

ラムジェットエンジン試験設備と その利用状況について

谷 香一郎、富岡 定毅、植田 修一、齋藤 俊仁、加藤 周徳、
高崎 浩一、吉田 誠 (JAXA 研究開発部門)

Ramjet Engine Test Facility and its Recent Activities

Kouichiro Tani, Sadatake Tomioka, Syuichi Ueda, Toshihito Saito, Kanenori Kato,
Kouichi Takasaki and Makoto Yoshida (JAXA R&D Directorate)

概要

JAXA 角田宇宙センターでは、エアブリーザ研究の中核設備として、ラムジェットエンジン試験設備 (RJTF) を約 20 年間運用してきた。ここ 10 年は複合サイクルエンジン (RBCC) の実験的検証を進めており、すでにマッハ数 0 から 8 までの飛行条件においてそのサイクル成立性を実証したところである。近年、RBCC の飛行実証を目指して、検討を進めており、RJTF とその附属設備において、実証用エンジンに用いる要素技術の確認試験を実施中である。実証計画の検討状況と RJTF における試験状況を報告する。

1. はじめに

ラムジェットエンジン試験設備 (RJTF)¹⁾ は 1994 年 11 月のマッハ 6 条件試験におけるラムジェット燃焼試験を皮切りに、約 20 年に渡り、高速エアブリーザ研究の中核設備として運用されてきた。当初は当時の航空宇宙技術研究所 (NAL) におけるラム・スクラム実験用エンジンの燃焼試験を念頭においていたが、アジア圏においても唯一無二の大型かつ極超音速域に対応したエンジン風洞であることから、他の高速エンジン試験^{2,3)}でも使用されている。また付属設備を使った要素研究は、高速エアブリーザに限らず、ロケット燃焼器やターボポンプのタービン翼列試験等にも応用されており、幅広い分野で日本の航空・宇宙推進系技術を支える設備として現在に至っている。

旧 NAL から JAXA にかけて、角田センターでは概ね前半の 10 年はラムジェット・スクラムジェットエンジンの研究⁴⁾を行ってきたが、後半の 10 年は宇宙往還機への応用を念頭に、複合サイクルエンジン (RBCC) の研究^{5,6)}を進めている。RBCC 試験への対応に伴い、RJTF は一部設備の改修を行い、現在では

全長 3 m までのエンジンを試験できる設備となった。運用面でも、当初マッハ 4、6、8 飛行条件での試験用としてデザインされていたが、地上静止状態（気流を流さない状態）でも安全に燃焼試験に行えるよう、新たな運転手法を導入している。

RBCC は RJTF における試験を通して、流路形状をデザインし、性能予測を行う技術をほぼ確立した状況にある。角田センターではここ数年、この技術に燃料制御、冷却制御などの制御手法を加えた RBCC システムの実証についての検討を進めている。現在は、実証用エンジンの要素技術試験を RJTF を用いて実施しており、今後は飛行/地上実証用エンジンの開発と試験、また実機開発にむけて、構造・材料などの要素試験を実施することを検討している。本報では最近の RBCC 実証計画の進捗と RJTF における要素試験、今後予想される実証実験や課題について報告する。

2. RJTF について

RJTF は超音速・極超音速環境においてエアブリーザエンジンを試験するための設備であり、高空環境模

擬と高温気流模擬を行うための仕組みを備えている。図1に設備の低圧室(試験部)を、表1に本設備で試験可能な飛行条件を示す。本設備の気流ノズル出口は約500 mm × 500 mm であり、閉塞率を考慮して、エンジン断面積はおおよそ250 mm × 250 mm 程度の模型まで試験可能である。エンジン全長は設備ディフューザの制約から、最大3 m となっている。

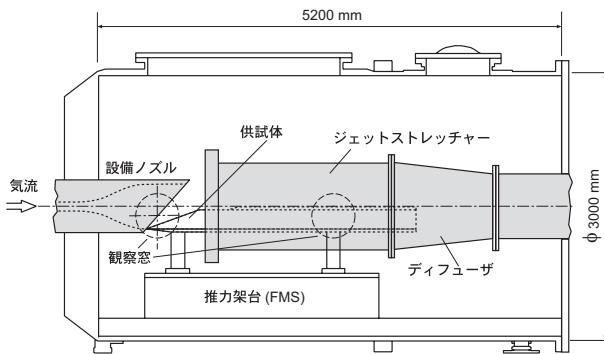


図1 RJTF 試験部

高空の低圧環境を模擬し、安全に燃焼排気を大気に導くため、低圧室の下流には蒸気エジェクタを備えている。また、エンジンに流入する高速・高温・高圧の気流はコンプレッサによる昇圧と、蓄熱体加熱器、燃焼加熱器の組合せで実現している。

表1 RJTF で再現できる環境条件

飛行 マッハ数	エンジン入口 マッハ数	総温 (K)	総圧 (MPa)
0	0	(室温)	(大気圧)
4	3.4	800	0.8
6	5.4	1500	5.0
8	6.7	2400	10.0

なお、RJTF には、ガス供給能力を流量した小型の設備群が付属しており、インレットやノズル等の空力研究(パイロット風洞)、ロケット燃焼器等の高温流を応用した研究(高温流評価設備)、ラム燃焼器要素研究(小型燃焼風洞)に供されている。

3. RBCC エンジンについて

3.1 RBCC エンジンとは

将来の宇宙輸送を抜本的に低コスト化するために、システム再使用化、高効率化の検討が進められている。限界に近づきつつあるロケットに代わり、エアブリー

ザの利用が検討されているが、ラム・スクラムジェットは低速での補完的なエンジンが必要であり、かつ高速域で低推力密度のため、宇宙を目指した場合、加速力が不足する。

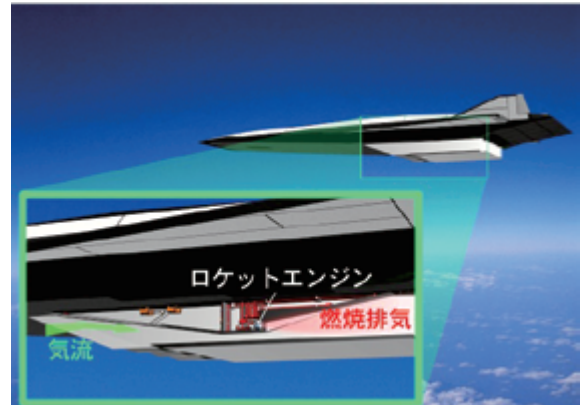


図2 RBCC 搭載機コンセプト

RBCC エンジンは空気の流れる流路の途中にロケットエンジンを内包しており、飛行する速度に合わせて、ロケットの出力や空気利用の燃焼サイクルを切り替える事で、離陸から宇宙に至るまでの幅広い速度域に対応可能である。このエンジンを搭載した機体のイメージを図2に示す。角田センターでは、図3に示す4つのサイクルを一つのエンジンで実現すべく、研究を続けている。

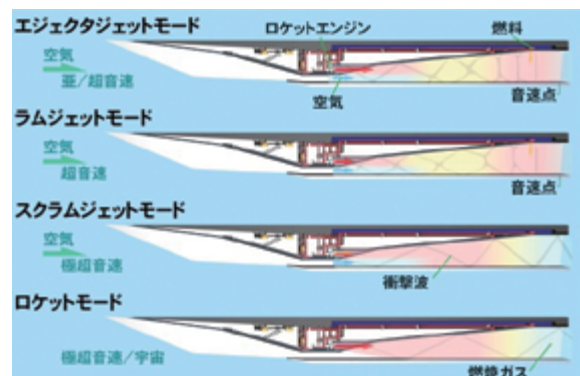


図3 RBCC 動作モード

RBCC は離陸からマッハ3程度まではエジェクタモードで動作する。この時の比推力性能はロケットより若干良い程度であるが、マッハ3~8にかけてのラムモードにおいて、格段のISP向上を実現する。スクラムモードでは推力不足をロケットで補うため、ISPはロケットより若干良い程度にまで減少するが、飛行経路平均で見た場合にはロケットの約4倍程度のISPが期待できる。(図4参照) この高効率で生まれる重量

余裕を、ペイロード増加と、再使用機体では避けられない機体重量増加に振り向けることが可能であることから、RBCCは将来輸送の切り札として位置づけられる。

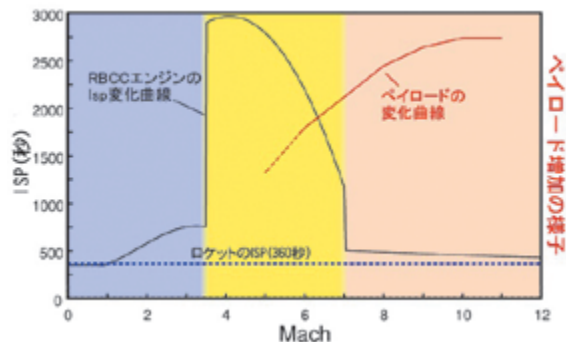


図4 RBCCのISP(水素・酸素ベース)

3.2 RJTF における RBCC エンジン研究

JAXA 角田は、RJTF におけるラム・スクラム研究の成果を生かし、2008 年より、3 m 級の大型エンジン模型を用いた RBCC 研究を実施してきた。本試験の目的は、まず、RBCC の各モードの成立性を確認し、RBCC の流路形状決定、圧力・温度の予測、推力の見積もりを可能とする手法の確立にある。図5に大型模型(通称 E3 エンジン)の諸元を、図6に RJTF における試験の様子を示す。E3 エンジンはガス酸素・水素のロケットを2機内蔵し、ガス水素をラム燃料として噴射することが可能な供試体である。単一のエンジンにより、速度に応じた燃焼モードに切り替え、全サイクルを達成した例は他になく、世界初の実績である。E3 エンジンより得られた圧力データ等は、予測値とよく一致しており、RBCC の性能予測手法の検証は 2012 年度までに完了した。

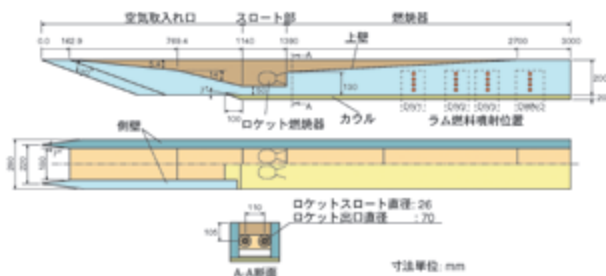
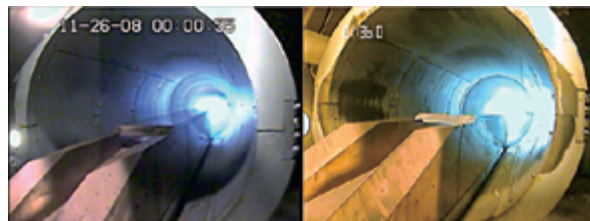


図5 E3 エンジン概要



M0 エジェクタモード

M4 エジェクタ・ラムモード



M6 ラムモード

M8 ラム・スクラムモード

図6 RJTF における RBCC 試験

4. RBCC 実証の検討

4.1 大気圏再突入機を用いた実証

2012 年度から、RBCC エンジンの飛行実証のための検討⁷⁾を開始した。これはエアブリーザ飛行実証機についての検討の一部であり、角田センターでは、この内供試体となる RBCC の検討を行った。供試体は HYMES⁸⁾ 様の有翼実証機の一部(背面)に搭載するものと仮定した。機体先端に発生する離脱衝撃波を利用して空気を圧縮するため、エンジンとして独立した圧縮部を持たず、円筒形の複合材燃焼器が主体となる構造とした。試験マッハ数は 5~12 であり、ラムからスクラムモードでの飛行に相当する。実証機も含めて、燃料と酸化剤をストアラブルなものとするため、N₂O/エタノールの組合せとして検討を進めた。

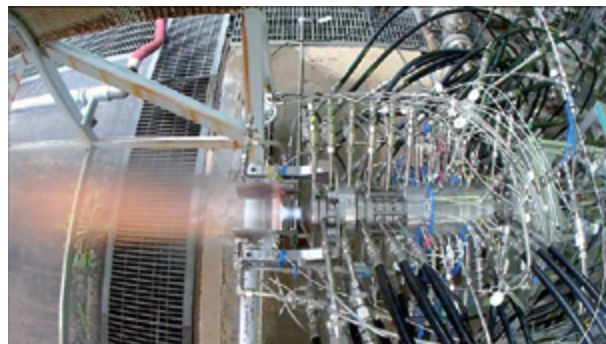


図7 供試エンジン前縁加熱試験

エンジン要素の実現性を確認するため、RJTF を中心とする設備群を用いて、燃焼器前縁部と、複合材燃

焼器の加熱試験を実施した。試験機体の飛行解析の結果から、前縁部の加熱状況は最大で 7 MW/m^2 と予測されることから、これを超える環境を高温流評価設備 (RJTF の付属設備) にて再現し、試験を行った。前縁部は内部に冷却通路を有する銅で制作し、

1. エンジンに合わせた任意形状への加工性
2. 加熱試験 (図 7) による、耐熱性

を確認している。

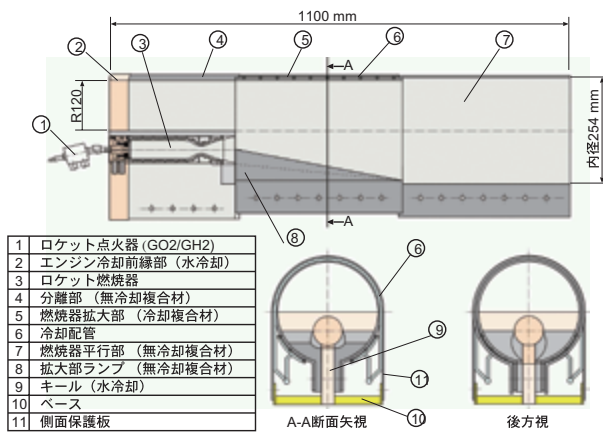


図 8 複合材エンジンと燃焼試験 (M0) の様子

また RJTF のマッハ 8 条件にて、複合材燃焼器 (図 8) の加熱試験を行った。複合材燃焼器は 4 つの部分に分割されている。燃焼器入り口前縁部は冷却溝を有する銅で作られており、内部に水を流して冷却を行う。この冷却状況を事前の予測値と比較し、前述の前縁部単体の試験結果と合わせて、極超音速域での冷却前縁設計手法の確認を行うことを目指した。上流から見て二番目の部分は、いわゆる分離部に相当する。この領域には強い衝撃波の入射はなく、加熱率が十分低いことから、無冷却の複合材にて制作した。ロケット出口

面直下流に位置する三番目の部品 (燃焼器拡大部) は、内筒と外筒の二重構造であり、その間に金属パイプ中に燃料 (エタノール) を通して冷却する構造⁹⁾である。事前に実施した小型供試体による試験により、本構造による冷却の有効性を確認済みであり、今回は実証エンジンサイズにおいて、冷却複合材技術の確認を目指した。なお、燃焼器内部にはなめらかな拡大流路を構成するため、後ろ向き斜めランプ (拡大部ランプ) を付加している。

最下流に位置する 4 番目の部品 (燃焼器平行部) は気流拡大に伴う低圧化により、熱流束が減少することが想定されることから、分離部と同じく無冷却複合材で製作した。高温気流に晒されると予想される分離部以外の部材は C/C 材 (TOYO TANSO 製 CX-7430) に SiC をコートしたものであり、分離部及び拡大部ランプはカーボングラファイト (同 IG-610) に SiC をコートしたものを使用した。

ロケットは分離部内に 1 機設置している。過去にガス酸素・ガス水素ロケットとして運用していたものを流用し、ガス酸素とエタノールを用いて試験を行った。事前の単体試験においても振動燃焼等の不具合はなく、特に改造を行わず、本供試体に組み込んでいる。飛行実証では N_2O /エタノールロケットを想定していたが、十分な燃焼データを蓄積できていないこともあり、今回は酸素/エタノールで代用している。

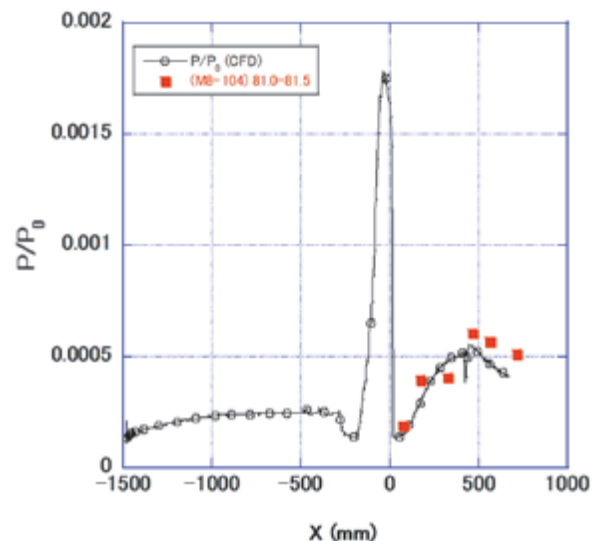


図 9 供試エンジン内部圧力分布比較

今回は、風洞の不具合などもあり、M8 気流のみで燃焼を伴わない試験と、気流を伴わない (M0) 低圧環境および大気環境においてロケットを噴射する試験を実施した。冷却部に関しては大きな損傷は見られなかったが、燃焼器拡大部については、大気環境試験においてキールとの接合部周辺でひび割れを生じた。ビデオ画像の観察から、大気環境下では、ロケットプルームがキール側に偏って付着しており、局所的な加熱による応力集中が起こったものと思われる。今後、冷却性能および損傷原因の解析を行なう予定である。また、RJTF で再現できる気流条件と飛行試験における条件には差があることから、RJTF 試験結果を CFD 解析のキャリブレーションデータとして用いることを検討している。低圧環境での試験の様子を図 8 に、CFD との圧力分布比較を図 9 に示す。

本供試体を用いた燃焼試験結果は、次節に紹介する、2014 年度から開始した飛行実証検討にも応用する。

4.2 現在の実証検討状況

2014 年度は、従来技術をベースに、5 年程度の短期間に、低コストで実現できる飛行実証手法について検討を行った。当面の目標として、RBCC を搭載した母機をベースとした小型 TSTO を 10 年程度で実現するものとし、これに必要なエンジン技術を 5 年程度で実証することを目指す。

表 2 実証すべきエンジン技術の整理

分類	項目	動的環境の必要性
制御技術	遷移を含む空気流燃焼制御	○
	ロケット制御	
	冷却制御	○
	気流センシング	○
	機体連成制御 *	○
空力予測・設計技術	エンジン空力・推力予測技術	○
	機体空力予測技術 *	○
構造設計技術	機構技術	
	軽量構造・耐熱構造	
	機体を含めた熱収支設計 *	
	製造技術	

*： 機体設計技術実証を含む

RBCC を用いた宇宙機（あるいは P2P 等の巡航機であっても）は、離陸から所定の速度まで加速環境において運用され、加速の間に燃焼制御、モード切り替え制御をおこなうことを想定している。よって、流入状況の動的変化に対応できる制御技術が重要である。

この事を踏まえて、エンジン要求を検討し、実証すべき技術項目を洗い出した。主な技術項目を表 2 に示す。動的な実証環境を作るには、飛行実証を行うことが適当である。今回の検討では以下の三案について、実現できる実証環境を明らかにした。

案 1 観測ロケット先端部改造

S-520 クラスの観測ロケットペイロード部に供試エンジンを内蔵して試験を行う。比較的高速 (M6~7) の試験が可能だが試験時間は 6 秒前後と短く、動圧変化が激しい。

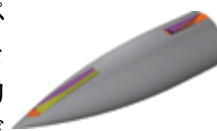


図 10-1 案 1

案 2 観測ロケット後端改造

CAMUI¹⁰⁾ クラスの観測ロケット後端ノズル回りにダクトを付加して、エジェクタジェットを構成する。比較的低速 (M0~3) の試験が可能

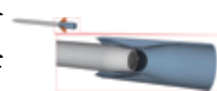


図 10-2 案 2

案 3 有翼飛行体懸架

WIRES^{11,12)} 等の有翼飛行体下部に懸架して試験を行う。比較的大型の供試体を利用でき、冷却まで含めた実証が可能。速度はマッハ 3 程度

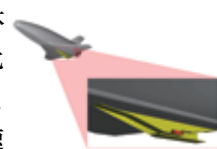


図 10-3 案 3

いずれも RBCC 搭載機の飛行領域を単独でカバーできるものではなく、複数を組み合わせる必要があることがわかった。また表 2 に示す通り、必ずしも飛行実証を必要としない技術は RJTF を中心とした設備での実証を行うことが適当である。今後、飛行実証用エンジンの事前確認試験、また補完的技術実証を行う上で、RJTF の課題も抽出された。小型 TSTO では機体容積が限られることから、燃料は炭化水素系となることが想定されている。よって、RJTF に炭化水素系燃料の供給設備の増設（メタン、エタノールを想定）が急務である。また、機体との錬成制御を見越して、推力架台を、エンジンが発生するモーメントを取得できるよう改修する必要がある。

5. 終わりに

RBCC の研究と今後の開発は、RJTF によるところが大きい。これまでの 10 年間を通して、RBCC のサイクル実証を完了した。今後はエンジンのシステム

としての実証を目指して、制御技術・構造材料技術を拡充しつつ、実証機の実現に向けた活動を続ける。エアブリーザ技術については、内外で再び注目が集まりつつあり、要素・基盤技術、実証機の共有化など、外部連携、設備供与も進めていく。RJTF では、地上で実証することが適した技術項目を抽出して実証試験を進めると共に、飛行実証前の確認試験を行うため、改修・整備を続けていく予定である。

謝辞

RBCC 飛行実証の検討に当たっては、この他多くの研究員の協力を仰いでます。複合材燃焼器設計は竹腰研究員、CFD 計算は長谷川研究員の成果であり、ここに感謝を表します。

参考文献

- 1) Tomioka, S., Ueda, S., Tani, K. and Kanda, T., "Scramjet Engine Tests at Ramjet Engine Test Facility in JAXA-KSPC," AIAA-2007-1040, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, Jan. 8-11, 2007.
- 2) Oshima, T., Enomoto, Y., Nakahashi, H., Futamura, H., Yanaga, R. and Mitani, T., "Experimental Approach to the HYPR Mach 5 Ramjet Propulsion System," AIAA paper 98-3277, Jul., 1998.
- 3) Taguchi, H., Kobayashi, H., Hongoh, M., Masaki, D. and Nishida, S., "Mach 4 Wind Tunnel Experiment of Hypersonic Pre-Cooled Turbojet Engine," AIAA paper 2014-2790, 19th AIAA International Space Planes and Hypersonic System and Technologies Conference, Atlanta, GA., June, 2014.
- 4) Chinzei, N.: "Scramjet Engine Tests at NAL-KPL, Japan," 16th International Symposium on Air Breathing Engines Paper, ISBE-2003-1171, AIAA, Cleveland, Ohio, Sep. 2003.
- 5) Kanda, T., et al., "Design of Sub-scale Rocket-Ramjet Combined Cycle Engine Model," IAC paper IAC-05-C4.5.03, Oct. 2005.
- 6) Tani, K., Tomioka, S., Kato, K. and Hiraiwa, T., "Current Status of Researches of the Combined Cycle Engine at JAXA," ISABE-2011-1334, 20th ISABE, Gothenburg, Sweden, Sep., 2011.
- 7) 谷、加藤、竹腰、長谷川、富岡、"飛行実証用 RBCC エンジンの検討," STPC-2013-031、平成 25 年度宇宙輸送シンポジウム、Jan., 2014.
- 8) Inatani, Y., Kawaguchi, J. and Yonemoto, K., "Status of 'HIMES' Reentry Flight Test Project," AIAA-90-5230, AIAA 2nd International Aerospace Planes Conference, Oct., 1990., Orlando, FL.
- 9) Takegoshi, M., Ono, F., Ueda, S., Saito, T. and Hayasaka, O., "Evaluation by Rocket Combustor of C/C Composite Cooled Structure Using Metallic Cooling Tubes," Trans. JSASS Space Tech. Japan, Vol. 7, No.ists26, pp.61-66, 2009.
- 10) Nagata, H., Ito, M., Maeda, T., Watanabe, M., Uematsu, T., Totani, T. and Kudo, I., "Development of CAMUI Hybrid Rocket to Create a Market for Small Rocket Experiments," IAC-05-C4.P.21, 56th International Astronautical Congress of IAF/IAA/IISL, Fukuoka, Japan, Oct. 17-21, 2005.
- 11) Narumi, T, et al., "Flight Tests of an Environmentally Optimal Guidance and Control System Using a Small-Scaled Winged Rocket," ISTS-g-26, 28th ISTS, Okinawa, Japan, June, 2011.
- 12) Fujii, K., Ishimoto, S., Mugitani, T. and Minami, Y., "Present Status and Prospects of JAXA's Research on Future Space Transportation," AIAA 2012-5849, 18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Sep., 2012, Tours, France.