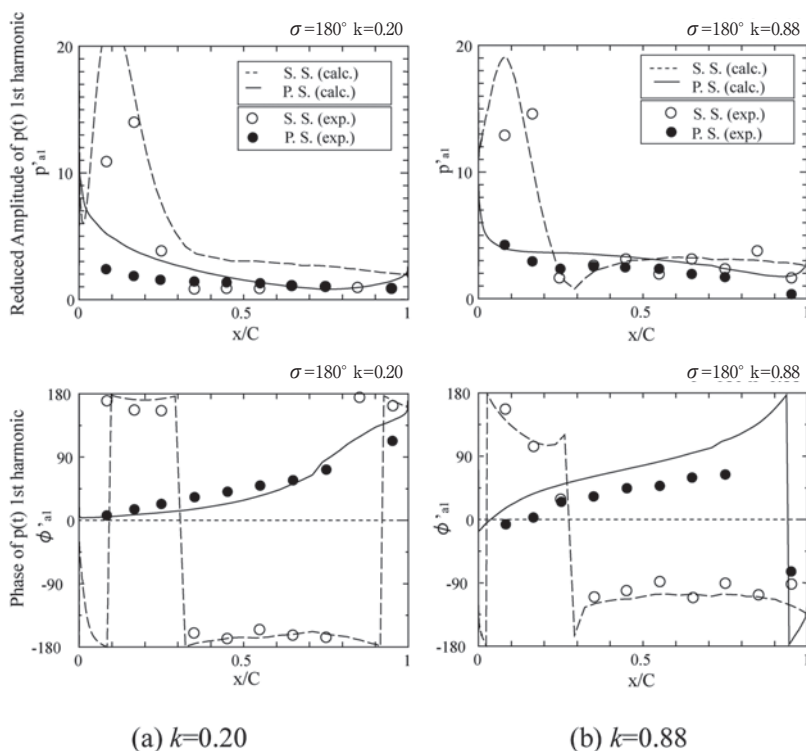


図6 各kでの無次元空力仕事 ($\sigma=180^\circ$)

隣接翼間位相差 σ も重要なパラメータであるが、実験と合わせて $\sigma=180^\circ$ に固定した。加振を続けると、流れ場は加振振動数での周期解となる。このとき前縁付近の流れ場は周期変動し、剥離泡再付着位置も翼振動と同期して振動する。

各kで空力仕事を算出したものを図6に示す。k=0.2付近より低振動数では空力仕事为正となり、振動は不安定になっている。振動数の増加とともに空力仕事は減少し、振動は安定になる。kが増大し、非定常性が強くなるほど安定性が高まるのは、振動翼列の一般的傾向である。

次に、k=0.2とk=0.88の場合について、翼面上の非定常圧力分布を実験と比較した結果を図7に示す。従来の数値解析結果と比較すると、かなりよい一致を示しており、特に位相は良好に合っている。これより開発した手法は、振動翼列の非定常空気をほぼ的確に再現できる



(a) k=0.20

(b) k=0.88

図7 翼面上非定常圧力分布

と言える。

図8は3種類の k について、翼面上の局所空力仕事を示したもので、正の仕事が励振に対応する。 $k=0.88$ から0.20に減少し、振動が不安定になるとき、局所的には剥離泡内部の前縁に近い部分の空力仕事が増加し、不安定性を支配していることが分かる。縦に2本入っている破線は振動1周期中に剥離泡再付着点が移動する範囲を示しているが、再付着点付近の仕事は励振に寄与しておらず、振動数の増加とともに振動を安定化する役割を果たしている。

このように、詳細な解析で、剥離泡前部の翼前縁に近接した部分の非定常空気が翼振動を不安定にすることが明らかになった。しかし、なぜ再付着点の振動ではなく、剥離泡の前縁部が不安定化を支配するかは、うまく説明できていない。

ここで例示したケースは比較的小さな剥離泡を伴う場合であり、解析に乗りやすいものと言える。失速フラッター現象を適切に解析するには、より大規模の剥離が発生する場合を扱うことが必要となり、それには前述のように、遷移や剥離のモデルを高度化することが課題となるものと思われる。ただ、解析技術は少しずつ進歩しているように見受けられ、今後の展開を期したいところである。

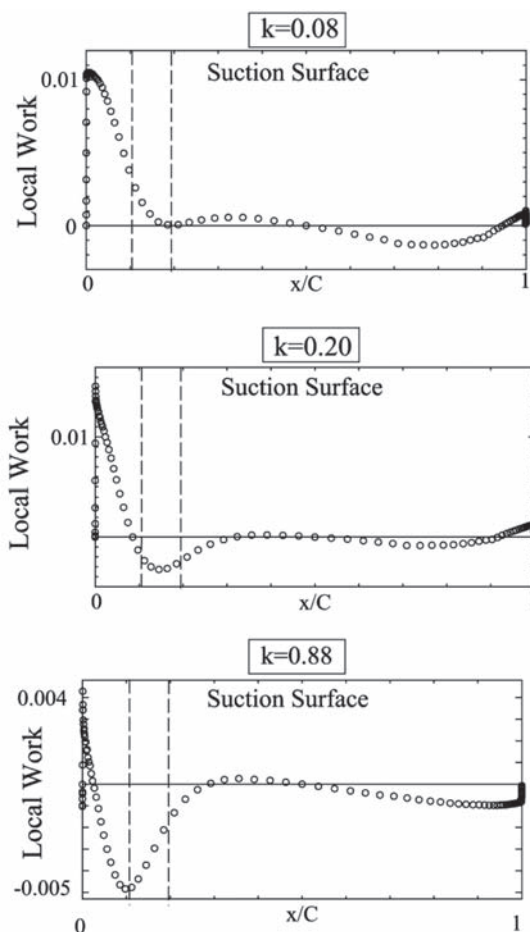


図8 翼背面の局所仕事分布

6.2 遷音速翼列フラッターの能動抑制に向けて

翼列フラッターの能動抑制については、従来からいくつかの検討が主として理論的になされ、有効性が示されている。ケーシング面に音響アクチュエータを設置し、音響擾乱を非定常流れに重畳させる方法や²⁸⁾、ケーシング面に装着した音響ライニングの音響インピーダンスを能動的に最適化する方法²⁹⁾などが提案されてきた。

著者らは近年技術の進展が著しいスマート構造に着目し、翼をスマート構造化することによってフラッターを抑制する方法を検討してきた。はじめに構造-流体連成数値解析コードを開発し、遷音速翼列で衝撃波の挙動が支配要因となる翼列フラッターに対し、 piezo素子によって翼後縁を能動的に振動させる方法を検討したところ、効果的にフラッターを抑止できる可能性があることを見出した^{28), 29)}。その後、遷音速直線振動翼列風洞を用いて検証実験を行い、わずかではあるが振動の抑制効果を見出している³⁰⁾。

図9に数値解析の対象とした翼列 (NASA Quiet Fan B) を通過する流れの定常等マッハ数線図を示す。入口マッハ数1.25、出口/入口静圧比1.7であり、各翼の後縁から隣接翼腹面の翼弦中心付近に、強い翼間衝撃波が観察される。また、前縁斜め衝撃波が腹側隣接翼の背面90%コード位置付近に当たっている。翼振動の安定性を調べるため、各翼を隣接翼間位相差 σ で微小振動させ、このとき翼に働く非定常空気を計算した。図10は翼面上の局所流入仕事の分布を示したものである。無次元振動数 $k=0.086$ 、翼間位相差 $\sigma=90^\circ$ で翼が並進振動しており、振動が不安定な条件での結果である。図より、腹面の50%コード位置に急峻な不安定仕事のピークが見られ、振動不安定が主に翼間衝撃波位置に発生する非定常空気に支配されることが分かる。

この翼間衝撃波の運動に何らかの変化をもたらせば、振動不安定性が変化することが予想される。そこで図11に示すように、翼後縁をフラップのように能動的に微小振動させてフラッターを抑制する制御法を考え、数値解析で制御可能性の検討を行った。後縁から30%コード長

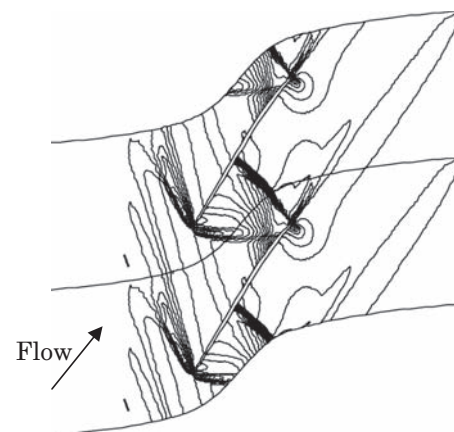


図9 定常等マッハ線図 (Quiet Fan B Tip, $M=1.25$)

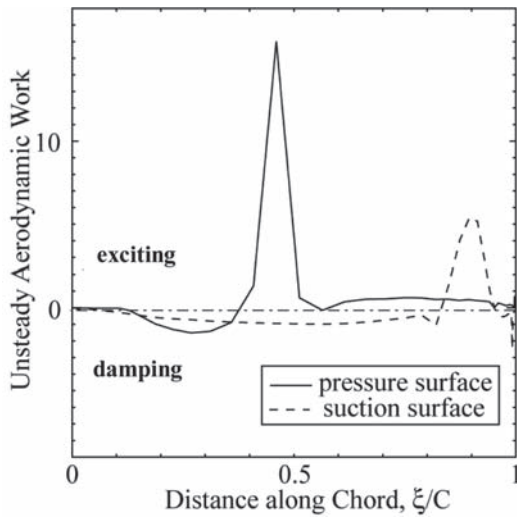


図10 翼面上の局所非定常空力仕事分布

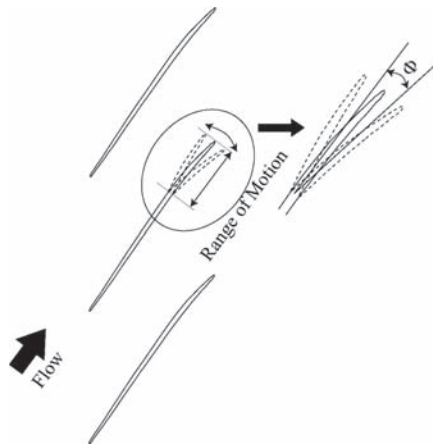


図11 後縁の能動加振

の範囲を能動加振範囲とし、振動角 ϕ を 0.5° とした。もとの翼並進振動と、 Piezo素子による後縁振動との間の位相差を δ とする。

振動が不安定な $k=0.086$, $\sigma = 90^\circ$ の場合を解析対象とし、図12のように4流路の領域で流体・構造連成解析を行った。No.1およびNo.3翼にPiezo素子を設置して制御翼としている。計算初期に流入流れの速度に正弦波状の擾乱を与え、連成解析により翼振動を捉えた。図には制御翼No.1と、その隣の通常翼No.2の変位および非定常空気が、時間に対して示されている。能動制御を施していない破線の結果を見ると、No.1, No.2の翼ともに振動変位が発散して行っており、フラッターの状況が模擬されている。一方、No.1およびNo.3の翼後縁にPiezo素子による能動加振を行うと、制御を加えた実線の結果に示されるように、変位の発散がNo.1とNo.2の両翼で抑えられていることが分かる。なお、図で影を施した時間帯に能動制御が加えられており、各タイムステップで翼の振動速度と変位を監視し、翼の全エネルギーを計算して、エネルギー値が閾値を越えたときに能動加振を行った。

続いて振動翼列実験により、フラッター抑制の可能性を検討した。ブローダウン式の遷音速直線振動翼列風洞で流入マッハ数を1.2, 入口/出口静圧比を1.27とし、コード長45.5mm, スパン50mmの二重円弧翼を用いて実験を行った。実験では一翼振動法を用いており、中央翼を加振装置により並進振動させ、振動により発生する非定常空気を中央翼と両隣の翼で計測し、それらを位相差を考慮して合成することにより、全翼が一定の翼間位相差で振動するときの流入仕事を求める。翼に働く非

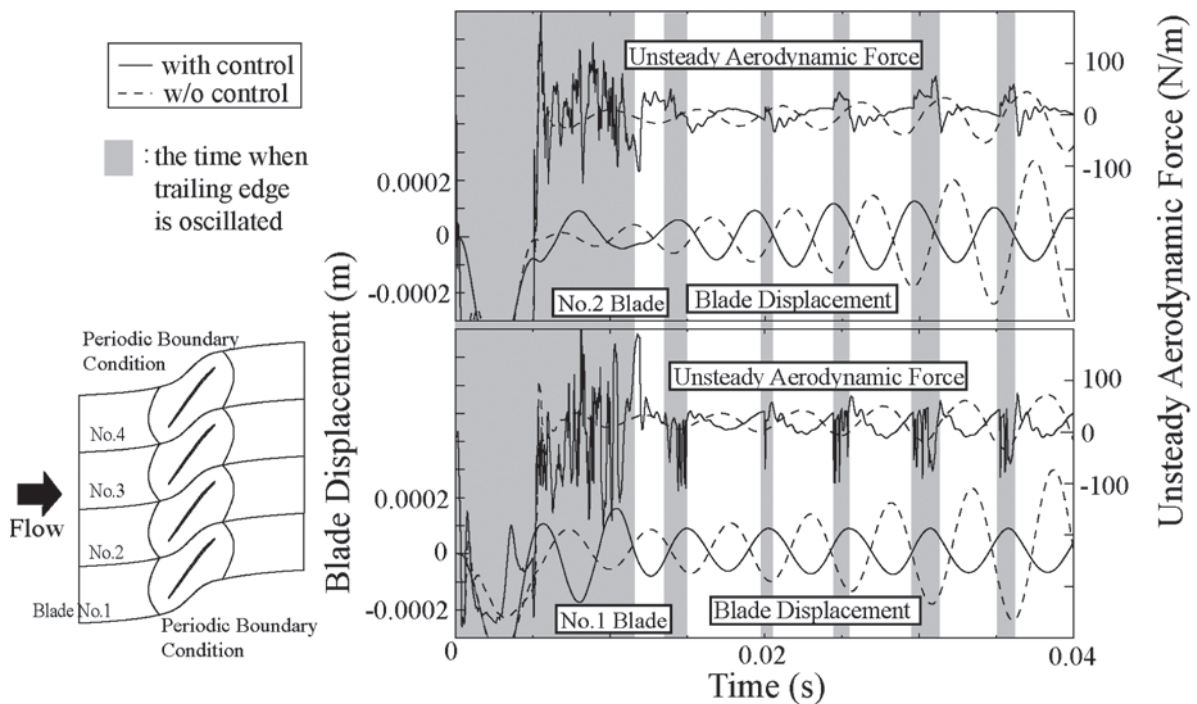


図12 解析翼列モデルおよび翼変位と空気力の時間変化

定常空気力は、翼マウント部に装着した歪ゲージで測定した。

ピエゾ素子を装着した翼の概容を図13に示す。実験では交流210Vの電圧で、10Hzから50Hzの電気信号を与えた。翼は片持ち支持されているので、翼端部の振幅が大きくなり、最大の変位は0.1mm程度となっている。ピエゾ素子による翼振動のモードは、数値解析で仮定したものと異なるが、実験ではこのままの振動を利用した。

図14はもともとの翼の並進振動による空力仕事に、ピエゾ翼の振動による空力仕事を合成した結果である。ピエゾ翼の能動加振周波数を並進振動と同じ $k=0.018$ とし、2種類の位相差 δ における結果を示した。横軸は隣接翼間位相差 σ である。実線はピエゾ翼による制御を行わない場合の結果である。これと比較すると、 $\delta=120^\circ$ では仕事の正のピークが低くなり、また、仕事が正で不安定性を示す σ の範囲が狭まっている。即ち、このときピエゾ翼の振動抑制効果が得られている。しかし一方、 δ を -60° とすると、逆に不安定性が助長される結果となっている。

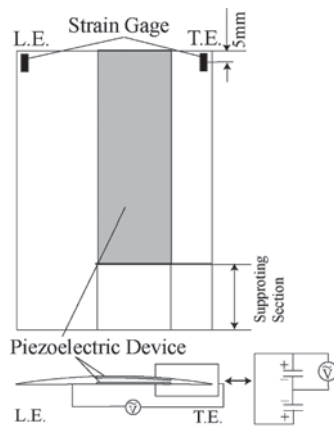


図13 ピエゾ翼

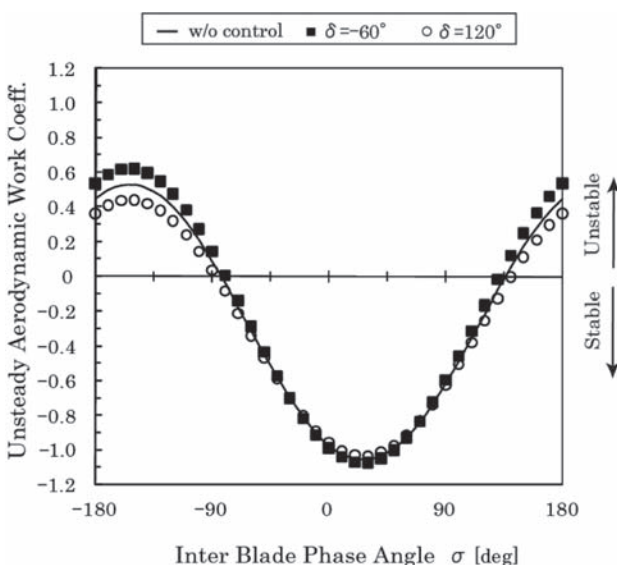


図14 合成した非定常空力仕事

このように、ピエゾ翼の能動加振により、遷音速流れの中で振動翼の非定常空力特性に影響を与える程度 of 非定常空気力を発生させることができ、位相 δ を適切に設定すれば、フラッターを抑制する可能性があることが示された。

この方法を実機に適用するには多くの課題があり、現段階では基礎的に抑制可能性を示しただけであるが、Leibniz大学HannoverのSeumeらのグループは、DLRとの共同研究で圧縮機リグのローター翼にピエゾ素子を装着し、スリップリングを介して電気信号を与えることにより、翼を能動加振する実験を試みている。

7. おわりに

ガスタービン、ジェットエンジンの性能が向上すると、空力弾性の観点からは振動問題の危険性が増大することになる。省エネルギー、低炭素化、低コスト化といった近年の強い要請に対し、この分野の研究も益々重要度が高まっている。解析法や実験技術の進歩により、損傷原因の解明など、実機レベルの現象把握が進むことが望まれる。他方、現象の真の解明には、学術的な基礎研究により、不安定振動の要因と素過程を明らかにして行くことが、是非とも必要である。

日本には、この分野の研究者が非常に少なく、論文発表の件数も相応に少ない。毎年ASME Turbo Expoでは、非定常空力を含むStructures & Dynamics分野の論文がターボ機械分野、伝熱分野に続いて3番目に多く、全体の10%以上を占める（昨年は100件超）ことと比べると、彼我の違いを感じる。日本でもエネルギー産業の更なる発展とともに空力弾性学の基礎研究が進み、新技術を導入した機器が高い性能と安全性を実現することを願うものである。

参考文献

- (1) 渡辺紀徳, 「ガスタービンの空力弾性問題におけるCFD解析」, 日本ガスタービン学会誌, Vol.32, No.4, pp.278-284, 2004.
- (2) 渡辺紀徳, 「翼列フラッターに関する計測技術」, 日本ガスタービン学会誌, Vol.33, No.2, pp.92-98, 2005.
- (3) Srivastava, R, Panovsky, J, Kielb, R., Virgin, L., Ekici, K., "Non-Linear Flutter in Fan Stator Vanes with Time Dependent Fixity", Proceedings of ASME Turbo Expo 2010, GT2010-22555, 2010.
- (4) Hoyniak, D., Todd, A., "Application of TURBO-AE to Flutter Prediction: Aeroelastic Code Development", NASA/CR-2001-210761; EDR-19540; NAS 1.26:210761, 2001.
- (5) May, M., "Sensitivity Analysis with Respect to Flutter-Free Design of Compressor Blades", Proceedings of ASME Turbo Expo 2010, GT2010-23557, 2010.
- (6) 青塚瑞穂, 土屋直木, 加藤大, 堀口泰生, 山本一臣, 野崎理, 「ファン遷音速フラッタの発生機構の数値解析」,

- 第36回ガスタービン定期講演会講演論文集, pp.137-142, 2008.
- (7) Aotsuka, M., Tsuchiya, N., Horiguchi, Y., Nozaki, O., Yamamoto, K., "Numerical Simulation of Transonic Fan Flutter with 3D N-S CFD Code", Proceedings of ASME Turbo Expo 2008, GT2008-50573, 2008.
- (8) Aotsuka, M., Tsuchiya, N., Kato, D., Horiguchi, Y., Yamamoto, K., Nozaki, O., "Numerical Simulation of Transonic Stall Flutter in Fan Stage Configuration", Proceedings of the 12th International Symposium on Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics & Aeroelasticity of Turbomachines, ISUAAAT12, I12-S9-2, 2009.
- (9) Glodic, N., Bartelt, M., Vogt, D., Fransson, T., "Aeroelastic Properties of Combined Mode Shapes in an Oscillating LPT Cascade", Proceedings of the 12th International Symposium on Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics & Aeroelasticity of Turbomachines, ISUAAAT12, I12-S8-2, 2009.
- (10) Fransson, T. H., and Verdon, J. M., Updated Report on Standard Configuration for Unsteady Flow Through Vibrating Axial-Flow Turbomachine Cascades, Report Royal Institute of Technology, Stockholm, Sweden, (1991). またはProc. 6th Int. Sym. Unsteady Aerodynamics of Turbomachines and Propellers, (1991), 859.
- (11) KTHホームページ
<http://www.energy.kth.se/index.asp?pnr=10&ID=274&lang=0>
- (12) Hall, K. C., Ekici, K., "Multistage Coupling for Unsteady Flows in Turbomachinery", AIAA Journal, Vol.43, No.3, pp.624-632, 2005.
- (13) Ekici, K., Hall, K. C., "Nonlinear Analysis of Unsteady Flows in Multistage Turbomachines Using Harmonic Balance", AIAA Journal, Vol.45, No.5, pp.1047-1057, 2007.
- (14) Vahdati, M., Sayma, A. I., Imregun, M., Simpson, G., "Multi-blade Row Forced Response Modeling in Axial-Flow Core Compressors", ASME Journal of Turbomachinery, Vol.129, No.2, pp.412-421, 2007.
- (15) Rahmati, M. T., He, L., Wells, R. G., "Interface Treatment for Harmonic Solution in Multi-Row Aeromechanic Analysis", Proceedings of ASME Turbo Expo 2010, GT2010-23376, 2010.
- (16) Saxer, A. P., Giles, M. B., "Quasi-Three-Dimensional Nonreflecting Boundary Conditions for Euler Equations Calculations", AIAA Journal of Propulsion and Power, Vol.9, No.2, pp.263-271, 1993.
- (17) 西野竜平, 難波昌伸, 「二重反転環状翼列のフラッター解析」, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.54., No.634, pp.492-500, 2006.
- (18) Namba, M., Kubo, A., "Aerodynamically Coupled Flutter of Multiple Blade Rows", Proceedings of ASME Turbo Expo 2008, GT2008-50315, 2008.
- (19) Crawley, E. F., Ducharme, E. H., "Parametric Trends in the Flutter of Advanced Turboprops", ASME Journal of Turbomachinery, Vol.112, No.4, pp.741-750, 1990.
- (20) Clark, S. T., Kielb, R. E., Hall, K. C., "The Effect of Mass Ratio, Frequency Separation, and Solidity on Multi-Mode Fan Flutter", Proceedings of the 12th International Symposium on Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics & Aeroelasticity of Turbomachines, ISUAAAT12, I12-S3-2, 2009.
- (21) Rzadkowski, R., Gnesin, V., Kolodyazhnaya, L., "Numerical Modelling of Fluid-Structure Interaction in a Turbine Stage for 3D Viscous Flow in Nominal and Off-Design Regimes", Proceedings of ASME Turbo Expo 2010, GT2010-23779, 2010.
- (22) Bendiksen O.O., "Recent Developments in Flutter Suppression Techniques for Turbomachinery Rotors", AIAA Journal of Propulsion and Power, Vol.4, No.2, pp.164-172, 1988.
- (23) Castanier, M. P., Pierre, C., "Modeling and Analysis of Mistuned Bladed Disk Status and Emerging Directions", AIAA Journal of Propulsion and Power, Vol.22, No.2, pp.384-396, 2006.
- (24) Schoenenborn, H., Retze, U., Ziller, G., Waniczek, P., "Experimental and Analytical Mistuning Analysis of a Blisk as Lab Conditions and Under Rig Conditions Using Tip Timing", Proceedings of ASME Turbo Expo 2010, GT2010-22447, 2010.
- (25) 鈴木健太郎, 渡辺紀徳, 姫野武洋, 「失速域近傍流れにおける振動翼列非定常特性の数値解析」, 第37回ガスタービン定期講演会講演論文集, pp.281-286, 2009.
- (26) Nagai, K. and Namba, M., "Effect of Acoustic Control on the Flutter Boundaries of Supersonic Cascade", Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines, Fransson, T. H. ed., Kluwer Academic Publishers, pp.165-179, 1998.
- (27) Sun, X., Jing, X., and Zhao H., "Control of Blade Flutter by Smart-Casing Treatment", AIAA Journal of Propulsion and Power, Vol.17, No.2, pp.248-255, 2001.
- (28) 賀澤順一, 渡辺紀徳, 「スマート構造を用いた翼列フラッターの能動制御 - 第一報 流体・構造連成解析法の開発と制御方法の予備的検討 -」, 日本ガスタービン学会誌, Vol.33, No.4, pp.313-322, 2005.
- (29) 賀澤順一, 渡辺紀徳, 「スマート構造を用いた翼列フラッターの能動制御 - 第二報 ピエゾ素子を用いた制御法の検討 -」, 日本ガスタービン学会誌, Vol.33, No.4, pp.323-332, 2005.
- (30) 渡辺紀徳, 賀澤順一, 鷗沢聖治, 姫野武洋, 「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」, 第36回ガスタービン定期講演会講演論文集, pp.131-136, 2008.

特集：熱流体の非定常現象

遠心圧縮機の非定常流動に関する研究動向

茨木 誠一*¹
IBARAKI Seiichi

キーワード：遠心圧縮機，非定常，旋回失速，サージ，羽根車，ディフューザ，PIV，CFD

1. はじめに

遠心圧縮機は小型高効率で比較的広い作動範囲を有するため、過給機、ターボシャフトエンジン、産業用圧縮機等に広く適用されている。遠心圧縮機には高効率、高圧力比に加えて安定した作動範囲の確保が要求される。

高効率化に関しては、RANSを用いた数値解析と実験による内部流動の把握により、羽根車やディフューザをはじめとした構成要素の損失低減が進められた。現在では非定常RANSやLESを用いて、羽根車とディフューザの干渉などの非定常流動の解明と高性能化が進められている。また、作動範囲の拡大には旋回失速やサージの予測が重要である。未だCFDでの予測が困難な事象であるが、騒音や機器の損傷の要因にもなり、実験や数値解析による研究が進められている。

本報では遠心圧縮機の性能、信頼性に影響する非定常流動問題に関し、著者らが行なった取り組みを中心に最近の研究動向を概説する。

2. 遠心圧縮機の非定常流動問題

遠心圧縮機の非定常流動問題として、先ず思い付くのが、その健全性にも関わるサージや旋回失速であろう。サージは圧力-流量特性の特殊性による配管系の自励振動であり⁽¹⁾、流量と圧力が時間的に激しく変動する事象である。一方、旋回失速は時間平均の流量、圧力は一定であるものの、羽根車やディフューザなどの構成要素において局所的に失速域が発生し、周方向に伝播する事象である。

旋回失速が起こると性能低下に加えて、周方向の圧力変動が励振力となり、軸振動や翼振動を引き起こす。高圧多段のガス圧縮機においてディフューザの旋回失速により非同期低周波軸振動が発生する例が多数報告されている^{(2),(3)}。また、サージ限界近くまで運転される自動車用過給機では旋回失速が原因と考えられる“Whoosh noise”の発生が報告されている⁽⁴⁾。

また、羽根車の回転により流れ場が時間的に変動する非定常問題が、羽根車とディフューザなどの静止翼列、入

口ベンドやポリユートなどの静止流路との流動干渉である。これらも性能に影響を及ぼすだけでなく、羽根車とディフューザの疲労破壊や騒音などのリスクを伴う。

3. これまでの研究

サージや旋回失速などの不安定流動に関してはこれまでも数多くの研究が報告されている⁽⁵⁾。サージの判定基準にGreitzerが軸流圧縮機で提唱したBパラメータがある⁽⁶⁾。遠心圧縮機にも適用され⁽⁷⁾⁻⁽⁹⁾、サージが発生する閾値の存在が報告されているものの、統一的な解釈には至らず、実用上は試験による検証が行われている。また、サージや旋回失速の抑制にはケーシングトリートメントが有効であり、過給機では羽根車のインデューサ部と上流を連通する循環流路を設けたものが広く用いられている。循環流路内の案内羽根で逆旋回を与えて作動域を拡大させるものなどが考案され⁽¹⁰⁾、CFDや実験による最適化研究が進められている⁽¹¹⁾⁻⁽¹⁵⁾。

ディフューザについても、ディフューザからの抽気で圧縮機の作動域と圧力変動モードが大きく変化することが報告されており、ポリユートからインペラ出口に流れを還流させると作動域が拡大することが示されている⁽¹⁶⁾。ポリユートについても舌部形状と周方向面積変化が旋回失速の初生に影響し、ポリユート巻き始めの面積を小さくすることが安定性に効果があると指摘している⁽¹⁷⁾。また、サージ発生前の微小圧力変動を相図から検出し、サージの予知を行う能動制御も開発されている⁽¹⁸⁾。

羽根車の回転に伴う非定常流動問題で、最も研究されているものが、羽根車とディフューザの干渉であろう。レーザ計測による現象把握が進められ、レーザ2焦点流速計(L2F)により、翼付きディフューザ入口の流れ角が時間的に10°以上変化することが報告されている⁽¹⁹⁾。また、粒子画像流速計(PIV)でディフューザの非定常流れを計測し、羽根車のクリアランス流れの流入と、ディフューザのサージ現象が捉えられている⁽²⁰⁾。羽根車とディフューザの干渉は性能向上、流れの安定性、騒音、翼の疲労損傷に影響するため、性能と信頼性を両立する適切な距離が取られている。翼付きディフューザのハブ側前縁にテーパを付けたり⁽²¹⁾、小弦節比ディフューザのシュラウド前縁にグループを設けることで低流領域での

原稿受付 2011年2月8日

*1 三菱重工業(株) 技術本部 長崎研究所
〒851-0392 長崎市深堀町5-717-1

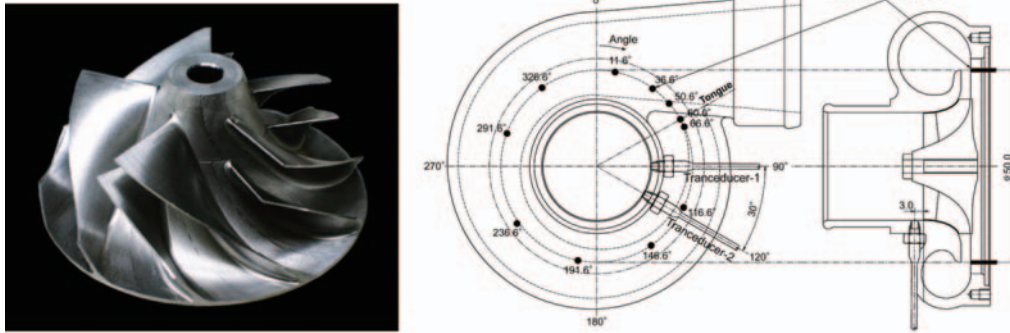


図1 遠心圧縮機羽根車と圧力計測位置

性能向上と騒音低減が図れることが報告されている²²⁾。

以下に著者らが行なった遠心圧縮機羽根車の旋回失速時の非定常渦流れ場、羽根車と翼付きディフューザの非定常干渉に関する研究を紹介する。

4. 遠心圧縮機羽根車の旋回失速時の非定常渦挙動

自動車用過給機に用いられる翼なしディフューザ付き遠心圧縮機羽根車の旋回失速について、圧力計測とDES (Detached Eddy Simulation) からその複雑な流動現象の解明を試みた^{23~25)}。図1に羽根車及び計測点を示す。羽根車は直径50mm、主羽根5枚と中間羽根5枚を持つ後方湾曲形オープン羽根車である。翼なしディフューザは出口外径71.5mmで下流にはポリユートがある。図1に示すように、主羽根の前縁から上流3.0mmのケーシング壁面に周方向に30°離して、2個の高応答圧力センサを取り付け、静圧変動を計測した。図2に圧力-流量特性を示す。計測回転数は160,000rpm、圧力比は2.2、入口翼端の相対マッハ数は約1.0である。

計測された静圧波形から主羽根の翼通過周波数成分を除いたLPF (Low Pass Filter) 波形を用いてウェーブレット解析を行った。図3がウェーブレット解析結果であり、等高線の高さはウェーブレット係数、縦軸は周波数、横軸は時間を示す。縦軸の最大値は主羽根の翼通過周波数13,333Hzとし、各流量で確認される支配周波数成分を破線で表している。0.130 ~ 0.111m³/sでは2,500Hzに非常に弱い大スケールの擾乱波 (WAVE-A) が確認される。羽根車の回転周波数が2,667Hzであり、これに同期して発生した擾乱波である。また、0.102m³/sでは5,000, 11,200Hzに擾乱波 (WAVE-B, C) が生じている。WAVE-Bの周波数はWAVE-Aの2倍であり、高調波または関連のある擾乱と推定される。一方、WAVE-CはWAVE-A, Bの周波数と関連がなく、旋回失速に伴う擾乱波成分と考えられる。これは時間経過と共に発生と消失を繰り返すことから、失速セルは不安定な状態であると推定できる。更に、0.092m³/sではWAVE-Cが顕著になり、流量の低下に伴って支配的な擾乱波が変化している。旋回失速の擾乱波 (WAVE-C) の個数は流量に寄らず4 ~ 5個であり、旋回速度は

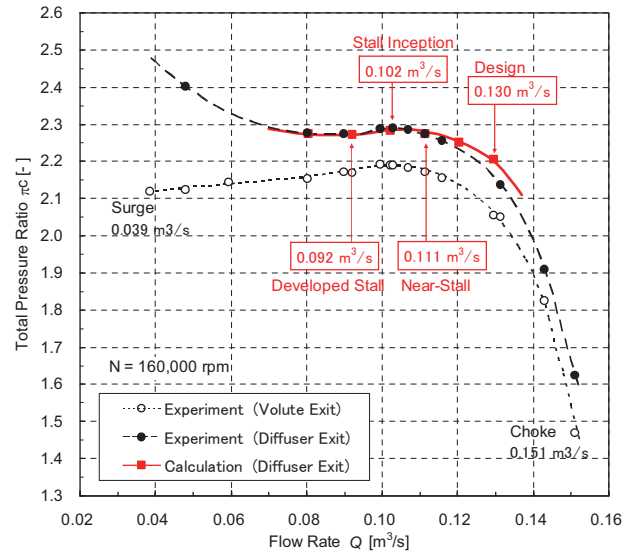


図2 圧力-流量特性

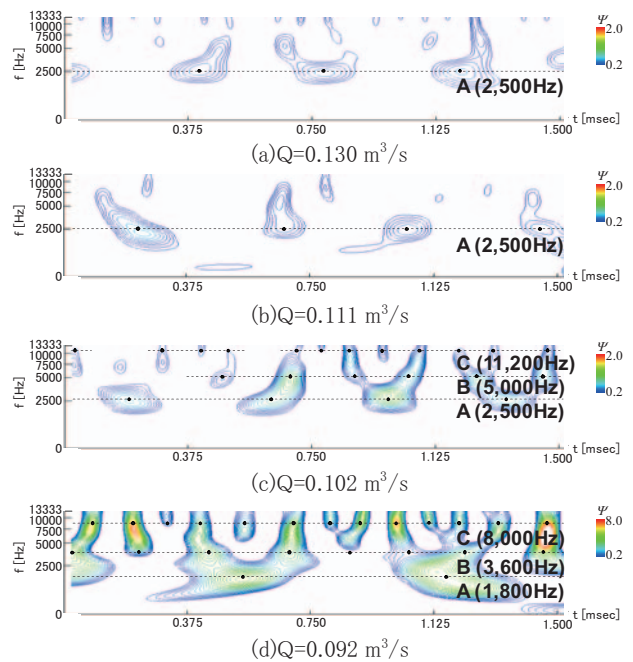


図3 ウェーブレット解析結果

0.102m³/sで回転数の90～100%，0.092m³/sで70～90%と流量の低下と共に減少する。

次にDESで得られた旋回失速時の非定常渦流れ挙動を解説する。本解析は羽根車と翼なしディフューザの全周非定常解析であり、翼なしディフューザ出口には計測で得られた静圧分布を与え、ポリユートによる非軸対称性を考慮している。総格子数は約1,300万である。図2より性能試験から推定されるディフューザ出口での全圧比と比較して、実機の圧力特性を良好に再現していると考えられる。

図4にウェーブレット解析で旋回失速の発生が確認できた0.102m³/sにおける非定常渦流れ挙動を示す。各時刻のケーシング壁面静圧（左）と渦構造（右）を示し、渦コアには無次元ヘリシティを表記している。無次元ヘリシティは渦度ベクトルと速度ベクトルの成す角の余弦で定義され、この値が±1で流れ方向の縦渦が存在し、+が流れ方向に対して時計周り、-が反時計周りを

示す。無次元時間 $t^* = 20.8$ では、主羽根前縁で生じた翼端漏れ渦が中間羽根前縁に衝突するように入射し、このため、中間羽根の圧力面側流路に馬蹄形渦が形成される。この時、主羽根の翼端漏れ渦には無次元ヘリシティが負から正に急変する箇所があり、渦崩壊の兆候を示している。一方、負圧面側には前縁剥離が生じ、弱い竜巻状の剥離渦が形成されている。 $t^* = 21.4 \sim 22.0$ では主羽根の翼端漏れ渦はスパイル型に崩壊し、流路内で螺旋状に大きく振れ回る。これにより、中間羽根の入射角が時間的に変動し、負圧面前縁の剥離渦の規模が変化するため正圧面側で馬蹄形渦が定在できなくなり、消滅に向かう。ケーシング壁面静圧分布においても中間羽根の負圧面前縁で低圧力域が不安定に揺動する様子が見られる。一方、 $t^* = 22.6 \sim 23.2$ では崩壊した主羽根の翼端漏れ渦の一部が隣の主羽根の前縁方向に放出され、これがケーシング壁面静圧分布において主羽根前縁部から隣接翼へ伝播する低圧域として確認できる。主羽根の翼端漏れ渦は

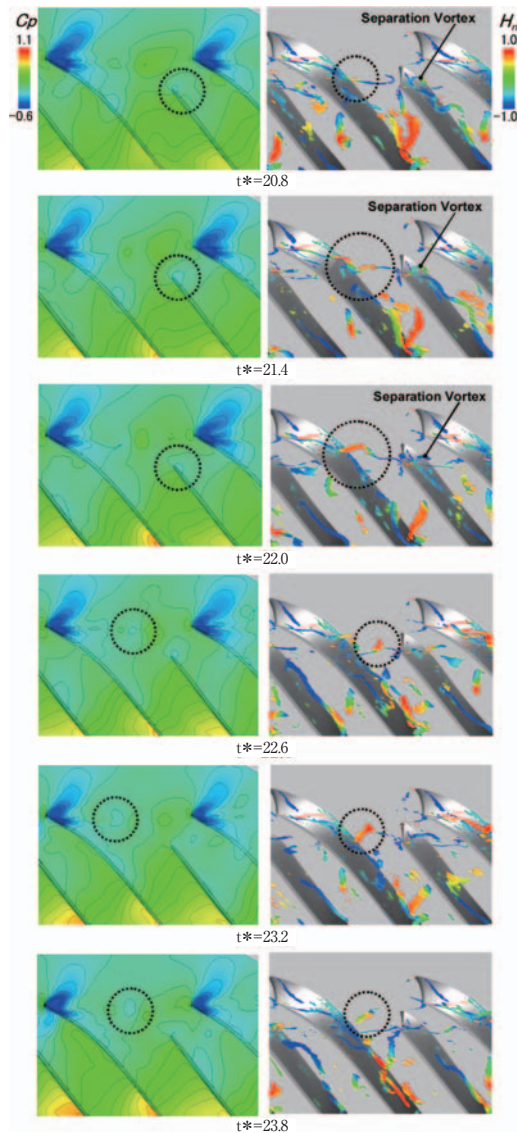


図4 壁面静圧分布と渦構造 ($Q=0.102\text{m}^3/\text{s}$)

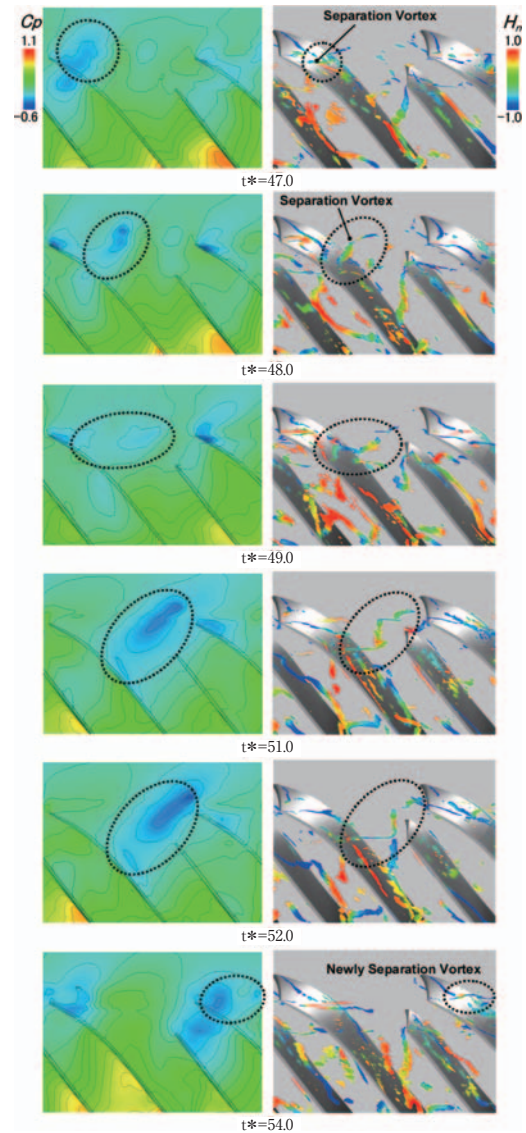


図5 壁面静圧分布と渦構造 ($Q=0.092\text{m}^3/\text{s}$)

$t^* = 23.2 \sim 23.8$ にかけて、渦崩壊した状態から徐々に回復し、中間羽根の負圧面では、竜巻状の剥離渦が下流に移流すると共に中間羽根の前縁に新たな馬蹄形渦が形成される。

図5に更に低流量の $0.092\text{m}^3/\text{s}$ における非定常渦流れ挙動を示す。 $t^* = 47.0$ では、中間羽根前縁に馬蹄形渦が形成され、 $t^* = 48.0$ になると主羽根の負圧面に連なる強い竜巻状の剥離渦が発生する。ケーシング壁面静圧分布で見られた翼負圧面から上流に伸びる低圧域は、この剥離渦に対応したものである。更に、 $t^* = 49.0$ では、この剥離渦が隣の主羽根に向かって引き伸ばされるとともに、中間羽根の前縁に形成されていた馬蹄形渦は下流部から徐々に消滅していく。これは剥離渦の発生に伴い、 $t^* = 47.0 \sim 48.0$ にかけて主羽根の翼端漏れ渦が消失していることから、翼端漏れ渦と中間羽根前縁の干渉が生じなくなったためである。また、 $t^* = 51.0$ では、剥離渦の足が下流へ移流していく結果、翼前縁部の循環が回復し、再び主羽根の翼端漏れ渦が形成され、 $t^* = 52.0$ において中間羽根前縁に新たな馬蹄形渦が形成される。その後、 $t^* = 54.0$ では、隣の主羽根前縁に達した竜巻状の剥離渦は隣接翼の迎角を減少させ、隣接翼に新たな剥離渦が発生する。この剥離渦は上記と同様の過程を経て再び羽根車内を伝播する。尚、 $t^* = 51.0$ で再び形成された翼端漏れ渦は、 $t^* = 54.0$ 付近で急速にスパイラル形の渦崩壊を生じている。これは、前翼に発生した剥離渦が接近し、迎角が急激に増加することに起因する。

5. 遷音速遠心圧縮機の羽根車と翼付きディフューザの干渉

船用大型過給機に用いられる遷音速遠心圧縮機の羽根車と翼付きディフューザの非定常干渉に関し、PIV計測と非定常流動解析を行い、流動現象と損失生成過程の解明を試みた^{(26),(27)}。図6に使用した遷音速遠心圧縮機を示す。羽根車外径は321mm、羽根枚数は主羽根7枚、中間羽根は2段でそれぞれ7枚と14枚である。羽根車入口翼端の相対マッハ数は約1.3である。ディフューザは翼枚数19枚の翼付きディフューザであり、翼高さは羽根車出口幅と等しく20.2mm、翼入口径は369mm、翼入口角は 21° 、入口マッハ数は約0.9である。設計回転数は28,700rpm、圧力比は3.8である。

図7に子午面形状とPIVの計測位置を示す。ディフューザの計測断面は翼高さ方向に3断面で、シュラウド近傍のA断面はハブ面から翼高さの67%、B断面は50%、C断面は23%である。また、サージ近傍、効率ピーク点近傍、大流量側の3流量で計測を行った。

PIV流速計は2次元計測システムで、光源には出力8kW(50mJ/Pulse)のパルスYAGレーザーを用いた。CCDカメラの画素数は 1024×1024 ピクセル、撮影間隔は30フレーム/秒、最小フレーム間隔は $1 \mu\text{s}$ である。シードには多価アルコールを用いた。図7に示すディ



図6 遷音速羽根車とディフューザ

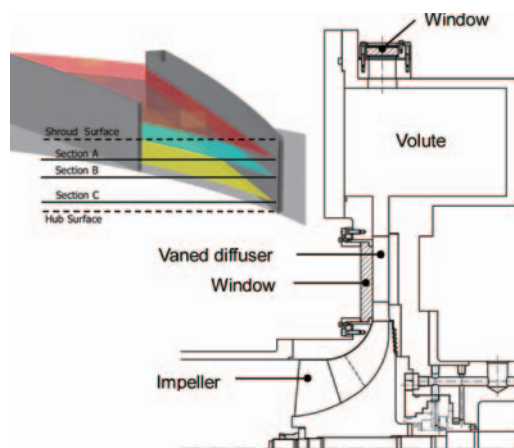


図7 子午面形状と計測断面

フューザ下流の光学ガラスからレーザーシートを照射し、インペラの回転と同期して、ディフューザの翼間1ピッチを計測した。但し、複雑な流れやシードの供給が困難なことに起因した取得データの不足を補うために羽根車とディフューザが同じ位相となる計測結果を重ね合わせて、各位相の速度場を求めた。よって、厳密には準非定常計測である。具体的にはディフューザ翼1ピッチを羽根車の主羽根1ピッチが通過する間に12枚の画像を取り込み、各位相で50枚の画像を重ね合わせた。

図8に効率ピーク点におけるB断面の各位相での流れ角と速度ベクトルを示す。各位相で流路方向に流れ角の増減が確認できる。更に時間とともに流れ角の大きな領域と小さな領域が下流に移動しており、流れ角の大きな羽根車の主流と流れ角の小さな羽根車のウエイクが交互にディフューザに流入していることが確認できる。

図8より、位相 $t = (3/12)T$, $(6/12)T$, $(9/12)T$, $(12/12)T$, (ここで、 T :羽根車の主羽根1ピッチがディフューザ翼1ピッチを通過する時間)において圧力面前縁の流れ角が局所的に増大しており、このタイミングで羽根車の主流がディフューザの圧力面、すなわち、スロート部に流入していると考えられる。当然ながら、羽根車の翼間1ピッチが通過する時間 T の間に4回主流

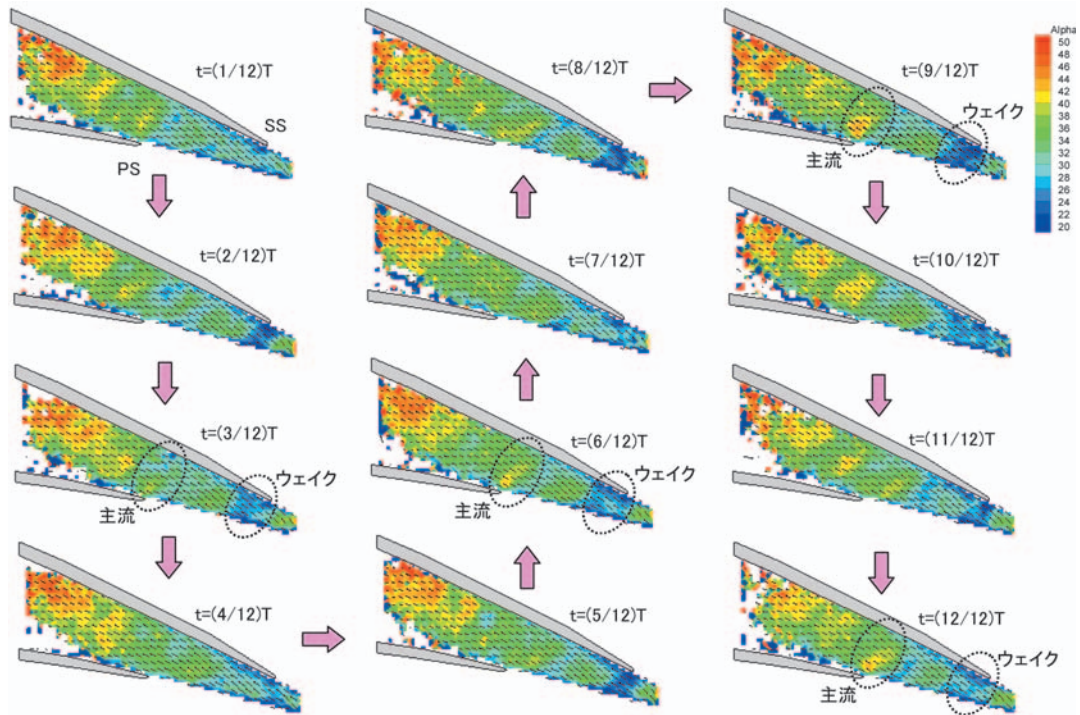


図8 ディフューザの流れ角と速度ベクトルの時間変化 (PIV計測結果, 効率ピーク点, B断面)

が流入しており, これは2段の中間羽根を持つ羽根車の主羽根の翼間1ピッチにある4流路のそれぞれの主流に相当する。

また, 同じく $t = (3/12)T$, $(6/12)T$, $(9/12)T$, $(12/12)T$ において, ディフューザの負圧面前縁に流れ角の小さな領域が確認でき, このタイミングで羽根車のウェイクが負圧面前縁に到達していることが分かる。この前縁に到達したウェイクは $t = (5/12)T$, $(8/12)T$, $(11/12)T$, $(2/12)T$ でスロート, すなわち, 圧力面前縁に到達する。いずれの位相においてもスロートの下流の負圧面で流れ角の大きな領域と小さな領域が交互に確認でき, 羽根車のウェイクがスロート下流でも拡散せずに存在することが分かる。

図9にディフューザ翼ピッチ中央における翼入口, スロート, スロート下流のa, b, c点の流れ角の時間変動を示す。横軸は羽根車の主羽根1ピッチが通過する時間で無次元化した時間である。上述の通りに主羽根1ピッチが通過する間に主羽根と2段の中間羽根のウェイクが4つ流入することがこの図からも確認できる。ディフューザ翼入口のa点においては, シュラウド近傍, 翼高さ中央, ハブ近傍のいずれでも時間的に $5 \sim 10^\circ$ 流れ角が変化する。また, ハブとシュラウドでは流れ角に約 10° の差があり, 翼高さ方向に流れ角の分布を持ち, 且つ時間的に約 $5 \sim 10^\circ$ 変化する3次元非定常流れ場であることが分かる。スロート中央のb点はa点に比べ, 流れ角の変化幅が大きくなる。これは図8からも明らかのように, 流れが負の流入角を持って流入するため, 圧力面の前縁で流れ角の変動が大きく, その影響で上流

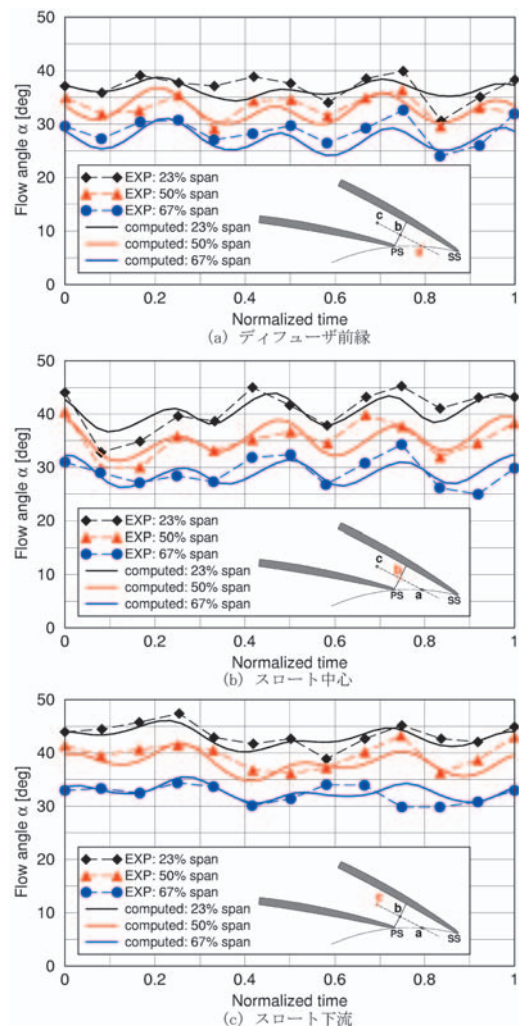


図9 ディフューザ内部の流れ角変動の比較

のa点よりもb点での流れ角の変動が大きくなったものと思われる。スロート下流のc点においては上流のb点に比べて、変動幅が小さくなるものの、シュラウドで約 5° 、翼高さ中央部とハブ側で約 10° の流れ角の時間変化が確認された。この結果、スロート下流においても羽根車のウェイクの拡散が進んでいないことが分かる。また、c点でもシュラウドとハブで約 $5\sim 15^\circ$ の流れ角の差があり、翼高さ方向の歪がスロート下流でも残り、ミキシングが非常に遅いことが分かる。

次に、羽根車と翼付きディフューザの非定常解析を行い、損失生成過程の解明を試みた。非定常解析では主羽根の1ピッチの通過時間の200分の1を時間刻みとした。収束判定は羽根車とディフューザ翼の無次元揚力係数をモニタリングし、約30回の翼通過後に良好な周期性が確認され、解の安定性を確認するため40回まで継続した。図9に流れ角の時間変化をPIV計測結果と比較しているが、定量的に若干の差異はあるものの、良好に一致していると考えられる。

図10の右下図に非定常解析で得られた翼高さ中央部におけるエントロピ分布を示す。羽根車出口では翼間の負圧力側にエントロピの大きな低エネルギー流体の集積域であるウェイクが形成される。羽根車のウェイクはディフューザに流入し、ディフューザ翼の前縁で切断されて翼間に流入する様子が捉えられている。また、スロートの下流においても、ウェイクが拡散せずに存在していることがこの図からも分かる。図中に示すディフューザ翼間について、主羽根1ピッチが通過する時間を10分割して、各時間でのエントロピ分布、圧力面とハブ面の限界流線を併せて表示し、非定常流れ場を考察した。

図10に各時間 (t : 時間, T : 主羽根の翼通過時間) の流れ場を示す。 $t/T=0.0$ が図10右下図と同一時間の流

れ場であり、図中に示す羽根車の各翼の番号 (①: 第1中間羽根, ②: 2段中間羽根“b”, ③: 主羽根, ④: 2段中間羽根“a”) に対応したウェイクに同じ番号を付記している。 $t/T=0.0$ では翼前縁にウェイク①, すなわち、第1中間羽根のウェイクが流入している。 $t/T=0.0\sim 0.9$ で明らかなように、ウェイクは翼前縁に衝突して切断され、不連続なセグメント領域となって下流に移流する。この領域は圧力面側に付着しながら下流に移流し、スロートの下流で拡散する。また、ウェイクが翼前縁に衝突する際のタイミングにおいても、流入流れのハブ側の負の入射角が増加し、その結果、圧力面ハブ側のコーナー剥離の領域が大きくなる。この現象は主羽根1ピッチの翼通過時間に羽根車の翼枚数に相当して4回確認される。 $t/T=0.0\sim 0.9$ において、ディフューザ翼前縁で切断されたウェイクがスロートを通過する $t/T=0.1, 0.3, 0.6, 0.8$ でこの現象が認められる。

以上の結果から、ウェイクの流入により、ハブ側で負の入射角が増加するため、前縁の圧力面側に低エネルギー流体が集積し、ディフューザ内部の逆圧力勾配で剥離することが推定される。また、この剥離域は非定常的に大きくなることが分かった。これより、ディフューザの高性能化には、ハブ側の負の入射角の低減による低エネルギー流体の集積の回避、ディフューザ通路の逆圧力勾配の低減による圧力面ハブ側に発生するコーナー剥離の抑制が有効と考えられる。

6. 今後の展望

遠心圧縮機の非定常流動現象は非常に複雑である。DentonもCFDによる圧縮機の失速点予測の困難さとCFDの実験による検証の必要性を訴えている²⁸。しかしながら、計算機の能力向上は目覚ましく、今後はLESな

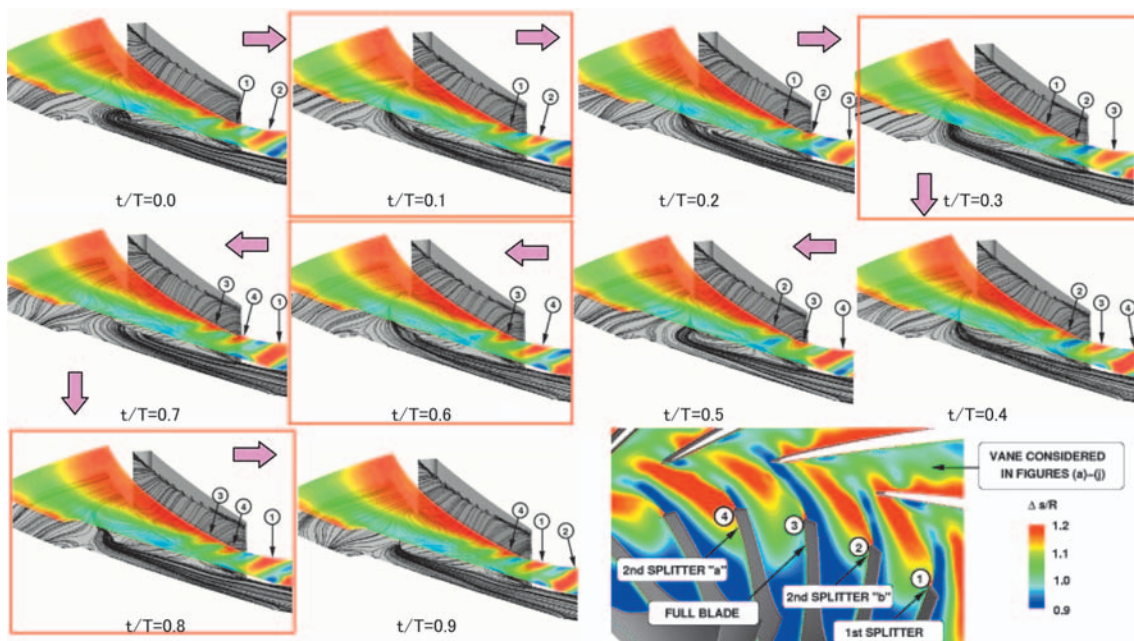


図10 ディフューザのエントロピ分布と限界流線の時間変化 (効率ピーク点, B断面)

どの更に高精度で非定常現象を解明できる解析技術の発展を期待したい²⁹⁾。一方、非定常解析の検証に利用できる実験データの取得も不可欠である。非接触の面計測が可能なPIVは静止流路であるディフューザの非定常計測で適用が進んでおり^{30), 31)}、旋回失速の周期的な圧力変動と画像取得時刻との位相差を利用して旋回失速が計測できるPIV手法も提案されている³²⁾。更に、サージサイクル中の羽根車上流の計測にも適用されており³³⁾、益々の普及が期待される。また、感圧塗料 (PSP) による過給機用遠心圧縮機の羽根車の非定常圧力計測 (基本周波数 21kHz)³⁴⁾、エントロピを直接計測できる非定常プローブ (40kHz) による羽根車出口流れの計測も行われている³⁵⁾。これらの計測技術により、非定常流動のCFDとEFDのハイブリッド解析が進むことを期待したい。

また、非定常流動に起因した騒音、信頼性の問題に関しても連成解析や実験検証が進められている。騒音については非定常流動解析と音響解析を組合せたCAA (Computational Aeroacoustics) が進められており^{36), 37)}、入口偏流やポテンシャル干渉による翼振動問題については解析による励振力予測が行われており^{38)~43)}、流動と構造の連成解析FSI (Fluid and Structural Interaction) による事前検証が進展すると思われる。

7. おわりに

遠心圧縮機の非定常流動問題と研究動向を概説した。人々の生活に欠かせない社会インフラ、物流を陰で支える遠心圧縮機の高性能化は地球環境保全にも不可欠である。非定常流動を考慮して設計された高性能で信頼性の高い遠心圧縮機が環境と豊かさを両立した社会に貢献できることを期待したい。浅学のため本報が関係各位のご期待に応えるものになったか危惧しているが、少しでもお役に立てれば幸いである。

参考文献

- (1) 藤井澄二, 機械学会論文集 13巻44号 (1947)
- (2) 岩本真治他, ターボ機械 第37巻第5号 (2009), p.11
- (3) 西田秀夫, 日本機械学会 RC178非定常・不安定流動の制御・省エネ実用化研究分科会研究報告書 (2002), p.136
- (4) Evans, D., et al., 10th Turbocharging and Turbocharger Conference. (2010)
- (5) 石田正弘, 日本機械学会 RC178非定常・不安定流動の制御・省エネ実用化研究分科会研究報告書 (2002), p.125
- (6) Greitzer, M. E., Trans. ASME J of Engineering for Power (1976), p.190
- (7) Fink A. D., et al., Trans. ASME J of Turbomachinery, Vol. 114, No.4 (1992), p.321
- (8) Komatsubara, Y., et al., JSME ICFE-97 (1997)
- (9) 萩野直人ら, 日本機械学会 機械力学・計測制御講演論文集 (1998)
- (10) 後藤信也ら, ターボ機械 第31巻8号 (2008), p.34
- (11) Yin, J., et al., ASME Paper GT2009-59248 (2009)
- (12) Wang, T., et al., ASME Paper GT2010-23457 (2010)
- (13) Sivagnanasundaram, S., et al., ASME Paper GT2010-22154 (2010)
- (14) Yang, M., et al., ASME Paper GT2010-22581 (2010)
- (15) Zheng, X., et al., ASME Paper GT2010-22582 (2010)
- (16) Spakovszky, S. Z., et al., ASME Paper GT2007-27634 (2007)
- (17) 一宮武史ら, 第30回ガスタービン定期講演会講演論文集 (2002), p.19
- (18) 萩野直人ら, 日本ガスタービン学会誌, Vol.33, No.4 (2005), p.66
- (19) Krain, H., International Journal of Rotating Machinery (2002), p.223
- (20) Wernet, M. P., et al., ASME J. Turbomachinery, Vol.123 (2001), p.418
- (21) Ohta, Y., et al., ASME Paper GT2010-22394 (2010)
- (22) Ishida, M., et al., ASME Paper GT2010-22861 (2010)
- (23) 高藤宏行ら, 日本流体力学会年会2008年 (2008)
- (24) 古川雅人, ターボ機械 第37巻第5号 (2009), p.20
- (25) Iwakiri, K., et al., ASME Paper GT2009-59516 (2009)
- (26) Ibaraki, S., et al., Trans. ASME J of Turbomachinery, Vol. 129, No.4 (2007), p.686
- (27) Marconcini, M., et al., ASME Paper GT2007-27200 (2007)
- (28) Denton, D. J., ASME Paper GT2010-22540 (2010)
- (29) 加藤千幸, ターボ機械 第34巻第9号 (2006), p.29
- (30) Cukurel, B., et al., ASME Paper GT2008-51321 (2008)
- (31) Zachau, J.U., et al., ASME Paper GT2008-51538 (2008)
- (32) 林信敬ら, ターボ機械 第38巻第4号 (2010), p.23
- (33) Guillou, E., et al., 10th Turbocharging and Turbocharger Conference (2010)
- (34) 船崎健一, ターボ機械 第38巻第9号 (2010), p.8
- (35) Mansour, M., et al., ASME Paper GT2007-27450 (2007)
- (36) 加藤千幸, ターボ機械 第38巻11号 (2010), p.27
- (37) 三浦治雄ら, 平成19年度先端研究施設共用イノベーション創出事業【産業戦略利用】「地球シミュレータ産業戦略利用プログラム」利用成果報告書 (2008)
- (38) Srivastava, R., et al., ASME Paper GT2007-28235 (2007)
- (39) Kammerer, A., et al., ASME Paper GT2008-50466 (2008)
- (40) Kammerer, A., et al., ASME Paper GT2008-50467 (2008)
- (41) Dickmann, H., et al., ASME Paper GT2009-59046 (2009)
- (42) Reichl, A., et al., ASME Paper GT2009-59178 (2009)
- (43) Kammerer, A., et al., ASME Paper GT2009-59911 (2009)

特集：熱流体の非定常現象

軸流タービン内非定常流に関する最新研究動向

船崎 健一*¹

FUNAZAKI Ken-ichi

キーワード：Unsteady Flow, Turbine, CFD, Rotor-Stator Interaction

1. はじめに

著者は過去にターボ機械内の非定常流に関する解説記事を幾つか報告しており^{(1),(2),(3)}、読者諸兄には「またか?」とお感じになる方もおられるかと思うが、できるだけ最新でかつ重要な情報を収集、分析し、筆者の見解等を交えながら紹介するとともに、ターボ機械内の非定常流研究の意義などを考えてみたい。内容的には、非定常性が軸流タービンの空力性能に与える影響を中心とした解説となるが、伝熱特性への影響についても言及する。なお、先の解説記事と重複する部分が若干あること、指定されたテーマの枠を少々逸脱することがあるかも知れないが、お許し頂きたい。

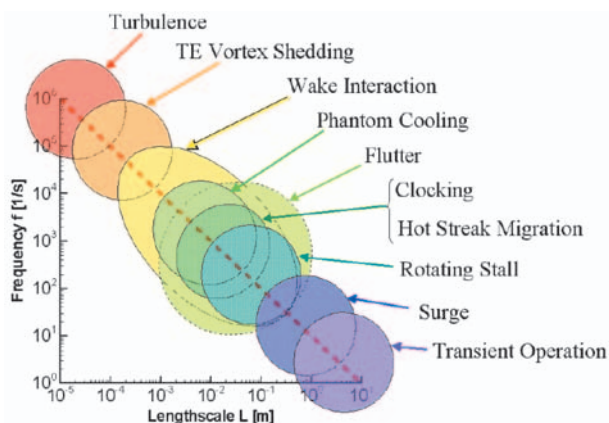


Figure 1 Time and length scales of unsteady flows in turbomachines (Abhari⁽⁴⁾)

2. 非定常流研究の方向性

2.1 非定常性を考えることの意義

ターボ機械内の流れは、図1に示すような様々な時間・空間スケールの非定常性を有しており、それがターボ機械の空力・伝熱特性や構造に対して影響を与えていることについてはある程度の理解が進んでいる。(Abhari⁽⁴⁾ 1)。しかし、その非定常性を設計にどのように反映すべきかについては、非定常現象の時間・空間スケールのオーダーが大きく変化し、それらに影響を受け

る流体現象が多岐にわたることや、非定常性に対してそれらがどのような挙動を示すかについての調査が十分ではないことから、更なる研究の余地が多く残されている。これに加えて、異なるスケールの現象が干渉しあう可能性、例えば、主流乱れが境界層の特性を変化させ、wakeが境界層と干渉する際の受容性を変化させる可能性など、複雑な物理現象を詳細に分析しなければ設計に反映できないような例も少なくない。

とはいえ、今後ターボ機械には、脱炭素社会の実現を目指して更なる高効率化、高負荷化、部分負荷特性の大幅改善や耐環境性向上が求められ、それに対応すべく空力設計上の限界への挑戦が大きな課題となっている。この課題を克服するためには、流れの非定常性が空力性能に与える影響の定量的評価やそれらの知見を設計法へまとめ上げる作業に加え、非定常性を制御するための斬新なアイデアの考案が必要となっている。

2.2 CFDとEFD

ターボ機械内部流はプローブや光学的観測のアクセスが容易ではなく、非定常性も強いことから、高時間・空間解像度での計測は困難である。また、非定常性が効率に与える影響も一般的には二次的なオーダーと考えられていることから、計測器や装置全体の高精度化も必要であり、実験的研究には相当のコスト、時間や経験が必要となる。そのため、非定常流に関する研究のかなりがCFDのみの研究であったり、限られた研究機関での研究例に限られる傾向にある。CFD研究については以下の節でも言及するが、動静翼列のそれぞれの計算領域の接続方法や、任意の翼枚数比に対応するための周方向への境界条件に関する研究^{(5),(6),(7),(8)}が再び増える傾向にある。これは、動静翼列干渉問題を非構造格子や商用コードで取り扱うために必要となる取り組みであり、温故知新的でもあるが興味深い。特に、最大公約数が小さい翼枚数比の場合、動静翼の枚数をどのように調整するかが段解析では重要な作業となるが、回転同期の現象に限れば、位相差を考慮した周期境界は有効な手段であり、こ

原稿受付 2011年2月7日

* 1 岩手大学工学部

〒020-8551 盛岡市上田4-3-5

1 偶然にも、Abhariの解説の内容は、流れの非定常性とターボ機械の空力特性との関係に着目している点で、筆者の従来からの主張とかなりの類似性がある。

れらを実装した商用コードがあれば、非定常CFDの精度はもっと向上するであろう。ただし、翼後縁からの渦放出や剥離泡の挙動など、非同期的な現象に対してはこの手法の適用は慎重さが求められる。その場合には、いわゆるGileのTime Inclination法が有望となるが、マッハ数や翼枚数の制約があり、若干の工夫が必要となる。いずれにしても、商用コードの普及とともに、以前はin-houseコードでできた計算が困難になっている面もあり、その点における改良が急がれる。

3. 非定常性を考慮した設計確立への課題

2009年～2010年にかけて、Cambridge大Whittle研究所(出身)の3名の研究者が奇しくもターボ機械の設計にまつわる論文を発表している。これらは過去に発表された内容を分かりやすい形でまとめたものであり、直接「非定常性を考慮したターボ機械の設計法」に言及した論文ではないが、示唆に富んだ内容の論文である^{(9),(10),(11),(12)}。業界の3賢人とも言うべき識者の論文の中から、今回の主題に近い部分を抜き出して、それにまつわる状況を紹介していこう。

3.1 CFDの限界について(Dentonの論文⁽⁹⁾から)

今日のターボ機械の設計にとりCFDは欠くことのできないツールであるが、今後非定常性を設計に考慮した設計法を確立するためにも、CFDは極めて重要な「実験装置」である。数多くの研究論文が発表されていく中で、前述のように、CFDだけに基づく論文数が増えている(特に非定常流に関する論文にこの傾向が強い)。この背景にはCFDの成熟と汎用コードの普及があり、一方で、計測に要する技術的、金銭的、時間的ハードルが高くなってきていることの現れでもあろう。そのような状況の中で、Dentonは最新の論文⁽⁹⁾を通じて、自らコードを開発するとともに空力損失発生メカニズムを深く考察しまた設計にも深く関わってきた立場から、CFD偏重とも言える現在の状況に警鐘を鳴らした、と見ることもできるだろう。

軸流タービンの非定常性と空力損失との相関については、Dentonの論文の中で取り上げられた下記3点が関係する。

- ① 境界層遷移現象(wake通過, 主流乱れ)
- ② Mixing Planeの効果
- ③ 翼後縁からの渦放出

これらの現象を題材に、非定常流に関する研究をCFDを通じて行い際の注意点などを、最新の研究成果を織り交ぜながら考えてみることにしよう。

3.1.1 翼面境界層遷移

翼面境界層の遷移はターボ機械の空力性能だけでなく伝熱特性にも大きく影響する現象であり、その予測は極めて重要な課題である。遷移自体は確率的な現象であり、

その予測は容易ではないが、バイパス遷移に関しては、高レイノルズ数条件下である程度以上の速度欠損、乱れ強さを含むwake干渉や主流乱れと境界層との干渉現象であれば、遷移開始位置のばらつきも小さくなる傾向にあり、予測精度も工学的に十分なものが期待できる。実際、Schwarze, Niehuis⁽¹³⁾は、準3次元非定常NS解析によって、移動円柱からのwake通過による高負荷LPタービン翼の境界層遷移現象の予測を試みた(図2)。遷移モデルを実装した解析コードを用いることで、遷移挙動や翼面剥離泡の抑制などを再現できた、と報告している。ただし、詳しく見てみると、円柱からのwakeの乱れ特性やwake間での乱れ度は全く予想できていない。このことは、裏を返すと、wake干渉には乱れ特性は大きく関与せず、速度変動など非粘性的挙動が支配的であることを物語っている可能性もある(実際、この論文の結論でも、wake通過に関するストローハル数と流量係数が重要なパラメータであると指摘されている)。

主流乱れによる遷移挙動の予測は、現象が確率的なため容易ではなく、原理的にはRANS解析ではほぼ困難であるが、相関に基づく手法が数多く開発され商用コードにも実装されている⁽¹⁴⁾。低レイノルズ数条件下での低圧タービン翼を用いた筆者の経験⁽¹⁵⁾でも、定常流解析であってもこの遷移モデルはかなり機能する。しかし、大規模な剥離を有する流れ場では定常流解析での遷移モデルは全く機能せず、LES解析であっても主流乱れやwakeなどの伴わない場合には予測精度はかなり低下する(図3)。LES解析で上流側での主流乱れを適切に指定する方法は確立していないため、様々な方法が試行されている^{(16),(17),(18)}。筆者ら⁽¹⁸⁾の手法は、所定の主流乱れに相当する乱流運動エネルギーを有する一様等方性乱流場をランダムフーリエモード法によって表現し、その空間的に分布する乱流場内を翼列入口境界に相当する面を等

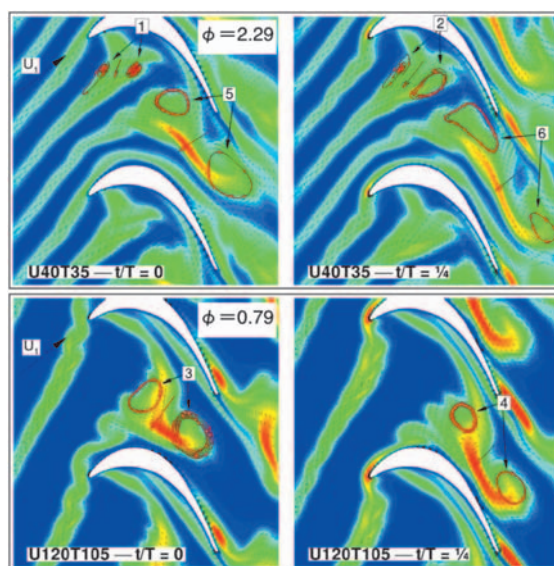


Figure 2 Wake interaction with LPT for two different flow coefficients⁽¹³⁾

速移動させることで、時間変動する乱流速度を与えている (図4)。興味深いことに、このように与えた乱流場での渦度は、流れ場の主たる速度である流れ方向成分によって縦渦状になり、翼面上の流れにもストリーク状の構造が誘発されている。同様な知見は、Wissink, Rodi⁽⁹⁾の研究でも報告されている。

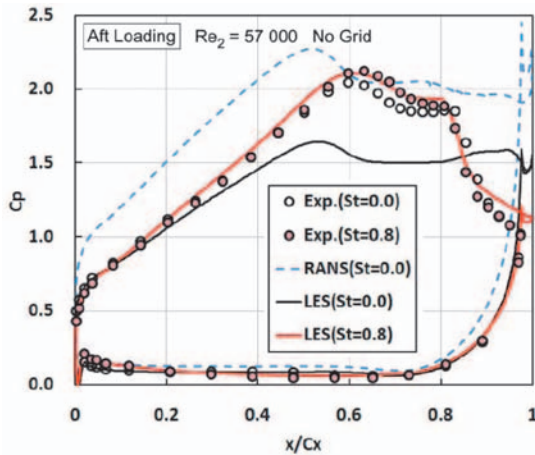


Figure 3 Measured static pressure distributions around an aft-loaded Ultra-High Lift airfoil, in comparison with the various calculations⁽¹⁵⁾

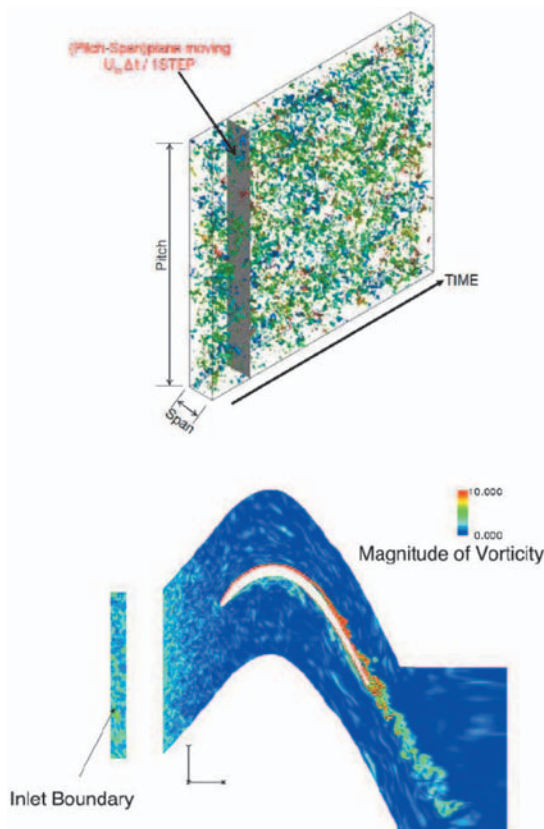


Figure 4 LES analysis with inlet turbulence⁽¹⁸⁾

3.1.2 Mixing Plane

Mixing Planeは多段解析にとって極めて有用な動翼・静翼間の接続技術であり、設計プロセスの中では欠くこ

とができないが、図5に示されるように下流側の翼への不均一かつ非定常な流れ場の効果が無視され、翼面境界層への挙動やwake自体の流路間での挙動が正しく評価できない (圧力に関しては下流から上流への影響も重要であるが、それも評価できない)。後者については、いわゆるwake recovery問題と関係しており、最近の論文の中でも取り上げられている (後述)。タービン段での高負荷化が進むことで、静翼後縁からの衝撃波と動翼の干渉現象も空力性能に大きく影響するが、それもMixing Planeでは考慮できない。これらの問題点については、Denton,Dawesが早くから指摘しており⁽²⁰⁾、以前から様々な取り組みが行われてきている。

少し古くなるが、非定常成分から時間平均流へのエネルギー輸送の効果を考慮しつつ、定常多段解析を試みた研究としてAdamczykのDeterministic stressモデル (または、Average-Passage Equation System法) が挙げられる⁽²¹⁾。ユニークな手法であるが、新たな仮定やモデル化が必要となるため必ずしも利用が拡大している状況ではない。ただし、導入事例は増えており、それなりの効果も認められている。Trebinjacら⁽²²⁾は、運動方程式の中でのdeterministic stress (ds) だけではなく、エネルギー式中の deterministic flux (df) をも考慮することで、動静翼干渉場での動翼まわりの流れをより正確にシミュレートできることを示した (図6)。これとは別に、He, Ning⁽²³⁾が提唱したNon Linear Harmonic法もあたら

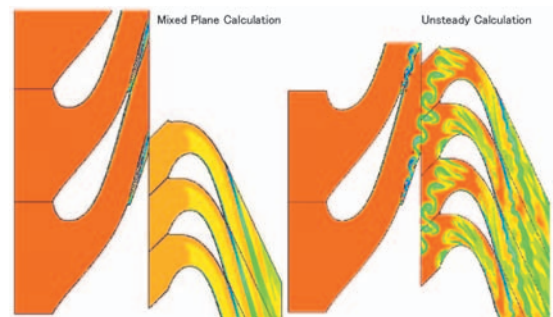


Figure 5 Effects of Mixing Plane

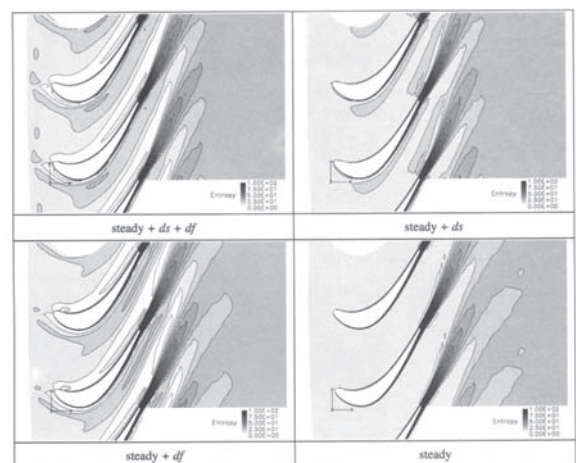


Figure 6 Effects of implementation of APES method⁽²²⁾

な接続法として関心を集めている（ある商用コードに実装されている²⁴⁾。さらには、Throughflow解析に対して APES 法にHarmonic法を組み合わせた手法も提案されている²⁵⁾。

3.1.3 翼後縁からの渦放出

翼後縁から放出される渦の挙動を正確に掌握することも空力損失の評価には重要である。Dentonの見解⁹⁾では、翼後縁での流れ場は、格子密度を細かくしても必ずしも良い結果をもたらさない例の一つである、とされているが、筆者の研究室での経験の範囲ではそれは必ずしも正しくはなく、適切な解像度の格子とDES (Detached Eddy Simulation) やLES (Large-Eddy Simulation) などモデル依存性のより少ない計算手法を用いることが重要であるという知見を得ている²⁶⁾。図7には、VKIタービン翼の後縁まわりの非定常圧力（ベース圧力）の時間平均分布を示したもので、もっとも格子密度が高く、かつ、DESでの結果が実験値との良好な一致を示している。同じ格子を用いて、URANS (Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes) とDESの非定常解析結果の比較を図8に示す(Q値50で可視化)。この図から、時間平均の圧力分布では明確ではないが、乱流解析モデルによる流れ場の根本的差異の存在が明らかになった。このような渦構造の違いは、渦の周囲への拡散・混合やそれに伴う損失発生にも深く関係することから、非定常かつより正確な乱流解析でのみ知りえる情報の一つである。

翼後縁からの渦の放出パターンはマッハ数により大きく影響を受けることも明らかにされている^{27), 28)}。また、RANS解析とLES解析の違いに関する詳細な検討が複数のグループによって行われている^{29), 30)}。

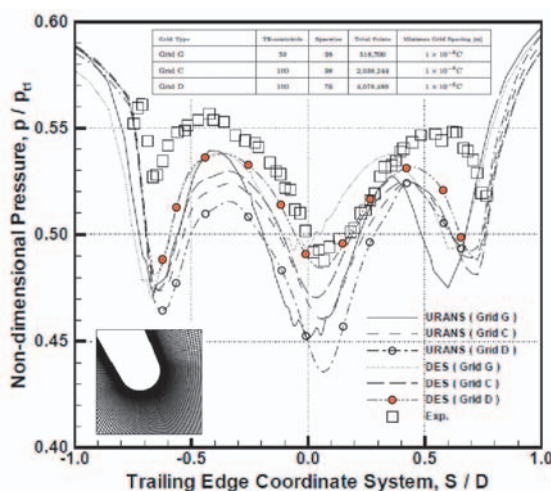


Figure 7 Time-averaged static pressure distributions measured around the VKI turbine trailing edge in comparison with several calculations²⁶⁾

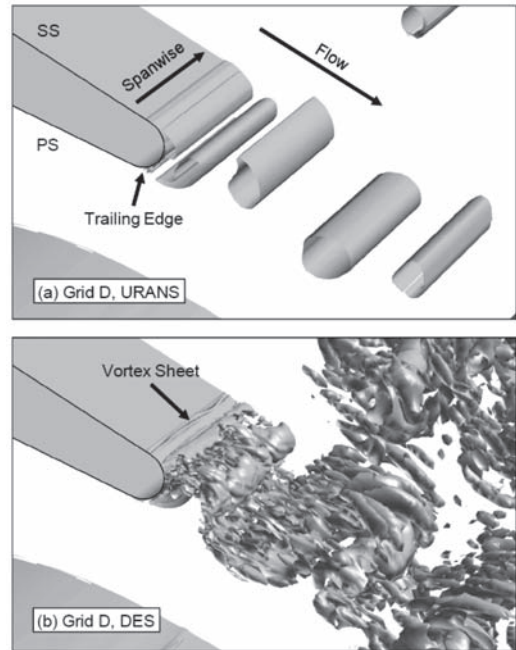


Figure 8 Vortex shedding from the trailing edge calculated using URANS (upper) and DES (lower)²⁶⁾

3.1.4 よどみ点エンタルピーと非定常性との関係について (Hodsonらの論文から)

ターボ機械では動翼の回転運動を通じて作動流体との動力交換が行われているが、その過程には流体に作用する圧力の時間的変動が関係している。非粘性を仮定すると、よどみ点エンタルピーに関して次式が成立する。

$$\frac{Dh_0}{Dt} = \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial t} \tag{1}$$

この式は、流体粒子が受ける圧力変動の履歴の結果としてよどみ点エンタルピーの増減が決定されることを示している。この式は、元々は段を通過する流体粒子のよどみ点エンタルピーの変化を動翼の回転運動に伴う圧力変動とを結び付けて巨視的に説明する式として用いられているが、微視的な圧力変動による効果に着目した調査も行われている³¹⁾。

式(1)については一般的な教科書にも取り上げられており、非定常性を考える意義を示す重要な式ではあるが、残念ながら認知度は低い。Hodsonらの論文では、式(1)に基づいて非定常CFD等を通じて非定常効果の理解を深めることの有益性を示すとともに、実際なぜよどみ点エンタルピーが変化するかを根本の部分丁寧に説明している。ターボ機械のように空間的非一様性(wakeなど)が動翼の回転運動することで非定常圧力変動が発生する場合、式(1)の右辺は次のように、絶対系から相対系に書きなおすことができ、圧力変動の効果は比較的理理解しやすくなる。

$$\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial t} \Big|_{abs} = -\Omega \frac{\partial p}{\partial \gamma} \Big|_{rel} \tag{2}$$

具体例としては、タービン動翼先端のケーシング部における回復温度が上昇する現象³²、wake recovery現象の物理的説明及びオイラーヘッドの公式の導出が紹介されている。タービン動翼のケーシングの伝熱問題は、高温化するガスタービンにとり重要となってきたが、複雑な非定常流れが伝熱に深く関係していることが非定常仕事の考えで説明できることは、設計の観点からも有益である(図9)。

Wake Recovery問題に関連して、Roseら³³は上流側タービン静翼からのwakeがタービン動翼を通過する際の熱力学特性を式(1)を用いて数値的また実験的に検討した。wakeは周囲の流体と比較して下流方向へのオイラー仕事は異なり、結果としてwakeは周囲よりも高温になり、動翼内を通過する間に周囲への熱移動が発生、エントロピーも減少する。Roseらはこのような流体間の伝熱現象が損失分布に影響することを示した。ここでの非定常干渉による効率改善(混合損失の抑制)の可能性にも言及したが、そのためには干渉をより強くする必要があり、干渉による逆効果(衝撃波干渉など)がより強くなる危険性にも触れている。

4. その他の話題

Praisnerら³⁴は、高圧タービン段と低圧タービン段での接続部での非定常干渉効果を数値的に調査している。そこで低圧段のみの解析(3-row)と高圧段の最下流部を含めた解析(4-row)で結果が大幅に異なることを示した(図10)。原因が不明のままであるが、どこまで上流の影響を考慮すべきかの判断が容易ではないことを物語っている。

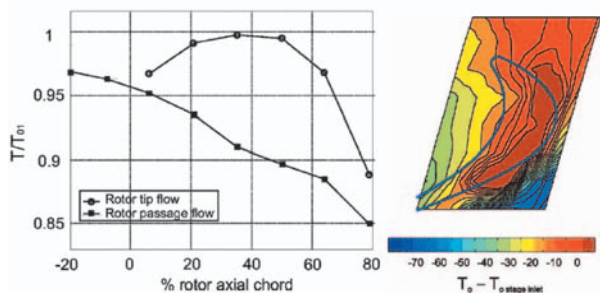


Figure 9 Measured casing recovery temperature³²

前述のHarmonic法を実装した商用コードを用いて、Matsunuma³⁵の回転試験機による動静翼干渉、特に翼先端漏れ流れへの影響を調査した研究が報告されている(図11)³⁶。上流側からのwakeが翼面と干渉する際のnegative jet効果が漏れ流れの挙動に強く影響すること、翼前半部と後半部とで漏れのパターンが異なること、interaction lineと呼ばれる特徴的な現象が漏れパターンに関与することなどが示されている。

伝熱研究への非定常CFD利用もさらに拡大している。図12には冷却タービン段における動翼表面上でのフィル

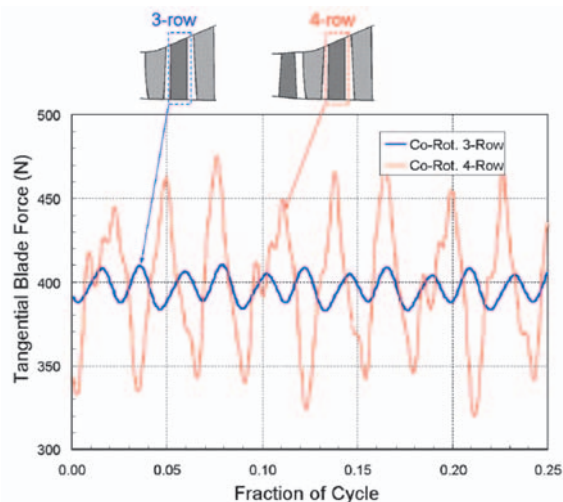


Figure 10 Effects of most upstream blades on tangential blade force acting on LPT rotor

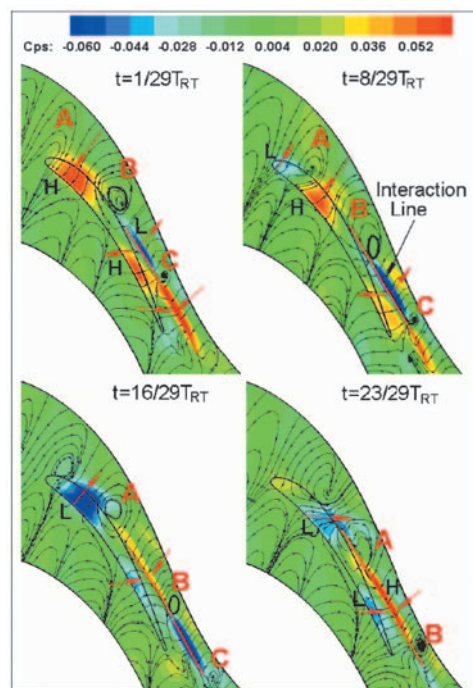


Figure 11 Unsteady pressure fluctuation over the tip region

ム効率分布について、非定常流条件下と定常流条件下での違いを示す。ここでの結果では、非定常流は正圧面側のフィルム効率に大きく影響し、フィルム効率を25%以上の劣化させる可能性があることが報告されており、タービンの冷却設計にとり非定常性を考えることが極めて重要であることを示している。

5. おわりに

軸流タービン内の非定常流に関する研究を、過去の知見も交えながら最新の研究動向について紹介した。偏りの多い内容となってしまったが、筆者にとっても大いに勉強となる好機でもあり、その内容の一部でも会員諸兄にお伝えできたとすれば幸いである。

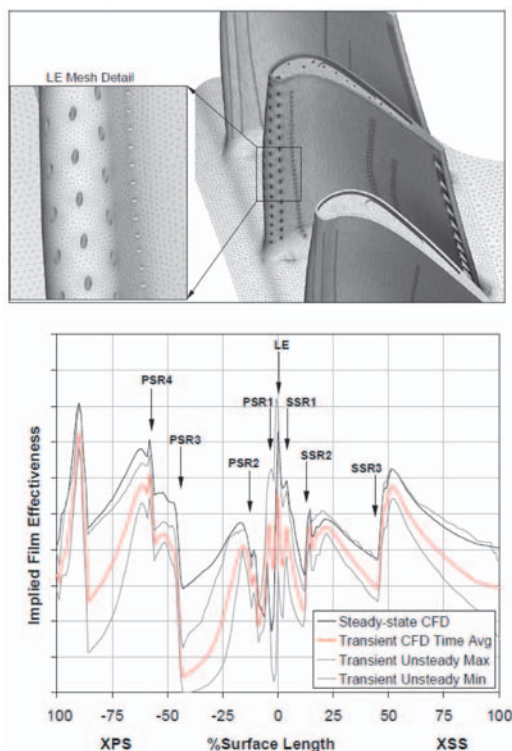


Figure 12 Film effectiveness obtained under steady-state and unsteady flow conditions with the picture of the grid system

非定常流に関する研究は高効率、高負荷軸流タービンの開発にとりますます重要を増してきているが、CFDに依存する比率が高いことから、エンジニアはCFDに対する知識をしっかりと身につけるとともに、境界条件を設定する上でターボ機械内部流の実態をより正確に理解することが求められる。最後に、Horlock, Denton³⁷⁾の言葉を引用して、このような人材をどのようにしてターボ機械の分野へ集め養成していくべきかに思いを馳せながらこの拙文の締めとする。

“One message becomes very clear, however; it is that engineers with high analytical and computational ability, who are very familiar with experimental techniques and who have excellent physical understanding will be needed to produce the developments of the future. We need more engineers and teachers like Budugur Lakshminarayana.” ここでひとつ明らかなことは、高度な数学的能力やCFD技術を有し、実験的手法にも長け、優れた物理的理解力を備えた技術者が、将来のターボ機械の開発を進めるにあたり必要とされていることである。あのLakshminarayana教授のような。(意識：船崎)

参考文献

(1) 船崎, 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) 船崎, 単段タービン非定常流れの挙動, 日本ガスタービン学会誌, 36-5, pp.397-406, 2008

(3) 船崎, ターボ機械内部流の非定常性について (主に空力特性への影響), 日本機械学会流体工学講演会講演論文集 (2010.10.30-31, 米沢), 2010

(4) Abhari, R.S., Unsteady Fluid Dynamics of Turbines: A Perspective on Possible Directions to Improve Future Engine Designs, Minnowbrook V 2006 Workshop on Unsteady Flows in Turbomachinery, NASA/CP-2006-214484, 2006

(5) Burgos, M.A. et al., Validation of an Efficient Unstructures Time-Domain Rotor/Stator Interaction Method, ASME GT2009-59385, 2009

(6) Shyam, V. et al., 3-D Unsteady Simulation of a Modern High Pressure Turbine Stage Using Phase-Lag Periodicity: Analysis of Flow and Heat Transfer, ASME2009-60322, 2009.

(7) Mata, S. et al., Generalised Single-Passage Multi-Bladerow Method for Turbomachinery Forced Response, ASME GT2009-59624, 2009

(8) Biesinger, T. et al., Unsteady CFD Methods in a Commercial Solver for Turbomachinery Applications, ASME 2010-22762, 2010.

(9) Denton, J.D., Some Limitations on Turbomachinery CFD, GT2010-22540, 2010.

(10) Hodson, H.P., et al., A Physical Interpretation of Stagnation Pressure and Enthalpy Changes in Unsteady Flow, GT2009-59374, 2009

(11) Coull, J.D. And Hodson, H.P., Predicting the Profile Loss of High-Lift Low Pressure Turbines, ASME GT2010-22675, 2010.

(12) Cumpsty, N.A., Leroy Smith Leynote; Some Lessons Learned, GT2009-60368, 2009.

(13) Schwarze, M. and Niehuis, R., Numerical Simulation of a Highly Loaded LPT Cascade with Strong Suction Side Separation under Periodically Unsteady Inflow Conditions, ASME GT2010-22363, 2010.

(14) Menter, F.R. et al., Transition Modelling for general Purpose CFD Codes, Flow Turbulence Combust (2006), Vol. 77, pp.277-303, 2006.

(15) Funazaki, K. et al., Effects of Blade Loading Distributions on Aerodynamic Performance of Ultra-High Lift LP Turbine Airfoils under the Influences of Wake Passing and Freestream Turbulence, ASME GT2010-22134, 2010.

(16) Schluter, J.U., Consistent Boundary Conditions for Integrated LES/RANS Simulations: LES Inflow Conditions, Center for Turbulence Research Annual Research Briefs 2002, pp.143-154, 2002.

(17) Xie Z.-T. and Castro I.P., Efficient Generation of Inflow Conditions for Large-Eddy Simulation of Street-Scale Flows, Flow Turbulence Combust, Vol.81, pp.449-470, 2008.

(18) Funazaki et al., Detailed Studies on Separated Boundary Layers over Low-Pressure Turbine

- Airfoils under Several High Lift Conditions: Effect of Freestream Turbulence, ASME GT2009-59813, 2009
- (19) Direct Numerical Simulations of Transitional Flow in Turbomachinery, ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 128, pp.668-678, 2006.
- (20) Denton, J.D., Dawes, W.N., Computational Fluid Dynamics for Turbomachinery Design, IMechE Vol.213 Part C, pp.107-124, 1999.
- (21) Van del Wall, A.G., et al., A Transport Model for the Deterministic Stresses Associated With Turbomachinery Blade Row Interactions, Vol. 122, pp.593-603, 2000.
- (22) Trebinjac, I. et al., Unsteady Rotor-Stator Interaction in High Speed Compressor and Turbine, Journal of Thermal Science, Vol. 14, No.4, pp.289-297.
- (23) He, L. and Ning, W., Efficient Approach for Analysis of Unsteady Viscous Flows in Turcomachines, AIAA Journal, Vol.36, No.11, pp.2005-2012, 1998
- (24) 清水, 澤, Non Linear Harmonic法によるターボ機械動静翼干渉問題の数値シミュレーション, 日本機械学会 2007年度年次大会講演論文集(7), pp.129-130, 2007.
- (25) Thomas, J.P. and Leonard, O., Investigating Circumferential Non-Uniformities in Thoughtflow Calculations using an Harmonic Reconstruction, ASME GT2008-50328, 2008.
- (26) 石川, 船崎, 山田, 高レイノルズ数条件下における高圧タービン翼まわりの非定常流れ解析 (後縁近傍の非定常流れとベース圧), 日本ガスタービン学会誌, Vol.38, No.1, pp.50-58, 2010.
- (27) Sieverding, C.H. et al., Turbine Blade Trailing Edge Flow Characteristics at High Subsonic Outlet Mach Number, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.125, pp.298-309, 2003
- (28) Gostelow J.P. et al., On Vortex Formulation in the Wake Flows of Transonic Turbine Blades and Oscillating Airfoils, ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 128, pp. 528-535, 2006.
- (29) Joo, J. and Durbin, P., Simulation of Turbine Blade Trailing Edge Cooling, ASME Journal of Fluid Engineering, Vol.131, 2009
- (30) Ferrand, P. et al., Analyses of URANS and LES Capabilities to Predict Vortex Shedding for Rods and Turbines, Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroelasticity of Turbomachines, edited by Hall K.C. et al. Springer, pp. 381-393
- (31) Hodson, H. P. and Dawes, W. N., On the Interpretation of Measured Profile Losses in Unsteady Wake-Turbine Interaction Studies, ASME Paper 96-GT-494, 1996
- (32) Thorpe, S.J. et al., The Effect of Work Processes on the Casing Heat Transfer of a Transonic Turbine, ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 129, pp.84-91, 2007
- (33) The Thermodynamics of Wake Blade Interaction in Axial Flow Turbines: Combined Experimental and Computational Study, ASME GT2009-59655, 2009.
- (34) Praisner, T.J. et al., Predictions of Unsteady Interactions between Closely Coupled HP and LP Turbines with Co- and Counter-Rotation, ASME GT2010-23681, 2010.
- (35) Matsunuma, T., Unsteady Flow Field of an Axial-Flow Turbine Rotor at a Low Reynolds Number, ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 129, pp.360-371, 2007.
- (36) Sun, H. et al., Effects of Tip Clearance on Unsteady Flow Characteristics in an Axial Turbine Stage, ASME GT2009-59828.
- (37) Horlock, J.H. and Denton, J.D., A Review of Some Early Design Practice Using Computational Fluid Dynamics and a Current Perspective, ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 127, pp.5-13, 2005.

特集：熱流体の非定常現象

過給機ラジアルタービンの非定常現象の技術動向

山方 章弘*¹
YAMAGATA Akihiro

キーワード：過給機，ラジアルタービン，非定常，CFD，LCF，HCF，脈動流

1. はじめに

過給機（ターボチャージャ）は、エンジンの排気エネルギーをタービンにより回収し、同軸上の圧縮機にて過給することにより、エンジンのトルクや出力を向上させる装置である。近年、自動車のCO₂排出量規制に伴い、欧州を中心にディーゼル、ガソリンエンジンともにダウンサイジングによる低燃費化が進んでおり、小排気量化に伴う出力の低下を改善する手段として、過給機の需要が増加している。

車両過給機には、主として単段のラジアルタービンが適用されるが、その使用環境および条件からタービンは様々な時間スケールの変動に晒されている。その範囲は、自動車の発進～走行～停止といった数十秒～数分単位の負荷変動から、数千rpmのエンジンの排気脈動、更には数万Hzにおよぶタービン内部での動静翼干渉まで、非常に多岐に渡っている。

本稿では、これら各々の時間スケールにおいて、車両過給機用タービンが抱えている課題とそれに対する研究開発動向について紹介する。

2. 高温ガソリンエンジン用過給機の低サイクル熱疲労

過給機タービンが晒される最も大きな時間変動として、自動車の加速／減速に伴うエンジンの負荷変動が挙げられる。最新のガソリンエンジンにおいては、燃費改善のためリッチ燃焼からストイキ燃焼に近づく傾向にあり、排ガス温度は最高で1000℃以上となる。エンジン下流に配置され、高温な排ガスに晒される過給機タービンにおいては、図1に示すようなアイドルと定格出力の繰り返しによる熱サイクルに対して、複雑な冷却機構や高価な耐熱材を使うことなく、熱疲労破損を回避することが求められており、高い精度での熱応力の予測とその低減設計が求められている。

このような低サイクル疲労（Low Cycle Fatigue, 以下LCFと称す）を評価するためには、加速／減速時のタービンのメタル温度の変化を正しく見積もる必要

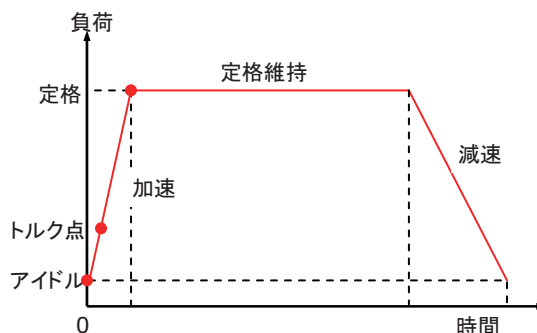


図1 エンジン熱疲労試験サイクル

があるが、近年、数値シミュレーションの進歩により、流体・伝熱の連成解析（Conjugate Heat Transfer Analysis, 以下CHT解析と称す）によって、熱サイクル中の過給機のメタル温度の時間変化を予測することが可能になり、実設計に適用されている。(1),(2),(3)

LCF対策例として、小型ガソリン乗用車に搭載されている排気マニホールド一体型過給機を図2に示す。本過給機は、排気マニホールドとタービンハウジングを一体化することにより、両者を接続するフランジやボルトが省略された分、サイズや重量を小さくできる一方、水冷却されているエンジンプロックと直接接合されるため、フランジ部とタービンハウジング間で、非常に大きな温度勾配が発生し、LCFの回避が大きな課題となっている。

本タービンハウジングの設計には、前述のCHT解析を用いてメタル温度の過渡的な変化を予測し、局所的に発生する熱応力を低減するよう設計されている。以下その詳細について紹介する。

上記排気マニホールド一体型タービンの解析モデルを図3に示す。格子点数は、流体部84万点、構造部19万点

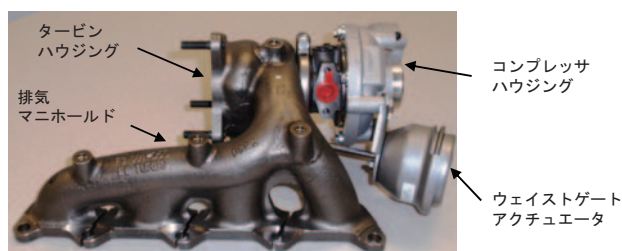


図2 排気マニホールド一体型過給機

原稿受付 2011年2月2日

*1 (株)IHI 車両過給機セクター 技術統括センター 開発部
〒235-8501 横浜市磯子区新中原町1

の計103万点で、CHT解析には汎用CFDコードANSYS CFX12を、弾塑性解析には同じく汎用FEMコードABAQUSを使用し、図に示されるようなタービンハウジングに接続される部品との接触、輻射、対流の熱伝達を考慮している。

図4に過渡CHT解析の手順を示す。流体解析が安定

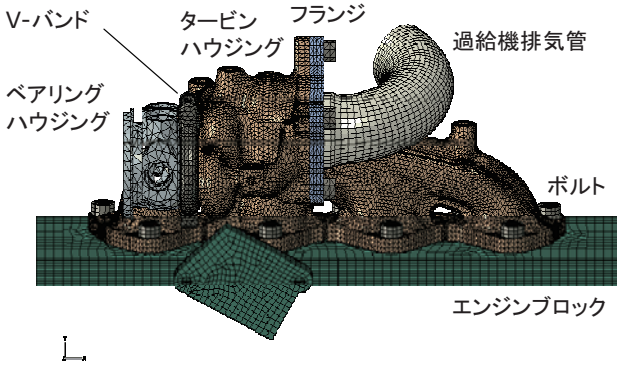


図3 排気マニホールド一体タービン解析モデル

に実行できる時間刻みで、1サイクル数分に及ぶ非定常計算を行なうことは現実的でないため、時間刻みを大きく取り、計算時間を短縮する工夫を行なっている。まずアイドル、最大トルク、定格出力の代表的な3つの作動点にて定常のCHT解析を行ない、その後、メタル部の

初期温度にアイドル時の定常CHT解析の結果を、ガスの初期条件にはトルク点での結果を用い、アイドルからトルク点までの非定常計算を行なう。このとき、質量、運動量、乱流の各式は計算せず、エネルギー式だけを解くことにより、時間刻みを数秒のレベルまで大きく設定することができ、現実的な計算時間での過渡温度予測を可能にしている。トルク点に達する時刻になったら、ガス条件を定格状態のCHT解析の結果に切り替え、減速開始まで非定常計算を継続し、その後、ガス条件をアイドルの状態に置換し、クーリングのプロセスに移行する。このように、ガスの状態を、トルク点、定格点、アイドルのCHT解析の結果に、順次入れ替えることにより、熱サイクルを模擬した非定常計算を実現している。

過渡CHT解析手法の妥当性を検証するため、過給機単体試験ベンチにて、過渡時のタービンハウジングの温度計測を行なった例を図5に示す。試験では、燃焼ガスの温度、流量を制御してターボの加速と加熱の過程を再現し、赤外線サーモカメラとハウジングの外表面に設置した熱電対を用いて、タービンハウジングの表面温度を計測した。

測温試験条件での過渡CHT解析結果と、赤外線サーモカメラによって得られたハウジング外表面の温度分布を図6に示す。温度分布は両者で概ね一致しており、合流部からスクロールにかけて最も高い温度を示す様子が

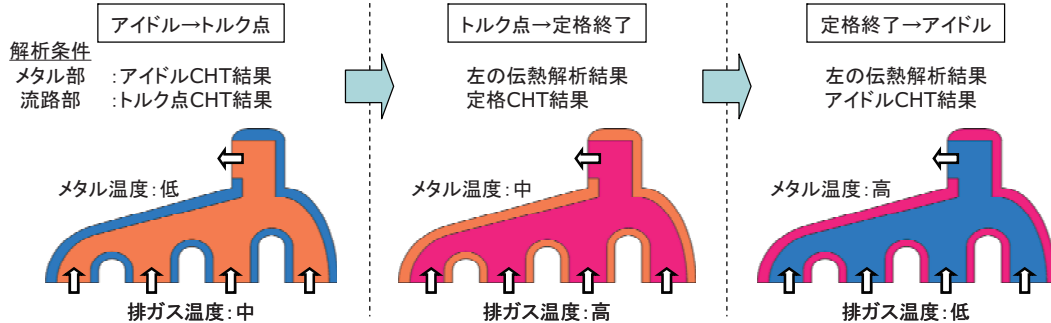


図4 過渡流体・伝熱解析手順

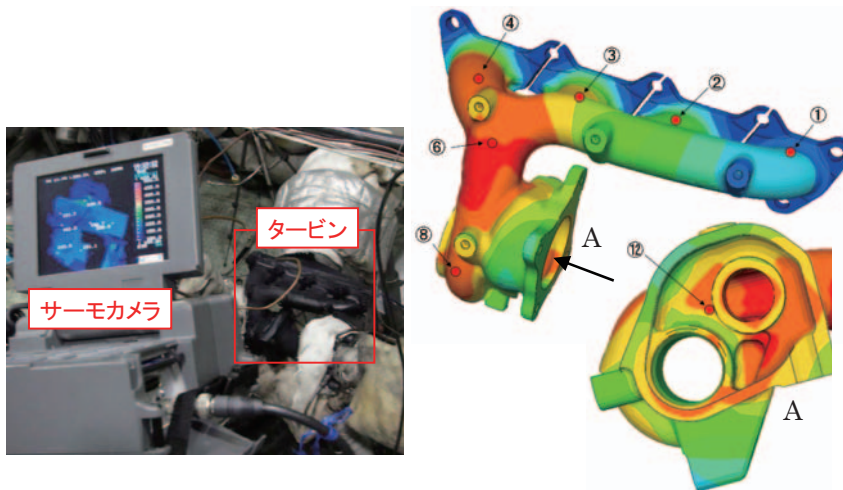


図5 温度計測試験 (左: 赤外線サーモカメラ, 右: 熱電対設置位置)

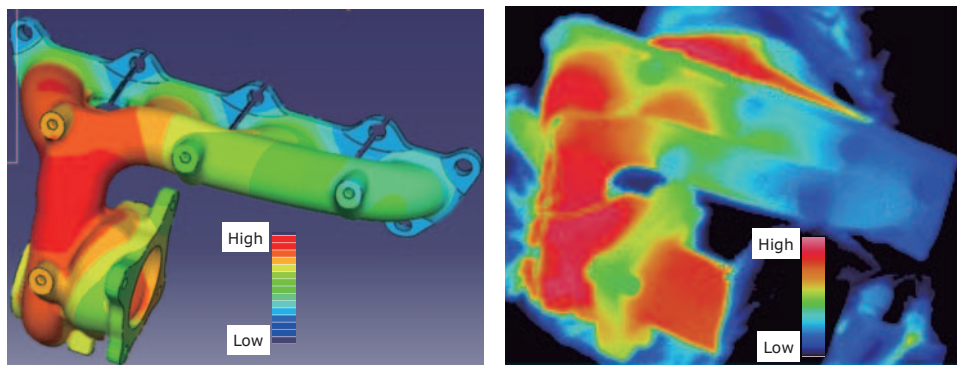


図6 ハウジング外表面温度分布比較 (左: CHT解析, 右: 測温試験結果)

再現できている。

熱電対による温度計測と過渡CHT解析の温度履歴を比較したものを図7に示す。計測位置は図5に示した計測点に対応し、実線が計測値を、点線が計算値を示す。温度の絶対値は、実測での最高到達温度を基準とした相対値で示している。低温部でも高温部でも、温度の大小関係や上昇速度などが時刻歴を通じて概ね再現できていることが確認できている。

熱応力解析の熱サイクルを5回繰り返したときのウェイトゲートポート周辺で熱歪みの時間履歴を図8に示す。1サイクル目での歪みが大きいですが、その後はサイクル毎の振幅はあまり変わらず、振れの平均値が一定の

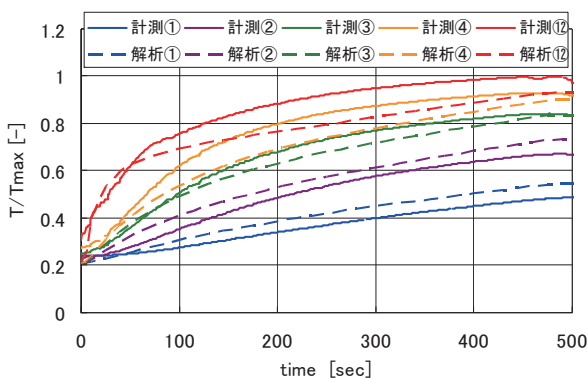


図7 ハウジング外表面温度履歴比較 (番号は図5中の熱電対設置位置を示す)

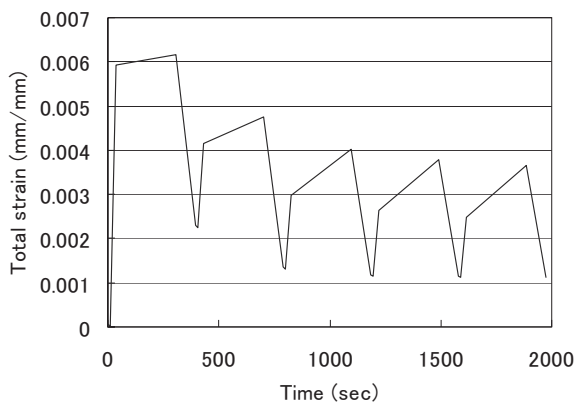


図8 ウェイトゲート周辺全歪み履歴

値に漸近している。5サイクル目での歪み値の振幅から、相当ひずみ範囲を算出し、モデル上にプロットしたものを図9に示す。歪み変動範囲が大きい箇所とクラック発生箇所はほぼ一致しており、相当歪み範囲が損傷の評価値として適切であること、また熱サイクルを考慮した過渡CHT解析による温度予測が、LCFの評価に重要であることが判る。

現在では、本手法を実際の製品設計のプロセスに組み込み、危険部位を事前に特定するとともに、該当部位の熱応力を下げられるようハウジング形状の最適化を図っている。

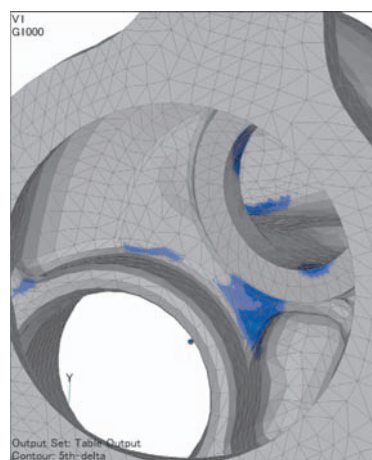


図9 ウェイトゲート周辺相当歪み範囲分布

3. エンジン脈動流下でのタービン性能

近年エンジンのダウンサイジングによる省燃費化が進められていることは前述のとおりであるが、その方向性としては、シリンダ径およびストロークを縮小し1気筒当たりの容積を減らす方法と、単純に気筒数を減じて小排気量化する方法があり、一般的には気筒数を減らす方向にシフトしている。またモード燃費においては、市街地走行を想定したエンジン低速かつ低負荷での燃費を重視する傾向にあり、エンジン下流に配置される過給機用タービンとしては、気筒数減と低速重視により、エンジンからの排気エネルギーの供給がより間欠的となるため、

エンジンの脈動圧を最大限に生かすタービン設計が必要となっている。

脈動エネルギーを有効に回収する手段であるツインエントリータービンを図10に示す。本タービンは、スクロールを2室に分割し、エンジン各気筒の爆発の順序に合わせて、交互に排ガスを流入させることで、気筒間での排気の干渉を避け、損失を最小化しつつ、タービン出力を改善するものである。

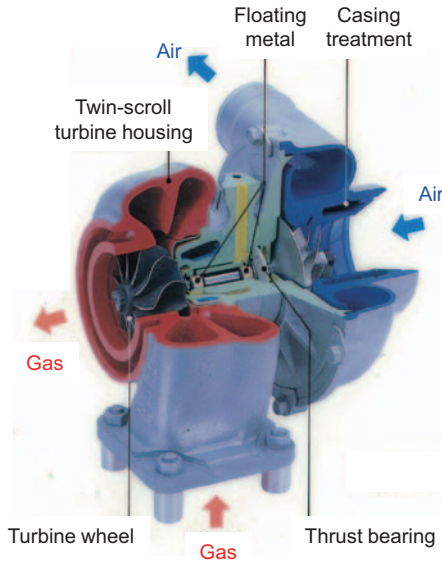


図10 ツインエントリースクロールタービン

一方、脈動流下のタービン性能に関する研究としては、1980年代に過給機単体試験とエンジン上で、タービンの流量特性や効率が異なることが発表されて以来、多くの発表がなされているが、その多くは実験計測あるいは実測に基づいた1次元計算によるものであった。^{(4),(5)}しかし、非正常でのタービン圧力、温度、流量および回転数の計測に加えて、タービンの発生する瞬時トルクの計測の困難さから、脈動流下でのタービン性能変化のメカニズムについて、十分な解明に至っていないのが現状である。

これに対し、前述のLCFと同様、数値シミュレーション技術の進歩に伴い、非正常CFD解析による脈動流下でのタービン性能予測が実用的になってきている。⁽⁶⁾本節では、前述のツインエントリータービンと通常のシングルエントリータービンについて、脈動流下でのタービン性能の違いを、脈動を考慮した非正常CFD解析にて調査した例を紹介する。

CFD解析モデルの概観を図11に示す。計算対象は、乗用系ガソリンエンジン用小型過給機で、同一のインペラに、シングルとツインの2種類のスクロールを組合せている。タービンスクロールの大きさを表すA/Rは、シングルとツインで同等に保っており、定常性能としては同容量となるよう設計されている。計算格子は、インペラ100万点、スクロールおよび吐出部50万点の計150万

点である。解析実施には汎用CFDコードFluent 6.3を用いた。タービンの回転数に対して、エンジンの回転数はオーダーが2桁下であり、タービン内部での動静翼干渉を考慮した時間刻みでの非正常計算では、非常にコストがかかるため、動静翼の相対位置が変わらないと仮定するフローズンロータの手法を適用し、準定常と見なして動静翼間の物理量の受け渡しを行なっている。

非正常CFD解析の境界条件となるタービン入口のガス流量および全温の時間変化を図12に示す。これらの脈動条件は、社内開発のエンジンシミュレーションソフトを用いて導出した。

非正常CFD解析の結果、得られたタービン内部での瞬時のマッハ数分布と速度ベクトルを図13に示す。シングルスクロールでは、脈動圧を運動エネルギーに十分変換できず、インペラ入口で低いマッハ数となっているの

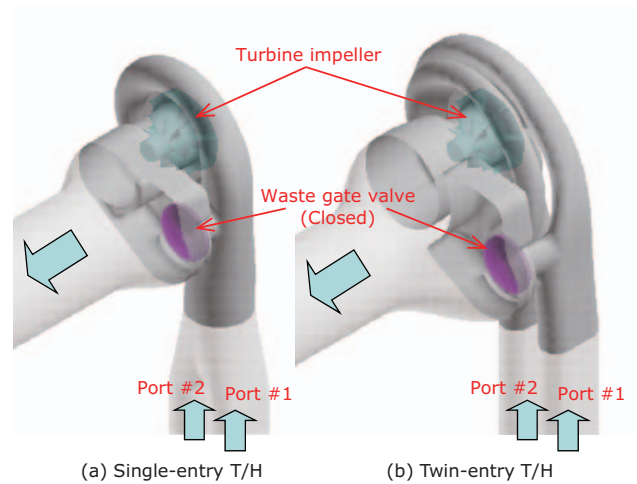


図11 脈動流下タービン非正常CFD解析モデル

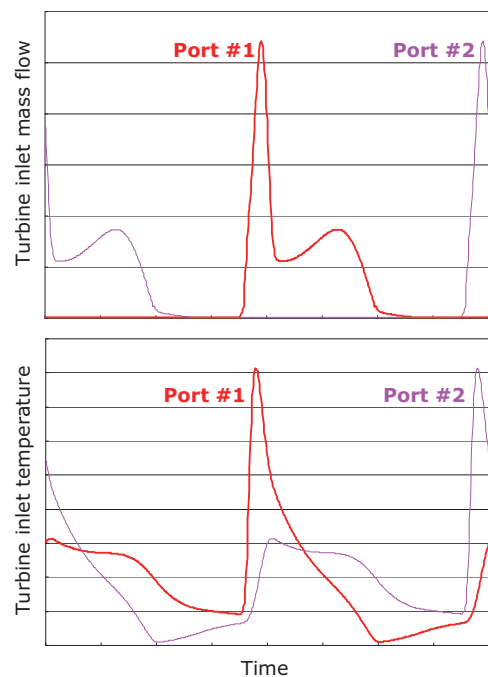


図12 エンジン脈動流 (上：流量, 下：温度)

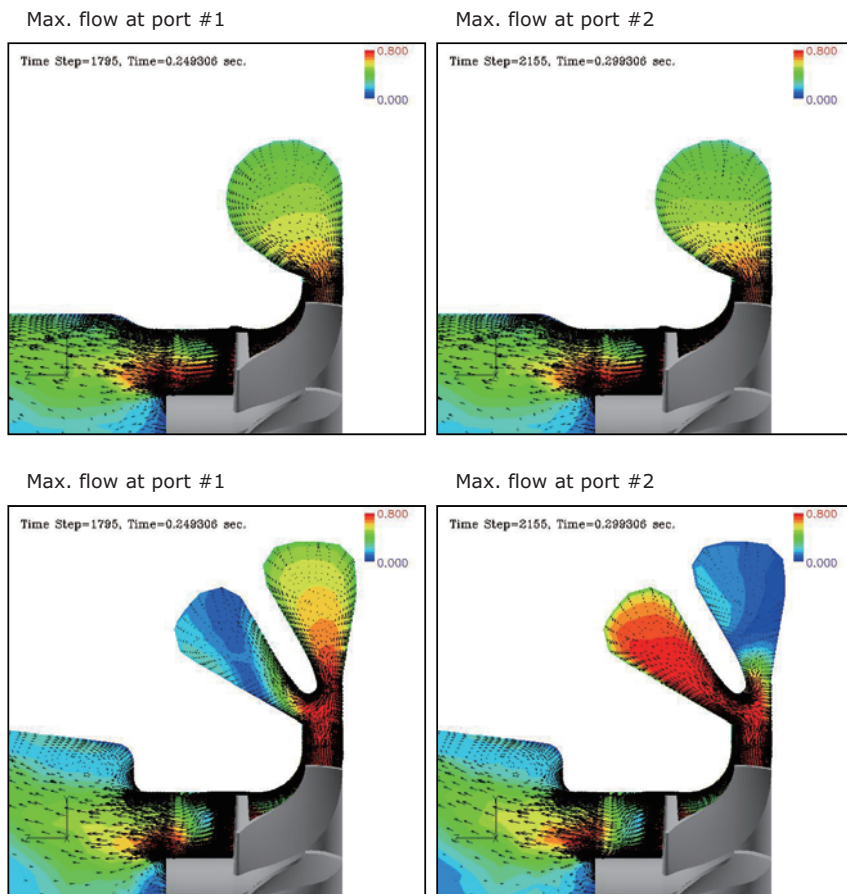


図13 瞬時マッハ数分布および速度ベクトル (上：シングルスクロール，下：ツインスクロール)

に対して、ツインスクロールでは、右室と左室の交互流入により、スクロール内での流速が高められている。非定常CFD解析より得られたタービン出力の時間平均値を図14に示す。シングルスクロールに比べ、ツインスクロールはタービン出力が27.5%向上する結果となっており、脈動流下においてより高い過給圧を発生させることができる。

このように、ガス流量の少ないエンジン低速域においては、エンジンの脈動圧を有効に活用できるタービンとその設計手法が必要である。脈動流下タービンの非定常

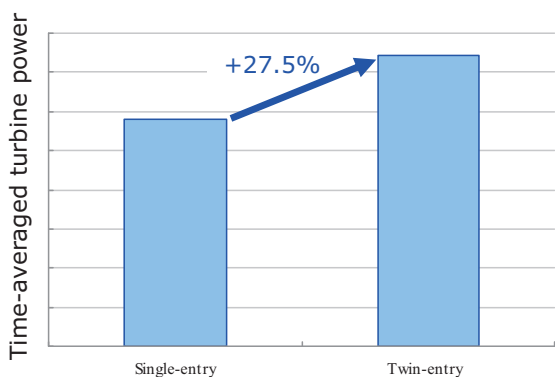


図14 タービン出力時間平均値比較

CFD解析は実用的なレベルになりつつあるが、一方でその検証となるべき実測データの取得が追いついていないのが現状である。今後、エンジン実用域での過給機性能の改善には、脈動流下でのタービンの挙動に関して、解析/計測の両面にて、研究開発が進められる必要がある。

4. ディーゼルエンジン用可変ノズルタービンにおける動静翼干渉による高サイクル疲労

ディーゼルエンジンは、ガソリンエンジンより熱効率が高く燃費に優れ、CO₂排出量が少ないという利点を持っているが、コモンレールによる燃料噴射技術の高度化やDPFなどの後処理技術の進化に加え、可変ノズル機構を持った可変容量型過給機による過給圧の最適化により、排ガス規制のクリアとともに、燃費および出力の向上を図ってきた。

小型ディーゼルエンジン用可変ノズル付き過給機とその模式図をそれぞれ図15、図16に示す。ガスの少ない低速時には、ベーンを閉じてタービンインペラへの流速を高めることにより、回転を瞬時に上げて応答性を改善し、ガスの多い高速時には、ベーンを開いて流れの閉塞を回避し、エンジンの背圧上昇による燃費の悪化を抑制する役割を担っている。このように低速から高速まで広い作動域をカバーする可変ノズルタービンは、近年の低燃

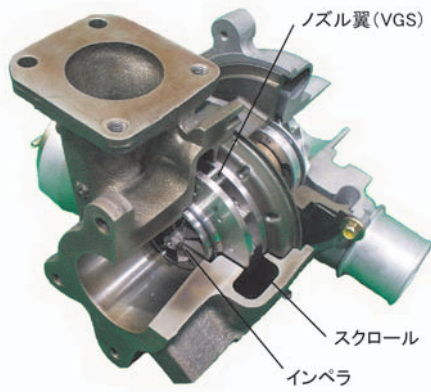


図15 可変ノズルベーン付き可変容量タービン

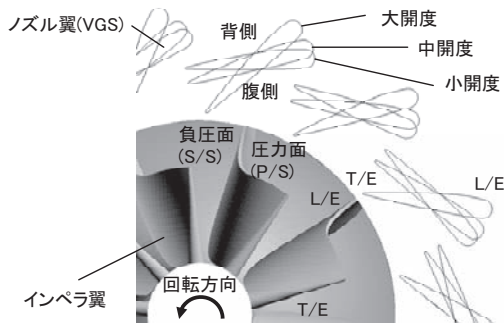


図16 可変ノズルタービン模式図

費・高出力な過給ディーゼルエンジンに欠かせないデバイスとなっている。

可変ノズルタービンのノズルベーンとインペラの動静翼干渉の問題は、車両過給機用タービンの非定常現象の中で、最も時間スケールの小さい問題である一方、翼共振によるタービンインペラの高サイクル疲労 (High Cycle Fatigue, 以下HCFと称す) は、過給機の致命的な損傷に繋がるため、可変ノズルタービンの設計において、重要かつ不可避な問題となっている。

HCFを完全に回避するためには、運転域に共振点を持たないように、すべての固有値が実用最高回転数外となるよう設計する、すなわちインペラの剛性を上げ、離調する設計が必要になるが、重量・慣性モーメントの増加や流体性能の低下などの問題から、燃費や応答性の要求を満たすことが困難となるケースが多いため、エンジン作動点での振動応力を予測、最小化する設計が必要となっている。

HCFの主な励振源は、高速回転によりインペラがノズル後流を通過する際に翼面に発生する周期的な圧力変動であるが、この圧力変動の大きさを精度良く見積ることが、HCF低減設計に非常に重要である。近年PCクラスターなどの並列計算機の普及により、大規模な非定常計算が可能となり、HCFの空力励振力の算出にも、非定常CFD解析によるノズルとインペラの動静翼干渉予測^{(7),(8)}を行ない、算出された励振力を外力とした振動応答解析により、振動応力を予測する手法が開発されて

いる⁽⁹⁾。

可変ノズルタービンの非定常CFD解析モデルを図17に示す。過給機は航空エンジンやガスタービンと異なり、翼枚数が非常に少なく、動静翼枚数も互いに素になるよう設計されているため、必然的に全周での非定常計算となる。本解析例では、ノズル14枚、インペラ9枚となっており、総格子点数は1600万点である。またノズルベーンとハブ/シュラウド壁の間には、ベーンが壁と接触することなくスムーズに稼動するための翼端隙間も考慮している。

ソルバーには社内開発の翼列専用CFDコードを用い、乱流モデルには航空分野で実績のあるSpalart-Allmarasモデルを適用している。計算領域は、ノズル入口からインペラ出口までの翼列領域のみであり、ノズル入口の境界条件は、スクロール部の1次元解析により算出している。

タービンインペラの固有値解析結果と振動モードを図18に示す。解析は、ノズル枚数による回転14次とインペラの固有振動数が共振する回転数にて行なっている。ま

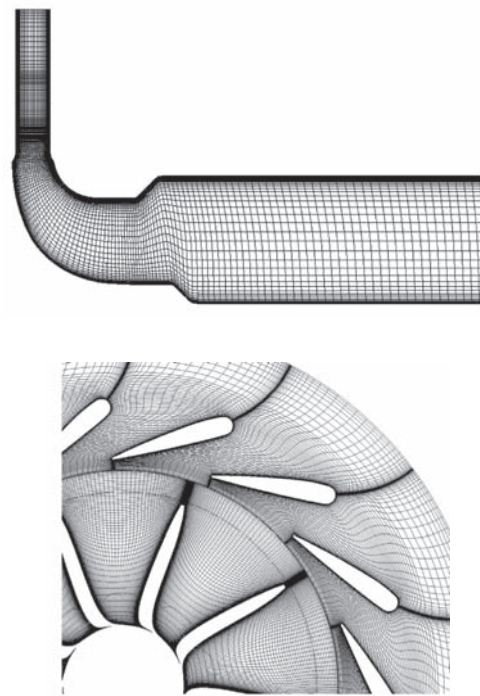


図17 可変ノズルタービンCFD解析計算格子 (上：子午面，下：翼間)

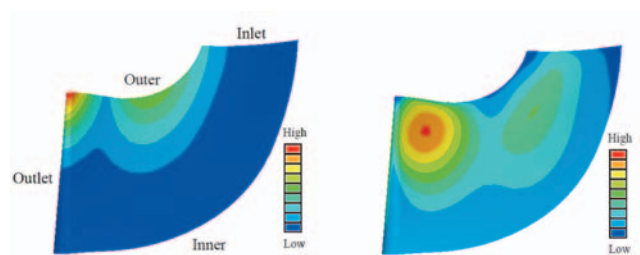


図18 タービンインペラ固有値解析結果 (左：振動モード，右：等価振動応力)

た本ケースでは、ノズル開度の違いがインペラ翼面上の非定常圧力変動に与える影響とそのメカニズムについて調査するため、回転数および膨張比一定で、異なる3つのノズルベーン開度について非定常解析を行なった。

非定常CFD解析により得られた、インペラ通過前後でのノズル翼端隙間流れとインペラ翼面圧力の変化を図19に示す。ここで流線の色は絶対マッハ数を示している。大開度においては、ノズル後縁とインペラ前縁が近接しているため、動翼通過によるポテンシャル干渉により、ノズル翼端からの流れが大きく乱されていることが判る。一方、小～中開度では、翼列間距離が拡大するた

め、ノズル翼端漏れ流れは、インペラのポテンシャル干渉の影響を受けにくくなっている。また小開度においては、インシデンスが過大であるため、インペラ前縁で大きな剥離を伴っており、流れが閉塞している様子が観察できる。

HCFの励振力となるインペラ前縁付近における圧力面と負圧面の差圧変動を図20に示す。小～中開度ではほぼ周期的な変動になっているのに対して、大開度ではノズルとインペラのポテンシャル干渉の影響により、非常に乱れた波形となっている。

また上記翼面圧力差変動をFFT解析し、励振次数毎

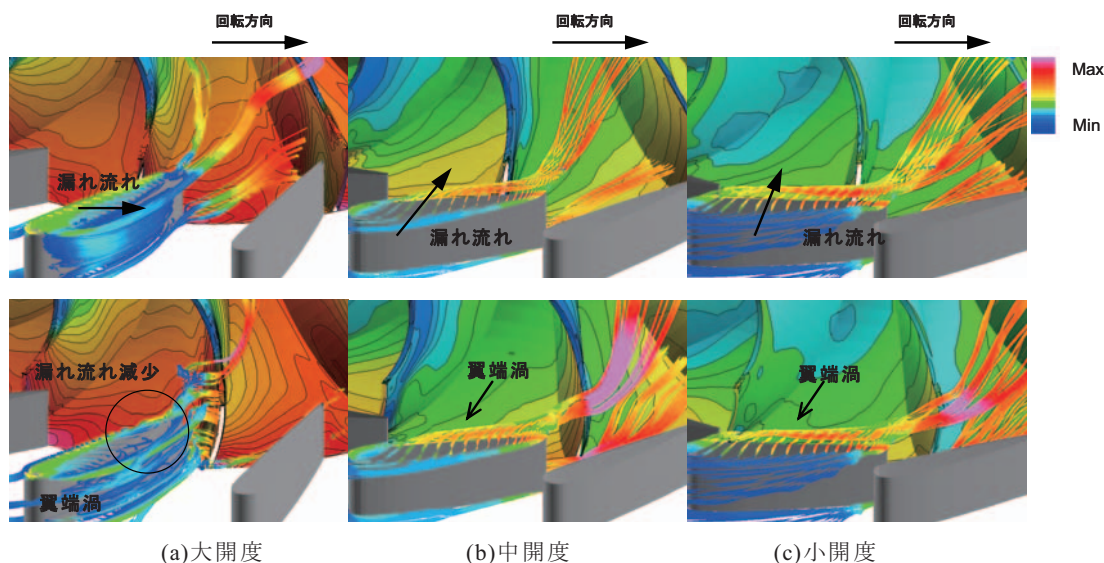


図19 ノズルクリアランス漏れ流れおよびインペラ翼面圧力変化 (上：インペラ通過前，下：通過後)

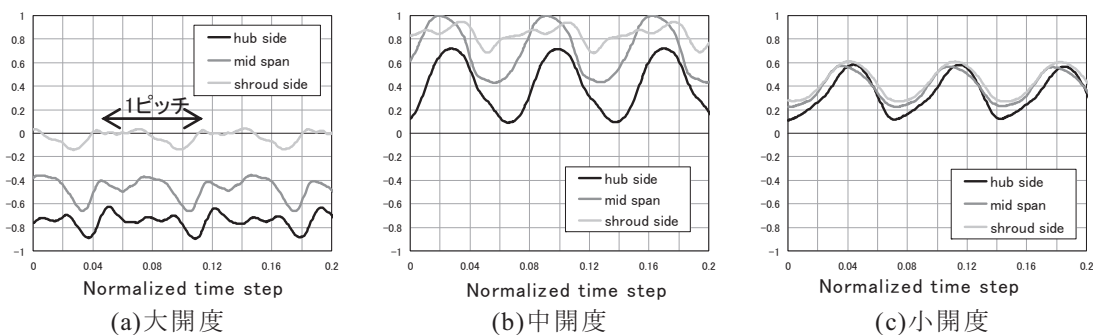


図20 インペラ前縁翼面圧力差変動時間履歴

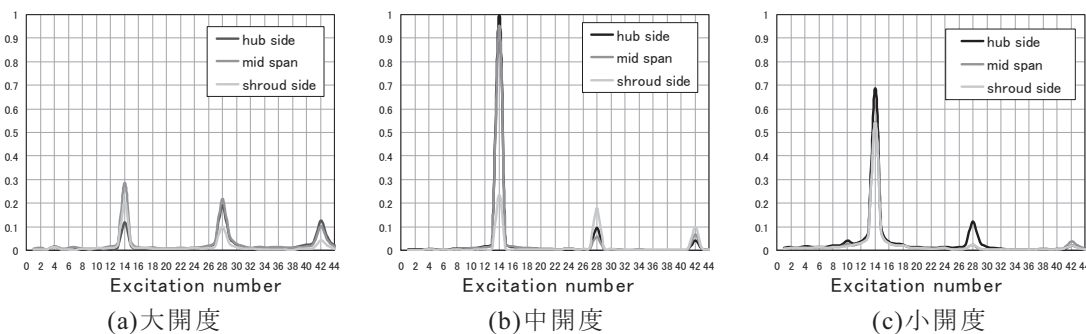


図21 インペラ前縁翼面圧力差変動FFT解析結果

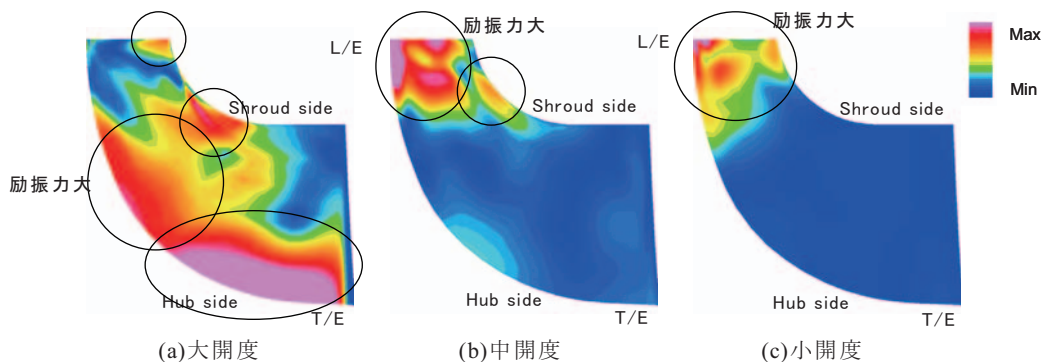


図22 ノズル枚数次インペラ翼面圧力差変動振幅分布

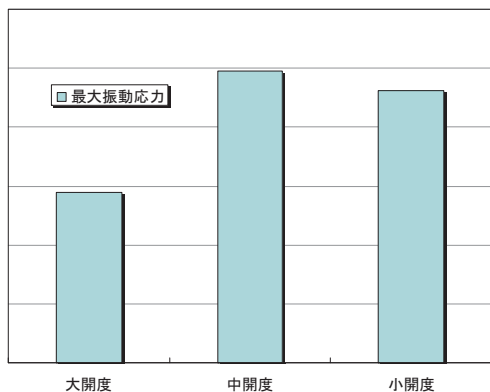


図23 インペラ翼振動応答解析結果

の変動振幅の大小を比較したものを図21に示す。大開度では、圧力変動の波形の乱れからノズル枚数次（回転14次）の成分が他の開度に比べて小さくなっている一方、中開度のミッドスパンにて、回転14次の成分が最も大きくなっており、本条件で翼振動の危険が高いことが推察される。

さらに上記の翼面圧力差変動のFFT解析処理を翼面全体について施し、ノズル枚数次成分の振幅をプロットしたものを図22に示す。ノズルの開度に依らず、インペラ前縁での励振力が大きいことに加えて、大開度ではミッドコード付近のハブ側で励振力が大きくなっていることが判る。

最後に、これら3つのノズル開度での励振力分布を外力として、翼振動応答解析を行ない、最大振動応力の値を比較した結果を図23に示す。インペラ前縁での励振力が最も大きかった中開度で最も振動応力が大きくなっており、よりHCFの危険性が高いことが判る。

このように可変ノズルタービンの共振設計において、ノズルとインペラの動静翼干渉の予測は、非常に重要なものとなっており、今後も非定常CFD解析を実設計に適用し、タービンインペラの低振動応力設計を進めていく。

5. おわりに

本稿では、車両過給機用タービンで発生する様々な時間スケールでの過渡/非定常現象と、それによって引き起こされるLCF, HCF, 脈動流などの技術課題に対す

る研究開発動向について述べた。

今後、自動車の環境適合への要求はより一層厳しくなるが、電気自動車の普及には航続距離やインフラの問題から、しばらくの時間を要すると推察される。その間、内燃機関の継続的な改善は続き、過給ダウンサイジングがその主流の一つであることは、間違いのないだろう。

キーハードである過給機には、更なる高性能化、高品質化が求められ、定常性能あるいは静的強度検討のみでは、市場要求を満たすことはもはや困難であり、本稿で述べた非定常あるいは動的現象へのアプローチが、今後より一層重要となると考える。

参考文献

- (1) Heuer, T., "Thermomechanical analysis of a turbocharger based on conjugate heat transfer", ASME GT2005-68059, 2005
- (2) 岩佐 能孝, "車両用過給機タービンハウジングの熱応力予測技術の開発", 第63回ターボ機械協会総会講演会, 2010
- (3) 伊藤 康太郎, "エキマニー一体ターボチャージャのハウジング熱応力解析", 第38回日本ガスタービン学会定期講演会 (徳島), 2010
- (4) Baines, N.C., "Turbocharger turbine pulse flow performance and modeling-25 years on", 9th International Conference on Turbochargers and Turbocharging, IMechE, 2010
- (5) Iwasaki, M., "Comparison of turbocharger performance between steady flow and pulsating flow on engines", SAE paper 940839, 1994
- (6) Hellstrom, F., "Effects of inlet conditions on the turbine performance of a radial turbine", ASME GT2008-51088, 2008
- (7) Kawakubo, T., "Unsteady rotor-stator interaction of a radial-inflow turbine with variable nozzle vanes", ASME GT2010-23677, 2010
- (8) 太田 聖子, "動静翼干渉によるラジアルタービン翼の非定常空力励振力に関する研究", ターボ機械講演会
- (9) Hattori, H., "Mistuned vibration of radial inflow turbine impeller", Journal of Fluid Science and Technology, 2008

特集：熱流体の非定常現象

部分負荷時の蒸気タービン内部の非定常流れ

妹尾 茂樹*¹
SENOO Shigeki

キーワード：タービン，段落，逆流，偏流，渦流，体積流量

1. はじめに

本報告では、約30%以下の負荷（出力）で運転される場合の、蒸気タービン内部流れについて述べる。負荷は、質量流量の減少、または排気圧力増加などによるエンタルピー落差の減少により、小さくなる。その場合、下流段側から段落圧力比が低下し、その段落での体積流量は減少する。段落圧力比と体積流量とが、設計値より大幅に小さい状態で運転されるタービン段落では、本来翼に対して回転エネルギーを与えるべき作動流体は、逆に翼から運動エネルギーを与えられる。すなわち、翼の回転運動が支配的な流れ場となり、軸方向には段落スケール、半径方向には翼長スケールの大きな逆流、偏流、渦流が生じ、その流れ場は非定常に変動する。

この部分負荷時の非定常流れは、タービン効率を低下させるだけでなく、風損による温度上昇や、翼振動の原因となり、信頼性を低下させる可能性を持つ。実際の発電用蒸気タービンでは、適正な運転範囲を設定すること、温度上昇時にはタービン出口部でスプレー水を噴霧して温度上昇を抑えること、翼を高減衰構造を持たせることなどにより、信頼性を確保している。

一方近年、発電用として定格条件で運転されることの多かった大型蒸気タービンにも、より幅広い運転範囲に対応できる柔軟な運用能力が求められてきている。その背景には、出力変動が大きく、その制御が難しい自然エネルギーの利用拡大がある。そのため、部分負荷時の蒸気タービン流れ場の把握が、従来以上に求められている。

特に翼振動に関しては、変動流体力スペクトルが、回転数の整数倍だけでなく幅広い周波数帯域を持つため、回転数に対する離調に加え、翼を高減衰構造にするなどの対策が必要となる。そのため、翼、負荷、流量や蒸気条件に対し、どの段落で、どれくらいの非定常流体力が発生するかを評価することが、蒸気タービンの低負荷側への運転範囲拡大のために重要である。

2. 蒸気タービン内部流れ

本章では、後述の説明の理解を助けるために、蒸気

タービンの構造と流体的な特徴について簡単に説明する。

図1に、1000MW級超臨界圧蒸気タービンの断面図を示す。蒸気タービンは、約250気圧（25MPa）、600℃の蒸気を、20以上の段落を用いて、真空（5 kPa）まで膨張させることで、回転エネルギーを取り出す。蒸気圧力によって、高圧、中圧と低圧タービンの、三つのケーシングに分けられる。体積流量の大きい低圧タービンは、二つのケーシングからなる。ケーシング中央から入った蒸気は、両端に向かって分流し、最終段を出た後、排気室で下方に向きを変え、復水器で水に凝縮される。また低圧タービンでは、蒸気温度が低いために体積膨張率が大きく、下流にいくに従って段落高さは、急激に大きくなる。

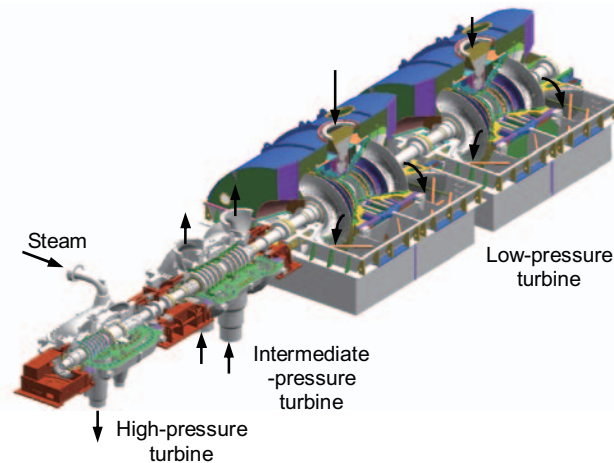


Figure 1. Steam turbine (1000MW class)

3. 部分負荷時の流れ場の特徴

本章では、部分負荷運転時の蒸気タービン内の流れ場に関して、試験から明らかにされている知見をまとめる。

図2は、体積流量が小さい時の試験による流れ場⁽¹⁾を示す。体積流量が減少すると、最終段出口内周側に逆流域（渦）が生じ、流れは外周側に偏る。さらに体積流量が減少すると、内周側の逆流域が大きくなり動翼と干渉し、同時に外周側の静動翼間にも新たな渦が生じる。

図3は、低負荷・高排気圧運転時の、蒸気タービン内

原稿受付 2011年1月20日

*1 (株)日立製作所 エネルギー・環境システム研究所
〒319-1221 日立市大みか町7-2-1

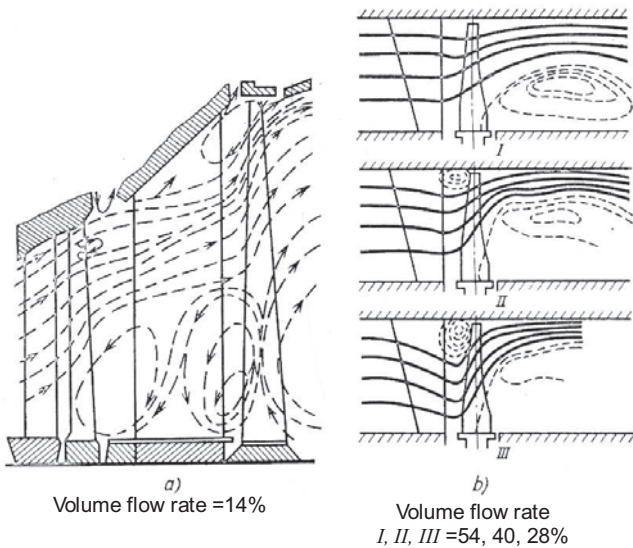


Figure 2. Reverse flows at low volume flow⁽¹⁾

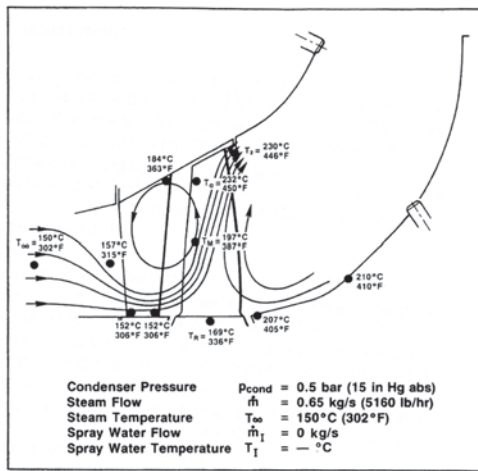


Figure 3. Measured temperature in model last stage blade⁽²⁾

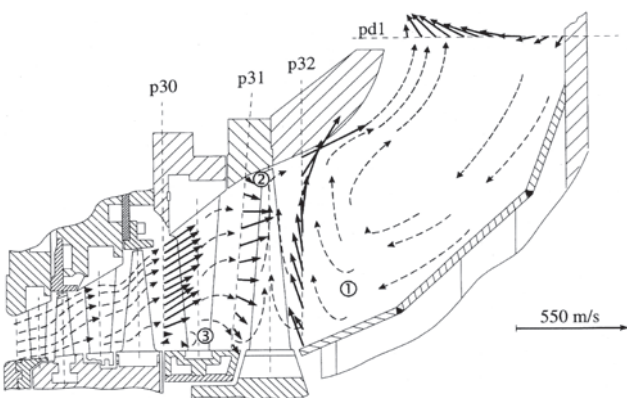


Figure 4. Flow characteristic with measured velocity components in the traversing planes (Volume flow rate = 13.3%)⁽³⁾

の温度計測結果⁽²⁾である。動翼先端部では、風損により温度が上昇しており、その影響が静翼外周側にも及んでいることから、外周側静動翼間で逆流が生じていること

がわかる。

図4は、縮小試験タービンの、低負荷運転状態（体積流量13.3%）の流れ場の計測結果から推定した速度ベクトルである。計測には、大きな半径方向速度成分も測れるように開発した7孔ピトー管と、Kulite社製の非定常圧力センサー付きプローブを用いている。p30, p31, p32, pd1で示した破線がトラバースの位置である。また、①, ②, ③で示すのは逆流（渦）が生じている位置で、最終段およびその上流段の動翼出口内周側と、最終段静動翼間外周側に、逆流が生じていることがわかる。

以上のような試験結果より、部分負荷運転時の蒸気タービン内の流れ場は、次の特徴を持つと考えられる。

①体積流量が減少すると、最終段動翼部の流れは、動翼の遠心力により外周側に偏り、その外向き流れを補うために、動翼出口内周側で排気室側から逆流が生じる。

②さらに体積流量が減少すると、内周側の逆流域は動翼内部にまでおよぶ。静翼部では、動翼根元に流れを供給するため、逆に外周から内周に向かう流れが生じる。そのため、外周側の静動翼間にも逆流（渦）が生じる。

③さらに体積流量が減少すると、流れの慣性力に対する、動翼遠心力の相対的な効果がより大きくなるため、偏流が大きくなり、動翼内周側と静動翼間外周側の逆流（渦）が、翼高さ方向に大きくなり、また軸方向上流側にも広がる。

このように定性的な流れのパターンは、明らかにされてきているが、その流れが非定常に変動する範囲と、タービン流路形状、蒸気条件や運転条件との定量的な評価法は、まだ確立されていない。そのため、第4章で述べる試験タービンによる計測、第5章で述べる数値流体解析を用いた評価が重要となる。

4. 試験タービンによる計測

本章では、試験タービン内部の、逆流域や、流れの非定常変動が大きくなる領域を特定する計測手法^{(4),(5)}について述べる。

図5に、試験タービン装置の外観を示す。実機低圧タービンの排気室側4段を縮小したタービンで、縮小比倍だけ回転数を大きくすることで、実機と、速度三角形や翼に作用する応力などが相似⁽⁶⁾となるように設計されている。多段タービンの4段だけを取り出しているため、低負荷時には自立回転できない。そのため、インバータモーター発電機を用いて回転数を制御した。

逆流域の計測方法について説明する。図6に示すように、入口と各段落の下流を、全圧・全温管プローブ（図7）を、半径方向にトラバースする。半径位置を固定した状態で、全圧・全温管を軸周りに10°刻みで360°回転させ、全圧が最大となる方向を流れが来る方向とした。プローブは、図7に示すように、長手方向に複数の全圧孔を設け、同時に複数の半径位置を計測することで、計測時間の短縮を図った。

図8に流れ角と逆流域の定義を示す。また、図9に約5%負荷時の、最終段下流の全圧360°計測結果を示す。先端部(白丸)では、全圧のピークは明確であり、回転方向に近い上流側から流れが来ている。定格点での最終

段出口絶対流速は、ほぼ軸流(0°)を向くように設計されているが、部分負荷時には動翼前後の圧力差が小さくなり、翼間での流れの加速が小さいため、回転する動翼により与えられる周方向運動量が支配的となり、回転方向に近い流れ角で流出する。一方、根元部(黒丸)では、全圧のピークは明確でない。下流側から流れが来て

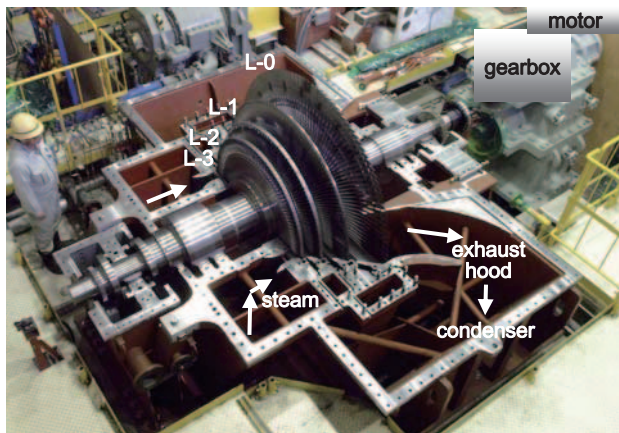


Figure 5. Photo of the 4-stage LP test turbine

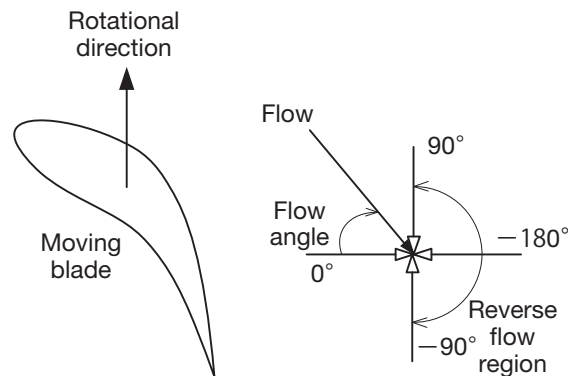


Figure 8. The definitions of flow angle and reverse flow region

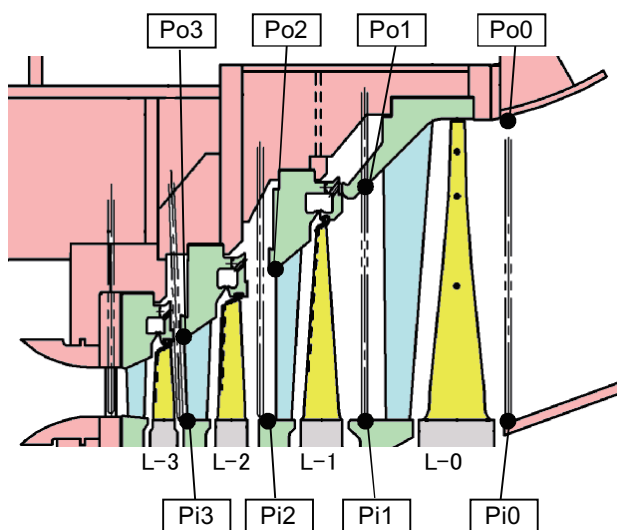


Figure 6. Longitudinal section of the test turbine with the locations of the unsteady pressure sensors (black circles) and the traversing planes of the multi-hole total pressure and temperature probes

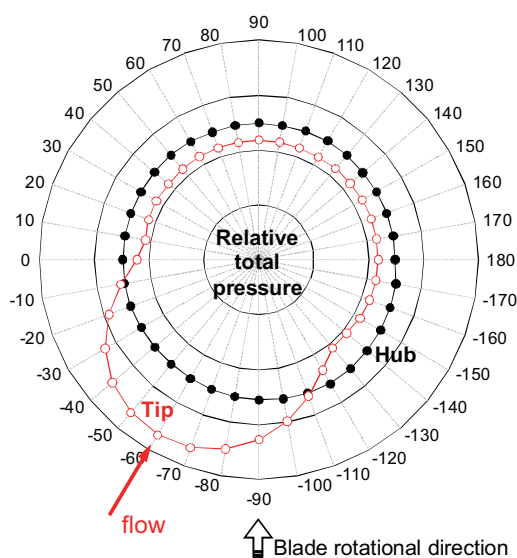


Figure 9. Total pressure distributions around 360 deg at tip and hub after the last stage (about 5% load)

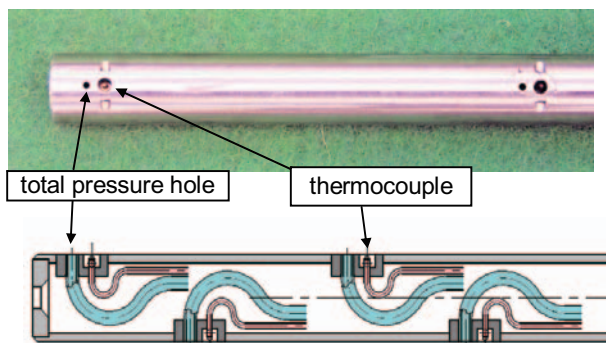


Figure 7. Multi-hole total pressure and temperature probes

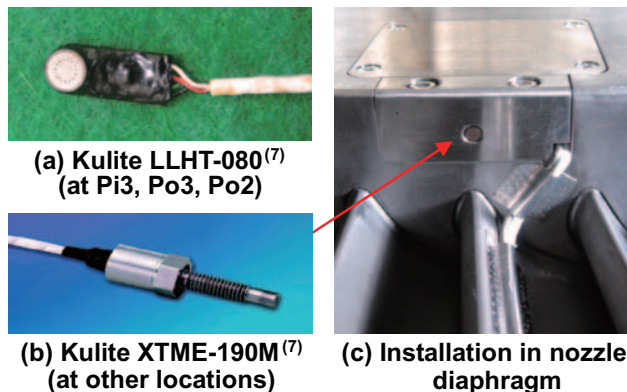


Figure 10. Unsteady pressure sensors

いる領域と考えられるが、その逆流流速の絶対値が大きいためである。

すなわち、逆流範囲を特定することは重要だが、流体の非定常性の強さは、逆流渦そのものによるものではなく、渦を含む流れ場全体が変動することによって考えられる。

次に、流れの非定常性の強さを計測するために、図10に示す非定常圧力センサー⁽⁷⁾を、段落間側壁(図6)に設置した。設置スペースの小さいPi3, Po3, Po2には、薄型(図10(a))、設置スペースに余裕があるそれ以外の五つの場所では、ねじ込み型(図10(b))のセンサーを用いた。圧力センサーの固有振動数は120kHz以上と高く、周波数特性が平坦な領域での使用を考慮すると、10kHzオーダーの変動圧力場の計測は可能である。これは、対象としている翼の固有振動数が数kHz以下のオーダーであることに對し、十分である。

計測結果は、次章の数値流体解析結果と合わせて示す。

5. 数値流体解析による評価

数値解析による研究は、最終段動翼内周側の逆流を、準三次元段落流体解析⁽⁸⁾や三次元段落流体解析⁽⁹⁾した研究、高压タービン内の逆流を、三次元多段落流体解析⁽¹⁰⁾した研究、低压タービン4段分の非定常流れを、準三次元多段落流体解析⁽⁴⁾した研究等が報告されている。三次元流体解析は、流れの詳細を把握できる利点があるが、静動翼間、段落間の境界条件として、周方向平均量をやりとりするミキシングプレーンを採用しているため、静動翼や段落間にまたがる逆流や渦流を捉えることは難しい。また、ミキシングプレーンを使わずに、多段落の全周非定常流れ解析を、設計評価として行うことは、現状の計算機能力では、計算規模と計算時間が大きすぎる。

本章では、準三次元多段落非定常流体解析の手法と、前章の試験タービンに適用した結果⁽⁴⁾について述べる。

5.1 流体解析手法

解析の支配方程式には、圧縮性非粘性流体の質量、運動量(三成分)、エネルギーの保存則を円筒座標系で記述し、周方向平均を取った式を用いた。翼正圧面から負圧面にかけての圧力勾配があるため、軸対称の仮定が成立しない翼部では、翼が流体におよぼす力を外力として与えた。その翼力は、翼のキャンバー角とリーン角(周方向の傾き角)を境界条件として与え、流れが翼面に沿う条件と、翼力が翼面に垂直に作用する条件、さらに周方向の運動量保存則を用いて計算するようにモデル化した。

部分負荷時の低压蒸気タービンの内部流れには、次のような特徴がある。

- ① 作動流体が相変化を含む蒸気(理想気体でない)
- ② マッハ数は亜音速から超音速(最大2.0超)
- ③ 強い非定常性

これらの流れ場の特徴を考慮して、以下の解析手法を開発し、適用した。

① 蒸気の状態方程式を、離散テーブルとして予め作成しておく。格子点では、圧力、温度、湿度の値そのものだけでなく、密度、比内部エネルギーに対する二階までの微分値を持つ。熱力学量を求める点が、格子内部にあったとき、周囲の四つの格子点をそれぞれ基準にして、二次のテーラー展開式を用いて内挿、さらにそれら4点の値を線形補間することで、蒸気の熱力学関数の二階微分までの連続性を保証する。

② 対流項の離散化には、近似Riemann解法を用いた。近似Riemann解法は、対流項の流束差ベクトルを特性波の方向に風上化することで、衝撃波や膨張波を含む遷音速流れに対して、高精度かつ安定に数値解を求められる手法である。近似Riemann解法の定式化には、通常は理想気体の仮定が用いられているが、それを一般の熱力学特性を持つ流体に適用できる形に一般化した。

③ 時間微分項に、Crank-Nicolson法とNewton法を用いて半陰的に定式化された基礎方程式を、近似因子化法(Approximate Factorization Algorithm)を用いて解くことで、時間精度を二次精度とした。

手法の詳細は文献^{(4),(11)-(13)}を参照いただきたい。

解析の目的は、負荷や蒸気条件に応じて、逆流や流れが非定常変動する範囲を求めること、さらには翼にかかる変動流体力スペクトルを求めることである。低压タービン下流段動翼の、評価対象とする固有振動数は、数kHz以下であるため、流体変動も数kHzまでのスペクトルが評価できればよい。代表流速を200m/sとすると、変動周波数200Hzの空間スケールは1m、1kHzでは0.2mと、翼長や翼コード長オーダーである。このような空間スケールを持つ流体変動は、翼の遠心力や段落スケールの圧力場が支配的となって引き起こされ、非粘性を仮定した準三次元解析によっても捉えることができると考えられる。

5.2 流体解析結果

流体解析は、前章の試験で計測された入口全圧、全温、流れ角、出口静圧を、境界条件とした。本節では、その解析結果を、試験結果と合わせて示す。

図11に、図5に示す試験タービンを対象にした、解析格子を示す。軸方向格子は一つおきに示した。また、出口領域の一部は示していない。解析要素数は、軸方向に720、半径方向に30の合計21,600個を用いた。

図12に、20%、5%、0%負荷に対する、平均流れ場の流跡線図を示す。太い曲線が平均流れ場の逆流域の最大高さを示す。白丸は、試験タービンの全圧管トラバースより求めた逆流域の最大高さ、黒丸は、解析の各時刻の逆流最大高さを時間平均した位置で、垂直な線はその標準偏差を示す。

20%負荷では、外周側への偏流は、最終段動翼部での

み起こっており、それに伴う逆流も最終段出口内周側でのみ起こっている。

負荷を5%に低減すると最終段動翼部で、遠心力により外周側に向かう流れが強くなり、最終段出口の逆流高さも大きくなる。また、外周側の、流れが内周に向かう静翼部と、外周に向かう動翼部との間で渦が生じる。また、上流段(L-1)でも、動翼部での外周側に向かう偏流、段落出口内周部での逆流、外周側静動翼間で渦という最終段と同じ流れのパターンが生じている。L-2段落出口内周側にも逆流渦ができています。

負荷を、ほぼ無負荷(0%)にすると、逆流域はさらにL-2段にまで広がり、最終段やL-1段と同じ偏流、逆流、渦流のパターンが生じている。

試験と解析の逆流最大高さを比較すると、20%と5%負荷では良い一致を示し、非定常性の強い無負荷のケースでも、ほぼ標準偏差の範囲内で両者は一致している。また、解析により得られた流れ場のパターンは、試験により得られている知見(第2章)と良く一致している。

図12には、時間平均値を示したが、実際はこれらの流れ場は変動している。それを、図13に示す側壁圧力変動の標準偏差で分析する。L-2段下流(P_{i2} , P_{o2})と、最終段下流(P_{i0} , P_{o0})の値を示す。横軸は環帯速度と呼ばれる平均軸流速度で、タービン形状が決まっている場合、体積流量と同じ意味を持つ指標である。黒丸が、20%、10%、5%、0%負荷の解析結果であり、負荷が大きいほど環帯速度は大きい。白丸が非定常圧力センサーで計測した試験結果である。解析結果は、試験結果の傾向を良く再現できている。20%負荷時には、最終段出口でのみ圧力変動が大きいですが、負荷が減少するに従って上流段の圧力変動も大きくなる。0%負荷時には、逆流範囲が上流に向かって広がるだけでなく、流体変動の大きさも増大していることが分かる。

以上のように、準三次元多段落非定常流体解析により、部分負荷時の多段落にわたる偏流、逆流、渦流が解析でき、その逆流範囲や、非定常変動の特性が評価できる。

6. おわりに

蒸気タービンの部分負荷時の非定常流体现象を解明し、精度良く評価できることが、タービン効率だけでなく信頼性の面からも求められている。試験や解析を用いて、現象の理解が進み、非定常流体場の評価手法の精度が向上すれば、より低い負荷においても、信頼性を確保した設計が可能となり、蒸気タービンの運用可能範囲が広がる。負荷変動の大きい自然エネルギーの利用を普及させるためにも、柔軟な運用ができる蒸気タービンの開発は重要であり、本報告で述べた負荷を小さくした場合の、非定常流れ場に関する研究が進むことが望まれる。

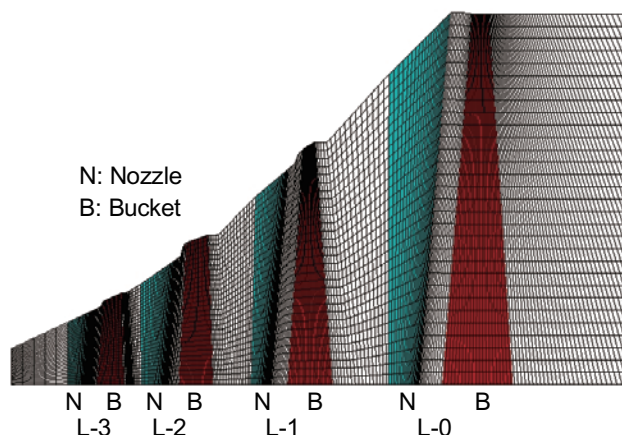


Figure 11. Computational grids, every two grids shown in axial direction

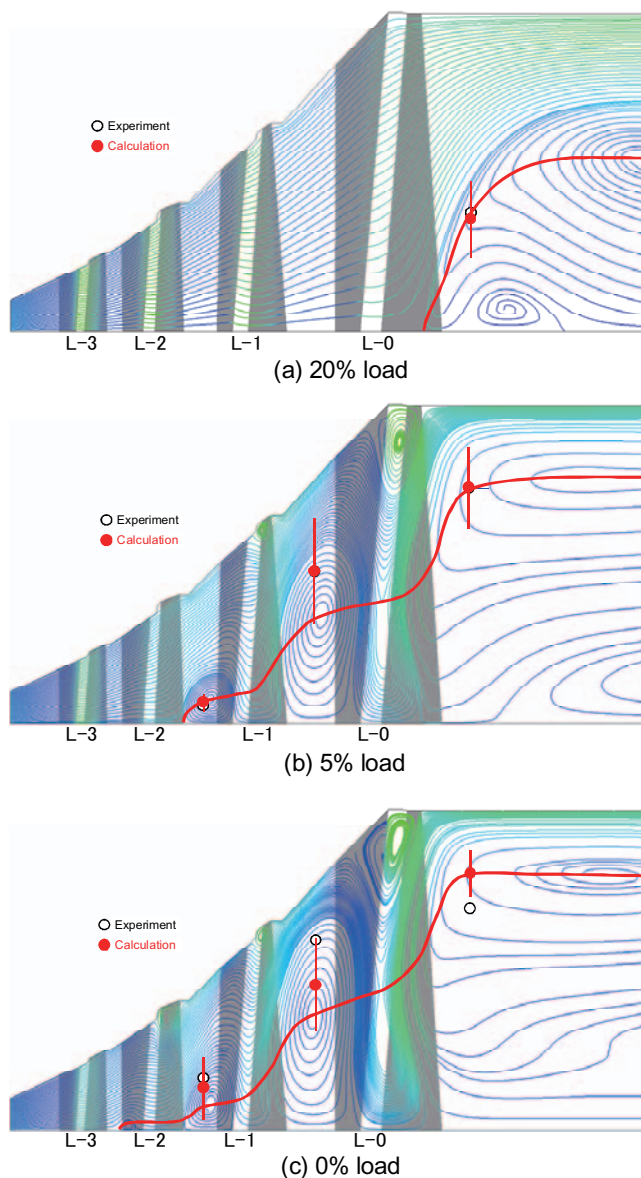


Figure 12. Path lines calculated by average flow field and comparison of reverse flow regions with experimental results

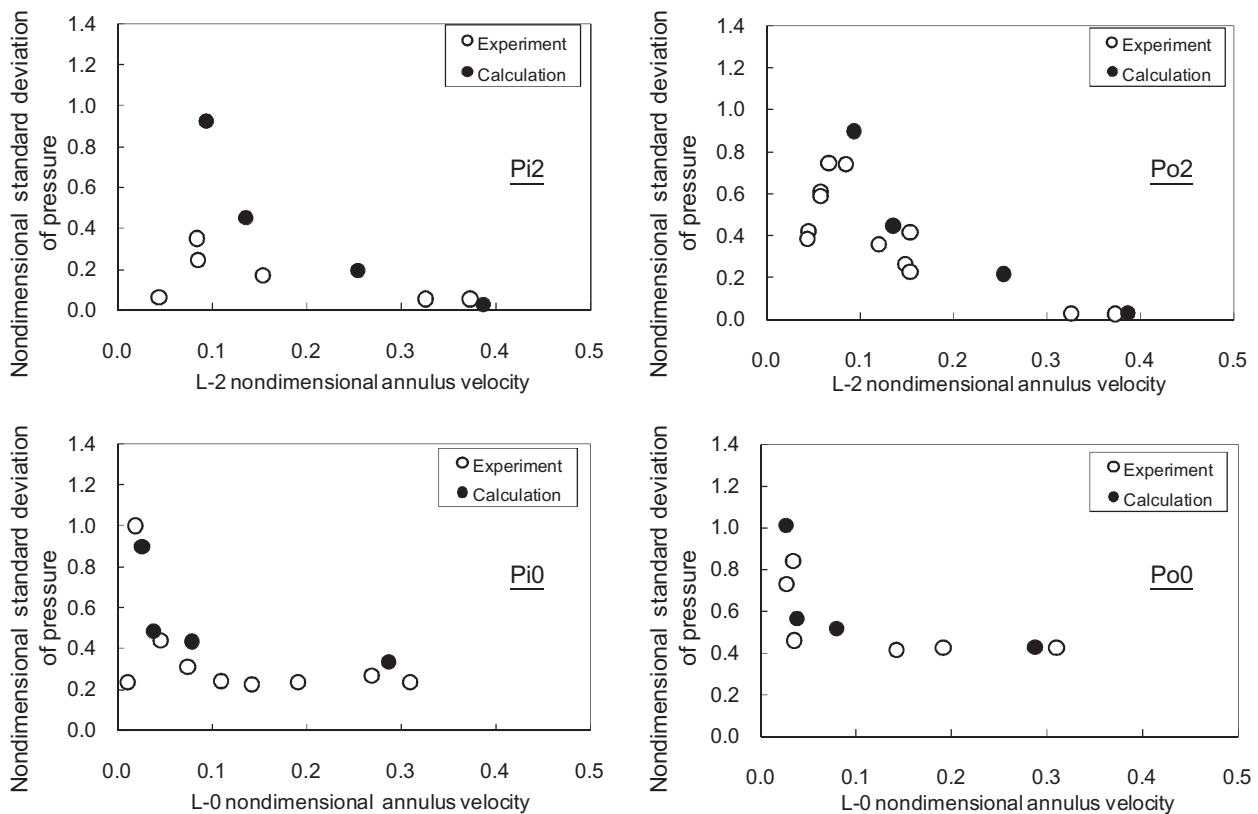


Figure 13. Comparison of experimental and calculated standard deviations of pressure on the inner and outer side walls

参考文献

- (1) ア・ヴェ・シチェグリヤエフ, ベェ・エス・トロヤノフスキー共著, 1982, 池田隆監訳, 永島俊三郎訳, 蒸気タービン—理論と構造—, 第7章 状態変化時のタービン性能, 三宝社
- (2) Bergmann, D., Gloger, M., May, G., and Gartner, G., 1985, "High Temperature Control in High Backpressure LP Turbines," Proceedings of American Power Conference, pp.219-229
- (3) Truckenmueller, F., Gerschuetz, W., Stetter, H., and Hosenfeld, H-G., 1999, "Examination of the Dynamic Stress in the Moving Blades of the Last Stage in a Low-pressure," IMechE 1999 C557/024, pp.757-768
- (4) Senoo, S., Segawa, K., Hamatake, H., Kudo, T., Nakamura, T., and Shibashita, N., 2010, "Computations for Unsteady Compressible Flows in a Multi-Stage Steam Turbine with Steam Properties at Low Load Operations", Proceedings of ASME Power 2010, POWER2010-27096, pp.1-12
- (5) 瀬川清, 2010, 蒸気タービン内部流れの計測技術, ターボ機械, 38-9, pp. 532-539
- (6) 角家義樹, 原田正勝, 渡辺英一郎, 間瀬正隆, 金子康智, 1992, スケールモデル蒸気タービンによる振動相似則の検証, 日本機械学会論文C編, Vol.58, No.555, pp.3189-3195
- (7) Kulite product brochure for the pressure transducer
- (8) 増沢近統, 足立武司, 渡辺英一郎, 石田正弘, 2000, 低圧タービンの低負荷運転における流動特性の数値解析と実験検証, 日本機械学会論文集 B編, Vol.66, No.649, pp.2282-2289
- (9) 増沢近統, 平野雄一郎, 石田正弘, 2001, 蒸気タービンの低負荷運転における低圧最終段動翼内逆流現象の三次元数値解析, 日本機械学会論文集 B編, Vol.67, No.660, pp.1990-1996
- (10) Herzog, N., Binner, M., Seume, J.R., and Rothe, K., 2007, "Verification of Low-Flow Conditions in a Multi-stage Turbine," Proceedings of ASME Turbo Expo 2007, GT2007-27328, pp.1-12
- (11) Senoo, S., and Shikano, Y., 2002, "Non-equilibrium Homogeneously Condensing Flow Analyses as Design Tools for Steam Turbines," Proceedings of the 2002 Joint US ASME Fluids Engineering Division Summer Conference, FEDSM2002-31191, pp.1-8
- (12) 妹尾茂樹, 2006, 蒸気特性を考慮した数値解析技術, ターボ機械, 34-4 pp.227-234
- (13) 妹尾茂樹, 鹿野芳雄, 2003, 蒸気の熱力学特性に基づいた圧縮性流体数値解析法, 日本機械学会論文集 B編, Vol.69, No.678, pp.293-300

特集：熱流体の非定常現象

燃焼器内における非定常現象

柏原 宏行^{*1}
KASHIHARA Hiroyuki

堀川 敦史^{*1}
HORIKAWA Atsushi

野中 嘉治^{*1}
NONAKA Yoshiharu

阪本 智浩^{*2}
SAKAMOTO Tomohiro

小林 正佳^{*3}
KOBAYASHI Masayoshi

キーワード：燃焼器，乱流，混合，微粒化，燃焼振動，不安定燃焼

1. はじめに

地球環境への負荷を低減するため、太陽光や風力、バイオマスなどの再生可能エネルギーが注目を集めている。ただし現状再生可能エネルギーで供給出来る割合は限られており、化石エネルギーは依然主要なエネルギー源であることには変わりなく、地球環境負荷低減のためには化石エネルギーの有効利用つまり高効率発電技術などが必要とされている。そのためガスタービンを原動機とするコンバインドサイクル発電システムやコージェネレーションシステムには今後ますます高い熱効率、熱利用率がもとめられており、最新の事業用発電設備における大型ガスタービンでは、タービン入口温度（TIT）が1600℃にも達している。このような高温化の一方で、NO_xなどの排出基準は、ますます厳しくなっており、さらなる低NO_x燃焼器の開発が求められるため、様々な研究がなされている。ここでは非定常現象に関係する燃焼器内での事象の一部について紹介する。

2. 燃焼器内における現象

低NO_xをねらったガス燃料焚きドライ低エミッション（DLE）燃焼器では、ガス燃料と空気の予混合状態、保炎に影響を与えるバーナから燃焼器内へ噴出する予混合気の流動状態、それら予混合気の燃焼反応状態が研究の対象となる。また液体燃料を用いる場合には、液体の噴霧微粒化状態や蒸発過程などが加わる。ガスタービン燃焼器では、レシプロエンジンなどの間欠燃焼と異なり、これらの現象がシームレスに行われるため、燃焼器内で起こっている現象は一見定常であるように思われがちである。しかし、詳細に各現象を見ていくと非定常な現象が支配している事がわかる。本報では、これらガスター

ビン燃焼器内で起こっている非定常現象について、コンピュータでのシミュレーションや実験結果を取り混ぜてご紹介する。

3. 液体燃料の噴霧微粒化

当社では、独立行政法人 新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）の「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」を通じ、部分希薄予混合型の低NO_x燃焼器の開発に取り組んでいる。図1に燃料噴射弁を示す。バーナの構造としては、気流微粒化（エアブラスト）タイプであり、二重スワラの間設置された壁面の内周側に液膜を形成し、壁先端部に到達した液体を内・外各スワラからの空気で挟み込み微粒化させるものである。図2に大気開放場での噴霧パターンを示す。低NO_x燃焼の実現には、燃料噴霧の分散、蒸発、混合気の形成を把握する必要があるが、実機条件（実温、実圧、大空気量）での計測は難しい。また、気流微粒化の様な複雑な現象を扱える数値解析技術の研究開発は進んではきているが、いまだ実機への適用段階には至っていない。そこで当社では、慶應義塾大学の松尾研究室と共同で液体の挙動の解析技術の構築、さらにはその検証のためのモデ



図1 部分希薄予混合型燃料噴射弁

原稿受付 2011年1月24日

*1 川崎重工(株) 技術開発本部 技術研究所 熱技術研究部
〒673-8666 明石市川崎町1-1

*2 川崎重工(株) 技術開発本部 システム技術開発センター
電子制御技術部

*3 川崎重工(株) ガスタービンビジネスセンター
技術総括部 要素技術部

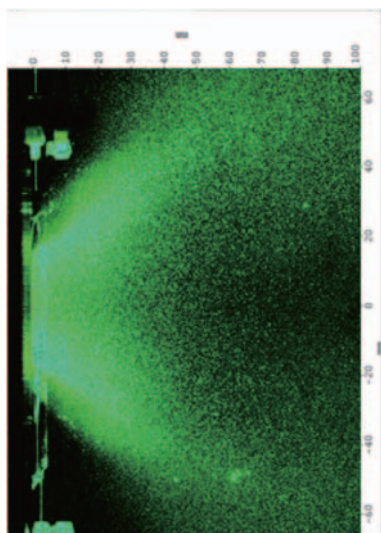


図2 燃料噴射弁からの噴霧パターン

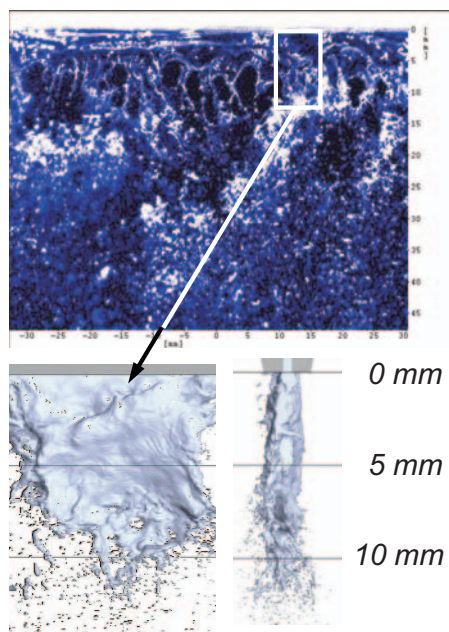


図4 液膜から液滴への分裂
可視化計測 (上), CFD解析 (下)

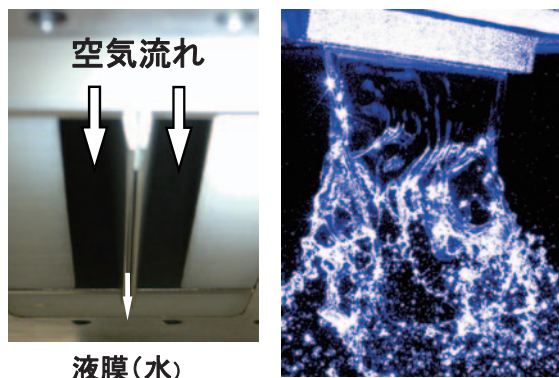


図3 二次元モデルの液膜生成部 (左)
気流の影響を受け変形する液膜 (右)

ルを用いた液膜挙動可視化計測を行っている。図3に気流微粒化を模擬した二次元での実験モデルと、気流により変形する液膜の状況を示す。解析では界面張力を考慮して自由表面流を解析する数値的手法 (CIP-LSM)⁽¹⁾により液膜挙動、液滴への分裂過程の再現にトライしている。

図4に液膜出口付近 (液膜出口から下流に15mm) での液膜の挙動ならびに液柱の形成、液滴への分裂の様子を示す。一方解析では、これらの液体の挙動を捉えることに主眼をおいている。図5に液膜出口から15mm下流での数値解析と、抜山-棚沢の式⁽²⁾からそれぞれ得られた粒径分布を示す。まだ計算の途中段階ではあるが、気流との干渉により液膜表面に見られる形状や液膜の分裂位置などを定性的に再現するのに成功している。

4. バーナ部における燃料/空気混合

低NO_x化のために希薄予混合燃焼方式が採用されるケースが多いが、この場合ガスタービン燃焼器においては、バーナから供給される予混合気の混合状態が、NO_x排出性能に大きく影響を与えることが知られてい

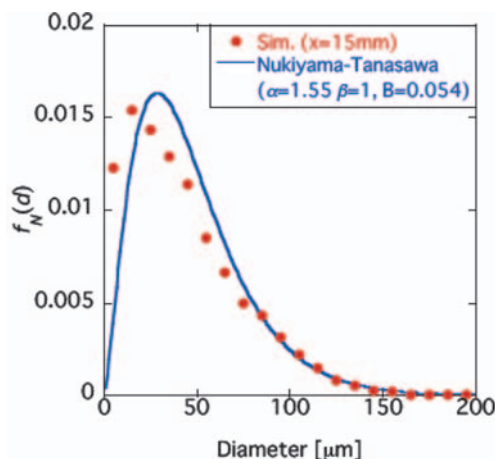


図5 液膜出口から15mm下流での粒径分布 (解析結果)

る。そのため理想的なバーナ部では、空間的かつ時間的に燃料濃度が均一化された予混合気になっていることが求められる。この燃料と空気の混合を促進するためには、強い乱流場と十分な距離 (滞留時間) を取る必要があり、最近の希薄予混合燃焼方式による低NO_xをねらったガスタービンでは、予混合距離が十分取られる設計がなされている⁽³⁾。そのため火炎をバーナ先端にアンカーするのではなく、積極的にリフト火炎を発生させ、予混合を促進させているものが見受けられる。

図6は、ラジアルスワローを用いた予混合メインバーナを備えたガスタービン燃焼器である。このメインバーナ部をもちいて、バーナ出口近傍における燃料濃度分布可視化試験を行った。可視化の手法としては、燃料にアセトン蒸気を添加したトレーサレーザ誘起蛍光法を利用し、コールド条件で行った。使用したレーザはパルス発振タイプで、30パルスの照射回数を積算して計測し

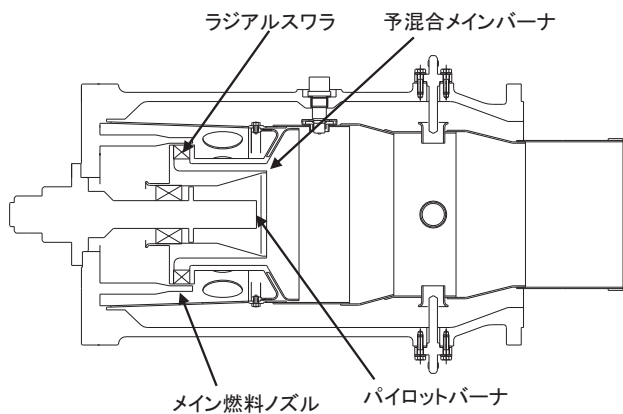


図6 ガスタービン燃焼器

た結果を図7に示す。計測結果に見られる濃度分布はスムーズである。一方、図8はレーザ1パルスのみで計測した瞬時の濃度分布結果であり、燃料濃度に濃淡があることがわかる。これはバーナ出口において、予混合気の燃料濃度が時間的に変動していることを示している。予混合気がこの時間的な燃料濃度変動を持ったまま燃焼反応に移行した場合、燃料濃度の濃い部分では当然火炎温度は高くなりサーマルNO_xが出やすくなる。一方燃料濃度の薄い部分では十分な火炎温度の上昇が得られず未燃の排出につながる場合がある。

従来、ガスタービンのバーナ部における燃料濃度分布を最適化するために、製品設計段階ではRANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes Simulation) を用

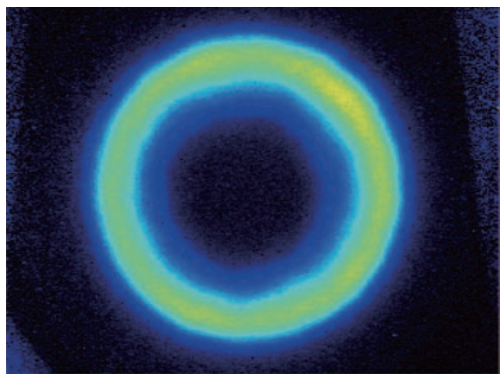


図7 積算平均での濃度分布

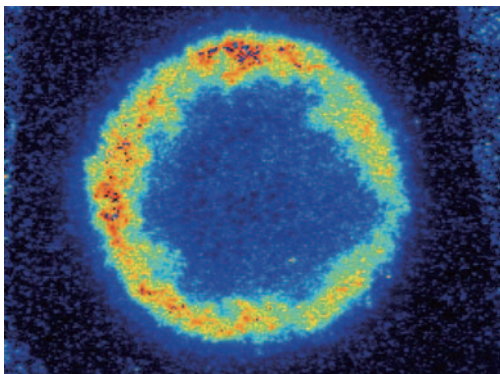


図8 レーザ1パルスでの濃度分布

いた数値解析手法が多く利用されているが、NO_x排出量のシングルデジットを目指したガスタービン燃焼器の開発においては、時間的変動成分まで踏み込んだバーナ出口での燃料濃度分布評価が必要とされている。

5. LESによるガスタービン燃焼器の数値解析

ガスタービン燃焼器の開発においては、昔から実際に燃焼器を製作し燃焼試験を実施して性能を評価し、さらに改良を加えていく方法が主流であり、現在でも変わらない。これはガスタービン燃焼器内での現象が、乱流場がかつ燃焼反応を伴う非正常であることから、RANSを用いた解析手法ではNO_xなどの定量的な評価が難しいからである。しかし、近年ガスタービンは高効率化を目指して、大型化、高圧力比化が進んだ関係から、実圧での燃焼試験を実施するに当たって、莫大な設備コストや運転コストが発生するようになってきた。一方解析技術で用いる計算機能力は急速に向上し、それに伴い非正常での解析技術も急速に発展してきている。そのため最近の燃焼器開発では、燃焼器内での詳細な現象把握ならびに試作・実験コスト低減の観点から非正常解析技術が積極的に用いられるようになってきている。ただし、いまだメーカーの設計作業においてDNS (Direct Numerical Simulation) を用いるには、計算機性能において課題があり、DNSは大学などにおいてマイクロガスタービンなどの小型燃焼器の解析に適用が始まった段階である⁽⁴⁾。そこでメーカーにおける設計業務では、現在DNSよりコンピュータの負荷が少なく、かつ非正常現象を扱えるLES (Large Eddy Simulation) が導入されつつある。

当社でも燃焼状況の詳細な把握を可能としNO_xの定量評価により燃焼器の設計、開発に活用するため、LESによる燃焼解析技術の開発を北海道大学の大島研究室と共同で実施している。

5.1 解析手法

5.1.1 乱流場の解析モデル

燃焼器内部流れのような高速の流れ場においては、大小様々なスケールの渦が存在し複雑な乱流場となる。現在の計算機性能で、これら全てのスケールの渦を解像し解析を行うことは困難であるため、通常は乱流場に対してモデル化を行う。

本研究で用いるLESは、計算格子で解像できる大スケール渦に関して直接計算する手法である。計算格子で解像できない小スケール渦については、挙動が普遍的であるとモデル化を施している。現状用いられている、乱流場を時空間平均するRANSと比較すると計算負荷は大きくなるが、RANSでは考慮できない、瞬時、瞬時の渦の状態や燃焼状態（火炎の変動）を捉えることができる。

5.1.2 燃焼モデル

燃焼現象は多数の化学種による化学反応と、流れ場との相互作用のうえに成り立っており、そこに含まれる現象すべてを考慮して完全な数値解析を行うことは、計算コストの点からいまだ現実的ではなく、燃焼反応に対しても何らかのモデリングが不可欠である。ここでは乱流火炎は層流火炎片の集合体であるとし、flamelet approachを用いている。これは流れ場が化学反応に与える影響はマクロな火炎形状を変形させるだけであり、火炎反応帯の構造までは関与しないものと考え、化学反応を解く代わりに火炎面を表現するスカラー量Gと混合分率の輸送方程式を解き、その燃焼状態を表現する手法 (2-scalar flamelet モデル) である。

5.1.3 使用した解析コード

本研究では流体解析コードとして、LESモデルと2-scalar flamelet モデルを連成し、乱流燃焼場の解析を行うことができるFrontFlow/redを用い、検討を行った。FrontFlowは文部科学省次世代IT基盤構築のための研究開発「革新的シミュレーションソフトウェアの研究開発」において開発された国策ソフトウェアであり、無償で使用可能である。また地球シミュレータなどのスーパーコンピュータにも対応しており、内部の詳細についてもアクセスが可能となっている。

5.2 検討対象および条件

本研究の検討対象である中型ガスタービン用DLE (Dry Low Emission) 燃焼器の計算モデルを図9に示す。解析領域は、燃焼器のスワラから燃焼器後端部に付加した解析を安定させるためのバッファゾーンまでの領域とする。境界条件としては各バーナ流入面から混合気が燃焼器内に流入する。混合気は一様の流速分布で流入し、燃料と酸化剤は完全に混合した気体を仮定した。壁面はすべり無し断熱壁条件とし、総格子点数はおよそ600万点となっている。

解析は表1に示すリグ試験条件 (AFR39: case 1 / AFR44: case 2) において実施し、解析より得られるNO_x値に関しリグでの燃焼試験結果と比較を行うことで、LES燃焼解析によるNO_x評価の妥当性を検証した。燃料および酸化剤はそれぞれメタンおよび空気となっている。

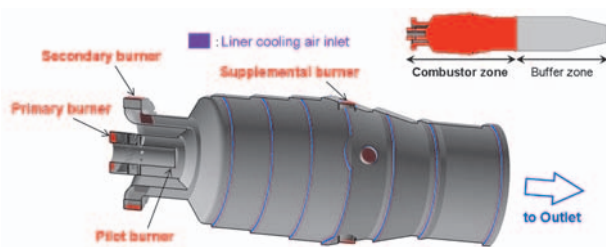


図9 ガスタービン燃焼器計算モデル

表1 計算条件

	case1	case2
燃料温度(°C)	27	27
空気温度(°C)	490	490
空気圧力(MPa)	0.258	0.258
流量(kg/s)	0.778	0.801
AFR	39	44

(AFR: Air / fuel ratio)

5.3 結果

図10にcase 1 の条件において、LES燃焼解析により得られた速度分布および温度分布を示す。これまでの解析手法 (RANS) では再現し得なかった、流れ場の微小変動や火炎のしわなどを捉えていることがわかる。

図11にLES解析により得られた速度分布の時間平均値およびRANS解析により得られた速度分布を示す。どちらの手法においてもスワラを出た流体が燃焼器壁面方向に広がり、中心軸付近で循環領域を形成している傾向は同様である。しかし、RANS解析においてはLES解析よりも中心軸付近における逆流を過大に評価する傾向に

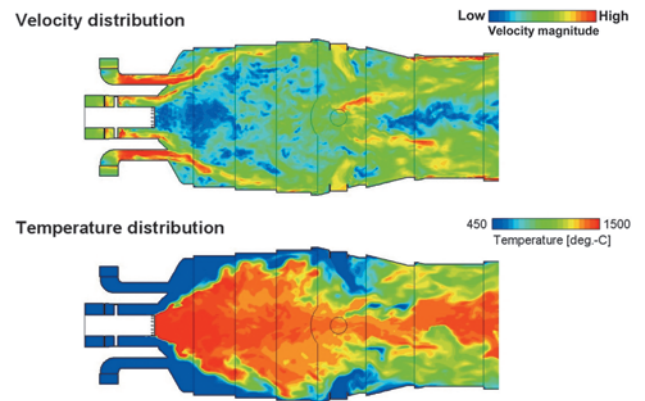


図10 LES燃焼解析により得られた速度分布および温度分布 (瞬時値)

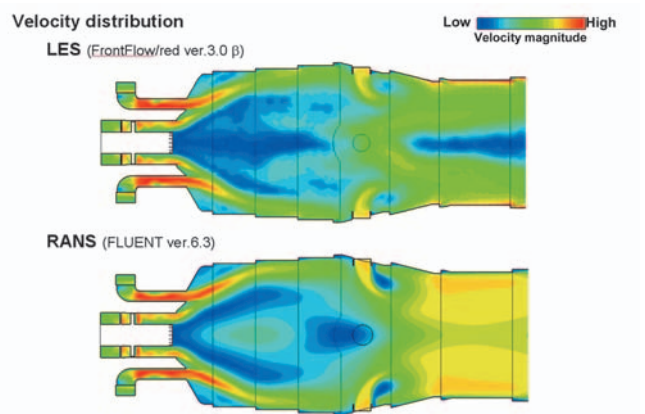


図11 LES解析により得られた速度分布の時間平均値とRANS解析との比較

ある。またLES解析では、追焚き孔の下流域における反応および流れの加速がRANS解析よりも小さく見積もられている。

図12にサーマルNO_xおよびプロンプトNO_xの生成量分布を示す。生成されるNO_xの大半はサーマルNO_xであり、高温領域となるパイロットバーナ直下流で多く生成されていることが分かる。

図13にcase 1 およびcase 2 の条件において、数値解析より求めたNO_x生成量のリグ試験結果との比較を示す。NO_x生成量の定量的な評価は数値解析では実験よりも若干小さい値となっているが、オーダーは同程度であり、負荷の変動に対する生成量変化も同様の傾向となっている。定量的な評価の差異の原因としては、完全予混合と仮定し流入分布の実現象との相違などが上げられ、今後、これらを加味することで予測精度の向上が期待される。

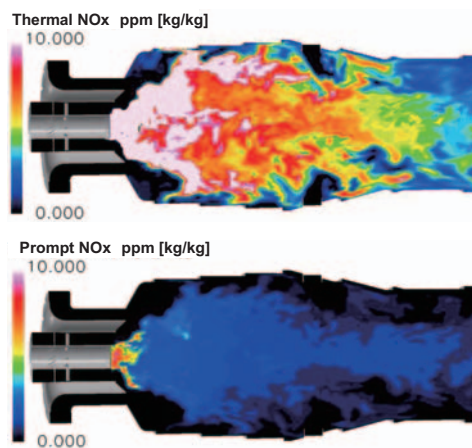


図12 サーマルNO_xおよびプロンプトNO_xの生成量分布

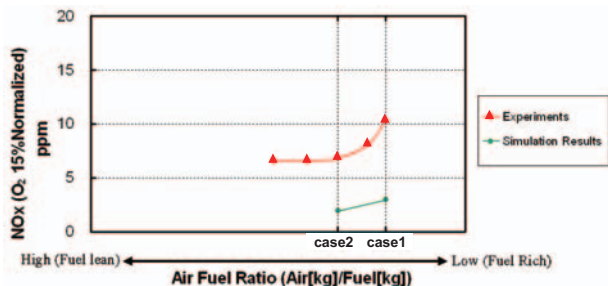


図13 数値解析におけるNO_x評価の試験結果との比較

6. 燃焼振動

希薄予混合燃焼方式は低NO_x化の主流技術であるが、その採用に伴い燃焼振動などの不安定燃焼の問題が発生するようになってきている。燃焼振動は排ガス性能を悪化させるばかりでなく、場合によっては強い圧力振動によりエンジン自体を破壊に至らしめる場合もあり、燃焼器における重要な研究項目となっている。燃焼振動に対する具体的な方策としては、燃焼制御による燃焼振動発生条件の回避や振動エネルギーを減衰させる音響ライナ⁽⁵⁾、ヘルムホルツレゾネータ技術などがある。また燃

焼器内で発生している振動を検出し、燃料供給ラインに組み込まれた高速応答バルブを用いて燃焼器内に噴射する燃料流量を変動させ、燃焼器内火炎位置での熱発生変動を能動的に抑制する技術⁽⁶⁾などがある。ここでは、当社で試みた燃焼振動回避制御のための基礎研究として試作燃焼器での燃焼振動と排ガス特性調査と制御方法ならびにヘルムホルツレゾネータの例を紹介する。

6.1 燃焼振動回避制御

試験は中型ガスタービン用に設計された試作燃焼器を用いて燃焼器単体での中圧リグ試験設備において実施した。燃焼器には混合を促進するために強旋回を発生させるラジアルスワローを用いたメインバーナ、その中心部にベンチュリーバーナを用いたパイロットがあり、それらが燃焼器ライナヘッド部に設置される。さらに燃焼器ライナの側壁には予混合式の追い焚きバーナがあり、合計で3系統の燃料ラインを備える。燃焼試験条件は、圧力0.3MPa、燃焼器入口空気温度420℃で空気流量は一定として試験を実施した。試験においては、パイロット燃料割合は一定とし、メインバーナへの燃料割合を燃焼器の定格燃料流量の57%、60%、64%の3条件とし、各条件においてパイロットバーナを除く残りの燃料は追い焚きバーナから供給し、100%の定格条件から徐々に追い焚き燃料を減少させて燃焼振動の発生検出ならびに排ガス特性の計測を行った。本燃焼器の特徴としては、予混合追い焚きバーナを備え、負荷変動に関しては追い焚きバーナの焚き量を変化させることにより、NO_x排出値に大きく影響与えることなく負荷変動が可能となっている。

図14、図15にそれらの試験結果を示す。メイン燃料割合が64%の条件では、トータルでの燃料流量が燃焼器の定格燃料流量に対して83%まで減少したときに燃焼振動が発生し、NO_x及びCOが急激に上昇した。メイン燃料割合が60%の条件では、先ほどよりメインバーナが希薄になることからさらに低いNO_x値が観測されるが、トータル燃料が87%以下で燃焼振動が発生した。さらにメイン燃料割合を減らしたメイン燃料割合57%条件で

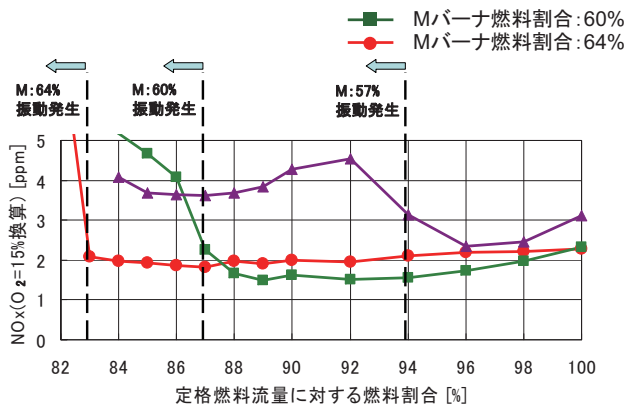


図14 排ガスNO_x (O₂=15%換算) と燃焼振動発生条件

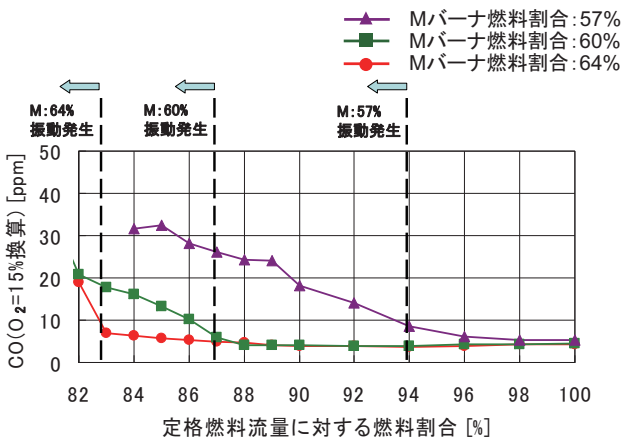


図15 排ガスCO (O₂=15%換算) と燃焼振動発生条件

は、トータル燃料流量が94%以下で振動が発生した。これらの結果を模式的にまとめると、図16のようになり、燃焼振動を回避しながら最小のNO_x値をねらえるのは、非常に限られた範囲であることがわかる。

燃焼振動はいったん共鳴周波数にはいると、燃焼器内の圧力変動が燃焼器への空気供給と燃料ノズルからの燃料供給量に変動を与え、場合によってはこれらが原因で、燃焼器内に濃い混合気、薄い混合気が繰り返し供給される。濃い混合気が燃焼した時には大きな熱発生とそれに伴う多くのNO_xを発生させ、同時に圧力が上昇する。一方その後続く希薄な混合気では、小さな熱発生しか伴わないため、十分な燃焼温度に達せず未燃が発生すると考えられる。本試作燃焼器での燃焼振動発生状態はまさにその状態と思われ、燃焼振動が発生した場合には、NO_x、未燃成分両方の排出量が増加している。なおメイン燃料割合が57%の条件では、メインバーナ部が一番希薄であるにも係わらず、定格でのNO_x値が高くなっている。これはメインが薄い分、追い焚きバーナからの投入燃料量が増えて追い焚きからのNO_x発生が増えたためと考えられる。

図17に燃焼振動回避制御のフローを示す。制御ではあらかじめ取得された燃焼器の振動・排ガス特性のデータ

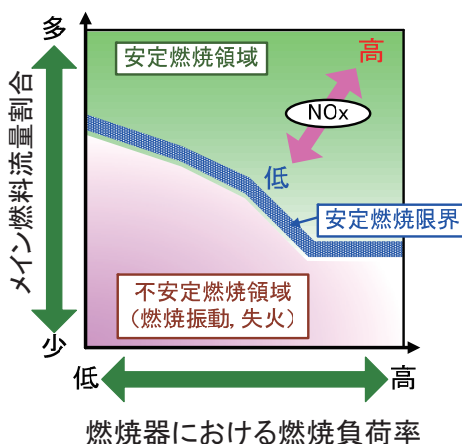


図16 試作燃焼器における燃焼特性 (振動燃焼, 排ガス特性)

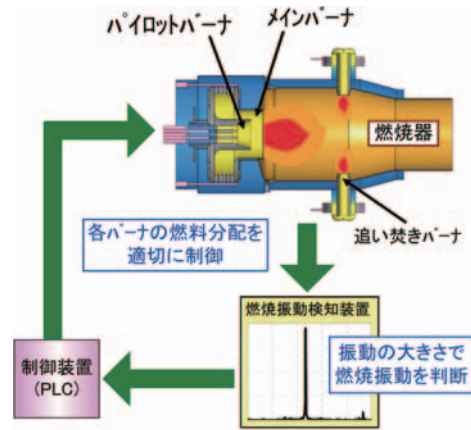


図17 燃焼振動回避制御のフロー

ベースを元に、要求荷に応じた総燃料流量でのメイン燃料・追い焚き燃料割合を決定し、そこからさらに燃焼振動が実際に発生する条件を自動探査し、燃焼振動が発生した場合には、メインと追い焚きバーナの燃料配分を安定燃焼側に戻して燃焼振動を抑制する。

6.2 ヘルムホルツレゾネータによる振動減衰

次に当社で実施した航空用燃焼器に対して燃焼振動の抑制の対策例を紹介する。2000年から2003年に経済産業省の委託研究として「環境適合型次世代超音速推進システム」研究開発プロジェクト (通称ESPR) が実施された。環境適合性の1つに低NO_x化がある。超音速巡航時は成層圏を飛行するため、排出されるNO_xがオゾン層に与える影響が大きいとされ、当時のNASAによるシミュレーション結果によると、超音速機から排出されるNO_x排出量を15E.I.NO_x以下に抑えればオゾン層破壊への影響を無視できると考えられた⁽⁷⁾。そこで、本プロジェクトではシミュレーションの不確定要素も考慮して、5E.I. (プロジェクト発足当時の低NO_x技術で想定される排出量の約1/7) という厳しい目標を掲げて燃焼器の開発を実施した。

この目標を達成するため、NO_x低減ポテンシャルの高い希薄予混合予蒸発方式が採用された。図18にESPRプロジェクトで開発された燃焼器の主断面を示す。高出力条件での低NO_x化と、低出力条件での安定燃焼を両立するため、燃焼器内側バンクに低出力から最高出力までエンジン全作動点で使用するパイロット燃料噴射弁、そして外側バンクにはメイン燃料噴射弁を配置したダブルアニュラ燃焼器形態を採用している。この燃焼器では希薄燃焼のため燃焼用空気はすべて燃料噴射弁から流入し、希積空気孔を持たない。そのため燃焼振動が発生した場合のダンピング効果が小さいことが懸念された。そこで本燃焼器では燃焼振動に備えて、振動緩和のためのヘルムホルツレゾネータを装着する事となった。

燃焼器の直径および長さなどのサイズから、燃焼振動が発生する場合の周波数の概算は可能であるが、実際の

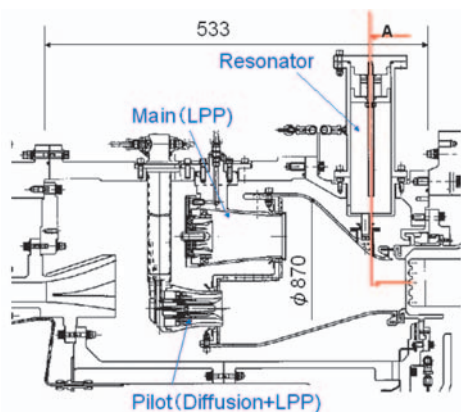


図18 ESPR希薄予混合燃焼器

燃焼器ではその複雑な形状から、予想された周波数とは正確に一致しないことも想定する必要があった。このため、図19に示すように複数のヘルムホルツレゾネータを燃焼器の周上に配置した。またレゾネータはスクリューに装着された仕切板位置を調整することにより体積を変えられる構造とし、チャンバ体積を少しずつ変化させている。この状態でアニュラ燃焼試験を実施した。図20に「環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発」(ESPR)における試験ユニットの外観を示す。この設定条件において燃焼試験中燃焼振動は発生する事が無かったが、一旦、燃焼器固有の振動周波数および強度が判明すればその振動に特化して対応するレゾネータを調整することが可能である。

7. おわりに

燃焼器内で起こっている現象についてはいまだわからないことが多く、流れや混合状態、燃焼解析に非正常の観念をとり入れることにより、やっと現象解明に向けた入口に立った感がある。今後もこの方面の研究がさらに

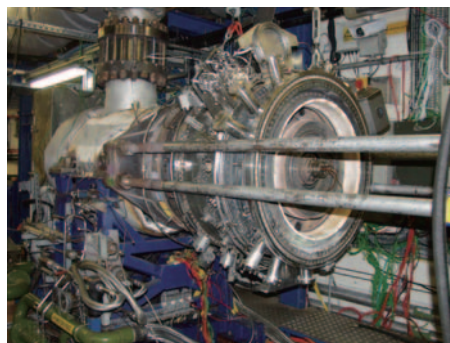


図20 ESPRアニュラ燃焼器試験ユニット

発達し、環境の保全などに役立つようになることを望む。最後に、本報を執筆するにあたり、慶應義塾大学理工学部の松尾教授ならびに北海道大学工学部の大島教授から資料のご供与をいただきましたことに、深く感謝いたします。

参考文献

- (1) 姫野武洋, 渡辺紀徳, 日本機械学会論文集, B編 65 (635), 2333-2340, 1999-07-25
- (2) 抜山四郎, 棚澤 泰, 機械学会誌 41 (254), 507-508, 1938-05-01
- (3) L.B. Davis, S.H. Black, http://www.gepower.com/prod_serv/products/tech_docs/en/downloads/ger3568g.pdf
- (4) 店橋護, 福島直哉, 宮内敏雄, ながれ: 日本流体力学会誌 29 (2), 85-90, 2010-04-25
- (5) 田中克則, 西田幸一, 秋月渉, 日本ガスタービン学会誌, 38 (2), 91-96, 2010-03-20
- (6) 立花繁, ジマー ロレント, 黒澤要治, 鈴木和雄, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-034, 1-14, 2007-03
- (7) Shaw, Robert J., Gilkey Samuel, and Hines Richard, ISABE, (1993)-7064,p.

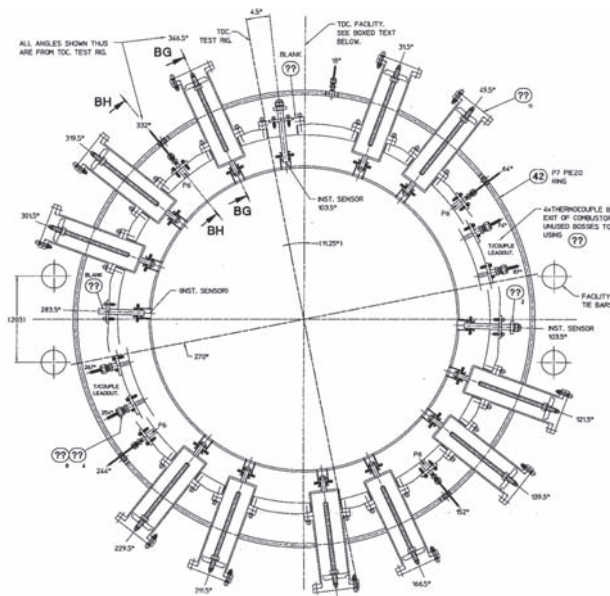


図19 ヘルムホルツレゾネータ (図18 断面A-A部)

特集：熱流体の非定常現象

航空機用エンジンの騒音低減

石井 達哉*¹
ISHII Tatsuya大石 勉*²
OISHI Tsutomu田中 望*²
TANAKA Nozomi賀澤 順一*¹
KAZAWA Junichi

キーワード：Aero-Acoustics, Aircraft Noise, Jet Engine, Jet Noise, Fan Noise, Notched Nozzle, CFD

1. はじめに

航空機用エンジンは非定常現象の塊である。高温高压ガスを噴出するノズル、ファン、圧縮機、タービンなどの高速回転要素、高熱負荷に曝される燃焼器、高压ブリード弁など至る所に見られる。これらの熱流体の非定常性はエンジン空力騒音の発生源となるため、この現象把握は航空機騒音に対処する上で鍵になる。本解説では、エンジンの非定常現象の中で騒音への寄与度の高いジェット騒音とファン騒音を取り上げて、その技術動向と筆者らの最近の研究を紹介する。

2. エンジン騒音と技術動向

2.1 エンジン騒音

対策すべきエンジンの騒音は、エンジンが機体に搭載された状態で地上で観測される航空機騒音に含まれていて、具体的には離着陸時の騒音で評価される。航空機騒音の評価には、国際的な取り決めが存在する。国際民間航空機関 (International Civil Aviation Organization : ICAO) の航空環境保全委員会 (Committee on Aviation Environmental Protection : CAEP) では、亜音速航空機の騒音規制について議論がなされ、機体の騒音証明の基準が更新されてきた⁽¹⁾。現行の騒音規制は、離着陸時の三つの計測点、即ち、着陸 (Approach)、離陸 (Flyover)、側方 (Lateral又はSideline) で観測される実効感覚騒音レベル (Effective Perceived Noise Level : EPNL) の累積値 (Cumulative Level) で評価されている。累積値の導入によって計測点間の騒音マージンに一定の柔軟性を許容しつつ総量の強化を図る一方で、従前のトレードオフ (Trade-off) を撤廃することで各点の間接的な規制強化も果たしている。近年の議論では、累積値の強化に加えて、各点の騒音マージン増加を求める意見もあり、航空機騒音の規制強化の流れは止ま

りそうにない。これは航空機の主要な騒音源である航空エンジンにとっては厳しい情勢であると同時に技術競争力を高めるチャンスとも言える。

現在の主流である高バイパス比ターボファンエンジンを搭載した亜音速ジェット機のエンジン騒音としては、ジェット騒音とファン騒音が主要な成分となる。ジェット騒音は、超音速ジェットを除けば、ノズルから排出されるジェットと周囲の空気との混合領域で生じる乱れに起因する混合騒音が支配的であり、空港近隣では離陸時の側方への騒音暴露が大きい。ファン騒音は、動翼の後流と静翼の空力的な干渉による成分 (動静翼干渉音)、動翼とストラットそれぞれの圧力場の干渉による成分 (ポテンシャル干渉音)、動翼に生じる衝撃波に起因する成分 (バズソー音)、翼を通過する流れの渦から発生する広帯域騒音などからなる。この他に、エンジンには燃焼器、タービン、ブリード弁など、その非定常現象によって空力騒音を発生する要素が存在する。

2.2 低減技術動向

エンジンを含めた航空機騒音低減は、個別の要素への対策とシステム全体への対策に大別される。エンジンで言う要素の騒音対策には、例えば排気ノズル出口部に設けたミキサヤ、ナセル内部の吸音ライナーなどが挙げられる。要素への対策は、得られる騒音低減量は限定的ながら、エンジンサイクルへの影響が軽微で済み、費用対効果が高い。システム対策では、機体空力性能やエンジンのサイクル変更に踏み込むこととなる。例えば、高バイパス比化によってジェット騒音の大幅な削減がなされてきたし、動静翼枚数比、動静翼間距離、ストラットの取り付け角や断面形状などの最適化はファン騒音軽減につながった。一般に、これらの対策は騒音低減効果が見込めるものの費用がかさむ傾向がある。

これらの努力の結果、ジェット旅客機導入初期に比べて20EPNdB以上の航空機騒音削減がなされてきた。現在、エンジンの空力騒音は、先に述べた規制強化と技術競争の観点から新しい技術を導入して一層の低減効果を

原稿受付 2011年1月31日

* 1 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

〒182-8522 調布市深大寺東町7-44-1

* 2 (株)IHI

求める段階にあって、国内外で多様な研究開発が実施されている。ここでは幾つかの例を紹介する。

(a)シェブロン (Chevron) ^{(2),(3),(4)}

ノズルリップ部のキザキザ形状を有するミキサースーツで、実機エンジンへの適用も始まっている (図1(a))。近年では、形状記憶合金などを用いてノズルの作動条件に対応して形状を変化させるタイプ、流体制御によってシェブロン類似の渦発生を狙うタイプなど派生型も見られる。

(b)ノッチ (Notch) ^{(5),(6)}

シェブロンに対して、スロート位置を安定させつつ、推力損失と付加騒音を抑制する効果を期待して、ノッチの研究が行われている。ノッチは、ノズルリップに設けた小さな窪みであって (図1(b))、シェブロンと同様の混合促進効果をもたらす。筆者らによるノッチの研究開発は後述する。



図1 シェブロンノズルとノッチノズル

(c)マイクロジェット (Microjet) ^{(7),(8),(9)}

ノズル形状に依存するミキサースーツだけでなく、流体制御によって同等の効果を有するミキサースーツの概念も研究されている。具体的には、空気や水を排気ノズル出口の周方向数箇所から噴出させて、排気と周囲とのせん断力を弱めることを狙っている。マイクロジェットの適用範囲は、混合騒音のみならず衝撃波関連騒音にも及ぶ。

(d)ファン動/静翼

翼前縁に前進角をつけて衝撃波の発生を抑えることを狙ったスウェプト動翼⁽¹⁰⁾や後退角をつけた上で円周方向に傾けることで動翼後流との空力干渉を弱めるスweep・リー静翼^{(11),(12)}などは、実機エンジンへの適用が始まっている。アクティブ翼⁽¹³⁾は、ファン静翼内に埋め込んだアクチュエータを制御することで動翼干渉音の発生を抑制する技術である。ソフト静翼⁽¹⁴⁾は干渉部分を孔あき構造などとして干渉を弱めることを狙っている。干渉の源となる動翼後縁に積極的に空気を供給して後流を弱める技術もある⁽¹⁵⁾。

(e)CAA ^{(16),(17)} (Computational Aero-Acoustics)

空力騒音に関連する形状、例えば先のスウェプト動翼、スweep・リー静翼、シェブロンノズルなど、が複雑化してきたため、音響場と流れ場を結合した数値予測は、新たなデバイスを検討するための強力なツールとなっている。筆者らによるジェット騒音やファン騒音の数値予測については後述する。

(f)能動制御⁽¹⁸⁾ (Active Control)

騒音源から伝播する音に対して、誤差センサの出力を最小とするように二次音を制御する適応制御が研究されてきた。高速回転機械に特有の回転音響モード (Spinning Acoustic Modes) を二次音源で実現するには、多数の二次音源と専用の信号発生機構を必要とする。先に紹介したマイクロジェットも能動制御の一種である。吸音機構として孔あき部に発生させる噴流と音波の干渉を利用したインピーダンス制御⁽¹⁹⁾も、能動制御の一種として注目される。

(g)オープンロータ⁽²⁰⁾

直接の騒音低減技術ではないが、最近の航空機騒音の話題としてオープンロータ (Open Rotor, Counter-Rotating Open Rotor) 技術を挙げなければならない。昨今の騒音規制は、CO₂排出削減とセットになった議論が展開されている。燃費面で有利とされるオープンロータは、ストラット後流との干渉による騒音が見込まれ、導入のためには騒音低減要求をクリアしなければならない。

以上、エンジンの非定常性に関する空力騒音として代表的なジェット騒音とファン騒音を主体に低減技術を挙げたが、紙面の都合で以上に留める。次章からは、筆者らが実施しているジェット騒音とファン騒音に関する最近の研究を紹介する。研究の多くは、NEDO支援による環境適応型小型航空機用エンジンプロジェクト (ECOエンジン) とJAXAのクリーンエンジンプロジェクトの下で行われたものである。

3. ジェット騒音

3.1 ジェット騒音低減デバイス

航空機エンジンのジェット騒音の低減には、離陸側方の騒音低減が重要である。現行技術の一つであるインターナルミキサースーツでは、混合時に生ずる数kHzの高周波数騒音が残存する。ミキサースーツの複雑形状はエンジン重量増加、製造コスト、耐久性にとって不利である。近年のシェブロンノズルには、低周波騒音と高周波騒音のトレードオフや推力損失の課題が残されている。筆者らは、これらの課題を解決すべく、図1 (b) に示すノッチノズル (Notched Nozzle) を提案している。ノッチは主ノズル直径の数%程の寸法の三角錐の窪みであって、ノズル端部周方向に複数配置するだけのシンプルなミキサースーツを構成する⁽⁵⁾。

3.2 数値解析と騒音評価

ノッチ、シェブロン共に、主流を外周流と混合促進させて減速させるのではなく、せん断層の発達を抑制することを目的とする点で共通する。従って、ノズル近傍でのせん断層の態様を把握することによって、ミキサースーツのもたらす流れ構造の相違を調べることが重要となる。せん断層を含む流れ場解析には数値流体力学

(Computational Fluid Dynamics : CFD) を活用する。

ジェット騒音の発生源である渦構造を俯瞰すると、ノズル出口では比較的小スケールの渦が発生し、ノズルリップの後流と混合して渦群を形成する。渦群が下流へ向かうと混合促進に伴って速度差が緩和され、渦スケールは増大する。これらの広い範囲に分布するスケールの渦挙動全てを解析するには、膨大な格子点数が必要となる。

この問題を解決するため、LES (Large Eddy Simulation) を使い、その統計量に基づいて、騒音源の挙動を予測することが実用的である。ここでは、Lighthill²⁰⁾の応力テンソル項を混合騒音の主音源と仮定して、次の2つの指標を導入した。一つは、乱流運動エネルギー (Turbulent Kinetic Energy : TKE)、

$$TKE = \frac{1}{2} (u_x'^2 + u_\theta'^2 + u_r'^2) / \bar{U}_{jet}$$

であり、もう一つは、半径方向の乱流拡散を表す成分の平方根を用いて便宜的に表記したレイノルズ応力 (Reynolds Stress)、

$$\text{レイノルズ応力} = \frac{u_x' u_r'}{\bar{U}_{jet}}$$

である。

3.3 数値解析例^{22), 23)}

図2には、十分な無次元時間分の非定常データを時間平均したLES結果から得られるシェブロンとノッチについてのマッハ数等値流体面分布を表す。図中のノズル出口近傍場を拡大して見た渦挙動 (無次元ヘリシティ) を比較すると、シェブロンは回転方向が対の強い縦渦を形成している様子が見える。これに対し、ノッチは比較的小規模な縦渦ながら、シェブロンと同様にせん断層を花弁状に変形させている。そして、せん断層の変形はいずれもX/D=2付近までで、その下流でのせん断層は周方向一様に回帰する傾向が見て取れる。

流れ方向のTKEの推移を図3上に示す。同図下にはレイノルズ応力とTKEを積分した結果をベースライン (Conical Nozzle) のケースと共に示す。ノッチはデバイスを主流に浸入させる時のTKEとレイノルズ応力の増大を抑えていることがわかる。図は更に、下流に向かってTKEの勾配がベースラインよりも小さい傾向を示している。これらの事実により、ノッチは、X/D=2までのノズル直後のみならず、その下流においても、TKEやレイノルズ応力の発達を抑制することが推察できる。これらの流れ構造の相違は側方における高周波数の付加騒音に影響するため、デバイス形状を決定する際に有力な判断材料となる。

以上のように、LESによる流れ場の代表的な渦構造の違いや乱流統計量などを活用することで、シェブロンノズルやノッチノズル等、デバイスの僅かな流れ場の違い

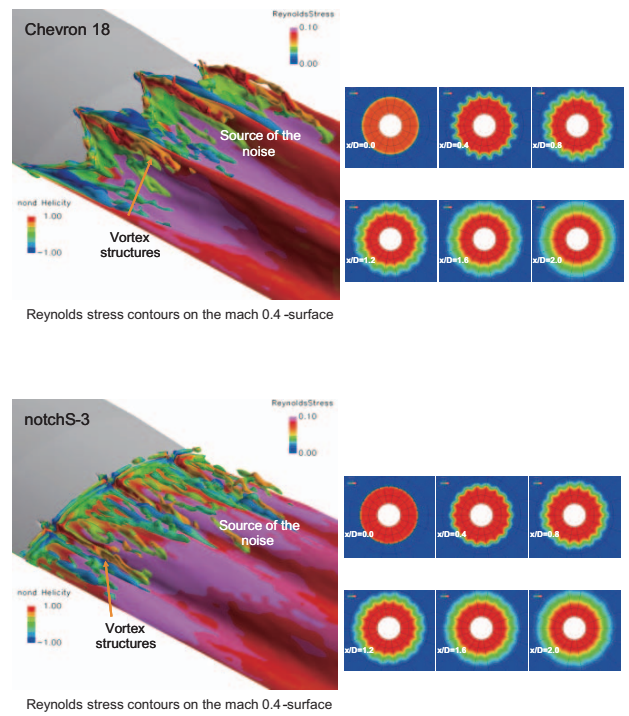


図2 出口近傍での渦挙動の違いと出口からのマッハ数断面等値面:マッハ数=0.7/Q値=2.0, 3次元コンタ:レイノルズ応力/無次元ヘリシティ 2次元コンタ:下流断面マッハ数分布 上:シェブロン, 下:ノッチ

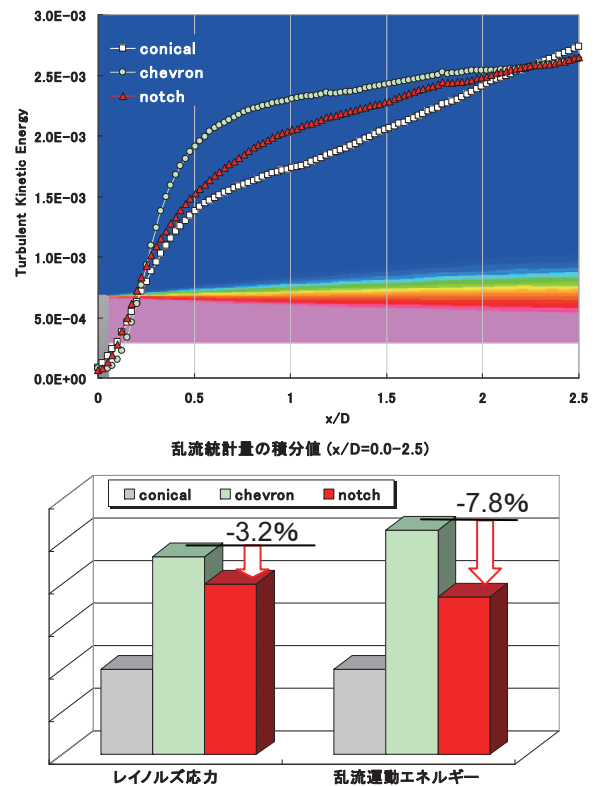


図3 TKEの流れ方向推移と積分値

に伴うTKE・レイノルズ応力を予測できるようになり、デバイスの低騒音設計に役立てている。なお、本解析に

はJAXAの数値シミュレータ（JAXA Supercomputing System：JSS）を使用した。

4. ファン騒音

4.1 ファン騒音の数値予測法

ファンは、エンジンの主要部品の一つであると同時に主要な音源の一つである。低騒音ファンの設計には、空力性能とのバランスが求められる。CFDを用いたファン騒音の数値予測はこの要求に応えることができ、翼周りの流れ場や音場の把握を通じて騒音発生メカニズムの解明にも有力なツールとなるものと期待される。

先にも述べたように、擾乱の解像精度を高める程、計算格子は高密度となる。例えば空間二次精度のスキームの場合、対象とする音波の波長に対して20から30点程度の格子が必要とされる。このため、騒音解析に使う格子点数と計算コストは、通常の空力性能を予測する場合よりも膨大となる。

ファン騒音の数値予測の試みは、バズソー騒音、広帯域騒音、動静翼干渉音についてなされている。バズソー騒音では、動翼で発生する衝撃波を弱める設計を主眼とするため、設計のためには衝撃波の発生と伝播を精度よく捉えられれば十分であり、数値予測には上記のような膨大な格子点数は必要ではない。

広帯域騒音は動翼境界層、動翼後流、動翼後流と静翼境界層との干渉などが音源となる。乱流騒音の性質上、できるだけ細かな渦を解像する必要があることから、高い格子密度を要する。現在の計算機能力では実機形状のファンを実用的な時間内で解析することは困難であって、研究の進展が待たれる。

動静翼干渉音は、音源が静翼周りに誘起される圧力擾乱であって、これを非定常レイノルズ平均ナビエストークス（URANS）によって解析することが可能である。著者らは、JAXAで開発されたUPACS-turboを用い

て、動静翼干渉音予測の研究を行ってきた²⁴。以下にその数値予測例を示す。

4.2 動静翼干渉音の数値予測例

解析対象として、ESPRプロジェクト²⁵にて用いられたファンテストリグの翼型を採用した。解析は三段階に分かれる。まず、翼近傍の圧力場をURANSで求め、次に圧力場を線形オイラー方程式（Linearized Euler Equation：LEE）に適用してダクト内伝播を解析する。最後に、LEEの結果をKirchhoff表面に当てはめて、エンジン前方から放射される騒音場を算出する。

図4に、翼近傍での全圧分布を示す。動翼後流が静翼と干渉している様子が捉えられている。URANSの時系列データについて、静圧の計算周期での時間平均値を基準にして翼周りの圧力変動を可視化することができる。図5にMid-Span断面における圧力変動分布を示す。図によれば、圧力擾乱が波面を形成し、翼列の上流・下流へと伝播していく様子が見える。しかし、このままでは特定周波数成分がどれかが判別できず、音響場の解析が困難である。

そこで、ダクト音響モードの理論²⁶を適用して、音響モード解析を施して、特定の波を選別する。音響モード

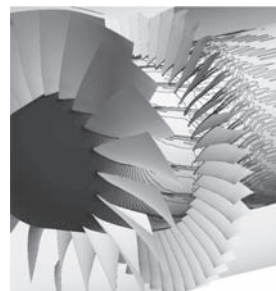


図4 全圧分布

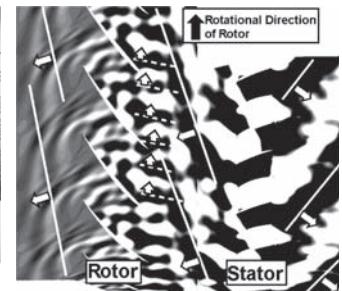


図5 圧力変動分布
(Mid-Span断面)

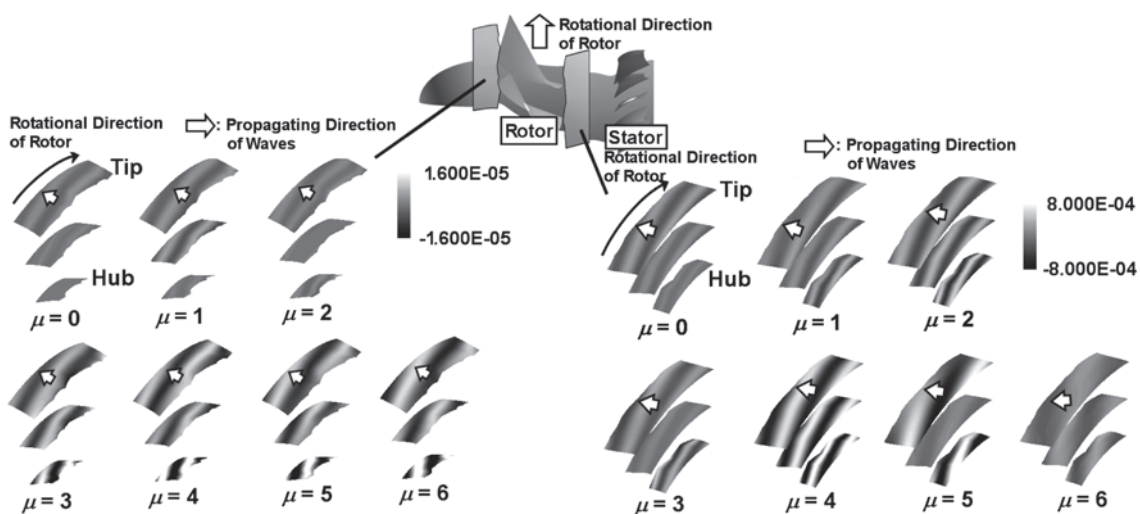


図6 動翼上流・下流における圧力変動の半径方向モード（2BPF、周方向モード=-9）

解析では、ダクト伝播する音響モードを、周波数、周方向モード、半径方向モードで分類して可視化する。結果の一例を図6に示す。図は動翼上流・下流における2BPF (Blade Passing Frequency), 周方向モード-9の時の各半径方向モード分布である。全ての波は静翼から動翼へ向かって伝播しており、動翼を通過する時に振幅が小さくなっていることがわかる。これは、音波と動翼とが干渉して散乱していることを意味する。

URANSの結果を用いて、ダクト内伝播をLEEで予測した結果と静翼下流の実測結果とを比較した例を図7に示す。LEEの数値予測は、実測値と良い一致を示しており、今後、ファン翼の低騒音設計に活用する見込みである。

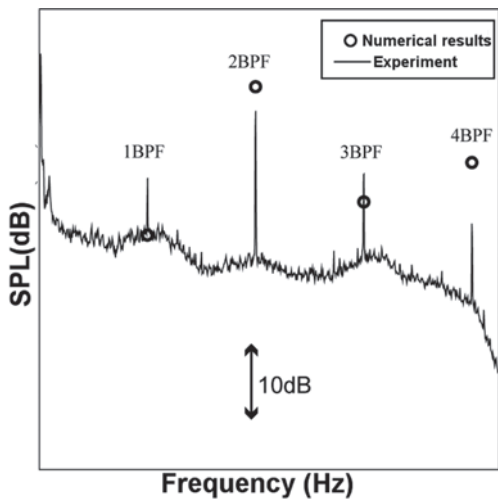


図7 音圧レベル (静翼下流)

5. 騒音試験

5.1 エンジン試験

数値予測は、物理現象を織り込んだ実機又は模型を使った試験によって裏付けられる。ジェット騒音のミキシングデバイスの性能評価のために、屋外でのエンジン騒音試験と無響設備での模型試験を実施している。

エンジン試験の供試エンジンは、推力800kg以上、ノズル出口直径が260mmのターボジェットエンジンであり、図8に示すように屋外に設置して運転される。エンジン架台の周囲には放射音計測用のマイクロホンスタンド群を設置する²⁷⁾。ジェットの流れ場を調べるために、ノズル排気側に移動可能なレークを設置して、排気ジェット内部の圧力場と温度場並びにジェットに沿った音場の計測も行っている。上記エンジン以外には、小型航空機に搭載されたファンエンジンを地上運転した時の放射音、排気流れ場計測を実施している。

これまでにノッチノズル、可変ノズル、水噴射などの騒音低減デバイスの試験を実施してきた²⁸⁾。試験結果の一例を図9に示す。図はノッチを6か所設けたノズルとベースラインノズルとを比較した結果である。横軸

はジェット軸からの放射角度を示し、縦軸はオーバーオール騒音レベルを示す。後方側を中心に2~3dBの低減効果が現れているが、側面方向では、ノッチの浸入によって高周波数音の影響が出ているため、LES解析を使ってノッチ形状の変更を試みた。



図8 エンジン騒音試験

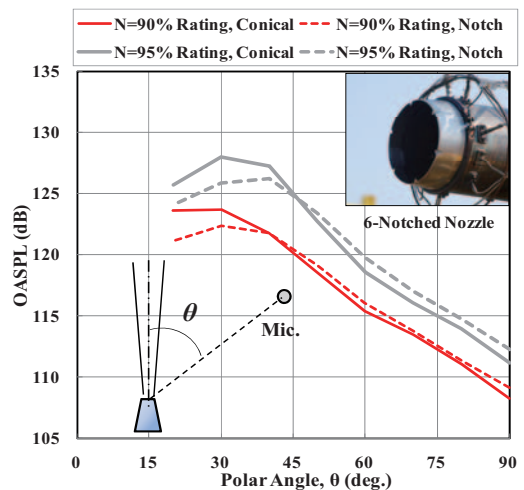


図9 オーバーオールレベル比較 (エンジン試験)

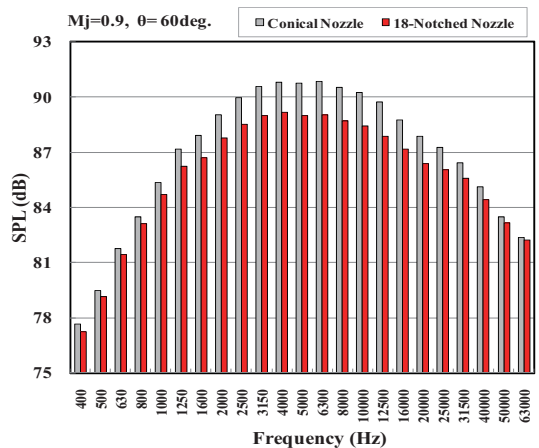


図10 周波数特性 (ベースラインノズルとノッチノズル)

5.2 模型試験

模型試験はデバイスの基本性能を調べることを目的とする。無響室内に設置したノズル模型からジェットを噴出させて、放射される音や排気圧力分布を計測する。ノズル直径は20～40mmであり、ノズル内圧を調整してマッハ数を設定する。バイパス系を付加して、コア流とファン流を模擬する試験が可能となった。

ここでは、ノッチ、シェブロン、ローブ、タブ、マイクロジェット他の試験を行っている。図10にノッチノズルの試験例を示す²⁹⁾。ノッチは直径40mmのノズルに18か所等間隔に設けられている。図は、設定マッハ数0.9におけるジェット軸からの放射角度60°における1/3オクターブバンド周波数特性を示す。ベースラインに対してピークを含む広帯域で2 dBの低減効果を達成しつつ、高周波数音も抑制しており、数値解析結果を裏付けている。

6. おわりに

非定常現象によって励起される航空機用エンジンの空力騒音のうち、ジェット騒音とファン騒音を中心に技術動向と筆者らの最近の研究を紹介した。エンジンを含む航空機騒音の改善は、将来の航空需要増加に応えるための課題の一つである。非定常現象の今後の研究の発展を祈って筆を置くこととする。

参考文献

- (1) ICAO International Standards and Recommended Practices, Environmental Protection ANNEX16 Chap 4
- (2) P. Bartlett, et al., The Joint Rolls-Royce/Boeing Quiet Technology Demonstrator Program, AIAA2004-2869, (2004).
- (3) J. H. Mabe, et al., Design and Control of a Morphing Chevron for Takeoff and Cruise Noise Reduction, AIAA-2005-2889, (2005).
- (4) B. S. Henderson, Impact of Fluidic Chevrons on Jet Noise, AIAA-2005-2888, (2005).
- (5) 大石勉 他, シンプル低騒音化技術, IHI技報Vol.47 No.3, (2007), pp127-132.
- (6) 石井達哉 他, ジェット騒音低減デバイスの基礎研究, ANSS2010 講演論文集, 1A9.
- (7) B. Greska, The Effects of Microjet Injection on an F404 Jet Engine, AIAA-2005-3047, (2005).
- (8) 儘田あゆみ 他, マイクロジェット噴射による超音速ジェット騒音低減に関する実験, 第35回ガスタービン定期講演会講演論文集, (2007), pp221-226.
- (9) M. B. Alkisslar, et al., Significant Improvements on Jet Noise Reduction by Chevron-Microjet Combination, AIAA-2007-3598, (2007).
- (10) Y. Oba, et al., Low Noise Research and Development in Japanese Environmentally Compatible Engine for Small Aircraft Project, IGTC 2007-TS-024, (2007).
- (11) 大石勉 他, 低騒音化技術の研究開発, 日本ガスタービン学会誌, Vol.32 No.5, (2004), pp358-364.
- (12) R. P. Woodward, Benefits of Swept and Leaned Stators for Fan Noise Reduction, AIAA99-0479, (1999).
- (13) D. L. Sutliff, Active Control of Low Speed Fan Tonal Noise Using Actuators Mounted in Stator Vanes : Part 3 Results, AIAA2003-3193, (2003)
- (14) C. Hughes and E. Envia, Overview of Recent Ultra High Bypass Engine Cycle-based Scale Model Test Results, 2009 Annual meeting/Fundamental Aeronautics Program /Subsonic Fixed Wing Project, (2009).
- (15) E. B. Fite, Low Speed Fan Noise Reduction with Trailing Edge Blowing, AIAA2002-2492, (2002).
- (16) S. Enomoto, et al., Large-eddy simulation of jet noise using multi-block structured grid, IGTC2007 TS-026, (2007).
- (17) J. Kazawa, et al., Numerical analyses of fan tone noise generated by rotor-stator interaction, IGTC2007 TS-025, (2007).
- (18) T. Ishii, et al., Experimental Study on Noise Cancellation of Turbo-machines, Internoise-2001, IN01-424, (2001).
- (19) C. Heuwinkel, Characterization of a Perforated Liner by Acoustic and Optical Measurement, AIAA2010-3765, (2010).
- (20) J. Ricouard, et al., Installation effects on contra-rotating open rotor noise, AIAA-2010-3795, (2010)
- (21) M. J. Lighthill, On sound generated aerodynamically : I.General theory.Proc.Roy.Soc.Lon. (A) 211, (1952), pp.564-587
- (22) 田中望 他, ジェット騒音低減デバイスのシミュレーションによる研究, 第42回流体力学講演会2010講演論文集, (2010).
- (23) 田中望 他, Large Eddy Simulationを用いたジェット騒音低減デバイスの効果, 第38回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集,B-21, (2010)
- (24) 賀澤順一 他, 動静翼列干渉によって生じるファンノイズの数値解析, 日本機械学会論文集B編, 74 (2008), pp.1707-1716.
- (25) Y. Nakamura, "Japanese Activities on Engine Noise Technology - Focusing on SST and Small Subsonic Aircraft -," AIAA/AAAF Aircraft Noise and Emissions Reduction Symposium, (2005).
- (26) J. M. Tyler and T. G. Sofrin, "Axial Flow Compressor Noise Studies," SAE Transactions, Vol.70, pp.209-332, (1962).
- (27) 石井達哉 他, JAXA-RM-08-012, (2009).
- (28) 石井達哉 他, ジェットエンジンの屋外騒音試験, 日本機械学会2009年次大会, (2009).
- (29) 石井達哉 他, 混合制御デバイスを使ったジェット騒音抑制, 第38回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, B-22, (2010).

航空機ガスタービンエンジン燃焼器のサブスケールモデル 内部における噴霧燃焼場の光学計測

Optical Measurement of Spray Combustion Fields in a Sub-scale Model for Aircraft Gas Turbine Engine Combustor

森合 秀樹^{*1*2}
MORIAI Hideki

林 潤^{*3}
HAYASHI Jun

王 鵬^{*3}
WANG Peng

中塚 記章^{*3}
NAKATSUKA Noriaki

赤松 史光^{*3}
AKAMATSU Fumiteru

黒瀬 良一^{*2}
KUROSE Ryoichi

小森 悟^{*2}
KOMORI Satoru

ABSTRACT

It is of great importance to understand the combusting flow fields in combustors for efficient design and improvement of low-NOx aircraft engines. In this study, a sub-scale combustor with a realistic air-blast atomizer is newly fabricated, and the internal combusting flow field is measured using a PDA (Phase Doppler Anemometry). It is observed that blue flame indicating premixed-like flame with low equivalence ratio appears in the upstream region, whereas luminous flame indicating diffusion-like flame with high equivalence ratio appears in the downstream region. Up to half the fuel droplets are circulated in the recirculation zone and the droplets' motions are strongly affected by flow rates of air and fuel. The observation and qualitative data obtained in this study would be very useful for the validation of the numerical simulations of spray combustion.

Key words : Gas Turbine Combustor, Spray Combustion, Swirl Flow, Recirculation Zone, PDA

1. 緒 言

航空機は、航空機環境保全委員会 (CAEP : Committee on Aviation Environmental Protection) が採択する規制により排ガス量が制限される。CAEP/6 規制 (2008 発効) では NOx の排出量に関して、従来の CAEP/4 規制 (2004 発効) に対して 12 % 削減され、2010 年に採択された CAEP/8 規制 (2014 年発効) においてはさらに 15 % 削減されており、その他のすす等の微量生成物とともに今後規制が強化されていく見通しである⁽¹⁾。このように、現在航空エンジンの開発においては、NOx 及び微量生成物の低減が急務となっている。環境規制に適合し、かつ燃焼性能の高い航空エンジン用燃焼器を開発するためには、燃料ノズル、燃焼器ライナの基礎試験やセクタ燃焼器試験の繰り返しによる多くの開発

試験が必要となる⁽²⁾。従って、効率的な開発のためには、燃焼器内部の噴霧燃焼現象と微量生成物の生成機構の解明が重要であり、その手段としては実験的研究と解析的研究の併用が効果的である^{(3),(4)}。

しかしながら、実験的研究においては、比較的容易に適用可能な接触計測は噴霧液滴の付着等により信頼性が乏しく、高い精度が期待される非接触光学計測はレーザー入射用および信号受光のための光路の確保の問題より実機では適用が難しい、といった課題がある。

一方、解析的研究においては、近年のコンピュータ性能の向上と数値計算技術の飛躍的な進歩に伴い、複雑な航空機用ガスタービンエンジンの燃焼器内燃焼場への数値シミュレーションの適用が行われるようになってきている。しかし、このような数値シミュレーションにおいては、コード検証用となる信頼性の高い実験データが十分得られていないことが課題とされている。

そこで、本研究では、実際の航空機用ガスタービンエンジン燃焼器に使用されているものと同タイプのプレフィルム型エアブラスト噴射弁を有する 1 セクタ分 (噴射弁 1 個分) のサブスケール燃焼器を用いて、その内部に形成される噴霧燃焼場の光学計測を行い、噴霧火炎の

原稿受付 2010年 8月 9日

校閲完了 2011年 1月 20日

* 1 三菱重工(株) 名古屋誘導推進システム製作所
〒485-8561 愛知県小牧市東田中1200

* 2 京都大学大学院工学研究科
〒606-8501 京都市左京区吉田本町

* 3 大阪大学大学院工学研究科
〒565-0871 大阪府吹田市山田丘 2-1

挙動、粒径・速度分布から得られる再循環領域の構造、及び燃料流量と空気流量の影響について検討を行った。

2. 実験装置および実験条件

本研究で用いたサブスケール燃焼器は、低NO_x燃焼器の一つの形態であるRQL燃焼器 (Rich-burn Quick-quench Lean-burn Combustor) の一次燃焼領域に相当する。使用したプレフィルム型エアブラスト噴射弁の断面を図1に示す。噴射弁には、燃料を噴射する噴射孔、旋回空気流を生じさせるとともに噴射燃料を微粒化するインナスワラとアウトスワラが設けられている。これらの旋回方向の組み合わせについては種々の研究がなされているが^{5),6)}、今回は各回転方向が同一方向である噴射弁を研究対象とした。本噴射弁においては、燃料は4つの噴射孔から噴射弁内部の同心円の流路壁面に旋回状に射出され、液膜 (プレフィルム) を形成、燃焼器内部に膜状に噴射された後に内外2つのスワラで発生する旋回流により微粒化される。スワール数は、インナスワラ、アウトスワラともに約2とした。

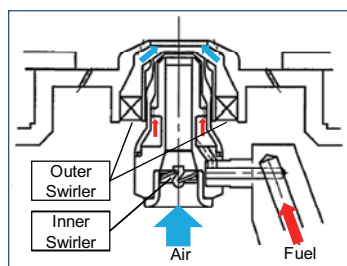


Fig.1 Schematic of air-blast atomizer

燃焼室については、非装着 (開放) で噴射弁のみの燃焼と、実機同様に装着した燃焼では火炎性状が大きく異なるため、実機模擬のためには燃焼室を装着する必要がある。一方、レーザー入射・出射、及び信号の取得のために噴霧燃焼場に対して複数の光路が必要である。そこで、実機形状をスケールダウンした縦60mm×横54mm×高さ95mmの直方体燃焼室を製作し、壁面4面のうち3面を石英ガラス面として、残り1面に着火用のスパークプラグを装着した。さらに、RQL燃焼器では一次燃焼領域の当量比が高く、さすが石英ガラス面に付着して光学計測が困難となるという問題があるため、周囲に二次空気を十分に流すことでガラス外面へのすす付着を防止するとともに、一定時間毎に希薄燃焼状態としてガラス内面に付着したすすを燃焼除去する等の工夫を行った。

本研究で用いた実験装置の概略図を図2に示す。圧力の微粒化特性への影響については様々な報告がなされており^{7)–10)}、本研究においても高压燃焼場での計測を可能とするべく高压環境 (~2MPa) を形成可能な高压燃焼炉を使用するが、今回は初期段階としてサブスケール燃焼器を炉内に設置した大気圧条件とした。燃料に

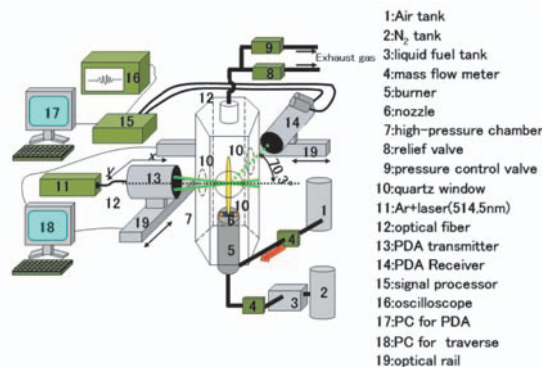


Fig.2 Experimental apparatus

はジェットエンジン用燃料とほぼ同等である灯油 (JIS K2203 1号灯油, 屈折率:1.42), 酸化剤としては実機と同じ空気をを用いた。

微粒化された噴霧特性の計測には、一次元PDA (Phase Doppler Anemometry; 位相ドップラー式粒子計測装置) を用い、火炎の直接画像撮影には高速度カメラ (Vision Research社製, PhantomV12.0) を用いた。

表1に今回の実験条件を示す。微粒化用空気流速と一次燃焼領域の当量比が実機における低負荷運転に近い条件となるように、計測可能な範囲で空気流量と燃料流量を変化させた。

Table 1 Experimental conditions

	Fuel flow[kg/s]	Air flow[kg/s]	Equivalence ratio
CASE-A	1.62e-4	2.72e-3	0.91
CASE-B	2.32e-4		1.29
CASE-C		3.23e-3	1.09

3. 結果および考察

3.1 噴霧燃焼場の特徴 (CASE-A)

図3に実験計測用の可視化サブスケール燃焼器の外観とCASE-A条件における直接火炎撮影画像を示す。噴射

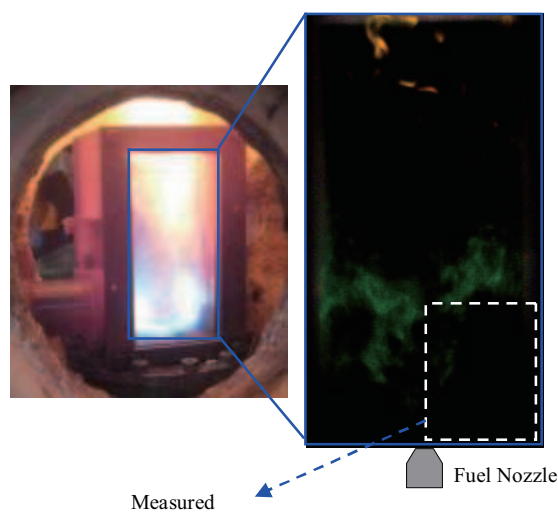


Fig.3 Sub-scale model combustor and direct flame image in CASE-A

弁近傍の燃焼器上流域においてはコーン状の青炎，下流域においては輝炎が主に観察される。このことは，以下を示唆するものと考えられる。

① 燃焼器の上流域

噴霧された液滴の蒸発が進行中であるのに対し，空気が多量にあるために局所当量比としては低い。また，噴射弁出口近傍のためスワール流の影響が強く，蒸発した燃料蒸気と酸化剤である空気の混合が良好で，予混合的な火炎を形成する。さらに，液滴蒸発時の蒸発潜熱の影響により，燃焼場の温度上昇とすすの生成が抑制される。

② 燃焼器の下流域

上流域とは反対に，液滴は蒸発しているがノズル近傍で酸化剤の多くが既に消費されているために，局所当量比が高い。また，スワール流の影響が弱まり，燃料蒸気と酸化剤の混合が悪化，局所的当量比が増大することで，拡散的な燃焼へと移行する。さらに，蒸発潜熱の影響が失われて燃焼場の温度上昇，すすの生成が促進される。

図4にCASE-A条件における噴射弁近傍領域（図3の波線領域）のPDA計測状況を示す。計測が可能な位置を白丸（○），計測可能であるがデータレートが10Hz以下のため評価上問題のある位置を黒丸（●）で表す。図より，PDA計測は上述したコーン状の青炎を包含する形で可能であることが分かる。これは，コーン状の青炎とはほぼ同様の領域に噴霧が存在することを示唆している。

図5及び図6にPDA計測により得られた各計測点における燃料液滴の粒径分布及び各粒径ごとの液滴の平均軸方向速度を示す。これらの図より，燃料噴霧は約5 μm ~ 40 μm の液滴によって構成されているが，概して10 μm ~ 20 μmの液滴が支配的であり，微粒化状態

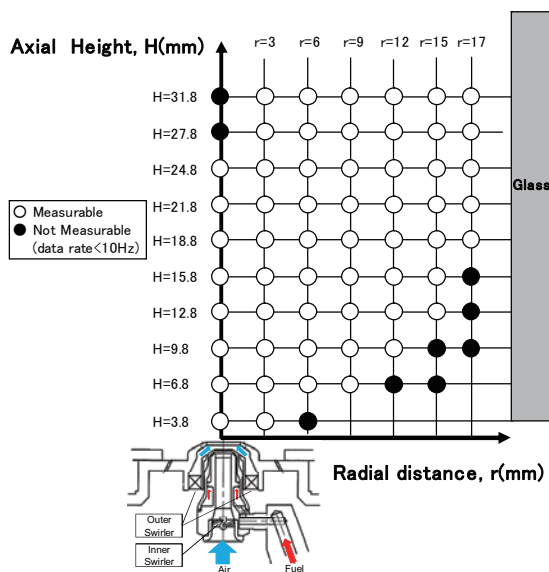


Fig. 4 Measurement points for PDA

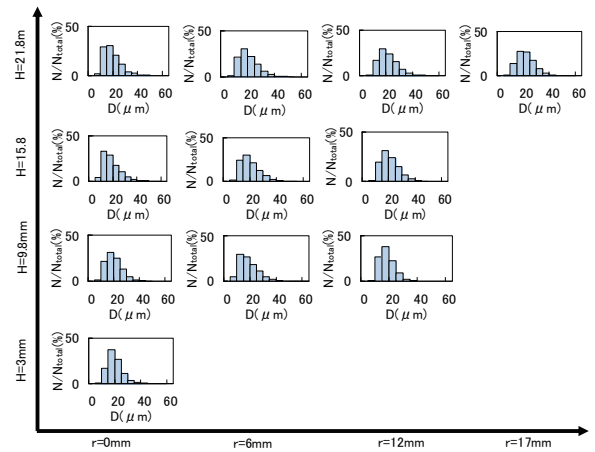


Fig. 5 Droplet size distributions in CASE-A

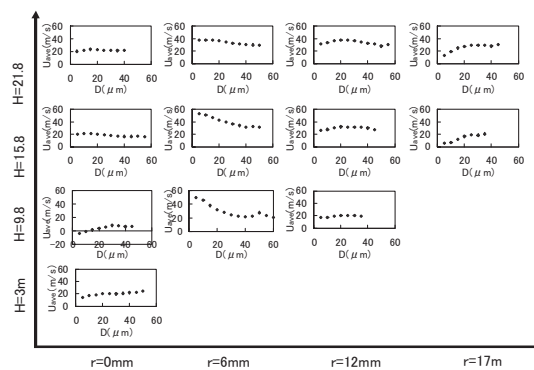


Fig. 6 Variation of time-averaged axial droplet velocity (U_{ave}) against droplet diameter in CASE-A

が良好であることが分かる。また，液滴の軸方向速度は粒径によって異なる傾向を示す。

そこで，以下では流れ場とそれに伴う液滴の挙動を詳しく調べる。図7に各計測点における燃料液滴の平均軸方向速度の半径方向分布を示す。図より，液滴の平均軸方向速度分布には極大値が存在し，燃焼器の中心部及び

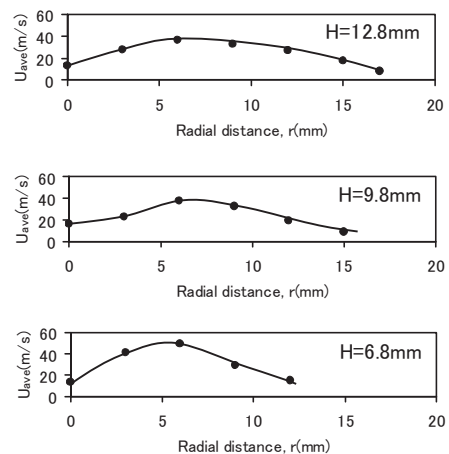


Fig. 7 Radial distribution of time-averaged axial droplet velocity (U_{ave}) for all droplets in CASE-A

側壁近傍部において速度が減少する傾向があることが分かる。この原因は、噴射弁よって噴射された燃料が旋回流によりコーン状の噴霧を形成することにより、その表面付近で速度が最大値をとる一方で、中心部及び側壁近傍部には部分的に逆流(循環)領域が形成され、平均流速が減少するためであると考えられる。また、図8に各計測点におけるザウタ平均粒径(Sauter Mean Diameter; SMD, D32)の半径方向分布を示す。上述した平均軸方向速度に比べて、計測点の変化に伴う液滴のSMDの変化は小さく、旋回流により $20\mu\text{m}$ 前後に良好に微粒化された液滴がほぼ均一に噴霧される様子が分かる。しかし厳密には、SMDの値は燃焼器下流へ向かうに従ってわずかに増大するとともに、中心部と壁面近傍部において相対的に小さい値を示す。SMDが下流に向かうに従って増大するのは、比表面積が大きい小粒径の液滴の蒸発速度が大きいため選択的に蒸発して消滅するためであると考えられる。一方、中心部と壁面近傍部においてSMDが小さい値を示すのは、この領域に形成される再循環流に追随する小粒径の液滴が上流域へ戻って来るためであると推測される。

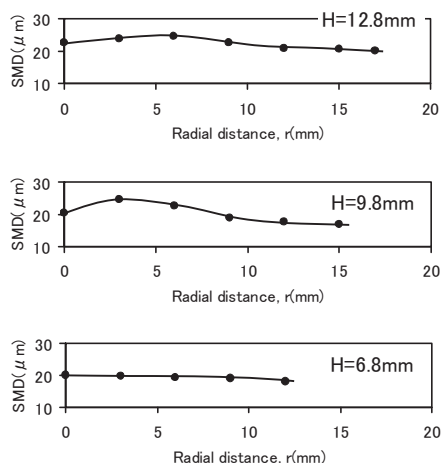


Fig.8 Radial distribution of droplet size (SMD) in CASE-A

ここで、流れ場、とりわけ循環流の挙動をより詳しく調べるため、粒径 $5\mu\text{m}$ 以下の小粒径の液滴については十分に気相に追随して気相の流れを表すものと考え、粒径 $5\mu\text{m}$ 以下の液滴について図7と同様に平均軸方向速度をプロットしたものを図9に示す。液滴全体の平均速度を示した図7と比較して、軸方向速度の最大値と最小値の差が大きくなるとともに、再循環流の形成が示唆される上流域の中心部及び壁面近傍部では軸方向流速がより低い値を示す(零に近い値を示す)ことが分かる。そこで、各計測点における軸方向速度が負である液滴、すなわち噴霧燃焼流の主流方向に対して逆流速度をもつ液滴の存在割合を算出し、その分布を図10に示す。上流域の中心部と壁面近傍部で負値を示す速度の割合が高いことが分かる。これは、強い循環流の存在による保炎への

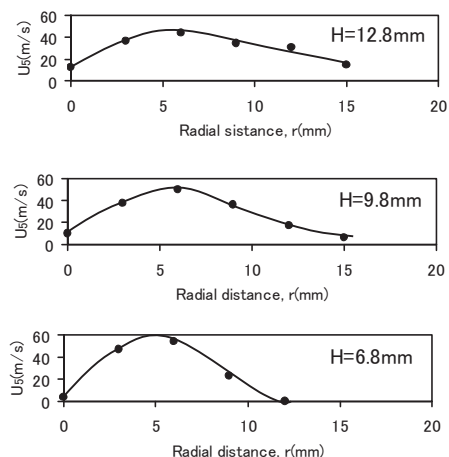


Fig.9 Radial distribution of time-averaged axial droplet velocity (U_5) for droplets with $D < 5\mu\text{m}$ in CASE-A

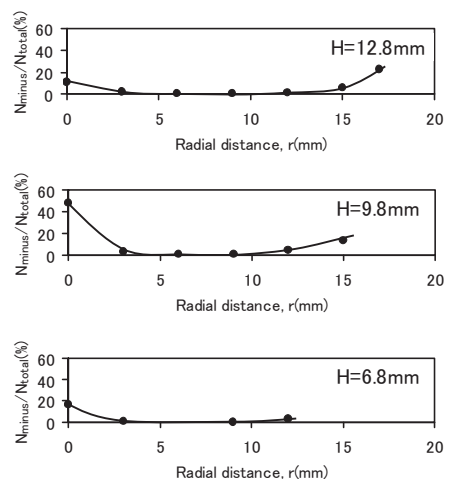


Fig.10 Radial distribution of number ratio of droplets with negative velocity ($N_{\text{minus}}/N_{\text{total}}$) in CASE-A

寄与を示唆するが、再循環する液滴の量は最も多いところでも20%~50%程度となっており、再循環領域中であっても循環する液滴の割合は限られることが分かる。さらに、図11に各計測点における逆流液滴の軸方向平均

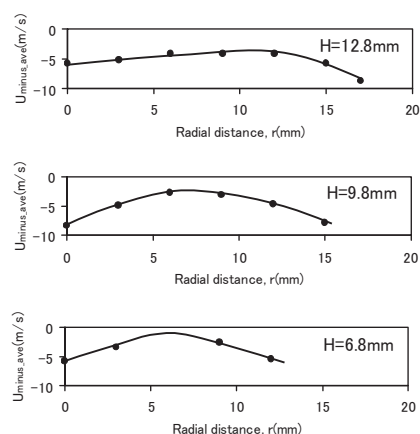


Fig.11 Radial distribution of time-averaged axial velocity of droplets with negative U ($U_{\text{minus,ave}}$) in CASE-A

速度を示す。図より、再循環領域の2箇所（上流域の中心部及び壁面近傍部）における逆流平均速度が最も大きく、最大で10m/s程度にもなることが分かる。

以上の結果から、再循環領域では必ずしも軸方向流速が常に負の値をとる（逆流する）ものではないが、部分的に存在する逆流成分が保炎を促しているものと考えられる。

3.2 空気流量と燃料流量の影響

図12に、空気流量もしくは燃料流量を変化させた各条件下においてサブスケール燃焼器内に形成される火炎の直接写真を示す。CASE-A, CASE-Bを比較すると、燃料流量の増加に伴い輝炎の発光強度が高くなることが分かる。この理由としては、燃料流量の増加に伴い純粋に供給当量比が増加することに加え、微粒化状態が悪化することが考えられる。すなわち、液滴微粒化特性の悪化に伴う比較的大粒径の液滴の増加により、上流域で蒸発が完了しなかった液滴が下流域の高温領域で急激に蒸発するために局所的に当量比が高くなり、すすが生成されて強い輝炎を発すると推定される。一方、CASE-B, CASE-Cを比較すると、空気流量増大とともに燃焼器全体の輝炎発光強度が小さくなることが観察できる。これは、燃料流量低減の効果と同様に、空気流量の増加に伴う当量比低下により希薄な火炎領域がより支配的になるとともに、微粒化状態の向上により小粒径の液滴が増え、噴射弁近傍での液滴の蒸発が促進されることに起因すると考えられる。

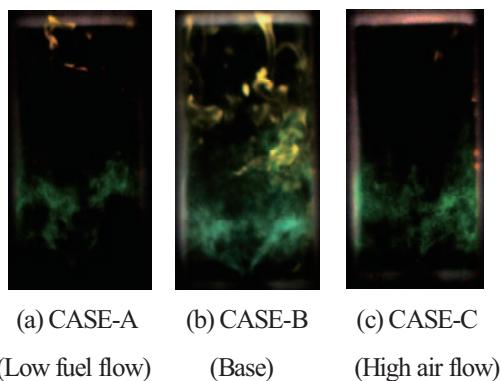


Fig.12 Direct flame images in different conditions

図13に、空気流量一定で燃料流量を変化させたときの(a)SMDおよび(b)軸方向平均速度の変化を、図14には燃料流量一定で空気流量を変化させたときの(a)SMDおよび(b)軸方向平均速度の変化をそれぞれ示す。図13より、燃料流量が増える（CASE-A→CASE-B）ことで半径方向の全領域の平均粒径が増大することが分かる。これは、単位燃料流量あたりの空気流量の減少が微粒化状態に対して支配的であることを示すものである。また、液滴の平均軸方向速度を比較すると、燃料流量の増加に伴って

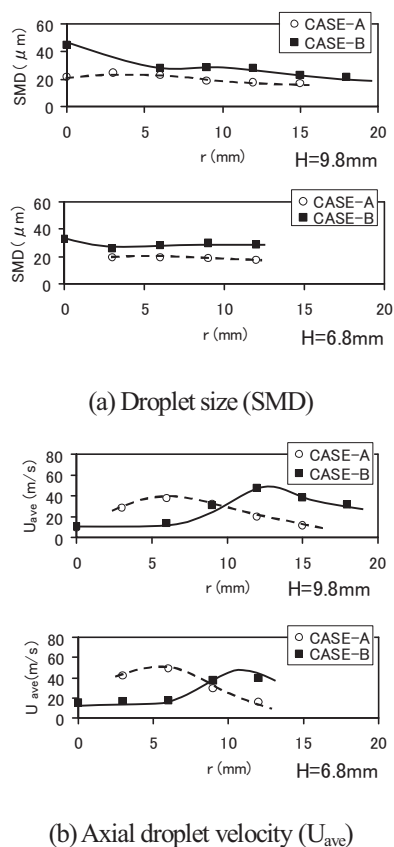


Fig.13 Effect of fuel flow rate on (a) droplet size (SMD) and (b) time-averaged axial droplet velocity (U_{ave})

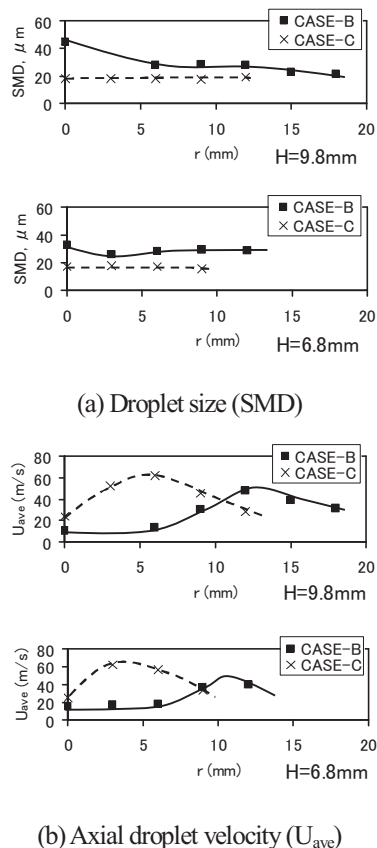


Fig.14 Effect of air flow rate on (a) droplet size (SMD) and (b) time-averaged axial droplet velocity (U_{ave})

速度が極大値を示す半径方向位置が中心部から外側へ移動する傾向があることが分かる。この傾向は、図12に示した火炎の直接写真からも確認できる。すなわち、微粒化用空気流量一定の状態では燃料流量が増大することで、液滴径が増大するとともに液滴全体の噴霧コーン主流に沿った気流追従性が悪化し、噴霧コーン内部へ引き込まれる燃料の割合が相対的に増大する。この結果、コーン内部での燃焼反応量増大に伴う熱膨張効果が生じ、噴霧角増大につながったものと考えられる。

一方、図14からは、空気流量の増加 (CASE-B→CASE-C) に伴って微粒化が全体的に良好になり、SMDの値が大幅に減少するとともに軸方向、径方向ともにSMDがほぼ一様となる傾向があることが観察される。また、軸方向平均速度に関しては、空気流量の増加とともに当然のことながら増大するが、速度の極大値を示す位置が燃料流量を増加させたときと反対に中心軸側に移動する。上述の燃料流量増加とは対照的に、燃料流量一定の状態では空気流量が増大することで、液滴全体の噴霧コーン主流に沿った気流追従性が改善し、コーン内部の燃料の割合が相対的に減少する。この結果、噴霧角が減少、CASE-A並に戻ったものと推定される。

4. 結 言

本研究では、実際の航空機用ガスタービンエンジン燃焼器と同タイプの燃料噴射弁を有する安定燃焼可能なサブスケール燃焼器を製作し、その内部に形成される噴霧燃焼流の可視化およびPDA計測を行った。その結果、噴射弁近傍の上流域（青炎、予混合的燃焼）と下流域（輝炎、拡散的燃焼）では燃焼状態が大きく異なることを確認した。また、噴射弁近傍の中心部と側壁近傍部には再循環流が形成され、この領域では最大で約半数の燃料液滴が逆流することが分かった。さらに、燃料液滴の挙動は空気流量や燃料流量の変化の影響を強く受けることが分かった。本研究で得られた計測データは、噴霧燃焼場を対象とする数値シミュレーション技術の検証のために大いに役立つことが期待される。

謝 辞

本計測を行うにあたり、M. A. Hakim氏、志賀祐一氏、西岡大智氏、鈴木信吾氏を初めとする大阪大学の学生諸氏には多大なご協力を頂いた。また、本研究はNEDO（新エネルギー・産業技術総合開発機構）の研究助成を受けている。ここに記して謝意を表する。

文 献

- (1) 森合秀樹, 三宅慶明, 「航空エンジンと噴霧燃焼技術」, 日本燃焼学会誌, Vol.50, pp.225-234 (2008).
- (2) Moriai, H., Nakae, T., Miyake, Y., and Inada, M., "Research and Development of a Combustor for an Environmentally Compatible Small Aero Engine", Technical Review, MHI, Vol. 45, No. 4, 2008, pp. 9-15. (2008)
- (3) Moriai, H., Wang, P., Kurose, R., et.al., Recirculation behavior in subscale gas turbine combustor, Proceedings of ExHFT-7, (2009), pp. 2135-2141
- (4) 黒瀬良一, 赤松史光, 「噴霧燃焼の実験と数値シミュレーション」, 日本燃焼学会誌, Vol.50, pp.206-214 (2008).
- (5) Aigner M. and Witting, S., "Swirl and Counterswirl Effects in Prefilming Airblast Atomizers", ASME 87-GT-204 (1987).
- (6) Hadeif, R. and Lenze, B., "Effects of co-and counter-swirl on the droplet characteristics in a spray flame", Chemical Engineering and Processing, Vol. 47, pp. 209-2217 (2008)
- (7) Russo, S. and Gomez, A., "Physical characterization of laminar spray flames in the pressure range 0.1-0.9 MPa", Combustion and Flame, Vol. 145, pp. 339-356 (2006)
- (8) Zheng, Q. P., Jasuja, A. K. and Lefebvre, A. H., "Structure of Airblast Sprays under High Ambient Pressure Conditions," ASME 96-GT-131 (1996).
- (9) Jasuja, A., K., "Behavior of Aero-Engine Airblast Sprays in Practical Environments", Proc. 10th International Conference on Liquid Atomization and Spray Systems, ICLASS 2006, Paper No.06-287 (2006).
- (10) Lefebvre, A. H., Energy considerations in twin-fluid atomization, Trans. ASME, J. Eng. Gas Turbine Power, 114, (1992), pp. 89-96.

宇宙航空研究開発機構における 航空エンジン研究部門の紹介

西澤 敏雄*¹
NISHIZAWA Toshio

柳 良二*²
YANAGI Ryoji

キーワード：ジェットエンジン，試験設備，技術研究

1. まえがき

宇宙航空研究開発機構（以下JAXA）の航空エンジン研究部門は昭和30年7月，総理府航空技術研究所原動機部として発足し，科学技術庁航空宇宙技術研究所への改組，独立行政法人化，宇宙三機関統合を経て，現在は研究開発本部ジェットエンジン技術研究センターと航空プログラムグループ環境適応エンジンチームの2つの部署に再編され，主として調布地区（図1）において活動している⁽¹⁾。調布地区には，エンジン関連の試験設備と居室を兼ねた8つの建屋に小規模なエンジン専用棟が2つある。

ジェットエンジン技術研究センターは，昭和31年度から当時の航空技術審議会答申に基いて調布地区に整備したエンジン関連試験設備を継承し，要素並びにシステムレベルの実証試験に不可欠かつ民間だけでは整備が困難な大型試験設備の改修整備・維持運用を行っている。また，計測技術や解析技術等の基盤技術と合わせて，将来の航空エンジン開発へのブレークスルーとなる先進技術の研究を進めることを主要なミッションとしている。一方，環境適応エンジンチームは，我が国の航空エンジン産業界のニーズに応えるべく，実エンジン開発に適用可

能なレベルの実用技術の確立を目的として，クリーンエンジン技術の研究開発⁽²⁾を実施している。この事業は，現在NEDOの助成により民間企業主体で進められている環境適応型小型航空機用エンジン研究開発（以下エコエンジンプロジェクト）を技術支援する目的も兼ねており，同プロジェクト参画企業との共同研究を行うとともに，ジェットエンジン技術研究センターと連携してJAXAのエンジン関連試験設備を供用した評価試験を実施している。以下に両部署で実施中の活動について，その概要を紹介する。

2. ジェットエンジン技術研究センター

当センターは表1の7つのセクションからなり，表2に示すエンジン関連試験設備⁽³⁾を維持運用している。これらの試験設備では，先に述べたエコエンジンプロジェクトの支援目的の試験の他，JAXA内の他プロジェクト協力のための試験，民間企業や大学などからの委託や共同研究のための試験も行っている。調布航空宇宙センターは28,000kWの総電力量まで使用可能であり，風洞やスパコン等との電力需要の兼ね合いもあるが，いずれ

表1 航空エンジン部門組織

ジェットエンジン技術研究センター	環境適応エンジンチーム
・計画管理室	・計画管理室
・システム総合試験セクション	・低騒音化セクション
・エンジン性能解析セクション	・エミッション低減セクション
・燃焼技術セクション	・高温化セクション
・ターボ要素技術セクション	・構造設計セクション
・高速推進システムセクション	・システムセクション

表2 航空エンジン関連の主な試験設備

・地上エンジン運転試験設備	・高空性能試験設備
・高温高圧燃焼試験設備	・環状燃焼器試験設備
・回転要素試験設備	・汎用空気源設備
・実エンジン環境材料評価試験設備	
・多目的低騒音風洞（無響室）	・高圧噴霧試験設備



図1 調布航空宇宙センター（枠内：エンジン関連施設）

原稿受付 2011年2月15日

*1 JAXA 研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター
〒182-8522 調布市深大寺東町7-44-1

*2 JAXA 航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム

のエンジン試験設備も比較的大きな電力まで運転可能な仕様となっている。一方、現在では住宅街の中という立地条件に配慮して、設備から出る騒音や排気などについても設備の改修を重ねるとともに、運用面でも近隣の環境保全に留意して運転している。また、一連のエンジン試験設備の整備については、エンジンメーカーだけでなく大学やエアライン出身の有識者の方々に参加頂いた航空エンジン技術研究検討分科会からの提言を基に、計画立案しており、関係当局への予算要求を通じて尽力しているところである。

先進技術の研究については、次世代の民間航空機用エンジン開発を見据えた高バイパス比ファンエンジンに関する研究と、将来の極超音速実験機の飛行実証を目指したターボ系エンジンに関する研究に重点化して進めている。これらの研究については、その成果と翌年度計画をJAXA全体のロードマップに照らし合わせ、外部有識者にも参加頂いた評価を毎年受けるシステムになっている。

極超音速機用の予冷ターボジェットエンジンについては、調布地区における要素実験と合わせて、JAXAの能代多目的実験場において地上燃焼実験、大樹町多目的航空公園における地上試験や飛行試験など、外部の施設を利用して液体水素燃料を用いた各種試験(図2)を進めている。

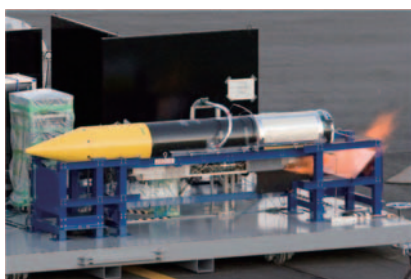


図2 予冷ターボジェット地上燃焼実験(大樹町)

3. 環境適応エンジンチーム

当チームは6つのセクションからなり、クリーンエンジン技術の研究開発を平成15年度より進めている。本研究開発では、低騒音、低NO_x、低CO₂の3つの技術分野について、最終的な成果目標(表3)の達成に向けて相互に連携しながら以下の研究開発を進めている。

表3 クリーンエンジン技術成果目標値

低NO _x	ICAO CAEP4 - 80%
低騒音	ICAO Chapter 4 - 23db
低CO ₂	対現行機比 - 15%

3.1 低騒音化技術

騒音低減に有用な技術情報を提供するため、無響室での要素試験、屋外騒音試験、模型機による飛行試験により騒音計測技術や音源モデル化技術を開発している。考

案した低騒音デバイスやノズルなどの基礎試験、予備試験を無響室で行い、屋外騒音試験では実機エンジンの運転により騒音データや予備試験で選定したデバイスの性能を調べており、米国製のYJ69ターボジェットを供試エンジンとして能代多目的実験場等で実施している(図3)。飛行中の模型機から発せられる騒音について、マイクロホンアレイ法による音源探査技術を駆使した音源特定や騒音放射量の試験も進めている。



図3 屋外騒音試験(能代多目的実験場)

3.2 低NO_x燃焼技術

NO_xについては、航空エンジンの高温・高圧化により総排出量が増加する特性にあることからICAO排出基準は過去3回強化されてきており、この傾向は今後も続くと思われる。エコエンジンプロジェクトではCAEP4基準の50%以上の削減を目標とし、欧米の技術開発プログラムにはそれ以上の削減を目指しているものがあることから、JAXAは、燃料ステーキング無しで同基準比50%以上の削減を目指す噴霧燃焼方式と、将来の規制強化にも余裕を持って対応できるよう、80%以上の削減を目指して高推力作動において希薄予混合燃焼を行なう燃料ステーキング方式の開発および試験(図4)を行っている。

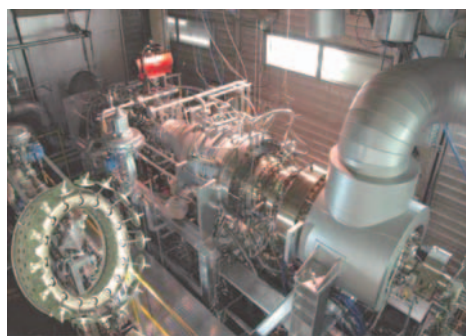


図4 低NO_x環状燃焼器試験

3.3 CO₂削減関連技術

地球規模のCO₂削減に向け、航空エンジンの熱効率向上に直接的に寄与するタービン入口温度の高温化の研究として、先端的冷却構造の数値シミュレーションおよび評価試験を進めている(図5)。独自開発の流体熱伝導連成解析技術と21年度に完成した実エンジン環境材料評価試験を用い、評価精度の飛躍的向上を目指している。

また先進的な遷音速ファン試験機を設計製作し、回転要素試験設備を用いた性能実証とJAXAのCFD解析技術の検証を行っている(図5)。また、ナセルやバイパスダクトなどエンジン内外の大規模シミュレーション等により、エコエンジンプロジェクトへの協力を進めている。



図5 タービン連成解析結果と遷音速ファン供試体

4. あとがき

当部門では航空エンジンだけでなく宇宙機用推進システムへの協力として、高温高圧燃焼試験設備を活用した液体水素燃焼室の評価試験や、高精度CFD解析技術を活用した液体燃料ポンプの内部流解析なども行っている。

資源資産の有効活用は独立行政法人として求められており、試験設備の特性や解析技術の汎用性を活用した新しい適用先の開拓を目指している。

我が国の航空エンジン産業が国際市場において更なる競争力を獲得するためには、何より優位な独自技術の開発とともに、その優位性を高いTechnology Readiness Level (TRL) で実証することが必要である。欧米との競争が激化する中、我が国の産学官の連携により効率的な研究活動を進めていく所存であり、皆様のご支援ご鞭撻をお願いする次第である。

参考文献

- (1) 航空推進研究センター：航空エンジン研究50年の歩み、独立行政法人航空宇宙技術研究所, (2003).
- (2) 二村尚夫ほか：クリーンエンジン技術プロジェクトの概要, 日本航空宇宙学会誌, 第56巻第658号 (2008) pp.287-290.
- (3) 西澤敏雄ほか：宇宙航空研究開発機構の航空エンジン試験設備, 日本ガスタービン学会誌, 第38巻第1号 (2010), pp.12-17.
- (4) 柳良二ほか：ジェットエンジン開発におけるJAXAでの計測技術, Engine Technology Review, Vol.1 No.4 (2009).

ウェザールーバーの紹介

安立 修一*1
ANRYU Syuichi

キーワード：高防水効率，低圧力損失，出力効率とルーバー圧力損失

1. はじめに

ガスタービン発電，コンバインドサイクル発電等の空気取入口のウェザールーバーは，低圧力損失・高防水効率が求められています。このウェザールーバーに使用されているものに当社の堅型ルーバーがあります。

堅型ルーバーは約30年前，沖縄の石炭火力発電所建築時に「台風銀座の沖縄では，強風時にタービン建屋等の給気・排気口ルーバーから，従来の横型ルーバーでは，かなりの雨水が入って困る。強風雨時でもルーバーからの雨水浸入を防ぎ，且つ通気性の良いルーバーが無いのか」との相談が私の堅型ルーバーを開発する原点となりました。

開発に至っては，防水性と通気性は相反するものであり，実証試験や改良を繰り返し重ねてきました。以後，多くの発電所，工場，空港，一般ビルや高層ビル等に堅型ルーバーが設置される様になり今日に至っています。しかし，ルーバーに於いて防水性能・通気性能の試験方法，試験装置評価基準についてJIS規定がなく，2002年10月に財団法人建材試験センターによりJSTM L6201「換気ガラリの通気性能試験方法」，JSTM L6401「換気ガラリの防水試験方法」が制定されたが，その認知度は低いのが現状です。

当社では，JSTMの試験方法と試験装置を基にし，当社工場内に試験装置を設置して諸々の実証試験及び開発を行っています。また，このような設備を備えているメーカーは殆どないので，多くの方々が実証試験の立会，見学に来られております。

2. ルーバーの低圧力損失及び高防水効率の要求

ガスタービン，コンバインドサイクル発電に於いて，ウェザールーバーはより性能の良いものが求められています。



2.1 高防水効率

防水効率が非常に優れていれば，強風雨時に於いても風下設備の高性能フィルターに達する雨水は極微量で，雨水に含まれる塩粒子，粉塵のフィルターへの付着は極微量となります。また，フィルターに付着している塩粒

子の雨水の漏れによる潮解現象もなくなり，フィルターの圧力損失低減と目詰まりによる寿命の延長に貢献する事になります。

現在，ウェザールーバーに使用されている当社製品の堅型防水ルーバー「UL-100/50」及び，低圧力損失の「UL-100/70」の性能・形状を表1に示します。

表1 「UL-100/50」「UL-100/70」性能・形状表

製品名	開口率	種別	防水性能		通気性能		羽根形状
			風速	侵入量 (cc)/分	防水効率 (%)	抵抗係数	
タテ型ルーバー UL-100/50	50%	100	10m/s	0.9	99.9	15	
			20m/s	1.1	99.9		
			30m/s	3.7	99.9		
タテ型ルーバー UL-100/70	70%	100	10m/s	13	99.7	8	
			20m/s	65	98.4		
			30m/s	113	97.2		

2.2 低圧力損失

ガスタービン，コンバインドサイクル発電では，ルーバーでの圧力損失低減は極微少であるが，出力効率のアップとなります。

既存のガスタービン，コンバインドサイクル発電設備に於いてもウェザールーバーの圧力損失が低圧力損失のウェザールーバーに取り換えることによって低減されれば僅かではあるが出力効率がアップし，長期間の稼働に於いてウェザールーバー取換えの設備投資費も回収出来るのではないかと思います。

1) ウェザールーバーの圧力損失 Δp

Δp は次式で計算します

$$\Delta p = \frac{\zeta \times \gamma \times V_0^2}{2} \text{ Pa}$$

$$V_0 = \frac{Q}{A} \text{ m/sec}$$

Δp : 圧力損失 mmAq
 ζ : 抵抗係数
 γ : 空気密度 kg/m³
 g : 重力加速度 m/s²
 V_0 : 面風速 m/s
 Q : 空気量 m³/s
 A : ルーバー面積 (W×H)

尚，当社では抵抗係数の小さい「UL-100/70（開口率70%）」を開発しています。（表1）

2) ウェザールーバー圧力損失の比較

ウェザールーバー3種類の圧力損失 Δp を前式により算出すると次の様になります。尚， V_0 は2.5m/s， γ は1.2 kg/m³とします。

「UL-100/50」… $\zeta=15$ ， $\Delta p=56\text{Pa}$

「UL-100/70」… $\zeta=8$ ， $\Delta p=30\text{Pa}$

ウェザールーバー A… $\zeta=22$ ， $\Delta p=82.5\text{Pa}$

原稿受付 2011年1月31日

*1 開発建材(株) 技術顧問

〒124-0006 葛飾区堀切1-40-8

2.3 出力効率と入口側圧力損失差との相関関係仮定例

出力効率と入口側圧力損失差との相関関係仮定例を図1に示します。ウェザールーバー Aを基本設計とした場合、ウェザールーバー Aをウェザールーバー「UL-100/50」にすることによりルーバーの圧力損失差 Δp は…
 $\Delta p = \Delta p_0 - \Delta p_1 = 82.5 - 56 = 26.5 \text{Pa}$ …と、なります。
 圧力損失が26.5Pa減少することにより図1より出力効率は極僅かですが0.05%アップします。
 同様にウェザールーバー Aをウェザールーバー「UL-100/70」にすることにより Δp は…
 $\Delta p = \Delta p_0 - \Delta p_2 = 82.5 - 30 = 52.5 \text{Pa}$ …と、なります。
 出力効率は0.09%アップします。(図1)

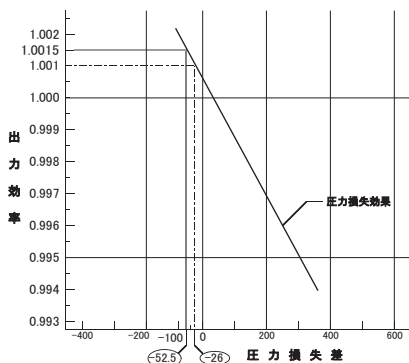


図1 コンバインドサイクル火力発電 出力効率と入口側圧力損失差との相関関係仮定例

ルーバーに比べフィルターでの圧力損失が大きく、詰まりにより変動する為に、ウェザールーバーの圧力損失は余り重視されていないかもしれませんが、より高い出力効率が求められている現況に於いて、少しでも貢献できればと思います。

3. 防水性能試験及び通気性能試験

堅型ルーバーは約10年位前から、色々な類似品が製作、販売されているが、十分な技術検討と実証試験がされていないものが多いのが現状と思われます。

当社では防水性能試験装置及び通気性能試験装置を工場内に常設しています。

3.1 防水性能試験

ルーバーの防水試験装置を図2に示す。

1) 防水試験方法

散水量：4000cc/m² mm (降水量240mm/Hrに相当)
 外気風速：0～40m/s 吸引面風速：0～3m/s
 試験時間：各外気風速 5～40m/sに対して標準試験は面風速V₀1.5m/sで吸引し、3～10分間の防水試験を行う。(図2)

2) 防水効率

防水効率は次式で計算します。

$$\text{防水効率} = \frac{W_0 - W_1}{W_0} \times 100\% \quad \begin{matrix} W_0 : \text{散水量cc/min} \\ W_1 : \text{内部側浸水量cc/min} \end{matrix}$$

3.2 通気性能試験

ルーバーの通気試験装置を図2に示す。

1) 通気試験方法

ルーバー試験体：1 m² 面風速：V₀=1.5, 2, 2.5, 3 m/s
 外気風速=0
 各々の面風速時のルーバーでの圧力損失 Δp を測定して抵抗係数を算出し、その平均値を採ります。

2) 抵抗係数

抵抗係数 ζ は次式で計算します。

(「UL-100/50」「UL-100/70」防水・抵抗係数, 表1参照)

$$\zeta = \frac{2 \times \Delta p}{\gamma \times V_0^2} \quad \begin{matrix} \Delta p : \text{ルーバー圧力損失} \\ \gamma : \text{空気密度kg/m}^3 \\ V_0 : \text{面風速m/s} \end{matrix}$$

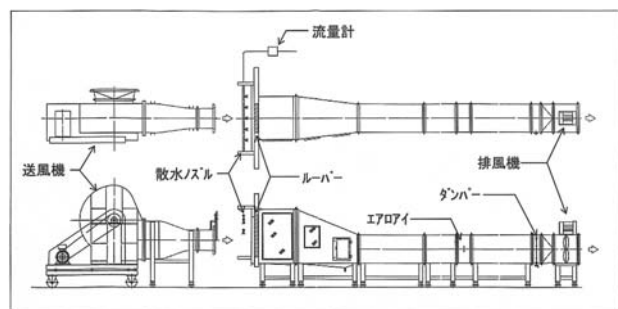


図2 防水・通気試験装置

4. 堅型遮音防水ルーバー

当社では一般換気用として5～6種類の遮音防水ルーバーを既に製品化していますが、ウェザールーバー用としては圧力損失が大きく適しません。

現在、某社の御協力を得て1000Hzで音響透過損失24dB減音する低圧力損失の堅型遮音防水ルーバーを開発しており年内中の製品化を目指したいと考えています。

5. 最後に

今回、日本ガスタービン学会に賛助会員として入会させて頂いたことに感謝しております。

私は45年程前、当時集塵装置の仕事に携わっており、酸素製造プラントの大気取入口に大型のバックフィルターを納めました。この時、大気がいかに汚れているか、また大気中の粉塵がいかにタービンに悪影響を及ぼすかを認識するようになりました。そして近年、ガスタービン、コンバインドサイクル発電のシステムの一部にウェザールーバーが使われ「タービン」には縁があると感じております。

堅型防水ルーバーが開発出来たのも強風雨時に雨の入らないルーバーは無いのか、との御相談が切っ掛けでした。私共はアルミ材を扱っており、アルミ材を使ってこんなものは出来ないかと云う物がありましたら御一報頂ければ物作りが好きな私共にとっては幸いです。

これからも一層の技術向上、開発に励んでいきたいと思っております。

「ジェット・エンジンの仕組み」

岩井 裕 (京都大学)

2010年9月にブルーバックスから「ジェット・エンジンの仕組み 工学から見た原理と仕組み」が出版された。著者の吉中司氏(本会会員)はプラット・アンド・ホイットニー・カナダ社に長年勤務された技術者で、その間に、空力部(圧縮機課)、応力・振動部、タービン技術部など多面的にジェットエンジンの開発に携わってきた経歴をもつ。これまでも「数式を使わないジェットエンジンのはなし、酣燈社」や「エンジンはジェットだ!、オーム社」を執筆されている。

本稿の筆者は、大学院修士課程の機械系学生を対象にジェットエンジン(ガスタービン)の授業を行なっている。9月発売というタイミングのよさもあり、本書を昨年10月から始まった授業の副読本に指定した。毎週、内容的に切りのよい数10ページを読んできてくることを宿題とし、授業時間の一部をつかってディスカッションを行なった。また、本書に出てくる式やグラフの導出を課題にしたりもした。1月末に後期の授業が終わり、履修した学生に授業アンケートを行なったところ、本書はたいへん好評であった。学生のコメントも参考にしつつ、好評であった理由について考えてみた。

本書はジェットエンジン開発の歴史に始まり、その後、サイクル論、各構成要素、信頼性、将来のジェットエンジン、日本の貢献と続く構成をしている。第1章の開発の歴史には全体の約四分の一が当てられていて、充実している。特徴的であるのは、単に史実を記述するのではなく、技術発展の段階を追いながら、ジェットエンジンはなぜ、どのような経緯で今日のカタチになっていったのかという視点をもちつつ書かれていることである。本書のはしがきを読むと、これは著者が意識的に保った視点であるようで、あとに続く構成要素の説明等にも共通したスタンスである。このような技術のつながりが書かれていることで、読み手としては内容が整理しやすく読みやすい。

ジェットエンジンは材料、熱力、流力、制御、伝熱、振動、品質管理など、まさに総合工学のうえにたつシステムである。一冊にまとめるには自ずと制限はあるものの、本書には基礎的かつ本質的な内容がバランスよく取り込まれていると感じた。全体のバランスが保たれていることは、本書が複数人による共著でなく、知識と経験に裏打ちされた一人の著者によって執筆されたことにもよっているだろう。大学の学部において、「材料力学」、「熱力学」...と個別の基礎科目として学んできた内容が、どのように活かされ製品と結びついているのかが、本書



ブルーバックス ジェット・エンジンの仕組み
工学から見た原理と仕組み 著者：吉中司
発行年月日：2010年9月20日 310ページ
ISBN：978-4-06-257696-3, 講談社

ではジェットエンジンという機械技術の結晶のような装置を題材に語られている。授業の副読本に指定したときには正直そこまで考えていなかったが、機械系の大学院生にはぜひお勧めしたい。

さて、上記のとおり大学院生には好評だったのだが、そもそも本書において著者が想定した読者はどのようなひとであろうか? 本書の特に前半には、やわらかい例え話とユーモアを交えて、ひじょうに大胆に噛み砕いた説明をしている部分が多くある。いっぽうで、主に後半には、かなりの予備知識を前提とする内容も含まれている。想像するに、ブルーバックスでの出版ということで、さまざまなバックグラウンドの読者が想定され、読者の予備知識にもはばがあると予想されることへの回答なのかなと思う。つまり、本書の内容すべてを理解するのはなかなか大変であるけれど、読者の予備知識に応じて「ああ、なるほど」と思えるところがきっとあるように作ってあるのではないかと思う。筆者の場合には、強いてひとつだけあげるならば、信頼性について書かれた4章、中でも数々の試験とその装置についての記述を興味深く読んだ。このような本が、日本語で出版されたことはとても喜ばしいことだと思う。

来年度の授業でも、もちろん使います。

「公益社団法人の認定ならびに登記に至る経緯と今後」

新公益社団法人移行推進委員会

委員長 本阿弥 眞治

1. はじめに

日本ガスタービン学会は、2011年2月23日付で内閣府より、一般社団法人及び一般財団法人に関する法律及び公益社団法人及び公益財団法人の認定等に関する法律の施行に伴う関係法律の整備等に関する法律（平成18年法律第50号）第44条に規定する認定の基準に適合すると認定され、3月1日付けで「公益社団法人ガスタービン学会」として登記を完了しました。ここで、公益社団法人認定に至る経緯について報告いたします。

2. 公益法人認定までの経緯

2008年12月1日、新しい公益法人三法（法人法、認定法、整備法）が施行され、既存の公益法人はすべて暫定措置である「特例民法法人」となりました。ガスタービン学会は2013年11月までに公益社団法人か、一般社団法人のどちらかに移行しないと解散を余儀なくされることになりました。新制度へ対応するため、本学会では、2007年より組織検討委員会（委員長川口修）において検討が開始され、2008年9月より同委員会（委員長吉識晴夫）における検討が本格化しました。収支相償試算ならびに事業費比率の過年度分の試算により公益事業比率等が認定法第5条に掲げる認定基準に適合することなどを確認した上で、2009年6月、理事会に「公益社団法人に移行申請」を主旨とする答申書が提出されました。答申を受けて、理事会は、新公益社団法人移行推進委員会（委員長本阿弥眞治、副委員長渡辺康之、2010年4月より筒井康賢に交代、幹事渡辺紀徳）、ならびに6ワーキンググループ（WG）を発足させ、各WGの役割分担を以下のように定めました。定款改定検討WG（主査刑部真弘）、申請書類作成検討WG（主査太田有）、経理関連書類作成検討WG（主査島内克幸）、理事・監事の職務分掌・規定類作成検討WG（主査和泉敦彦、途中より石井潤治に交代）、事業活動の業務プロセス整理、規定集作成検討WG（主査瀧花清作）、法人管理業務プロセスの整理と規定集作成WG（主査三巻利夫）。それ以降、組織検討委員会、移行推進委員会ならびに事務局はお互いに緊密に連携を取りながら、組織検討委員会は学会の基本方針の検討、移行推進委員会は申請に必要な各種書類の作成とそれぞれ分担して申請準備を進めました。

2010年2月に開催された理事会で定款変更の案が審議され、4月に開催された総会で、定款変更の案ならびに2010年秋の申請が承認されました。定款変更の案や各種書類の最終チェック、認定委員会の窓口相談における助言などを得て、2011年8月の理事会で最終的に9月末に申請することが承認されました。

申請に際して、本学会の公益目的事業は、（公1）ガスタービン及びエネルギー関連技術の発展とその普及・振興を目的とする事業とし、更にその中を公1(1)学術講演会・集会行事・ガスタービン技術普及・国際会議関連の諸活動、公1(2)学会誌論文集発刊・調査研究・情報発信・広報の諸活動、公1(3)表彰・助成活動にそれぞれ区分しました。2011年10月15日に公益認定等委員会に電子申請した後、数回の資料の訂正依頼、追加資料の提出が求められ、定款・財務会計などに関する問題点が指摘されましたが、その都度、伊藤高根事務局長が中心となり、迅速、且つ適切な対応がなされ、今回の認定・登記に至りました。

3. 公益法人化後に求められる制約と優遇措置

公益社団法人として出発する本学会は、認定法第5条に定める認定基準、即ち、(1)経理的基礎を有すること、(2)特別な利益を与える行為を行わないこと、(3)公益目的事業が収支相償であること、(4)公益事業比率を50%以上確保すること、(5)遊休財産が制限を超えないこと等を遵守しなければなりません。このような制約の一方で、公益法人として社会的信用を得るとともに、法人税が非課税になり、寄付者（個人・法人）の所得控除が認められる等の税制上の優遇措置を受けることができます。

4. おわりに

日本ガスタービン学会は、3月1日より公益社団法人となり、ガスタービン及びエネルギーに関する広範な分野で技術の発展とその普及・振興を目指し、公益性とガバナンスにより社会に貢献していくことが求められます。

最後に、公益社団法人申請に際し、渡辺康之会長、組織検討委員会や新公益社団法人移行推進委員会の各委員、そして事務局職員の努力、ならびに伊藤高根事務局長の特段の貢献により認定されたことを報告いたします。

2010年度シンポジウム報告

山根 秀公
YAMANE Hideaki

2010年度のシンポジウムは、「低炭素化社会を目指す再生可能エネルギーの最前線」と題して、2010年12月16日（木曜日）午後3時より6時まで、東京大学 本郷キャンパス工学部2号館3階231講義室にて開催された。

シンポジウムの開始に先立って、本シンポジウム担当の荒川理事より、「低炭素化社会の実現に向けた最新技術である再生可能エネルギーとスマートグリッドの活用、その効果、問題点について紹介する。そして、今後スマートグリッドを活用する中で、再生可能エネルギーの利用拡大に対し、化石燃料を使用するガスタービンをどのように利用するのがよいか、今後の技術動向や解決すべき課題について議論を深めることを狙いとする。」旨の開催趣旨説明があり、開会した。

出席者は37名で、盛会であった。社会から注目を浴びている風力発電などの再生可能エネルギーとガスタービンとのつながりを考える上で、時宜を得た企画であったと思われる。以下、各講師より提供された話題について紹介する。

(1)風力エネルギーの最前線

講師：荒川 忠一氏（東京大学）

まず、近年の世界における風力発電設備容量の急激な拡大の中、日本の設備容量も発達を継続しているものの、日本の国別順位はここ数年来厳しい状況にあるとの認識が紹介された。風車についての技術的解説と大型化の傾向についての説明の後、騒音低減ブレード、日本及びアジア特有の環境に対応した風車の新ガイドライン、日本の環境に適した新型機の登場、気象予測に基づく風力発電量予測システムの開発といった技術的進展が解説された。最新の動向としては、洋上風車に関するドイツ、ノルウェーにおける最先端事例、ヨーロッパの洋上発電網計画などが紹介された。風力エネルギーを中心に据えた日本グリーンニューディール計画へ向けて、洋上風車システムの研究開発や洋上電力系統の実現によって、低炭素社会を構築する必要がある。



講演風景

(2)燃料電池と再生可能エネルギー

講師：麦倉 良啓氏（電力中央研究所）

初めに、燃料電池の歴史に触れた後、各種燃料電池の作動温度、燃料、電源用としての適用分野、システム構成などの特徴が概説された。燃料電池の開発状況に関しては、家庭用での実証事業、マイクロガスタービンとのハイブリッド発電システム、発酵ガスやバイオマス炭化ガスを利用したシステムの例などが紹介され、ガスエンジンとの発電効率の比較結果が示された。再生可能エネルギーとの関連では、水素エネルギーの利用と水素エネルギー循環における燃料電池に関する構想について説明された。

(3)スマートグリッドによる再生可能エネルギーの活用

講師：浅野 浩志氏（電力中央研究所）

スマートグリッドの定義はまだ定まっていないが、各概念には、エネルギーシステムの低炭素化を図る中で、双方向情報通信を用いて高信頼度の低炭素型電力供給システムを目指すという共通点があると指摘された。米国事例に言及しつつ、日本型のスマートグリッドにおいて間欠性再生可能エネルギー電源の大量導入による課題と対策について説明された。ガスタービンなど火力電源については、その良好な負荷追従能力が調整電源として期待されているとのことである。

(4)総合討論

山本 誠氏（東京理科大学）の進行により行われた。それぞれの分野における最大の課題について講師の先生方からコメントを頂くとともに、ガスタービンの利用の仕方、風力発電特有の状況、広い意味での海洋エネルギー利用などについての知見を得ることができ、参加者にとって非常に有益であったと思われる。

最後に、ご多忙中、講演にご尽力して頂いた講師の方々に感謝すると共に、会場の提供と開催準備にご協力下さった東京大学の関係者及び学生各位に深く感謝致します。（企画委員）



総合討論

第39回ガスタービンセミナー報告

瀧花 清作

TAKIHANA Seisaku

「ガスタービンおよび航空エンジンの最新技術動向」と題して、第39回ガスタービンセミナーが、2011年1月20日(木)、21日(金)の両日、(株)IHI横浜事業所 ゲストハウスにて開催された。124名の方々に参加いただき、例年と同様、大盛況の下無事終了した。講師には、ガスタービン・航空エンジンのメーカー、ユーザーを中心に第一線でご活躍されている方々を迎え、12件のご講演をいただいた。以下に概要を報告する。

第1日目は、ガスタービンの最新技術動向として、ガスタービンメーカーによる講演6件が行われた。はじめに、発電用大型ガスタービンとして開発された最新ガスタービンの性能、構造、各要素技術実績が説明され、初号機を用いてその性能と信頼性を工場内に建設中の全速全負荷試験設備で実証するプログラムが紹介された。同じく、新機種ガスタービンのラインアップ、特長、実績、日本国内で建設中のガスタービン複合発電プラントの紹介があった。発電用ガスタービンの予防保全および保守管理技術の最新動向としては、運転監視における品質工学的アプローチによる設備劣化状態診断と予防保全事例について講演いただいた。小型ガスタービンでは、1.7MW級ガスタービンの要素技術、開発プロセス・実証試験の概要が紹介された。乾式低NO_x燃焼器の開発としては、1300℃級大型ガスタービン対応低NO_x燃焼器の運転実績、軽質ガス燃料に対する燃焼性確認、さらなる高温化に対する開発計画の説明があった。また、中型ガスタービン対応低NO_x燃焼器の開発、さらには燃料多様化に対応した環境保全型燃焼技術の開発動向についても講演いただいた。

第2日目は、最初に、航空エンジンの最新技術動向として講演3件が行われた。まず、クリーンエンジン技

術の研究開発事業として行われている航空エンジンのNO_x排出削減技術・騒音低減化技術・CO₂排出削減技術の研究開発の最新成果が紹介された。つぎに、航空自衛隊の中等練習機のエンジンでの技術改善活動の目的のひとつであるTBO延長プログラムの概要について、ガスタービンメーカーの立場から紹介された。また、実際に経験した航空エンジンの不具合事例を「運転阻害」の視点から紹介し、それらが航空会社や整備プログラムにどのような影響を与えたのか、また、最新の保守技術及び信頼性維持への取り組みを紹介し、ユーザーの視点から今後の航空エンジンへの期待について講演いただいた。続いて、マイクロガスタービンと過冷却蓄熱技術とを組み合わせた排熱回収利用コージェネレーションの実証研究について、運転実績、システムの有効性の評価、PLC制御によるシステム・チューニングが紹介された。最後に石炭ガス化技術・複合発電設備について、2件の講演が行われた。酸素吹石炭ガス化技術開発の現状として、パイロットプラント設備の仕様、研究開発成果、現在の取り組みが紹介された。続いて、石炭ガス化複合発電(IGCC)の開発状況として、石炭ガス化炉設備・ガス精製設備の概要、海外における開発状況の説明に続き、空気吹きIGCC開発の経緯と実証機プロジェクトの概要・実績が紹介された。

講演毎に活発な質疑が行われ、ご参加いただいた方々に有意義な時間を提供できたかと考えます。

最後に、貴重な内容をご講演いただきました講師の方々、会場の提供と運営にご協力いただきました(株)IHIの方々をはじめとする関係者の方々に、そしてご参加いただきました皆様に、厚く御礼を申し上げます。

(企画理事)



会場の様子



講演

会 員 各 位

公益社団法人 日本ガスタービン学会
会 長 渡 辺 康 之

「社団法人日本ガスタービン学会 2010年度通常総会」、
「公益社団法人日本ガスタービン学会 2011年度第1回臨時総会」、
「名誉会員推薦状授与式」、「特別講演会」 開催ご案内

拝啓 時下益々ご隆盛のこととお慶び申し上げます。

さて、下記の要領で、社団法人日本ガスタービン学会 2010年度通常総会、公益社団法人日本ガスタービン学会 2011年度第1回臨時総会、名誉会員推薦状授与式、及び特別講演会を開催致しますので、万障お繰り合わせのうえ、ご出席頂きますようお願い申し上げます。

なお、先にお送りした返信用葉書又は学会誌同封別紙（FAX用）にて、ご出欠のお返事をご送付下さいますよう、重ねてお願い申し上げます。

敬具

記

日 時： 2011年4月12日（火） 13：00～17：00

場 所： IHI本社ビル 低層棟3階 研修室002号（東京都江東区豊洲3-1-1）
有楽町線豊洲駅下車 1A出口 徒歩7分、又は、ゆりかもめ豊洲駅下車 徒歩8分

社団法人日本ガスタービン学会 2010年度通常総会（13：00-）

- 1号議案：会員の異動に関する件
- 2号議案：第35期（2010年度）事業報告（案）の件
- 3号議案：第35期（2010年度）決算報告（案）の件
- 4号議案：名誉会員推薦の件
移行認定審査に係る経過報告
- 5号議案：2011年度（平成23年度）事業計画（案）の件
- 6号議案：2011年度（平成23年度）予算（案）の件

公益社団法人日本ガスタービン学会

2011年度第1回臨時総会（2010年度通常総会に引き続き）

- 1号議案：2011年度（平成23年度）理事選任の件
- 2号議案：2011年度（平成23年度）監事選任の件

名誉会員推薦状授与式（15：20-15：50）

1. 名誉会員推薦状および記念品贈呈
2. 名誉会員挨拶

特別講演会（16：00-17：00）

「中容量ガスタービンの開発とグローバル展開（仮題）」

笹田 哲男氏（㈱日立製作所 電力システム社 日立事業所 事業主管）

※ 特別講演会終了後、「i-ゲリル」（低層棟2階）にて、懇親会を行います。こちらも是非ご参加ください。
（懇親会参加費：1000円。事前申込は不要です。）

会場案内図



正会員の過半数の議決を必要としますので、やむなくご欠席の場合にも、
先にお送りした返信用葉書 又はFAX用紙(同封別紙)を必ず事務局迄お送り下さい。

2011年度 第1回見学会のお知らせ

2011年度第1回見学会を下記の通り、(株)JALエンジニアリングにて開催致します。奮ってご参加下さい。

1. 日 時

2011年5月28日(土) 13:00～17:15

2. 場 所

(株)JALエンジニアリング
エンジン整備センター/成田航空機整備センター
(千葉県成田市成田国際空港内)

3. スケジュール

13:00 集合
13:20～15:20
エンジン整備センターにおいて、エンジン整備に
ついての概要説明及び見学
・分解組み立て
・部品修理
・試運転等
15:30～16:30
成田航空機整備センターにおいて、航空機整備に
ついての概略説明及び見学。
16:30～17:00 質疑応答
17:15頃 解散

4. 参加要領

- (1)参加資格：会員資格、年齢等に制限はありません。
どなたでも参加できます。
ただし、中学生以下の場合には保護者の同
伴を必要としますので、保護者の方がお申
し込みください。
- (2)定 員：50名程度（申し込み多数の場合、お断りす
る可能性があります。）
- (3)参加費（送迎用のバス代を含む）：
正会員 4,000円
学生会員 2,000円
非会員 5,000円
学生非会員 3,000円
高校生以下 1,000円
- (4)集合場所：後日、学会が参加者にご連絡します。
(5)交通手段：後日、学会が参加者にご連絡します。
(6)申込方法：下記の申込用紙にご記入のうえ5月16日(月)
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 2011年5月16日(月) 開 催 日 2011年5月28日(土)

日本ガスタービン学会 行 FAX: 03-3365-0387 TEL: 03-3365-0095 E-mail: gtsj-office@gtsj.org

氏名	生年月日	年 月 日	性別	男/女	会員資格	会員/非会員
	年 齢	才			会員番号	
自宅住所	〒					
勤務先/学校名	*部課名・学年まで記載してください					
勤務先/学校 住 所	〒					
連絡先	TEL / FAX					
	E-mail					
中学生以下の 参加者氏名	生年月日	年 月 日	性別	男/女		
	年 齢	才				

第20回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ（予告）

学生及び技術者（ガスタービン初心者）を対象とした標記シンポジウムを開催しますので、奮ってご参加下さい。

1. 日 時： 2011年6月30日(木), 7月1日(金)
2. 場 所： 宇宙航空研究開発機構（JAXA） 調布航空宇宙センター
（東京都調布市深大寺東町7-44-1）
3. プログラム：
 - 第1日目 午前： 講義1件（ガスタービン概論）
午後： 講義1件（ガスタービンと流体工学）
JAXAの講演（JAXAにおける航空エンジン研究紹介）
見学会 JAXA 調布航空宇宙センター
（ガスタービン関連研究施設等）
懇親会
 - 第2日目 午前： 講義2件（ガスタービンと伝熱工学, 燃焼工学）
午後： 講義2件（ガスタービンと材料工学, 制御工学）
4. 参加概要：
 - (1) 定 員： 60名程度
 - (2) 対象者： 大学, 高等専門学校, 大学院在籍者ならびにガスタービン初心者の社会人

教育シンポジウムの詳細及び申し込み方法等は本誌5月号及びホームページに掲載予定。(http://www.gtsj.org/)
2日間の講義を受講された方には、「ガスタービン教育シンポジウム受講証」を発行いたします。

★今年度は関西地区における教育シンポジウムは開催いたしません。

2011年国際ガスタービン会議大阪大会 出展募集のご案内

2011年国際ガスタービン会議大阪大会 展示委員会

本年11月開催の首記国際ガスタービン会議に関し出展の第二次募集中です。
予定ブース数の申込受領次第、締切らせて頂く予定ですので早目にお申込み下さい。

1. 開催期間：2011年11月14日(月)～17日(木)
9：00～17：00（但し14日は12：00開催，17日は14：00終了（予定））
2. 展示会場：大阪国際会議場（グランキューブ大阪）10階 会議室1001～1003
3. 展示内容：ガスタービン及びターボ過給機・蒸気タービン等エネルギー関連技術，並びに関連機器・部品・部材，工作機械，計測・データ処理機器・試験機，コンピュータ・関連ソフト，出版物等
4. ブース（出展料金）：4.5m²ブース（20万円），9m²ブース（40万円），18m²ブース（80万円）及びその組合せ
5. 出展申込締切：2011年4月30日

－出展に関するお問い合わせ及び申込先－

2011年国際ガスタービン会議大阪大会 展示委員会事務局
株式会社イーサイド
担当者：太田 奏
〒223-8526 横浜市港北区日吉4-1-1 慶應義塾協生館2階
TEL：045-534-3881， FAX：045-534-3882
e-mail：igtc2011-tenji@e-side.co.jp
電話受付時間：10：00-16：00（土，日，祝祭日を除く）

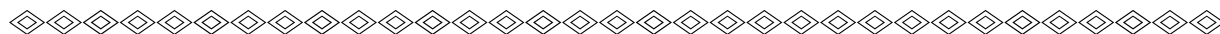
▷ 入 会 者 名 簿 ◁

〔正会員〕

大石 勉(IHI) 南 大基(IHI) 岡田 拓也(IHI) 近藤 幸弘(IHI) 楠田 真也(IHI)
 荒牧 裕介(IHI) 寺澤 昌宏(IHI) 増田 和裕(IHI) 大垣 義信(IHI) 亀井 篤志(IHI)
 井上 靖浩(IHI) 竹内 道也(IHI) 名和 真澄(IHIターボ) 谷川 喜彦(いけうち)
 仮屋 大祐(川崎重工業) 西村 由明(東北電力) 鈴木 巧(東北電力) 安藤 均(東北電力)
 妹尾 茂樹(日立製作所) 奥井 英貴(三菱重工業) 吉田 雅弘(三菱重工業) 前田 悠介(三菱重工業)

〔賛助会員〕

MMCスーパーアロイ(株) (株)シーアールイー

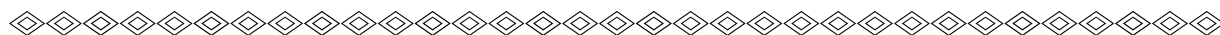


訃 報

終身会員 星野 昭史 君 73才

2011年1月31日 逝去されました

ここに謹んで哀悼の意を表します



◇2011年度会費納入のお願い◇

2011年度会費をお納めいただく時期となりました。
 下記金額を所定の口座または事務局宛お送りください。
 尚、既に銀行引き落としの手続きをされている方は、
 2011年3月23日貴口座より引き落としさせていただく予
 定です。

賛助会員	1口	70,000円
正会員		5,000円
学生会員		2,500円

郵便為替	00170-9-179578
銀行	みずほ銀行 新宿西口支店
	普通預金口座 1703707
いずれも口座名は(株)日本ガスタービン学会です	

※会費の納入には、簡単、便利な「口座引き落とし」
 をお勧めいたします。未だ手続きをなさっておられ
 ない方は、巻末の預金口座振替依頼書にご記入の上、
 事務局までお送り下さい。自動振替をご利用されま
 すと振込手数料は学会負担となります。

事務手続き合理化のため、皆様のご協力をお願い
 いたします。

○ 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313回講習会「構造・強度設計における数値シミュレーションの基礎と応用－デモ展示付き－	協賛	2011/5/19-20	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
日本マリンエンジニアリング学会	第81回マリンエンジニアリング学術講演会	協賛	2011/5/24-26	東京海洋大学 (越中島キャンパス)	日本マリンエンジニアリング学会 URL:http://www.jime.jp
日本航空宇宙学会・日本流体力学会・宇宙航空研究開発機構	第43回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2011	協賛	2011/7/7-8	早稲田大学国際会議場	宇宙航空研究開発機構 研究開発本部 数値解析グループ 村上桂一 URL:http://www.jsass.or.jp/web/annai.html
日本流体力学会	日本流体力学会年会2011	協賛	2011/9/7-9	首都大学東京 南大沢キャンパス	日本流体力学会 TEL:03-3714-0427,FAX:03-3714-0434 E-MAIL:info@nagare.or.jp URL:http://www.nagare.or.jp
自動車技術会	第22回内燃機関シンポジウム－エンジンテクノロジーの高度化とその伝承－	協賛	2011/11/29-12/1	東工大蔵前会館	自動車技術会 技術交流グループ 担当:大平 URL:http://www.jsae.or.jp/

日本ガスタービン学会入会のご案内

日本ガスタービン学会は、「エネルギー」をいかにして効率よく運用し、地球規模の環境要請に応えるかを、ガスタービンおよびエネルギー関連技術において追求する産学官連携のコミュニティーです。

会員の皆様からは、「ガスタービン学会に入会してよかったと思えること」の具体例として次の様な声が寄せられています：

- タテ（世代）とヨコ（大学、研究機関、産業界）の交流・人脈が広がった。
- 学会誌が充実しており、学会・業界・国外の専門分野の研究動向や技術情報が効率的に得られた。
- ガスタービンに熱い思いを持った人達と、家族的雰囲気の中で階層を意識せず自由な議論ができ、専門家の指導を得られた。

学会の概要（平成22年12月現在）

会員数：2,035名（正会員 1,959名，学生会員 76名） 賛助会員：108社
会員の出身母体数：企業・研究機関・官公庁等 約300，学校 約100

会員のメリット

個人会員（正・学生会員）：

学会誌無料配布（年6回）、学術講演会の論文発表・学会誌への投稿資格、学会賞受賞資格、本会主催の行事の参加資格と会員参加費の特典、本会刊行物の購入資格と会員価格の特典、調査研究委員会等への参加

賛助会員：

学会誌の無料配布、学会誌広告・会告掲載（有料）、新製品・新設備紹介欄への投稿、本会主催行事参加および出版物購入について個人会員と同等の特典、学会賞（技術賞）受賞資格

入会金と会費

正会員：入会金 500円，年会費 5,000円
学生会員：入会金 500円，年会費 2,500円
賛助会員：入会金 1,000円，年会費 一口 70,000円とし、一口以上

入会方法

学会ホームページにて入会手続きができます（<http://www.gtsj.org/index.html>）。

学会事務局にお電話いただいても結構です。申込書を送付致します。



公益社団法人 **日本ガスタービン学会**
Gas Turbine Society of Japan

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402

電話番号：03-3365-0095

E-mail: gtsj-office@gtsj.org

編集 後記

本誌で過去に企画編集された、流体現象に関する特集として、1992年3月号の「旋回失速・サージング・フラッターなど」、1998年9月号の「熱流体の数値計算」、2004年7月号の「ガスタービンに関連するCFD解析の現状」、2005年11月号の「空力騒音」、2007年7月号の「LESの応用」、および2008年9月号の「流体現象と流れ制御」などが挙げられます。これらは、本学会誌のうち小生が所有している範囲内での情報によるものですが、それ以前にも1981年の3月号に「非定常空力」が特集されていることが1992年3月号の編集後記に記されています。本号では、ガスタービンおよび関連機器に関する、旋回失速、サージング、フラッターなどの不安定現象および空力騒音を含む、熱流体の非定常現象について、その最近の研究動向を紹介することを目的に、「熱流体の非定常現象」と題して特集を企画しました。執筆者の方々にはご担当の項目に関する、現在の国内外の研究動向とご自身の研究内容を、可能な限り実験と数値解析の両面からご紹介頂くようお願いしました。記事の内容としては、産業用と航空用ガスタービンおよびターボチャージャーの構成要素となる圧縮機、燃焼器、タービン、ファン、排気ノズルおよびその他関連要素を含んでおり、さらに回転要素の羽根車については遠心形と軸流形に項目を分けた構成となっております。また、上記の過去の特集号の内容と比較することにより、ガスタービンおよび関連機器における非定常熱流動現象の解明の進展、および非定常問題を解決するための手法の変遷がうかがえるものと考えます。

前々号から再開した「研究だより」では、独立行政法人宇宙航空研究開発機構の航空エンジン部門において現在行われている研究について、ご紹介いただきました。

「新製品紹介」ではガスタービン関連機器としてガスター

ビン発電、コンバインドサイクル発電等の空気取入口のウェザールーバーが紹介されています。

年4号の発刊から年6号の発刊に1999年に移行して、12年が経過しました。6号化の目的の一つは、発刊回数を増やすことによる技術論文掲載の迅速化であったと記憶しております。会員の皆様方には奮って論文をご投稿下さるようお願いする次第です。

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、原稿執筆を快くお引受け頂いたことに編集担当者一同感謝いたします。

本号の企画編集は幡宮委員（㈱日立製作所）、檀原委員（防衛省）、山下委員（㈱荏原製作所）と辻田（法政大学）が担当いたしました。

（辻田星歩）

（表紙写真）

ジェット騒音低減デバイスによる ジェット出口近傍流れ場の違い

B787に採用され、近年注目されているジェット騒音低減デバイス“シェブロンノズル”が起こすせん断層の変形と縦渦形成の様子をLESの時間平均場で捉えた。シェブロンは回転方向が逆の強い縦渦を誘起し、混合促進しているのに対し、ノッチはせん断層の変形を、大きな渦構造を発生させる事なく実現する事ができる。この結果、ジェット出口近傍で強い縦渦構造を誘起せずにせん断層を変形する事が騒音低減に大きく寄与する事がわかってきた。

（提供：IHI/JAXA）

だより

♣事務局

3月からは毎年新しい年度を迎えることとなりますが、今年も例年とは一寸変わった年度となります。と、申しますのは、本誌中でも解説がなされておりますように、昨年10月15日に公益認定等委員会に申請しておりました「公益社団法人」への移行認定審査が無事終了し、2月16日付で公益認定等委員会より内閣総理大臣宛に「認定するのが妥当である」旨の答申がなされました。事務手続きを経て2月23日には認定書が発行される予定であり、事務局では3月1日に法務局に向向き、旧法人の解散と新法人の設立の登記を同時に申請する予定であります。従って、この3月号が会員の皆様のお手元に届くころには、既に「社団法人日本ガスタービン学会」から「公益社団法人日本ガスタービン学会」へと変更しているはずであります。定常業務のほかにこの申請に絡む非定型な業務が重なり、この2年間は事務局も無駄口を叩いている暇も無いほどかなり忙しい毎日を過ごして参りましたが、これ

でようやく一区切りが着き、ほっとしているところでありませう。関係された理事の皆様、各関連委員会の委員の皆様、会員の皆様のご協力にあらためて感謝申し上げます。

ところで、この変更は単なる名称の変更ではなく、よって立つ法律の「公益」に対する根本思想の変革に基づいており、民間の公益活動を支える寄付文化の醸成が、今回の法律改正の元になっていると聞いたことがあります。昨年暮れからの「伊達直人」なる人物の粹なランドセルの寄付活動が共感され連鎖となって、いろいろな団体の公益的な事業にも寄付活動が広がっているとのニュースも増えています。「公益社団法人日本ガスタービン学会」への変更をきっかけに、われわれの「公益事業」がより広く理解されるよう努力を重ね、会費のほかに賛同者の寄付で支えられるような学会になればすばらしいと思っております。

（伊藤）

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
情報記事欄	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程を定める。

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、当該著作物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. 03-5733-5156 Fax. 03-5733-5164
ニッセイエブプロ(株) 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

2010.8.27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。
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.39 No.2 2011.3

発行日 2011年3月20日
発行所 公益社団法人日本ガスタービン学会
編集者 村田 章
発行者 渡辺 康之
〒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
(普) 1703707
印刷所 ニッセイエブプロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5156 Fax. 03-5733-5164

©2011, 公益社団法人日本ガスタービン学会

複写をご希望の方へ

本学会は、本誌掲載著作物の複写に関する権利を一般社団法人学術著作権協会に委託しております。

本誌に掲載された著作物の複写をご希望の方は、(社)学術著作権協会より許諾を受けて下さい。但し、企業等法人による社内利用目的の複写については、当該企業等法人が社団法人日本複写権センター(社)学術著作権協会が社内利用目的の複写に関する権利を再委託している団体)と包括複写許諾契約を締結している場合にあっては、その必要はございません(社外頒布目的の複写については、許諾が必要です)。

権利委託先 一般社団法人 学術著作権協会
〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル3F
FAX: 03-3457-5619 E-mail: info@jaacc.jp

複写以外の許諾(著作物の引用、転載、翻訳等)に関しては、(社)学術著作権協会に委託致していません。直接、本学会へお問い合わせください。