

## 縦渦導入型広帯域スクラムジェットの研究

### HyperMixer Scramjet Engine for Wide Flight Mach Number Range

須浪 徹治 (SUNAMI TETSUJI)

宇宙航空研究開発機構・宇宙輸送ミッション本部・主任研究員



#### 研究の概要

NASA スクラムジェット X43A のマッハ数 10 での飛行実験成功の後も、広い飛行マッハ数範囲で高効率作動可能な「広帯域スクラムジェット」は、世界的に未確立の極めて革新的な技術である。本研究では、広帯域エンジン形態を提案、基盤技術を格段に向上してシステム統合し、「縦渦導入型広帯域スクラムジェット」という独自コンセプトを実現する。

研究分野：工学

科研費の分科・細目：航空宇宙工学

キーワード：スクラムジェットエンジン、超音速燃焼、超音速混合、縦渦、乱流、  
空気吸い込み式エンジン、極超音速航空機、宇宙輸送機

#### 1. 研究開始当初の背景

飛行マッハ数 4~15 程度での極超音速飛行が可能な将来の極超音速輸送機・宇宙輸送機の推進器として、エンジン可変部の少ない単一形態で広いマッハ数にわたって高性能作動可能な「広帯域スクラムジェット」が期待され、その基盤技術・システムの開発が急務となっている。

#### 2. 研究の目的

本研究は、スクラムジェットエンジン性能の鍵となる超音速混合燃焼の独自技術である縦渦導入型燃焼器 (図 1) と空気取入口 (インレット) を組合せ、その広い飛行マッハ数範囲で高性能作動可能な形態・形状設計により、「縦渦導入型広帯域スクラムジェット」というエンジンシステムを創案し、極超音速推進性能の飛躍的向上を目的として行われるものである。「縦渦導入型広帯域スクラムジェット」に関し、下記(A)~(C)の課題に取り組む。

- (A) 基盤技術の高度化、
- (B) 要素・システム設計とプロトタイプの試作
- (C) 性能評価

#### 3. 研究の方法

研究体制は、研究代表者を含めスクラムジェット研究に携わってきた JAXA、大阪府立大学、東北大学、慶応義塾大学、金沢工業大

学の研究者に加え、研究代表者らとスクラムジェットの共同研究を 10 余年にわたり行ってきた独 DLR (ドイツ航空宇宙センター) と仏 ONERA (フランス航空研究所) および豪 UQ (クイーンズランド大学) の研究者から構成する。また、大学院学生・国外留学生等の参加も積極的に受け入れ、若手研究者の育成と国際協力関係の強化にも寄与する。

課題(A)では、エンジン性能を決定的に支配するインレット、燃焼器要素の基盤技術を確立する。インレット設計・評価ツール構築、縦渦を利用した混合燃焼促進制御手法の高度化、着火・保炎・燃焼制御、混合燃焼過程の解明、境界層制御に関し、実験的、数值的、理論的研究を行う。

課題(B)では、(A)で得られた知見に基づき、スクラムジェットの広帯域化に必要なインレット、燃焼器要素、全体システムの設計手法を確立し、具体的形状設計に進む。

課題(C)では、広帯域スクラムジェットとしての要素・全体システムの性能評価と技術課題の抽出を行い、その結果を上記(A)、(B)へフィードバックすることで、広いマッハ数範囲における性能が格段に優れたエンジンの設計を目指す。

研究を着実・効率的に進めるため、年 2 回の定例会「スクラムジェット研究会」を開催し、研究進捗発表、計画確認等を行っている。

#### 4. これまでの成果

縦渦導入型広帯域スクラムジェットに関し、インレット、燃焼器に関する基盤技術と、これらを統合したエンジンシステムについて実験、CFD、理論解析による研究を進めた。その結果、基盤技術高度化の各研究では、超音速境界層乱流遷移、壁面摩擦評価、超音速縦渦の不安定性・崩壊・混合遷移、超音速燃焼器内のデトネーション波システム構造・伝播特性・メカニズム、超音速流中での平衡・非平衡プラズマ併用の着火促進、超音速乱流計測手法（PIV、熱線流速計）といった物理現象の詳細説明や計測・評価手法の提案・開発により、学術的に重要かつ新規の知見が多く得られた。また、本研究で提案している独自性の高いエンジンコンセプトの実現に向けて、その高性能化設計に必要な基礎データ・知見を獲得し、インレット・燃焼器・エンジンシステムの高い性能が得られた。

インレットについては、ベースラインとして、2次元ランプ圧縮型可変形状インレットとし、広帯域作動に必要な可変形状形態の提案と低総圧損失・低抗力の形状設計を行った。CFDによる基本性能評価と大型極超音速風洞での空力試験により、始動性、作動限界（不始動）圧縮比、インレット始動時と不始動時の流れ場特性、境界層剥離抑制デバイスによる不始動時空力特性の改善効果等について明らかにし、今後の研究方向づけと性能向上設計とに役立つ重要な知見が得られた。第2期インレットでは、さらに広帯域化を進めるため、その形状設計に必要なインレット最適設計システムを構築した。

燃焼器については、縦渦導入型燃料噴射器形状と混合・燃焼性能の関係、着火・保炎手法、境界層剥離抑制手法、燃焼器作動特性について、CFD、非燃焼・燃焼実験による研究、性能評価を進め、物理現象解明と各基盤技術の高度化を行い、広帯域燃焼器の形態・形状の設計を行った。

広帯域エンジンについては、上記インレット・燃焼器の成果と、CFDによるインレット・燃焼器統合システムの成果とに基づき、第1期エンジン（図2）を設計・製作し、CFDによる燃焼解析を行い、作動特性と全体性能の評価を進めている。マッハ8条件での解析結果では高いエンジン性能が得られており、これまでに獲得した知見とこれに基づく設計手法が高い水準にあることが示された。

#### 5. 今後の計画

第1期エンジンの燃焼実験を実施し、その性能確認と性能向上のための技術課題抽出を行うとともに、広帯域化・高性能化をさらに進めた第2期エンジンの設計製作・燃焼実験による性能確認を経て、本提案の縦渦導入型広帯域スクラムジェットのエンジンコンセプトの高いレベルでの実現に繋げたい。



図1 インレットの極超音速風洞試験



図2 第1期スクラムジェットエンジン  
(HIEST 試験用, 全長 2.7m)

#### 6. これまでの発表論文等

- ・ 須浪, 小寺, 宗像, 吉田, “縦渦導入型スクラムジェット燃焼器におけるデトネーション波の発生・上流伝播過程の数値解析,” 第23回数値流体力学シンポジウム講演論文集, B3-6, 1-7, 2009.
- ・ 小寺, 須浪, Rust, Gerlinger, “縦渦を用いた超音速混合燃焼促進に関する数値的研究,” 第24回数値流体力学シンポジウム講演論文集, D7-3, 1-7, 2010.
- ・ Martinez, Sunami, Itoh, Hannemann, “Experimental Investigation of Supersonic Combustion in the HIEST and HEG Free Piston Shock Tunnels,” AIAA-2010-7122, 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2010.
- ・ Arai, Sakaue, Hayase, Hiejima, Sunami, Nishioka, “Streamwise Vortices Introduced by Hyper-Mixer on Supersonic Mixing,” AIAA-2011-2342, 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2011.
- ・ Watanabe, Takita, Sunami, “Large-Eddy Simulation of Fuel Mixing Using Streamwise Vortices in a Supersonic Flow,” Proc. of the 28th International Symposium on Space Technology and Science, 2011.
- ・ 小野, 比江島, 須浪, 溝渕, “非対称楔翼の後縁噴射による超音速燃焼計算,” 第25回数値流体力学シンポジウム講演論文集, B07-2, 1-7, 2011.
- ・ 後藤田, 橋場, 比江島, 松谷, 西岡, “中空型縦渦の不安定挙動,” 日本機械学会論文集(B編)78巻787号, 531-540, 2012.
- ・ 岡村, 松尾, “非一様な予混合気中を伝播するデトネーションに関する数値解析,” 日本航空宇宙学会北部支部講演会2012 論文集, JSASS-2012-H045, 1-4, 2012.