

スクラムジェットエンジン性能向上に関する試み — 燃焼状態再現手法の検討

佐藤 茂

宇宙航空研究開発機構角田

福井正明

スペースサービス

宗像利彦、渡邊孝宏、高橋正晴

日立ソリューションズ東日本

A Trial for Scramjet Engine Performance Improvement - Preparing for Combustion Simulations

by

SATO Shigeru

Kakuda Space Center, Japan Aerospace Exploration Agency, Kimigaya, Kakuda-shi, Miyagi 981-1525, JAPAN

FUKUI Masaaki

Space Service, Kimigaya, Kakuda-shi, Miyagi 981-1525, JAPAN

MUNAKATA Toshihiko, WATANABE Takahiro and TAKAHASHI Masaharu

Hitachi Solutions East Japan, Honcho, Aoba-ku, Sendai-shi, 980-0014, JAPAN

ABSTRACT

Japan Aerospace Exploration Agency has been investigating scramjet engines in Kakuda Space Center using RamJet Engine Test Facility (RJTF) et al. The engine tested at the flight condition of Mach 6 showed very steep fuel distribution. The fuel injected from the vertical injector on the side wall stays near the side wall and the tap wall along the engine. The steep fuel distribution is an obstacle for the engine performance completion. In order to solve the problem, the authors are focusing the influence of cowl shock wave on the fuel distribution and aerodynamic effects of strut. In this paper the authors describe results of trial combustion CFD in two engine configurations including the improved one.

1. 始めに

スクラムジェットエンジンとは、空気吸い込み式超音速燃焼エンジン (Supersonic Combustion Ramjet Engine) のことであり、将来の極超音速推進機関として、米国、西欧、ロシア、豪州、インド、中国等で研究が進められ、基礎的研究から飛行試験まで広範囲に亘っている。飛行試験では比較的最近の例として米国 NASA が実施した X51A の飛行試験がある⁽¹⁾。また、豪州等では国際共同研究が活発であり、飛行試験を志向した論文も見られる。一例を文献(2)に示す。更に極最近ではインドによりマッハ6の試験飛行が行わ

れたことも紹介されている⁽³⁾。

当宇宙航空研究開発機構角田宇宙センター (以下『当所』と略記) では、スクラムジェットエンジンの技術確立を目指し、旧航空宇宙技術研究所以来ラムジェットエンジン試験設備 (RamJet Engine Test Facility: RJTF)⁽⁴⁾を用いた2m級サブスケールエンジン試験を中心として飛行条件 Mach 4、6、8等の研究を重ねて来、多くの知見を得ている。一部を文献(5)-(16)に示す。

その RJTF エンジン試験の過程において、エンジン側壁から垂直に噴射される燃料はエンジン流路断面全体には拡がらず、側板や

天板に貼り付く様な強い偏りを有することが判明している⁶⁾。これがエンジン性能発揮への障害となっている。

佐藤らは、当所で実施のスクラムジェットエンジン試験の結果を踏まえ、エンジン内に生ずる衝撃波が燃料当量比分布に与える影響を数値流体力学 (CFD) 援用にて調べている⁽¹⁷⁾⁻⁽²⁰⁾。

特に、ストラット及びカウルの組み合わせが形作る衝撃波構造がエンジン内流れの構造を決定付けており、その詳細を CFD にて解析している。その過程でストラットの空気力学的効果を見出し、それを概念化し応用法を検討している⁽²¹⁾⁻⁽²⁴⁾。また、今日までストラット周りの流れ場の考察を行う手段として流線の可視化及び通り法 (遡上法) を考案し、当量比分布改善に資する可能性のある流線を見出し、これを『有効流線』と位置付けた⁽²⁵⁾。燃料のストラット噴射により燃料分布偏りの改善を図ることが狙いである。

現在、これら実績を踏まえ燃焼計算の試行を進めており^(26, 27)、本報告ではその中間的結果を述べる。今回は側板噴射前提の試行結果を記す。

2. ストラットが形成する流れ場と当量比分布

ストラットはエンジン空気吸込み圧縮過程の流路中央部に取り付けられるもので、空気力学的効果により圧縮過程を短くし得、それによりエンジンの小型化、曳いては軽量化に繋がる等の利点がある。当所の RJTF 試験結果の精査により次の効果を見出している。①高温三角域の形成⁽²¹⁾、②ストラット背後の滞在時間の拡大⁽²³⁾、③ストラット背後の流体輸送^(23, 24)の三効果である。①『高温三角域』とは、ストラット前縁からの衝撃波がカウル前縁からの衝撃波と三次元的に重なり合って形成される高温度分布で、エンジン内燃焼を出力が増大する強燃焼に移行させるのに有効な温度分布である。②ストラット背後に形成される後流の存在により流体滞在時間が長く取れ保炎に有効である。③また、ストラットの後流中に見出される流体輸送は噴射後の燃料の混合促進に有効である。これらの活用がエンジン性能の向上に資するものと期待出来る。

ストラットの働きについては過去には当所工藤らにより小型燃焼風洞を用いた要素試験にてストラットからの燃料噴射の効果が確認されている⁽²⁸⁾。

噴射孔の設置位置の多様化にはストラットは有効な選択肢であると考えられる。

3. エンジン形態と性能

図 1 は当所で供試したエンジンで、インレット、分離部、燃焼器、燃焼器拡大部、ノズルより成り、正面断面が幅 200mm、高さ 250mm で、全長が 2100mm、側板が全体に 45 度の後退角を有し、天板・両側板・カウルの 4 枚より構成される矩形断面型のものである。分離部の出口には後向きの段差があり、その段差の下流 32mm の所に燃料垂直噴射孔 12 本が並ぶ。また、エンジン流路中程には天板にストラットが装着され、当形態では側板と同じ高さの 5/5 高さストラットが装着されている。RJTF 試験では試験番号 M6S43 等一連のものに該当する。尚、ストラット呼称は高さを変える試験 (1/5 高さ等) を行ったことによる。尾部は、後述するポータイル形ストラットに比し相対的に長めで矩形である。

RJTF における試験条件は、飛行条件 Mach 6 相当 (エンジン入口 Mach 5.3)、総温 1500K、機体下面境界層込み等である。

この 5/5 高さストラットエンジン形態は、RJTF 試験 (M6S43 等) にて速やかな強燃焼移行と高い燃焼効率等を示し、比較的低い当量比で発生推力 1620N を出し、比較優位な形態であることが確認されている⁶⁾。また、良好な性能と流れ場の関係については佐藤らが検討し報告している^(21, 29)。

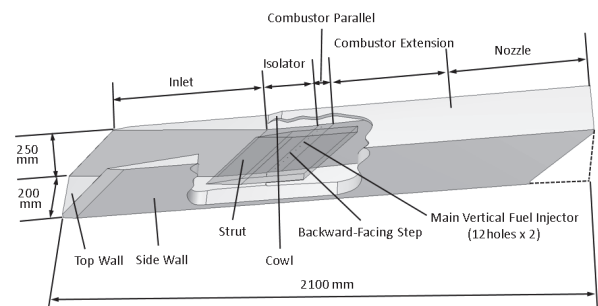


Fig. 1 Outline of scramjet engine tested.⁶⁾ The engine is set upside-down on the test bed.

4. 比較形態—試験済み形態と想定形態

4-1 計算対象

図 2 には 5/5 高さストラット形態とそれに対比するポータイル形ストラット形態の詳細を示す。後者は改良型提案エンジンであり当計算においては仮想形態である。両ストラットも側板と同じ高さのストラットではあるが、当論文では上の様に呼び分ける。5/5 高さストラットは後縁部分が矩形であり、一方のポータイル形ストラットは後縁手前で絞られた形であり全長も短い。全長は、

5/5 高さストラットが 393mm (図 2a)、ボートテイル形ストラットは 301mm である (図 2b)。この形状とした狙いは後縁を絞り抗力を下げることと後縁下流にて流体の滞在時間を確保することの両立である⁽³⁰⁾。

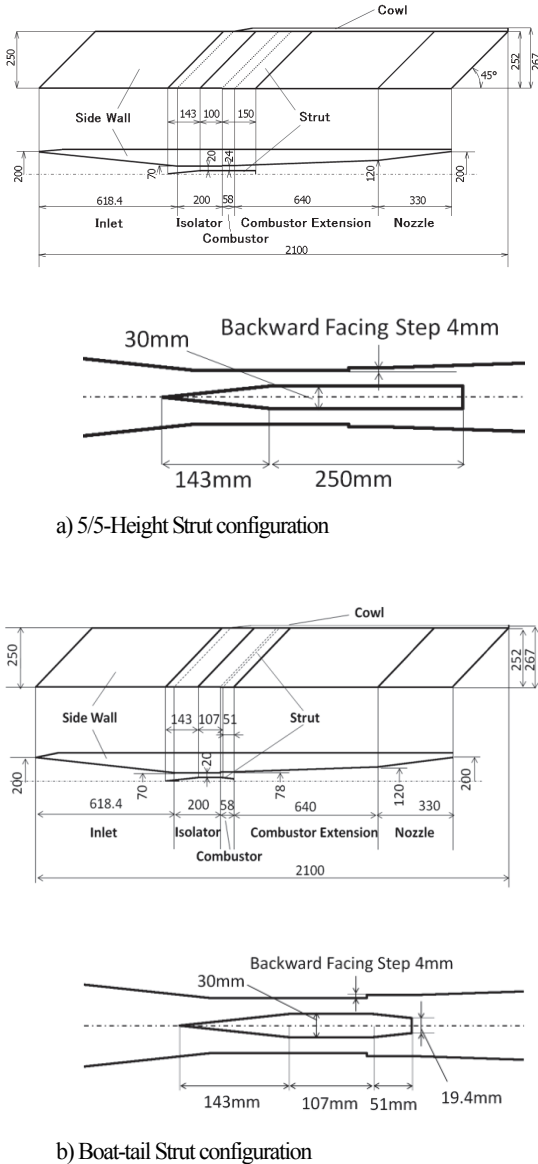


Fig. 2 Two types of struts. The 5/5H Strut configuration (a) and the Boat-tail Strut (b) are compared by means of CFD.

4-2 数値計算方法

計算には汎用熱流体解析ソルバ Fluent を用いた。最少格子幅はストラット前縁周辺等の 0.1mm である。計算ではエンジン左右中央断面を対称面とする右舷半裁を対象とし、格子数は 503 万、対

流項評価の数値流束は AUSM+、制限関数は二次精度、時間積分は陽的解法、乱流モデルは $k-\omega$ である。壁面は断熱壁とした。

気流条件は、流入マッハ数 5.3 等 RJTF エンジン試験条件に揃えている。機体下面境界層に相当する設備境界層も込みである。

燃焼計算に関しては、反応モデルは Petersen and Hanson の論文⁽³¹⁾ を基に水素-酸素の反応式を Fluent に読み込ませたものを用いている。今回、燃焼モデルは有限速度反応 (Finite Rate Chemistry) を用い、反応は 9 種 20 素反応である。

尚、数値計算には当機構の統合スーパーコンピュータ “JSS2” を用いた。角田からは遠隔利用である。

5. 流れ場の歪

燃料当量比分布の偏りの原因の一つが流れ場の歪である。これは、前述の通りエンジン内に形成される衝撃波等が形成するものであり、この歪に就いては佐藤らが今日まで RJTF データを基に CFD 解析を進め詳細を調べて来た⁽¹⁹⁾。概要は文献⁽²⁶⁾に示す。

これら調べの結果、側板噴射孔位置からの流線はエンジン中心部に届く傾向は見当たらない。当所のエンジン試験結果⁽⁵⁾と重ね合わせると、側板噴射には限界があることが確認できる。エンジン断面中心部に燃料を届けさせ且つ気流の質量流率 (ρu) の高いところに燃料を分配するには、ストラット周辺からの噴射を追加する必要がある、その噴射が巧妙に行われて初めて燃料偏在の補正が可能となる。

詰まり、側板垂直噴射には限界が有ることから、ストラット噴射をも視野に入れ噴射方式の多様化を検討する必要がある。その為にも CFD による仮想実験が必要である。

6. 燃焼計算の試行結果

6-1 水素質量分率等値面

次に燃焼計算を試行した結果を紹介する。今日までのエンジン内流れ場の探索⁽²⁵⁾では、纏まった高質量流率 (ρu) 領域を形成し当量比分布改善につながりそうなのは、ストラット噴射ではあるが、検討の基本条件を確保するため、先行的に燃料の側板垂直噴射の流れ場を対象として燃焼計算を行った。

計算条件は前述の通りであるが、燃料噴射の条件は次の通りである。噴射燃料は気体水素 H_2 、流量は燃料噴射孔 1 本当たり 2g/s、噴射孔は片側板に 12 本、両側板では 24 本となるので、総流量は 48g/s である。各噴射孔からの均等噴射である。

図 3 に燃焼計算の結果を示す。図 3a は 5/5 高さストラット形態、

図3bはボートテイル形ストラット形態であり、共に左がインレット側、右奥がエンジン出口で、下が天板、上がカウルである。流れは左から右奥に向かい、段差下流の燃料噴射孔12本から水素燃料が噴射されている。

図の中程には、側板上の12本の燃料噴射孔を象るように、燃料噴流に対応する流れが見える。色分布付きの面は燃料水素の質量分率0.05%の等値面であり、その色分布はエンジン内部流の温度である。特に赤色は1000K級の温度分布の箇所である。この図から噴射孔部分の高温が確認できる。

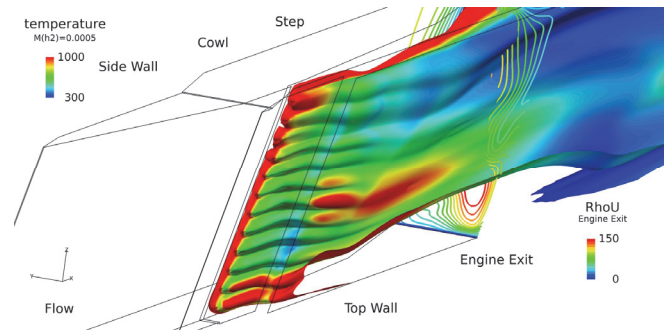
また、エンジン出口断面に見える色付き等高線はエンジン出口におけるエンジン内部流の質量流率(ρu)分布である。色は値の大きさを示す。これを参照することで、燃焼によってエンジン内部流の歪がどれ程変化したかを追うことが出来る。

図3の両形態を比較すると、12本の燃料噴射孔の周囲が赤色となっているのは両形態とも共通である。違いとして目立つのはノズル部天板寄りの箇所である。この箇所はカウル前縁衝撃波が天板に入射し反射する位置である。そこでは5/5高さストラット形態の方が水素質量分率0.05%の等値面が広く、一方のボートテイル形ストラット形態の方では狭い。また、カウル衝撃波の影響と思しき高温部分が天板寄りの中央部分に生じており、ボートテイル形ストラット形態の方がより鮮明に斜め衝撃波の輪郭の高温域を示している。(図3b参照)

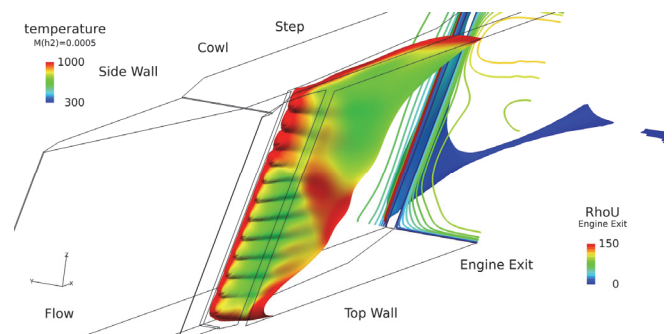
実際の5/5高さストラット形態エンジン試験では、天板寄りの当該箇所での発熱の大きさが確認されており、この発熱により天板面の圧力上昇が促進され、エンジン不始動(天板面全域剥離)が早めに引き起こされることが観測されている。当該箇所の更なる検討が必要である。

不始動を遅らせることが高当量比までの燃料投入を可能としエンジンの性能を伸長させることに通ずるので、この天板寄りの領域に発熱が集中することを回避しつつエンジン断面中心域で燃焼が活発化する形態と設計法が望まれる。それには、例えば、側板燃料噴射方式において燃料が天板側に集中する燃料の噴射孔は閉ざし、カウル寄りの噴射孔から選択的に噴射するといった噴射孔制御が有意義である。また、佐藤らが行った気流条件流線通り可視化でも、エンジン出口の高質量流率(ρu)域に届く流線の一部には側板寄りに源を有するものがある⁽³²⁾ことを踏まえると、側板燃料噴射方式ではお選択的な噴射を考える必要が有ることが分かる。

また、出口の高質量流率(ρu)分布はボートテイル形ストラット形態の方が均等化している様子が見られる。



a) 5/5-Height Strut configuration



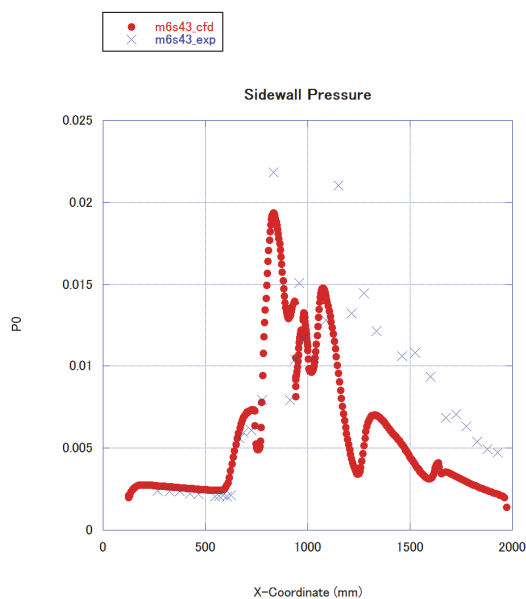
b) Boat-tail Strut configuration

Fig. 3 Trial combustion calculations in the both configurations – fuel injection and temperature distribution on 0.05% H_2 plan.

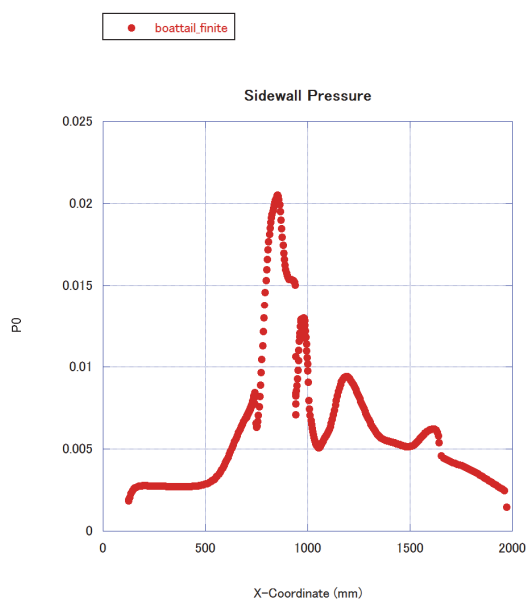
6-2 圧力分布

次に図4にエンジン内圧力分布の結果を示す。赤で示したものがこの度の燃焼計算結果である。燃料の総流量は図3と同様に48g/sである。図4aが5/5高さストラット形態、図4bがボートテイル形ストラット形態のものである。何れも側板半高さ位置の値である。横軸はエンジン軸方向距離で、天板の前縁が原点(0mm)である。縦軸は気流総圧で除した無次元圧力である。エンジンの各要素との対応は図2を参照されたい。

図4aにはM6S43の試験結果も併せ示す。CFDの結果をこれと比べると、横軸1000mm周辺より下流では試験結果より値が低く両者の乖離が大きい。これは燃焼器から下流では試験値に対して計算値が低いことを示しており、噴射孔より下流での燃焼反応が十分に再現できていないものと見て取れる。この過小評価は、乱流燃焼モデルを渦拡散法(EDC: Eddy Dissipation Concept)から有



a) 5/5-Height Strut configuration



b) Boat-tail Strut configuration

Fig. 4 Trial combustion calculations in the both configurations – pressure distributions along engine side walls.

限速度反応に切り替えたことにより、先の報告^(26, 27)からは改善されている。過小評価の原因の在り処としては、格子、各モデル等々であるが、天板に入射するカウル衝撃波を巧く捉えられていない、またそれにより天板上に形成される再循環領域を適切に再現できていない可能性が有る。天板上の循環域を中心とした流れ場

を再点検する必要がある。

また、図 4b はボートテイル形ストラット形態の側板半値高さの圧力分布である。改良型の仮想形態として提示しているものであるが、図 4a の結果から類推すると、こちらも過小評価となっていると判断する。よって両形態の比較を論ずるところには至らない。計算上更なる改善が必要である。

7. 終わりに

エンジン試験実施済みのエンジン形態と改良型提案エンジン形態とに就いて、側板垂直噴射条件の燃焼計算を試行した。燃焼モデルの変更により CFD の改善が進んだが、実測値との不一致が残る。更に流れ場を再点検する必要がある。

謝辞

計算に関しては小寺主任研究開発員の助言等を得、又 Fluent の使用に際しては根岸主任研究開発員の助言を頂いた。紙面を借り謝辞申し上げる。

参考文献

- (1) Rondeau, C., and Jorris, T., 44th International/SETP Southwest Flight Test Symposium, 2013.
- (2) Preller, D., and Smart, M. K., AIAA 2015-3586, 2015.
- (3) Aviation Week & Space Technology, September 12-25, 2016.
- (4) RJTF 建設グループ NAL TR-1347, 1998 年 2 月, 航空宇宙技術研究所資料.
- (5) 佐藤茂他, 日本航空宇宙学会論文集, 47 (1999).
- (6) Kobayashi, K., et al., J. Propul. Power, 20 (2004).
- (7) 小林完他, 日本航空宇宙学会論文誌, 51 (2003).
- (8) 三谷徹他, 航空宇宙学会北部支部 1999 年講演会, 平成 11 年 3 月 (仙台).
- (9) 三谷徹他, 第 38 回燃焼シンポジウム, 平成 12 年 11 月 (福岡).
- (10) 植田修一, 宇宙航空研究開発機構平成 17 年度公開研究発表会, 平成 17 年 12 月 7 日.
- (11) 平岩徹夫他, 第 38 回航空原動機・宇宙推進講演会, 平成 10 年 1 月 (仙台).
- (12) 五十嵐康隆他, 日本航空宇宙学会北部支部 1999 年講演会, 平成 11 年 3 月 (仙台).
- (13) 小寺正敏他, 航空原動機・宇宙推進講演会, 平成 10 年 1 月 (仙台).

- (14)Ueda, S., et.al., A., AIAA Paper 2006-1027, 2006.
- (15)Kanda,T., et.al., J. Propul. Power, 13, 4 (1997) .
- (16)小寺正敏他, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム (調布)2001 論文集, NAL SP-53, 2001 年, 航空宇宙技術研究所.
- (17)佐藤茂他, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 平成 23 年 3 月 (仙台).
- (18)佐藤茂他, 平成 25 年度衝撃波シンポジウム, 平成 26 年 3 月 (相模原).
- (19)佐藤茂他, 第 46 回流体力学講演会/第 32 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2014(弘前) 論文集, JAXA-SP-14-010, 2015 年, 宇宙航空研究開発機構.
- (20)Sato, S., et.al., AIAA Paper 2014-2144, 2014.
- (21)Sato, S., et.al., AIAA Paper 2010-7037, 2010.
- (22)Sato, S., et.al., AIAA Paper 2011-2314, 2011.
- (23)Sato, S., et.al., AIAA Paper 2012-5836, 2012.
- (24)Sato, S., et.al., AIAA Paper 2013-3750, 2013.
- (25)佐藤茂他, 平成 26 年度衝撃波シンポジウム, 平成 27 年 3 月 (伊香保).
- (26)佐藤茂他, 第 48 回流体力学講演会/第 34 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2016(金沢) 論文集, JAXA-SP-16-007, 2016 年, 宇宙航空研究開発機構.
- (27)佐藤茂他, 平成 28 年度衝撃波シンポジウム, 平成 29 年 3 月 (横須賀).
- (28)工藤他, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, RR-04-011,2005 年 1 月
- (29)佐藤茂他, 第 42 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010(米子)論文集, JAXA-SP-10-012, 2011 年, 宇宙航空研究開発機構.
- (30)佐藤茂他, 第 43 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2011(早稲田)論文集, JAXA-SP-11-015, 2012 年, 宇宙航空研究開発機構.
- (31)Petersen, E.L. and Hanson, R.K., Journal of Propulsion & Power, Vol. 15, No. 4, July–August 1999.
- (32)Sato, S., et.al., AIAA Paper 2015-3598, 2015.