

XF9-1 エンジンの概要

Overview of XF9-1 Engine

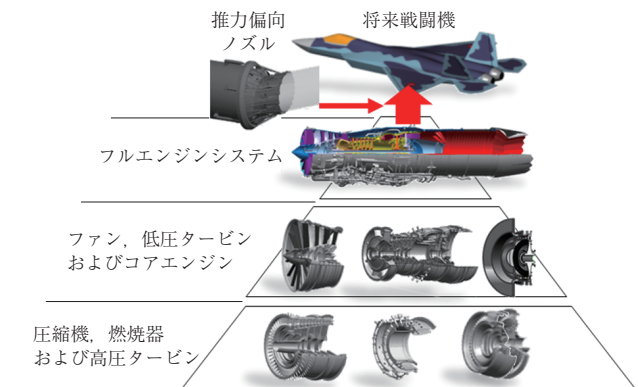
松本 祐太	航空・宇宙・防衛事業領域防衛システム事業部開発部	主幹
鈴木 一裕	航空・宇宙・防衛事業領域防衛システム事業部開発部	主査
木村 建彦	航空・宇宙・防衛事業領域防衛システム事業部開発部	部長
中村 則之	航空・宇宙・防衛事業領域防衛システム事業部開発部	部長

防衛装備庁 (ATLA) 航空装備研究所 (ASRC) では、2010 年度から将来の戦闘機にステルス性と高い戦闘力を付与するために不可欠である、大推力化とスリム化を両立させた戦闘機用エンジンの研究を開始し、エンジン構想の検討と、エンジンを構成する各要素の研究を進めてきた。株式会社 IHI は、研究開始当初から ATLA との契約のもと ASRC の研究を支援してきており、2018 年 6 月に推力 15 t 級のプロトタイプエンジン (XF9-1) を納入し、現在、ASRC により性能確認試験が実施されている。本稿では、XF9-1 エンジンの概要について紹介する。

Air Systems Research Center (ASRC), Acquisition, Technology & Logistics Agency (ATLA) started research on a low-bypass turbofan engine for the Future Fighter from FY2010, and has studied an engine concept and engine component features. Based on the contract, IHI has supported ATLA from the beginning of this research, and delivered the engine prototype (XF9-1) in June 2018. This paper presents the overview of the XF9-1 engine.

1. 緒言

将来の戦闘機には、ステルス性と高い戦闘力を付与するために不可欠である、大推力化とスリム化を両立させた戦闘機用エンジンが求められている。XF9-1 エンジン⁽¹⁾ は、その実現に向けて ASRC が進めている研究⁽²⁾ において、ATLA との契約のもと IHI が設計、製造した推力 15 t 級のエンジンであり、現在、ASRC により性能確認試験が実施されている。第 1 図に XF9-1 エンジンの外観を示す。また、第 2 図に戦闘機用エンジンの研究の概要を示す。本稿では、エンジンに求められる要件⁽³⁾、各構成要素の特



第 2 図 戦闘機用エンジンの研究の概要^{(2), (4), (5)}
Fig. 2 Overview of fighter engine research^{(2), (4), (5)}

徴^{(4), (5)} など、XF9-1 エンジンの概要について紹介する。

2. エンジンに求められる要件

エンジンの設計に当たり、将来の戦闘機にステルス性と高い戦闘力を付与するために、エンジンに求められる要件を整理した。

ステルス性の確保のためには、ウェポンは機体に内装され、インテーク (空気取入口) ダクトはエンジンの電波反射を遮蔽できる曲がりダクトとなり、ダクト長が伸びる。そのため、機体内のスペース確保が重要な課題となり、エンジンは燃料タンクおよびウェポンベイのスペースのためにコンパクトであることが求められる。また、イン



第 1 図 XF9-1 エンジン外観^{(1), (3)}
Fig. 1 External view of XF9-1 engine^{(1), (3)}

テークダクトの流路断面積の低減やダクト長の短縮に貢献できるよう、より少ない空気流量で必要な推力を発揮することも求められる。

カウンタステルス対応としては、ステルス化した機体を感知できる高出力レーダの搭載、僚機連携のための情報ネットワークや電子戦のための機器の搭載が想定され、それらの機器に十分な電力を供給するための大容量発電機を安定して駆動できるエンジンが求められる。

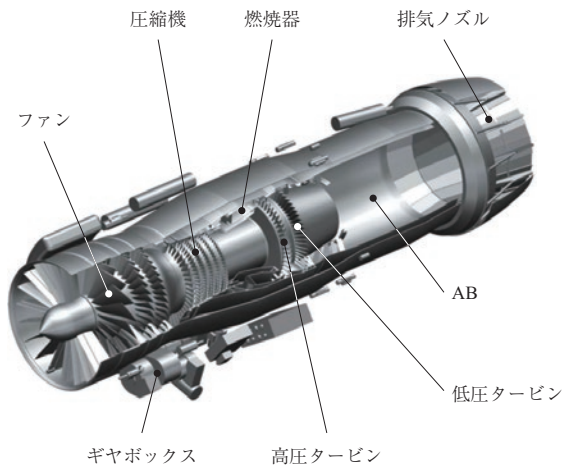
高い戦闘力の確保のためには、戦域での位置的優位性の確保とウェポンの射程延長を可能にする高高度・高速戦闘能力の付与、また、搭載ウェポン数の増加に伴う戦闘持続能力が重要視されると考えられる。したがって、高高度・高速飛行状態に速やかに移行できる余剰推力と戦闘中の低燃費作動が求められる。

3. エンジンの設計概要

3.1 エンジン形態

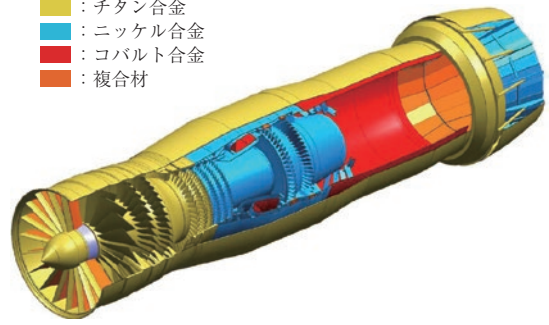
エンジン形態は、高圧軸および低圧軸の2軸をもつ、アフターバーナ (Afterburner : AB) 付き低バイパス比ターボファンエンジンとした。第3図に各構成要素の配置を示す。各構成要素の詳細は次節以降に示す。

第4図にエンジンの適用材料を示す。比強度の高いチタン合金を圧縮機前段部まで適用するとともに、繊維強化プラスチックやセラミック基複合材料 (Ceramic Matrix Composites : CMC) の適用により、エンジンの軽量化を図った。また、タービン部には CMC や耐熱性の高い先進金属材料を適用することで、冷却空気の削減を図り、エンジンがより少ない空気流量で必要な推力を発揮できるよう努めた。



第3図 XF9-1 エンジンの各要素^{(2), (3), (5)}
Fig. 3 XF9-1 engine cutaway^{(2), (3), (5)}

- : アルミ合金
- : チタン合金
- : ニッケル合金
- : コバルト合金
- : 複合材



第4図 XF9-1 エンジンの適用材料⁽³⁾
Fig. 4 Materials used in XF9-1⁽³⁾

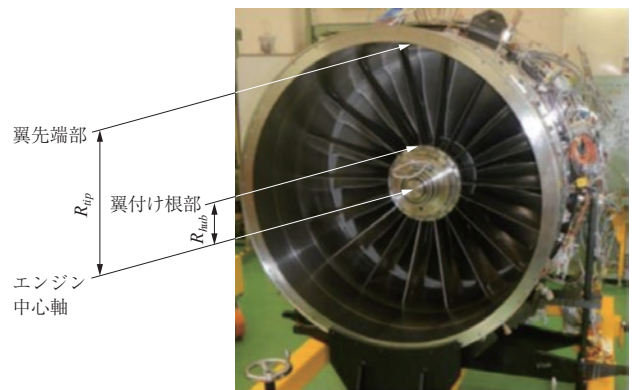
3.2 ファンおよび圧縮機

ファンおよび圧縮機は低ボス比化によるファンの高比流量化、前方スイープ翼形状 (翼前縁のチップ側が前側に張り出した形状) などの新たな空力技術の適用や、全段にディスクと動翼を一体化したブリスク構造を適用することで、高比流量化や軽量化を図った。第5図にファン要素供試体、第6図に圧縮機要素供試体をそれぞれ示す。

ファンは、低ボス比化を図ることでエンジン入口の単位断面積当たりの流量が XF5⁽⁶⁾ と比較して約 12% 向上するとともに、ポリトロピック効率が約 2.6 pt. 上昇することが要素試験で確認された。圧縮機は、軸長短縮により XF5 と比較して軸長に対する圧力比が約 17% 上昇した。また、数値流体力学を活用した三次元翼設計などを実施することにより、一般的に高負荷化すると空力的な損失が増加して、低下傾向にあるポリトロピック効率についても約 2.6 pt. 上昇することが要素試験で確認された。

3.3 燃焼器

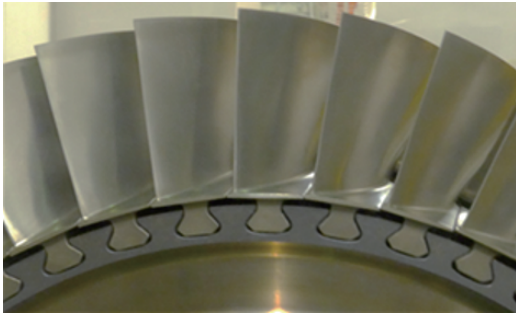
第7図に燃焼器内部の流れを示す。燃焼器は、広角スワラ (第7図 - (a)) による強い旋回流と貫通度の高い1次希釈空気を利用した、広角スワラ燃焼方式 (第



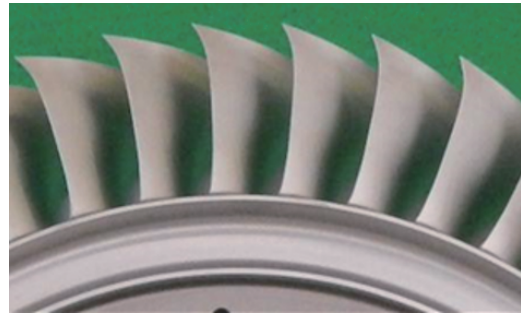
(注) ボス比 : R_{hub}/R_{tip}

第5図 ファン要素供試体⁽⁵⁾
Fig. 5 Test rig for fan⁽⁵⁾

(a) 従来形状 (XF5 圧縮機動翼)

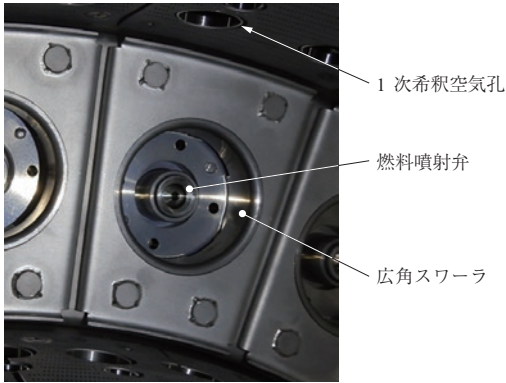


(b) 前方スweep翼形状の適用

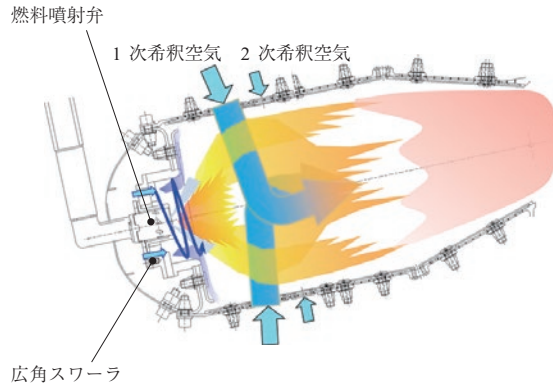


第 6 図 圧縮機要素供試体動翼形状^{(4), (5)}
Fig. 6 Compressor blade of test rig^{(4), (5)}

(a) 広角スワーラ



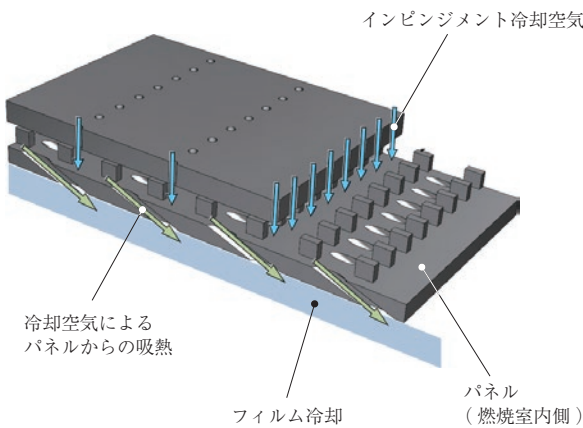
(b) 燃焼器全体



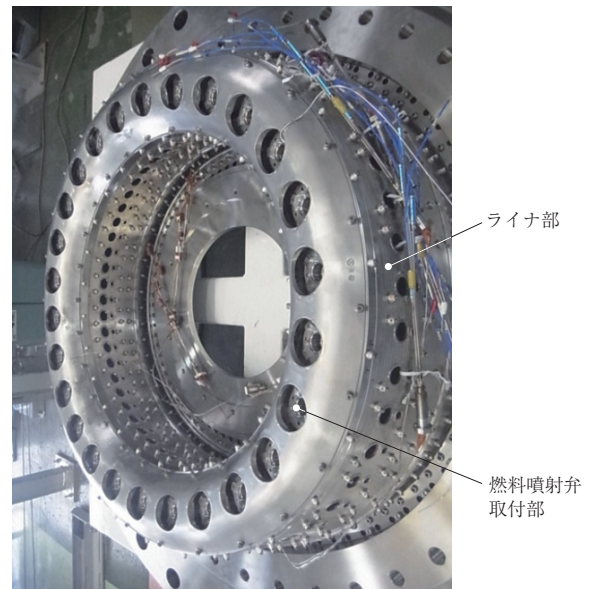
第 7 図 燃焼器内部の流れ
Fig. 7 Flow of combustor

7 図 - (b) を適用した。これにより、燃焼安定性を確保するとともに、燃焼器出口温度を均一化して局所的な温度上昇を抑制し、より少ない空気流量で必要な推力を発揮するための燃焼器出口温度の高温化への対応を図った。

また、燃焼器の壁面 (ライナ部) には、二重壁構造や噴流冷却 (インピンジメント冷却) などの複数の冷却機構を組み合わせた先進冷却ライナを適用し、高温化への対応を図った。第 8 図に先進冷却ライナを示し、第 9 図に



第 8 図 先進冷却ライナ⁽⁵⁾
Fig. 8 Air cooling system in combustor liner⁽⁵⁾



第 9 図 燃焼器要素供試体^{(4), (5)}
Fig. 9 Test rig for combustor^{(4), (5)}

燃焼器要素の供試体を示す。

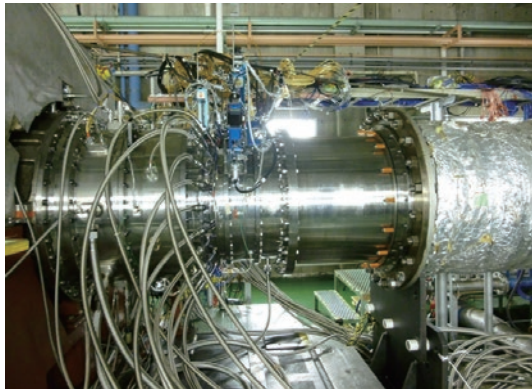
3.4 タービン

(1) 空力設計および冷却設計

タービン部は、燃焼器出口温度の高温化に伴い、

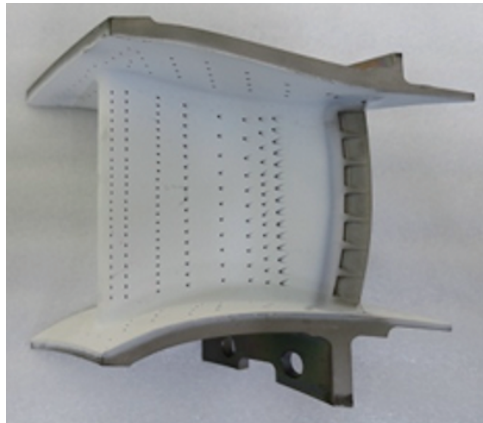
従来よりも冷却空気流量を多く設定する必要がある。一方、冷却空気は主流と混合する際に過大な空力損失の要因となり得るため、冷却空気の混合による損失予測モデルを基に冷却孔位置などの調整を行った。さらに、翼部の構造強度を満足させるための冷却設計とのイタレーションにより、冷却空気流量増加に伴う空力損失増大の抑制を図った。第10図に空力要素の供試体（高圧タービンの例）を示す。

タービン翼部には、冷却空気流路形状の工夫による内部冷却性能の向上や、冷却孔形状の工夫によるフィルム冷却性能の向上、翼面への遮熱コーティン

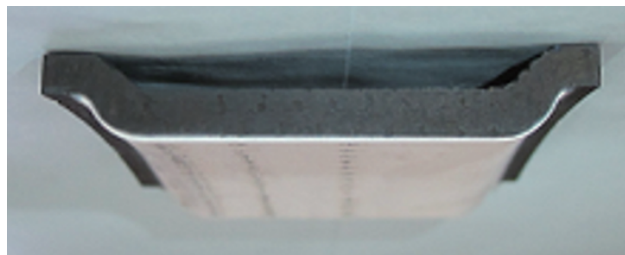


第10図 高圧タービン空力要素供試体
Fig. 10 Test rig for HP turbine

(a) タービン翼



(c) タービンシュラウド

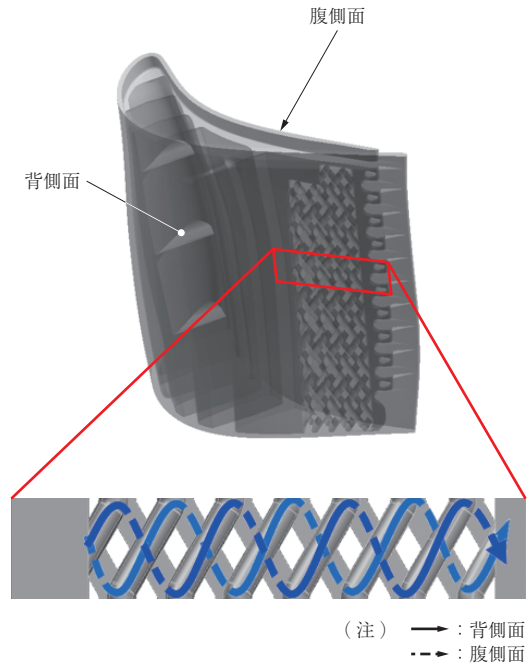


第12図 タービン部の主要部品^{(4), (5)}
Fig. 12 Turbine nozzle, disk and shroud^{(4), (5)}

グの適用により、燃焼器出口温度の高温化に伴う冷却空気流量の増加の抑制を図った。第11図にタービン動翼の内部冷却構造例を示す。

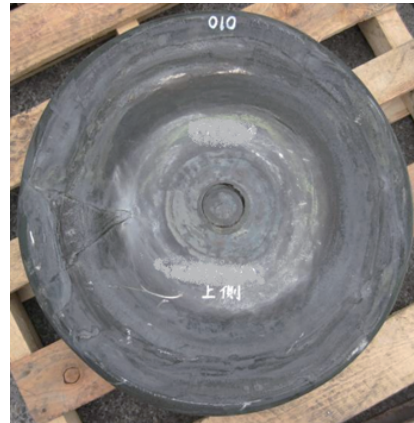
(2) 材 料

第12図にタービン部の主要部品を示す。タービン



第11図 タービン動翼の内部冷却構造⁽⁵⁾
Fig. 11 Internal cooling structure of HP turbine blade⁽⁵⁾

(b) タービンディスク素材



翼には、燃焼器出口温度の高温化への対応として、レニウム (Re) やルテニウム (Ru) の添加量を増加させて耐熱性を高めた、ニッケル (Ni) 基の第 5 世代単結晶合金を適用した (第 12 図-(a))。

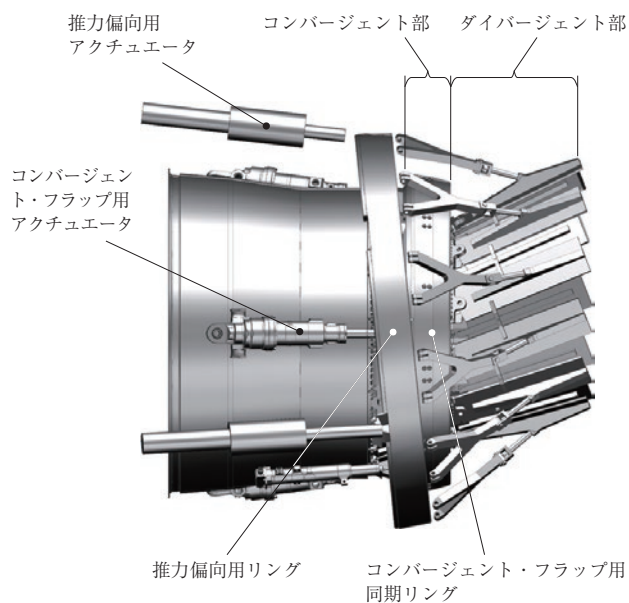
タービンディスクには、鍛造性と耐熱性を兼ね備えたニッケル-コバルト (Ni-Co) 基の国産の溶製鍛造ディスク材を適用した。このディスク材の鍛造には、経済産業省の助成のもと建造された日本エアロフォージ株式会社保有の 5 万 t プレスを使用した (第 12 図-(b))。

タービンシュラウドには、優れた耐熱性を有し、金属材料と比べて軽量の素材として注目されている、CMC を適用し、主流面には高温水蒸気を含む環境から CMC を保護するための耐環境コーティングを適用した (第 12 図-(c))。

3.5 AB および排気ノズル

AB は、作動時の推力増強とともに、非作動時の推力低減を抑制するための低圧力損失特性も求められるので、火炎を保持する目的の保炎器 (ガッタ) の設計に当たっては、保炎性能と AB 非作動時の圧力損失低減との両立を図るよう、形状の設計を行った。

排気ノズルは、コンバージェント・ダイバージェント (Convergent Divergent : CD) 連動の可変 CD ノズルを適用した。また、ステルス性と戦闘力のさらなる向上のため、推力偏向ノズルについても並行して研究⁽⁷⁾が進められている。第 13 図に推力偏向ノズルの構造の概略を示す。



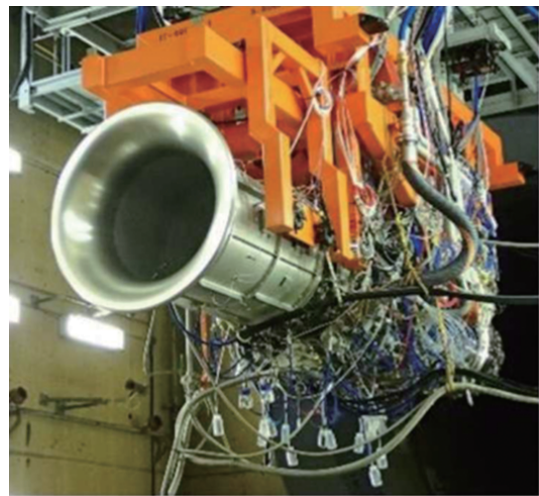
第 13 図 推力偏向ノズル⁽⁵⁾
Fig. 13 Thrust vectoring nozzle⁽⁵⁾

3.6 コントロール・補機

コントロール・補機システムは、エンジンが必要とする燃料や潤滑油の供給などをつかさどるシステムであり、① 制御系統、② 電気系統、③ 燃料系統、④ 油圧系統、⑤ オイル系統、⑥ 防水系統、の各系統で構成した。燃料ポンプや潤滑油ポンプなどを駆動するギヤボックスには、高出力レーダや電子戦のための機器の搭載に対応し得る、大容量のスタータ・ジェネレータを搭載可能な構造とした。

4. エンジン試験

3 章で述べた技術を適用した XF9-1 部品の製造および組立を行い、2018 年 6 月に ATLA に納入した。第 14 図にテストセルへの搭載の状態を示す。2018 年 7 月以降、ASRC により性能確認試験が実施され、そのなかで AB 作動時推力 15 t 以上、AB 非作動時推力 11 t 以上の研究目標の達成が確認された。現在も引き続き、性能確認試験のなかでデータ取得が進められている。第 15 図に性能試験の様子を示す。



第 14 図 テストセルへの搭載状態^{(2), (5)}
Fig. 14 Engine installed in engine test cell^{(2), (5)}



第 15 図 AB 着火時⁽²⁾
Fig. 15 Engine during AB rating⁽²⁾

5. 結 言

エンジンに求められる要件、各構成要素の特徴など、XF9-1 エンジンの概要について紹介した。

ASRC により実施されている性能確認試験のなかで、将来の戦闘機にステルス性と高い戦闘力を付与するために不可欠である、大推力化とスリム化を両立させた戦闘機用エンジンの実現の見通しが得られている状況である。大推力化とスリム化を両立させた戦闘機用エンジンの実現に向け、IHI も引き続き貢献できるよう努めていく。

— 謝 辞 —

XF9-1 エンジンの設計、製造に当たっては、防衛装備庁ほか関係各位から多くのご指導、ご支援、ご協力をいただきました。ここに記し、深く感謝いたします。

参 考 文 献

- (1) 株式会社 IHI：将来の戦闘機用を目指したジェットエンジンのプロトタイプ (XF9-1) を納入, https://www.ihico.jp/ihico/all_news/2018/aeroengine_space_defense/2018-6-29/index.html (参照 2020. 1. 6)

- (2) 枝廣美佳, 大石竜輔, 橋口勝一, 平野 篤, 山根喜三郎, 及部朋紀, 蔵本 毅：戦闘機用エンジンの研究進捗状況について, 第 59 回航空原動機・宇宙推進講演会, 2019 年 3 月
- (3) 木村建彦, 及部朋紀：戦闘機用エンジンの設計, 第 59 回航空原動機・宇宙推進講演会, 2019 年 3 月
- (4) 川瀬基之, 是枝直樹, 萱場邦彦, 永井正夫, 佐藤豊一, 及部朋紀, 松本祐太：将来戦闘機用エンジン実現に向けた構成要素技術の研究, 第 59 回航空原動機・宇宙推進講演会, 2019 年 3 月
- (5) M. Kawase, M. Edahiro, Y. Miyairi, R. Takamura, T. Oyobe, W. Suganuma, Y. Takahara, T. Kimura and Y. Matsumoto：Research on a Fighter Engine, International Gas Turbine Congress 2019 Tokyo, 2019. 11
- (6) 檀原伸補：飛行実証用アフターバーナ付ターボファンエンジン (XF5) の概要, ガスタービンセミナー第 36 回資料集, 2008 年 1 月
- (7) 菅沼若乃, 坂本数貴, 真庭正幸, 高村倫太郎, 児玉光司：推力偏向ノズルの研究, 第 59 回航空原動機・宇宙推進講演会, 2019 年 3 月