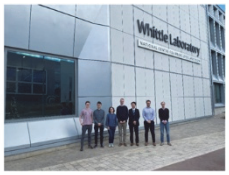
ケンブリッジ大学 Whittle Laboratory との ターボ機械の共同研究開発

Open-innovation Research and Development of Turbomachinery with the Whittle Laboratory, University of Cambridge



関 亮介 *1
Ryosuke Seki

サム グリムショー *2
Sam Grimshaw

グラム プラン *3
Graham Pullan

本報では，三菱重工業株式会社とケンブリッジ大学 Whittle Laboratory との長年にわたる緊密な連携による共同研究にフォーカスし，発電用ガスタービン圧縮機の性能向上と安定性改善を目的とした研究成果を紹介する。両者は，境界層制御技術やチップ漏れ制御翼の開発，旋回失速初生メカニズムの解明，等に取り組み，実験と数値流体解析を組み合わせて技術基盤を強化した。特に，抽気システムの流動メカニズムやスパイク型旋回失速の発生過程を明らかにし，圧縮機の性能向上や運転範囲拡大に寄与する知見を得た。これらの成果は，当社のガスタービン技術の国際競争力向上に貢献するとともに，今後の製品開発における重要な基盤となっている。

1. はじめに

近年，エネルギー効率の向上と環境負荷低減の観点から，発電用ガスタービンの性能向上が世界的な課題となっている。特に，圧縮機の安定性改善と運転範囲拡大は，タービン全体の信頼性向上と効率改善に直結する重要な技術的要素である。三菱重工業株式会社（以下，当社）は，これらの課題に対応するため，世界有数の熱流体研究拠点であるケンブリッジ大学 Whittle Laboratory との共同研究を進めている。Whittle Laboratory は，世界初のジェットエンジンの発明者である Sir Frank Whittle の名を冠し，1973 年の設立以来，航空エンジンやガスタービンの圧縮機・タービンに関する基礎から応用までの研究開発を牽引してきた。1980 年代から当社との交流が始まり，以降，多様なターボ機械に関する共同研究を通じて，産学連携による技術革新を推進している。本報では，特に発電用ガスタービン圧縮機を対象とした両者の共同研究成果を紹介する。研究の目的は，圧縮機の性能向上と安定性改善に資する知見を深め，将来的な製品開発における技術基盤の強化を図ることである。これにより，当社のガスタービン技術の国際競争力向上に寄与することを目指している。

2. 当社とケンブリッジ大学との歴史

当社とケンブリッジ大学との関係性の歴史を振り返ると，三菱財閥の第 4 代総帥である，岩崎小彌太にたどり着く[(1)]。現在の三菱グループや当社の基盤を築いた経営者であり，ケンブリッジ大学の卒業生で，1900 年初頭の日本の経営者のなかでは，屈指の国際派だった。1904 年にはパーソンズ社（創業者の Charles Parsons はケンブリッジ大学卒のエンジニア）と当社との間の蒸気タービン技術に関するライセンス契約が結ばれ，国産第 1 号の陸用蒸気タービンの製造に至っている[(2)]。歴史的にみても当社とケンブリッジ大学との関係は古く，興味深い接点が存在する（図 1）。

近年では，その関係性がより強固なものとなっており，発電用ガスタービンを対象に，ケンブリッジ大学 Whittle Laboratory との共同研究を進めている。Whittle Laboratory は，航空エンジンやガスタービンの熱流体研究における世界最先端研究拠点であり，1973 年に設立された。1980 年代

*1 三菱重工業株式会社 総合研究所 流体研究部 博士（工学）/技術士（機械部門）
*2 ケンブリッジ大学 ホイットル研究所 准教授相当 Doctor of Engineering
*3 ケンブリッジ大学 ホイットル研究所 教授 Doctor of Engineering

に青木素直博士がジョン・デントン教授(図 2 の前列の左から 2 番目と 3 番目)を訪問したことから始まり，以来，圧縮機，タービン，二次空気システムなど，ターボ機械に関する多くの共同研究を実施するとともに，継続的に緊密な産学連携を推進してきた。2024 年には創立 50 周年を記念したセレモニーが開催され，次の 50 年に向けて新たなスタートを切っている[3](図 2)。

本報では，同研究所と特に綿密な連携ができている発電用ガスタービンの圧縮機を対象とした共同研究の成果についてフォーカスして紹介する。

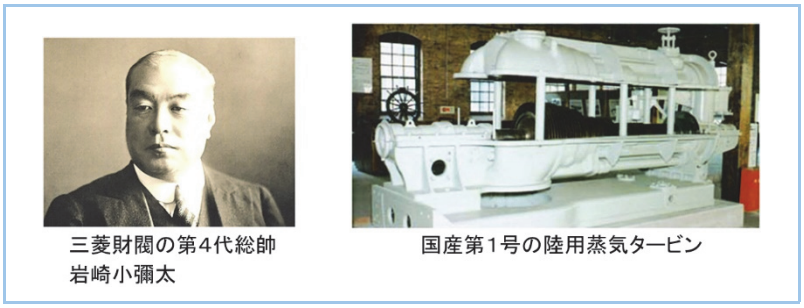


図1　当社とケンブリッジ大学との関係

図2　創立 50 周年記念セレモニー

3. 圧縮機関係での共同研究

発電用ガスタービンの圧縮機関連での共同研究の成果を以下に紹介する。研究開発の役割分担としては，研究コンセプトの創出においては共同で知恵を出し合い，技術成熟度レベル(Technology Readiness Level, TRL)の低い技術開発については Whittle Laboratory で実施し，TRL の高い技術開発については当社で実施している。特に強調すべきは，その間を適切に補間することができる両者人材の存在である。双方の研究者は長期にわたってお互いに滞在し，互いの文化を深く理解し，情熱を持って共同開発を推進してきた。

3.1　境界層制御技術

(1)　抽気システムに関する研究

タービン冷却空気の供給や起動特性の改善を目的に，圧縮機に抽気システムを構築し，ガスタービンの安定運転を可能としている。抽気システムは，スロット，プレナム室，複数のオフテイクダクトを有する設計であるため，圧縮機の周方向の流れ分布が不均一となり，運転安定性が低下する可能性がある。

そこで，流動メカニズムの解明を目的として低速軸流圧縮機試験装置を用いて，複数の抽気構成を検証し，非一様抽気が下流段入口の流れ場に及ぼす流動メカニズムを解明した[4]。周方向のダクト数が 4 つから 1 つになった場合，周方向局所位置で最大 1.3° の相対流れ角が変化し，失速点に影響を与えることを明らかとした。また，同抽気システム部を対象に実験と数値流体解析(CFD)によりロスブレイクダウンを実施[5]し，損失の定量化とその発生メカニズムの解明(図 3)を実施し，設計指針を得ることができた。

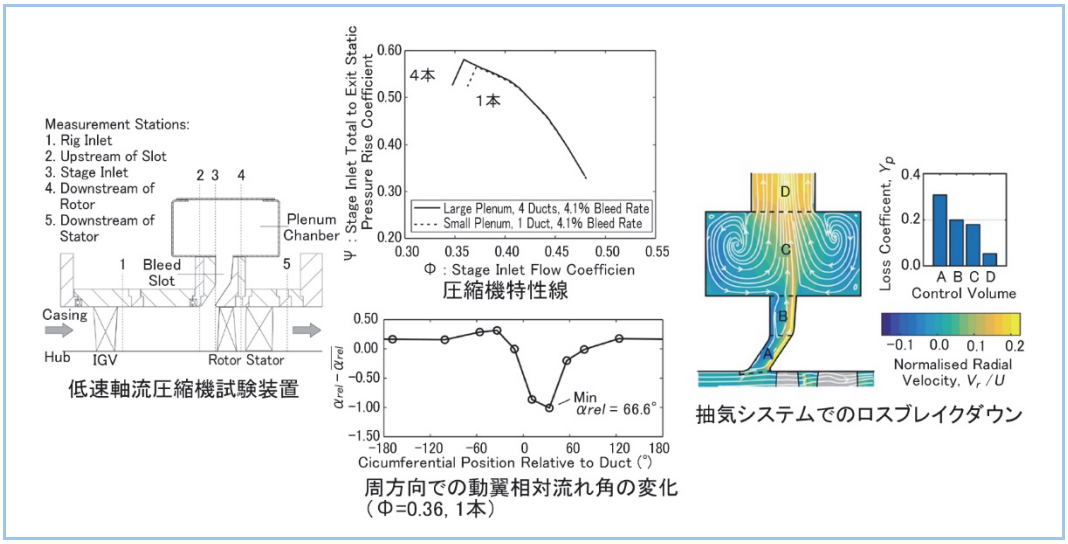


図3 抽気システムでの非一様流れの影響，ロスブレイクダウン

(2) 翼面境界層制御に関する研究

多段圧縮機内部で発達する境界層のコントロールを目的に，AM 技術（3D プリンタ）を活用した静翼翼面の境界層制御翼を開発した[6]。CFD 解析を駆使して設計し，実験では翼負圧面に吸引孔を設けた改良翼でコーナー剥離を抑制し，静翼の作動範囲を拡大できることを実証した（図 4）。

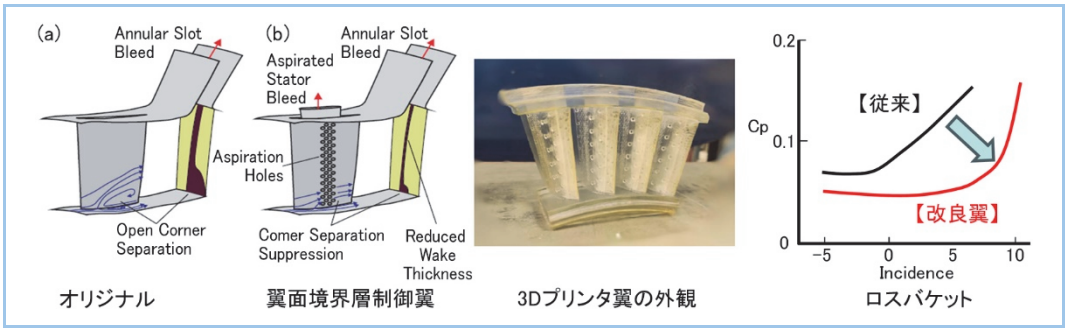


図4 翼面境界層制御に関する研究

3.2 旋回失速初生メカニズムの解明

ガスタービンの起動時等のオフデザイン運転時，圧縮機では旋回失速と呼ばれる非定常不安定現象が発生する。この現象は長年の研究課題であり，Whittle Laboratory，米国のマサチューセッツ工科大学ガスタービン研究所（MIT GTL），当社の 3 者による共同研究を実施してきた。

圧縮機の旋回失速初生のメカニズムとして，2 種類（スパイク型，モーダル型）のルートが広く知られており，文献でも報告されている。我々は当初，小規模な外乱が突然発生して急速に発展するスパイク型に着目し，その流れメカニズムを実験と CFD 解析により明らかにした。

その結果，動翼回転速度の 70%-80%程度のスピードで周方向に伝播するこの擾乱は，動翼前縁で生じる前縁剥離渦によるものであることを明らかとした[7]（図 5）。また，より発展的分析として，実験や CFD 解析，アクチュエータディスク理論を組み合わせた研究により，失速のタイプは圧縮機の特性線の傾きによって決まり，スパイク型は急勾配で，モーダル型は浅い勾配で発生することが示され，スパイク型とモーダル型の失速初生メカニズムが統一された[8]（図 6）。

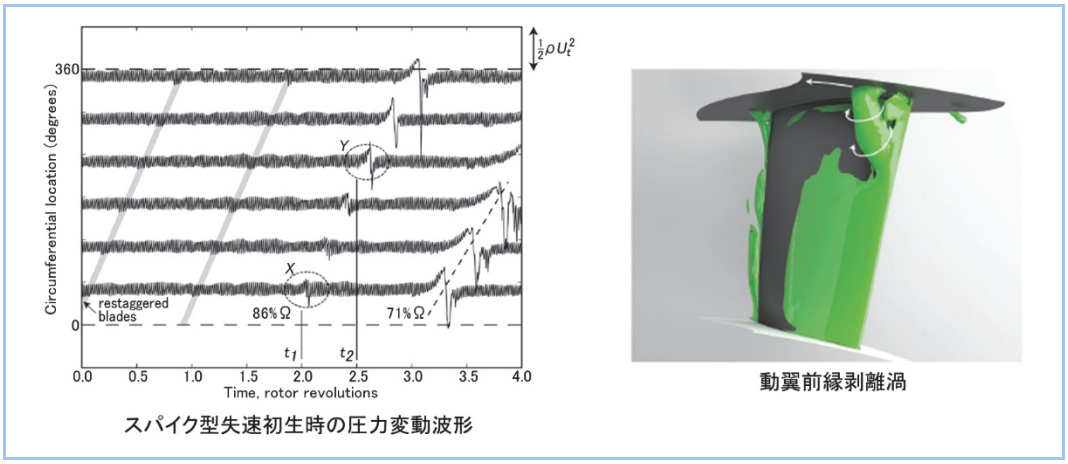


図5 スパイク型失速初生現象の解明

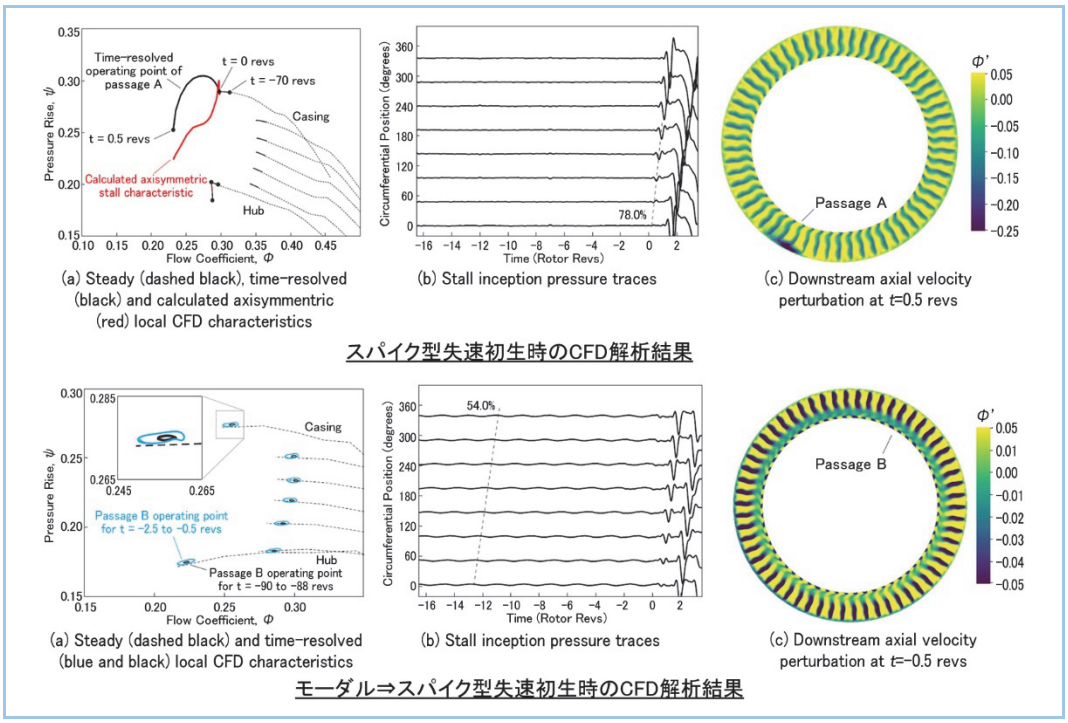


図6 特性線の傾きと旋回失速初生現象の関係

3.3 チップ漏れ制御翼に関する研究

ガスタービンの起動時等のオフデザイン運転時，圧縮機では旋回失速と呼ばれる非定常不安定現象が発生する。動翼翼端隙間からの漏れ流れが影響することが示唆されていたものの，その影響やメカニズムについては，不明であった。そこで，Whittle Laboratory，MIT，当社の共同研究では，CFD 解析により，翼端隙間の大きさを変化させ，旋回失速初生への影響とメカニズムを世界に先駆けて，明らかにした[9]。翼端隙間が小さい時には，ケーシングでのコーナー剥離が支配的であり，翼端隙間が大きい時には，チップ漏れ流れが卓越し，インシデンス（翼に対する迎え角）が増加し，前縁剥離につながる（図 7）。そこで，翼端漏れ流れを制御する 3 次元翼設計技術を開発し，翼端隙間を最適化して作動範囲を最大化した。

双方の綿密かつ闊達なコミュニケーションにより推進されたこれらの研究成果は，世界最大のターボ機械関連の国際会議であるASME Turbo Expo において，数々の Best Paper Award や Gas Turbine Award を受賞しており，国際的に高く評価されている。

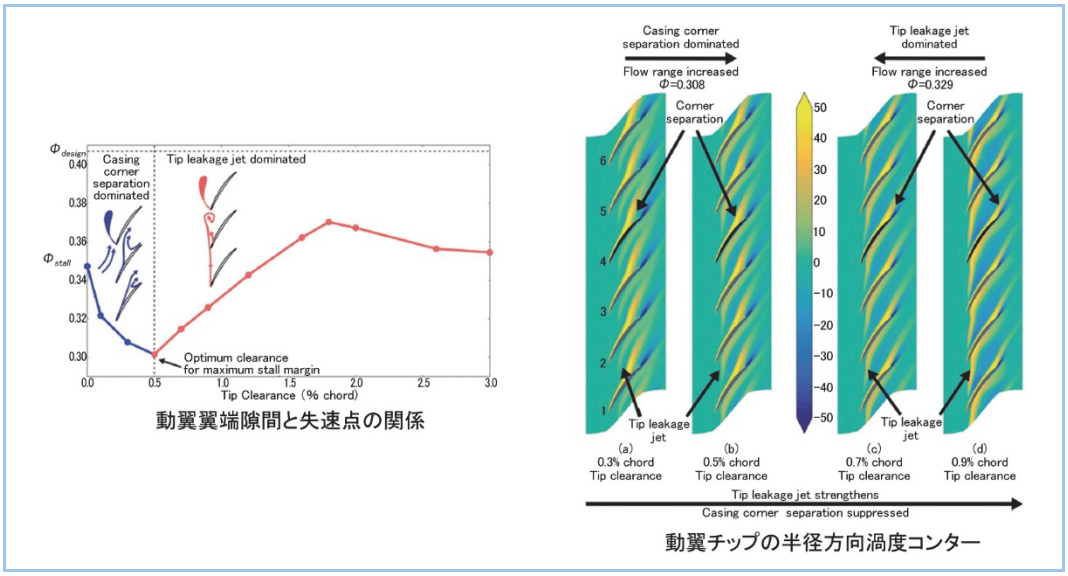


図7 動翼翼端隙間が失速初生に及ぼす影響の解明

4. まとめ

本報では，当社とケンブリッジ大学 Whittle Laboratory との共同研究により，発電用ガスタービン圧縮機の性能向上と安定性改善に資する技術的知見を得た。境界層制御技術に関しては，抽気システムの非一様流れの影響や損失発生メカニズムを明確化し，設計指針を示した。さらに，AM 技術を活用した境界層制御翼の開発により圧縮機の運転範囲拡大を実証した。旋回失速のメカニズム解明では，旋回失速の初生過程を実験と CFD 解析で詳細に解明し，圧縮機の安定運転に向けた基盤技術を確立した。また，チップ漏れ制御翼の研究では，動翼翼端隙間の大きさを変化させた際の旋回失速初生への影響とそのメカニズムを明らかにし，翼設計の指針を得た。今後は，実機適用に向けて社内研究にて長期信頼性評価やさらなる最適化を進め，実機条件での要素試験や，当社が保有する実証発電プラントでの検証試験を行う必要がある。当社はこれらの課題に取り組み，持続可能な社会の実現に貢献していく。

著者は，Whittle Laboratory，MIT，及び，我々のコラボレーションに貢献した研究者及び技術者に感謝します。特に，Thomas Walker 氏，Tom Hynes 博士，James Brind 博士，Jonathan Waldren 博士，Max Hewkin-Smith 博士，Victor Sun 博士，Edward Greitzer 教授，及び Zoltan Spakovszky 教授に感謝します。

参考文献

(1) 三菱オフィシャルサイト，岩崎小彌太年表，https://www.mitsubishi.com/ja/series/koyata/
(2) 三菱重工業株式会社，長崎造船所 史料館，https://www.mhi.com/jp/company/overview/museum/nagasaki
(3) University of Cambridge, Whittle laboratory, whittle-laboratory-celebrates-50th-birthday, https://whittle.eng.cam.ac.uk/whittle-laboratory-celebrates-50th-birthday/
(4) S. D. Grimshaw et al., Bleed-Induced Distortion in Axial Compressors, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.137, No.10, Paper No.TURBO-15-1088
(5) S. D. Grimshaw et al., Loss in Axial Compressor Bleed Systems, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.142, No.9, Paper No.TURBO-20-1027
(6) Jonathan J. Waldren et al., The Design of Aspirated Stators for Compressor Bleed, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.148, No.5, Paper No.TURBO-25-1304
(7) G. Pullan et al., Origins and Structure of Spike-Type Rotating Stall, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.137, No.5, Paper No.TURBO-14-1202
(8) S. D. Grimshaw et al., A UNIFIED FRAMEWORK FOR COMPRESSOR STALL INCEPTION, ASME Turbo Expo 2025, GT2025-153215
(9) M. Hewkin-Smith et al., The Role of Tip Leakage Flow in Spike-Type Rotating Stall Inception, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.141, No.6, Paper No.TURBO-18-1342