

次世代旅客機用エンジン低圧タービン・燃焼器技術の開発

Technology Development of Low Pressure Turbine and Combustor for Next Generation Civil Aircraft Engines



花田 忠之^{*1}
Tadayuki Hanada

森井 統^{*2}
Osamu Morii

藤本 洋平^{*3}
Yohei Fujimoto

秋元 健太郎^{*4}
Kentaro Akimoto

長谷 貴昭^{*5}
Takaaki Hase

藤村 大悟^{*6}
Daigo Fujimura

航空業界においてCO₂排出量削減の取組みが進む中、次世代旅客機用エンジンには高効率化と高耐久化が求められている。三菱重工航空エンジン株式会社では、戦略的分野として低圧タービンと燃焼器の開発能力向上に取り組んでいる。低圧タービンにおいては、高効率翼型の検証を目的とした静止及び回転試験、二次空気流量の最適化を図るためのシール設計の検証、動翼の振動減衰機構の検証、さらに実エンジンを用いたシステム実証を行い、開発能力を向上させた。燃焼器に関しては、レーザ及びウォータージェットを用いた冷却穴の加工技術や耐熱セラミックコーティング技術を開発した。次世代旅客機用エンジンへの当社技術の採用を目指し、更なる技術力強化を進める。

1. はじめに

近年、航空業界は持続可能な発展に向けた大きな転換期を迎えている。気候変動への対応が求められる中、航空機の運航によるCO₂排出量削減が重要な課題として浮上している。国際的な合意や規制が強化される中、エンジンメーカは環境負荷を低減するための新技術の開発を急務としている。

三菱重工航空エンジン株式会社(以下、当社)は、1990年代に開発を開始した国際共同開発のV2500エンジンから始まり、近年ではPW1100G-JMに至るまで、エンジンの燃焼器部位の開発プロジェクトに関与し、現在では世界最高峰の製造技術を有するに至った。また、ヘリコプター用エンジンPW210の出力タービンの開発実績を基に、低圧タービン(以下、LPT)の設計技術を向上させてきた。現在、燃焼器及びLPTを中心とした分野で事業を展開している(図1)。

旅客機用エンジンにおいては、推進効率を向上させるために高バイパス比化が進んでいるが、ファンを駆動するLPTの重要性が増し、更なる高効率化と構造成立性の両立が求められる。また、燃焼器はエンジン内で最も高温となる部位であり、燃費改善のため負荷が高まる中で、耐久性を損なうことなく環境適合性を向上させることが必要となる。

当社は、環境負荷低減に貢献するため、LPTと燃焼器部位において、研究開発やエンジン開発プログラムを通じて、設計・製造技術を向上させてきた。次世代のエンジン開発プログラムにおいては、担当部位の要素技術、製品開発、試験実証という一連の開発プロセス全体へ貢献が期待されており、そのためにはインテグレーション能力の強化が不可欠である。本報では、近年取り組んだ開発能力向上活動について報告する。

*1 三菱重工航空エンジン株式会社 技術部 部長

*2 三菱重工航空エンジン株式会社 技術部 課長

*3 三菱重工航空エンジン株式会社 技術部 主席チーム統括

*4 三菱重工航空エンジン株式会社 技術部 主席技師

*5 三菱重工航空エンジン株式会社 技術部

*6 三菱重工工業株式会社 総合研究所 エナジー研究推進部 主席チーム統括



図1 PW1100G-JM 及び PW210 の図

2. 低圧タービン(LPT)技術

LPT は、エンジンの後部に位置するモジュールであり、高圧タービン(以下、HPT)出口から供給される高温・高圧ガスを利用して主にファンを駆動する役割を果たしている。脱炭素化や燃料コスト削減のニーズから、高バイパス比のエンジン設計が進む中で、LPT の重要性が増し、更なる高効率化が求められている。近年では、Geared Turbo Fan のようにタービンの高周速化がトレンドとなり、効率向上が期待される一方で、タービン翼列一段ごとの主流圧力比の増加や回転部品に発生する応力増加により、構造的及び振動的な要求が厳しくなっている。当社はこれらの課題に対処するため、空力設計技術、シールによる漏れ流れ低減技術、翼振動抑制技術などの要素技術の開発を進め、実際のエンジンを用いた技術実証試験を成功裏に実施した。

2.1 空力設計技術

当社では、LPT の空力性能向上を目的として、実際のエンジンに近い空力条件における低損失翼型の試験実証に取り組んできた。LPT はファンや低圧コンプレッサーを駆動する重要な部品であり、その性能向上はエンジン全体の燃費改善に直結する。特に、LPT 翼型の主な損失要因であるプロファイル損失(翼表面摩擦損失)は、高アスペクト比翼型(翼長が翼幅に対して大きい)で顕著であり、さらには高高度でレイノルズ数が低下する環境において損失が増加する傾向にある。このため、翼型の負荷分布を工夫し、プロファイル損失を抑制することが重要となる。

上記の課題に対し、まずは図2に示す直線翼列試験を実施し、後方負荷翼型と前方負荷翼型(翼面速度変化を後方側/前方側に寄せた翼型)の性能比較を行った。試験は実機の空力条件に相当する状態で行われ、翼列入口及び出口での圧力計測から圧力損失を評価した。その結果、前方負荷翼型は後方負荷翼型に比べて圧力損失が小さく、翼背側面の減速率が小さいことがプロファイル損失の低減に寄与していることが示された。

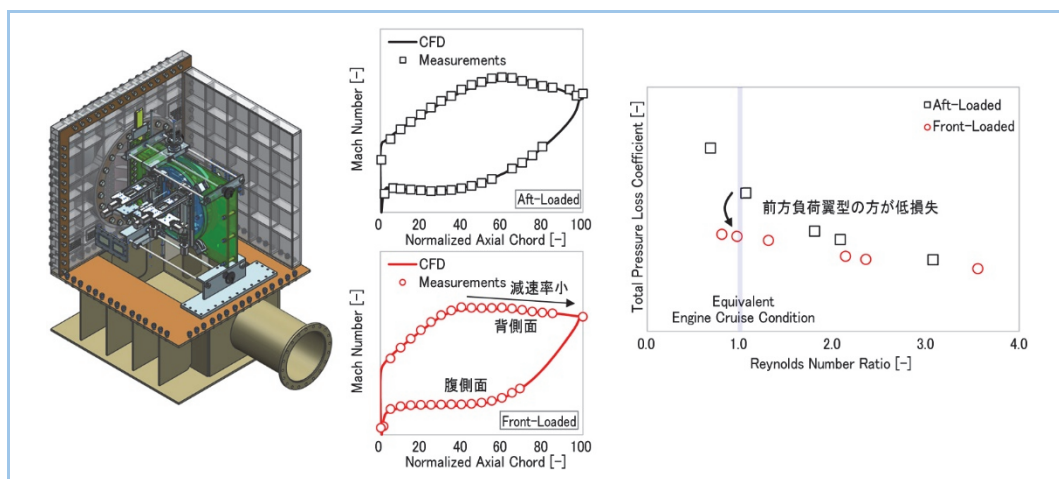


図2 直線翼列試験の試験機装置鳥観図及び試験結果

次に、図 3 に示す回転翼列試験を通じて、多段 LPT における前方負荷翼型の性能を評価した。特に後方段に前方負荷翼型を採用し、LPT 入口・出口や翼面の圧力及び温度分布を計測し、CFD 解析との比較を行った。計測結果は解析結果と良好に一致し、LPT 効率についても圧力比に対する効率の変化が定量的に合致した。これにより、前方負荷翼型は多段 LPT においても設計通りの性能を発揮することが確認された。

これら一連の試験結果から、前方負荷翼型は従来の後方負荷翼型に比べて損失を効果的に低減し、LPT の空力性能向上に貢献できることが明確になった⁽¹⁾。

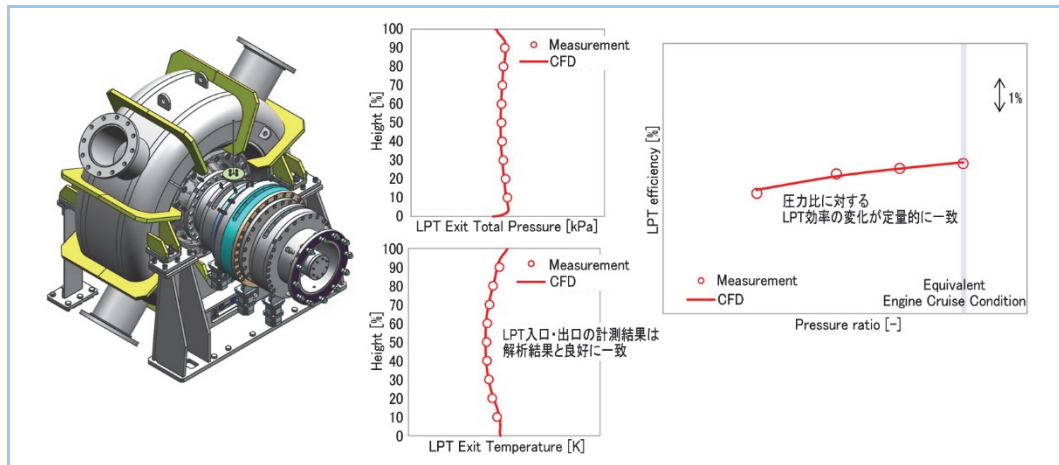


図3 回転翼列試験の試験機装置鳥観図及び試験結果

2.2 シールによる漏れ流れ低減技術

LPT の高効率化には、二次空気流量の削減が重要である。圧縮機から抽気された二次空気は、LPT のディスクやケース周辺のキャビティを通り、最終的に主流に混合されて外部に排出される。二次空気量を減少させることで、①圧縮機の抽気量の低減によるサイクル効率の向上、②主流との混合損失の低減が期待でき、全体の性能向上につながる。しかし、二次空気は主流の高温ガスがディスクやケースなどの部品周辺に漏れ込むのを防ぎ、部品加熱を抑制する役割も持っている。特に、動静翼間の隙間(リムシール)からの主流ガスの逆流は、重要な部品であるディスクを加熱し、最悪の場合、破断を引き起こす可能性があるため、二次空気による逆流抑制の設計が求められる。ディスク加熱を防ぎつつ LPT の高効率化を実現するためには、リムシールからの主流漏れ込みを抑制するための二次空気量を正確に予測することが不可欠である。特に、LPT の 1 段静翼は、軸受室の構造や給排油配管の影響で、翼幅や翼厚が大きく、少数の翼枚数を選択することがある。この場合、1 段静翼によって誘発される圧力場が、リムシールからの主流ガス逆流を引き起こす可能性がある。

リムシールからの主流ガス漏れに関する研究は、エンジンメーカや大学で活発に行われているが、主流ガスと二次空気の相互作用による流れ場の複雑さや非定常性から、数値計算による予測が難しい現象とされている。そこで、図 4 に示す実エンジンのリムシール周辺の流れ場を模擬した要素試験を実施し、主流ガスの漏れ込み特性を評価した。試験装置は、実エンジンの 1 段静翼から 2 段静翼の 20% 高さまでを模擬しており、リムシールには独立した空気供給系統を備えている。二次空気供給系統には CO_2 ガスを混合し、試験対象部位で CO_2 濃度を計測することで、主流ガスの漏れ込み特性を評価した。その結果、リムシール内径側の計測点において想定したページ空気量に対して、設計目標の主流ガス漏れ込み量を下回ることを確認した。これにより、二次空気量の予測精度を向上させる成果を得た。

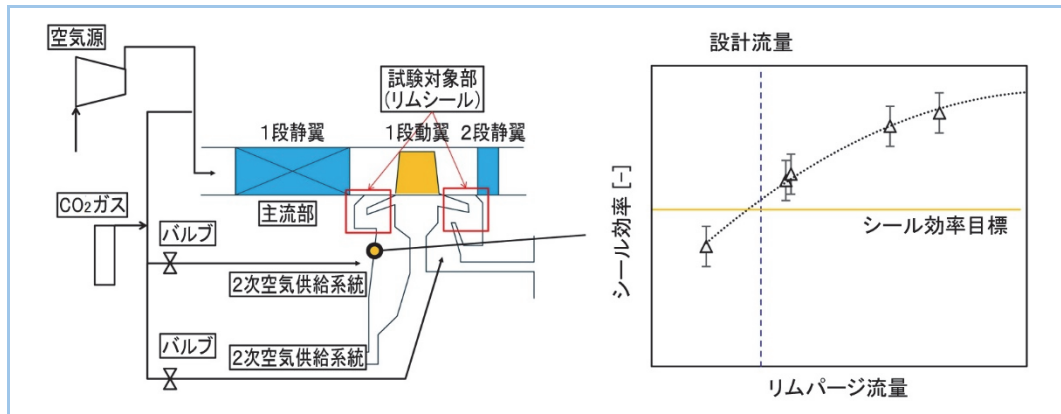


図4 リムシール試験概念図及び試験結果

2.3 翼振動抑制技術

LPT の動翼における主要な技術課題は翼振動技術である。LPT の動翼は HPT 用動翼に比べて高アスペクト比であり、振動数が低下し、エンジン回転数との共振が懸念される。そのため、LPT の動翼はチップシュラウドを備え、これをインターロックすることで振動数を上昇させ、摩擦による減衰を利用して振動応答を低減する設計が採用されている。また、アンダープラットホームダンパやリテーニング構造による摩擦減衰も振動応力の低減に寄与している。

これらの減衰機構の効果を事前に確認するため、図 5 に示すスケール要素試験を実施した。この試験では、翼単段を対象に真空槽内で回転させ、複数の空気加振ノズルで意図的に加振力を加え、実エンジン環境に近い条件下でチップシュラウドとアンダープラットホームダンパの減衰特性を取得した。取得したデータを用いて、実エンジン試験翼が健全である見込みを得た。これにより、高アスペクト比の LPT 動翼の振動設計技術を確立した。

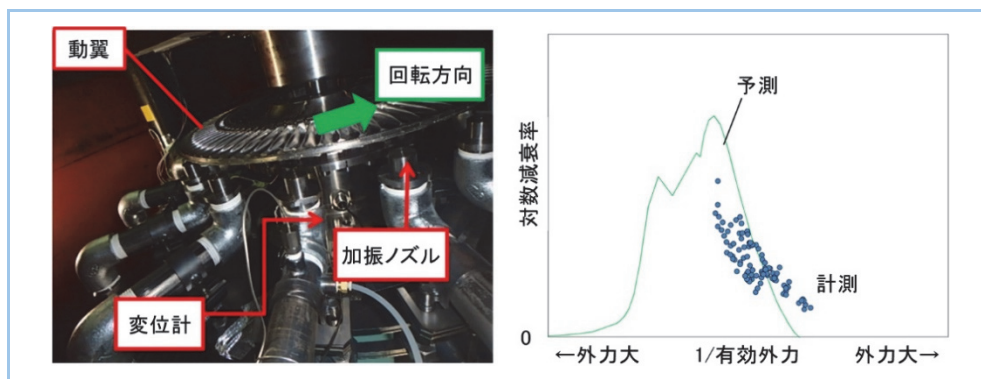


図5 動翼振動試験供試体図及び試験結果

2.4 実エンジン試験による技術実証

要素試験で検証した技術を用いて、実エンジン試験向けの LPT モジュールを開発した。このモジュールは、既存のエンジンの LPT モジュールに適合するよう設計されており、既存のエンジンの LPT モジュールを換装することで技術実証試験を実施した。技術実証試験の目的は、①空力性能の検証、②二次空気システム及び伝熱システムの検証、③翼振動設計技術の検証の3つである。これを達成するために、LPT モジュールには1000点以上の特殊計測点を追加した。このうち、③の翼振動計測には、ひずみゲージとテレメトリシステムを用いた接触計測に加え、全動翼のバラツキを把握するため、非接触振動計測システム(Non-intrusive stress measurement system 以下、NSMS)を全段に適用した。

試験内容は、定格点での性能取得試験、定常及び過渡の温度・圧力特性を取得する伝熱サーベイ試験、運転範囲の回転数をスweepする振動サーベイ試験が含まれる。試験は成功裏に完了し、全計測点の94%以上の生存率を示し(そのうちひずみゲージ及びNSMSは全点生存)。

当社の特殊計測技術の高さを実証することができた。図6に主要な結果を示す。

①空力性能の検証について、計測結果を用いたエンジンサイクル解析で得られたLPT効率はCFD解析結果とよく一致し、前方負荷翼型の実用性と信頼性が確認された。

②二次空気システム及び伝熱システムの検証について、ディスクメタル温度計測により、定格条件では予測と実測がよく一致しているが、部分負荷条件では差があることが明らかとなり、この成果を活用し、評価システムの精度を向上させた。

③翼振動設計技術の検証について、共振点の共振開始から終了までの期間にわたり、ひずみゲージとNSMSの計測結果が高い相関を示しており、NSMSの有効性を確認した。さらに、NSMSにより、各翼の振動応答(変位)の最大値のバラツキを定量的に確認した。同様に、振動数や全減衰のバラツキについても定量的に確認した⁽²⁾。

これらの計測結果は実エンジンでのみ得られる貴重なデータであり、今後もこれらのデータを用いて各種予測技術の向上を図り、次世代旅客機用エンジンにおけるLPTモジュールの設計において、効率、耐久性、重量などの要求を高いレベルで満たす、競争力の高い製品設計に活かしていく。

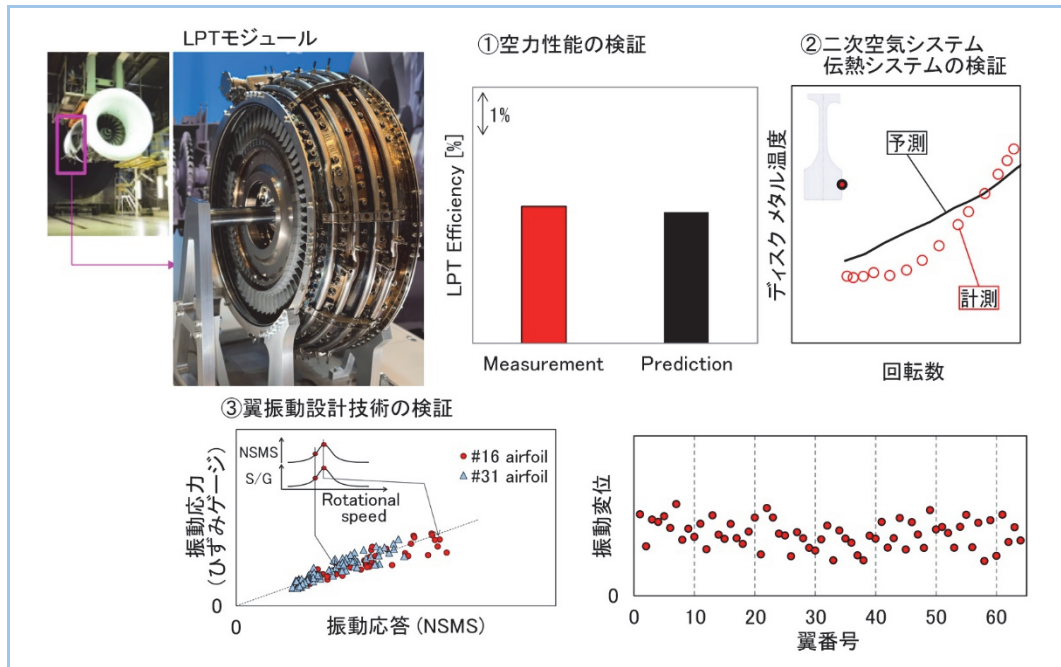


図6 実エンジンを用いた低圧タービンシステム実証試験及び試験結果

3. 燃焼器技術

当社は長年にわたり燃焼器を世界のパートナー企業に供給してきており、近年では長崎地区に“新燃焼器センター”を立ち上げ、順次増強を行い短・中距離旅客機用エンジン向け燃焼器の旺盛な需要に対応している。燃焼器はエンジンの中でも最も高温な部位であり、燃焼安定性、耐久性、排ガス特性など、場合によっては相反する特性が十分なレベルで成立することが求められる。次世代旅客機用エンジンにおいては、燃費改善のため高温部位の負荷が高まる中で耐久性を損なうことなく、環境適合性を向上させる必要がある。これに対応するため、製造部門、設計部門及び総合研究所が協力して、三菱重工グループならではの技術の開発を行っている。

燃焼器の耐久性向上においては、まず冷却穴の品質向上と冷却性能の高い穴形状の導入がある。これに対しては、加工時に部品への入熱が少ないアブレイシブウォータージェット加工技術を適用し、これまで培ってきた高速レーザ加工技術開発の知見をもとに困難な課題の解決を進めている。図7にレーザ加工とアブレイシブウォータージェット加工を示す。レーザ加工においても、超短パルスや高ピークパワーといったレーザ発振器の進化を活かし、さらなる付加価値の創出に

取り組んでいる。

TBC (Thermal Barrier Coating) も耐久性に大きな影響を与える技術要素であるが、タービンなどの超高温部品に使用されている EB-PVD (Electron-Beam Physical Vapor Deposition, 電子ビーム物理蒸着) は、その設備と工程の特性から施工業者や量産立上げ日程などに制約がある。これに対して、EB-PVD と同等以上の遮熱特性、熱サイクル寿命特性、耐エロージョン特性を持ち、より簡素な設備を用いてより短期間で量産立上げを可能とするという高い目標を掲げ、図 8 に示す S-HVOF (Suspension-High Velocity Oxy Fuel, 懸濁液による高速フレイム溶射) ならびに SPS (Suspension Plasma Spray, 懸濁液によるプラズマ溶射) の開発に取り組んでいる。

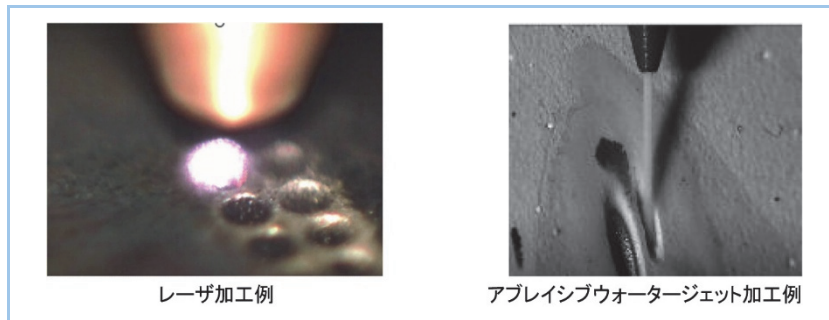


図7 冷却穴加工技術

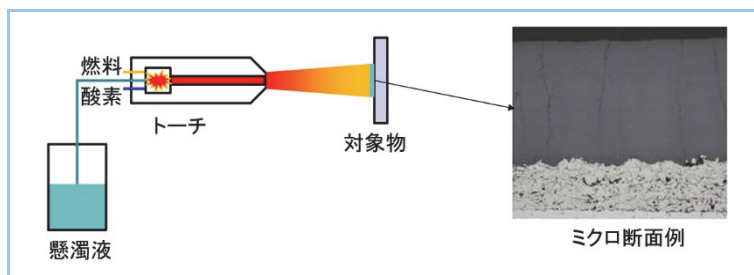


図8 S-HVOF (Suspension-High Velocity Oxy Fuel) 概要図

4. まとめ

本報では、当社における次世代旅客機用エンジン向けの開発能力向上活動について報告した。LPT に関しては、以下の取り組みを行った。

- ・ 空力設計技術：前方負荷翼型の優位性を直線翼列試験で検証し、多段・回転条件下の特性を回転翼列試験で実証し、低損失翼設計技術を確立した。
- ・ シールによる漏れ低減技術：リムシール構造の検証試験により主流ガスの漏れ込み特性を取得し、効率への影響が大きい二次空気量の予測精度を向上した。
- ・ 翼振動抑制技術：動翼の回転振動試験により減衰機構の効果を確認し、高アスペクト比の LPT 動翼の振動設計技術を確立した。
- ・ 実エンジン試験による技術実証：実エンジンによるシステム成立性検証を実施し、1000 点以上の計測により性能・二次空気・振動に関するデータを取得し、各種予測技術を向上した。

また、燃焼器製造に関して、冷却穴の耐久性向上のためのウォータージェット加工や低入熱の先進レーザ加工、さらに量産性を向上させる先進代替コーティング技術など、三菱重工グループならではの技術開発を進めており、耐久性と環境適合性を両立する製品の創出を目指している。

IATA や ICAO において合意された 2050 年カーボンニュートラル目標の達成に向けて、航空機及びエンジンメーカーには、より高効率な機体・推進システムの開発が求められている。

当社も今後も継続して、戦略部位である LPT 及び燃焼器関連の技術開発を進めていく。LPT 空力設計技術においては、高圧力比・高効率を実現するプロトタイプ of 回転翼列試験を新たに

計画・実施し、技術成熟度を高める方針である。また、燃焼器においては、耐久性と環境適応性を高度に両立する技術に主体的に取り組む。

これらの活動により、次世代旅客機用エンジンへの当社技術の採用を目指し、エンジン開発プログラムにおける当社の技術的貢献をさらに強化していく。

参考文献

- (1) Aerodynamic Validation of Front-Loaded Airfoil for Low Pressure Turbine, IGTC 2023
- (2) Forced Response Variation Evaluation of Low-pressure Turbine Blade in Aero Engine Test, IGTC 2023