

極超音速機外部ノズルの性能に対する飛行条件の影響評価

高橋 英美(国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構), 宗像 利彦(株式会社日立ソリューションズ東日本),
佐藤 茂(国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構)

Effects of Flight Conditions and Attitudes on Thrust Performance of Hypersonic Aircraft Equipped with Airframe-Integrated Linear-Spike Nozzles

TAKAHASHI Hidemi (JAXA), MUNAKATA Toshihiko (Hitachi Solutions East Japan, Ltd.),
and SATO Shigeru (JAXA)

ABSTRACT

The airframe-integrated linear-spike nozzle concept applied to an external nozzle for high-speed aircraft was evaluated with regard to the thrust augmentation capability in the various angles and ambient air conditions. The baseline airframe geometry was first premised to be a hypersonic waverider design. The main focus was on the vehicle aftbody. The baseline aftbody case had an external nozzle comprised of a simple divergent nozzle. The external nozzle section was hypothetically replaced with linear-spike external nozzle configurations. Performance evaluation was mainly conducted by considering the nozzle thrust generated by the pressure distribution on the external nozzle surface at the aftbody portion calculated by computer simulation at various flight conditions under angles of attack and ambient pressures. The thrust performance of the proposed linear-spike external nozzle concept was nearly equivalent to that of the baseline geometry at cruise conditions though the wall surface area can be significantly reduced. This is because the design of the proposed concept had a compression wall for the exhaust flow, which resulted in increasing the wall pressure. With this insight, the configuration with the double-ramp exhibited a potential for further improvement in thrust performance. Further potential was shown with the proposed linear-spike configuration in thrust performance under angled flight conditions as well as off-design flight conditions. Thus, benefits were obtained by employing the airframe-integrated linear-spike external nozzle concept.

1. はじめに

大陸間の高速航空輸送・移動の需要の増大に伴い、長距離高速機の実現が求められている。現行の旅客機では、巡航マッハ数を 0.85 とすると、例えば、東京からワシントン D. C. まで、約 12 時間を要するのにに対し、巡航マッハ数を 5 に上げることができると、移動時間は約 2~3 時間程度にまで短縮することができるものと期待でき、航空輸送市場に対して大きなインパクトや経済的価値を与える。飛行マッハ数が 5 を超えるような極超音速飛行環境では、機体の造波抵抗や熱負荷等を低減するために、機体形状はウェーブライダー形状が望ましく^{1,7)}、その際、機体の一部が推進系の一部を成し、或いは推進系の一部が機体の一部となるよう、機体・推進系が一体となるパッケージ¹⁾として統合設計する必要がある。

実用的な極超音速機の就航を目指した設計開発には未だ幾つかの課題が残る。それらは例えば、飛行及び推進効率、燃費等に係る経済性、エミッションやノイズ等に係る環境適合性等である。推進効率の観点では、様々な高度や速度で飛行するシナリオとなるため、あらゆる飛行条件においても高い推進性能を発揮できる推進機関を備える事が望まれる。一つの有望な解決策は機体統合推進ノズルの設計である。ノズルはエンジン内燃焼により得られた燃焼のエネルギーを、ノズル内での流れの膨張による機械的なエネルギーに変換し、推進力を発生する重要な役割を果たすとともに、排気

流の流れの制御等を行うことによって、飛行設計点並びに非設計点での性能や推進効率も増大させ、全飛行ミッションにおける性能を最大化し得るための鍵となる要素である。同時にエミッションやノイズレベルも制御することが期待できる。よって、機体統合推進ノズル、換言すれば、機体統合外部ノズル(以下、外部ノズル)の有効な設計指針を得ることは実用的な極超音速機の就航への近道であると考えられることができる⁸⁾。

これまで、極超音速機の機体後部形状、特にスクラムジェットエンジン用ノズル^{4,9,10)}に関して多くの研究による知見が得られている。その多くは、巡航機用の単純拡大ノズル形状³⁾や部分的開放型の単純膨張ノズル(Single Expansion Ramp Nozzle: SERN)形状を対象とした研究による知見である。実証機としての実用例は、前者は X-51A 等³⁾にて、後者は X-43A 等²⁾にて見られる。SERN では、排気流は機体後部の一部を成す外部ノズルとなる機体後部を沿うように流れる。外部ノズル上での排気流の構造やそれによる表面圧力分布の決定メカニズム等、風洞実験や CFD などによって調べられてきており、多くの知見が得られている。過去の研究成果に加え、機体統合外部ノズル設計のさらなる有効策として、Takahashi^{8,11)}はリニアエアロスパイクノズルをヒントに機体統合リニアスパイクノズルの概念を提案し、推力補助や空気力学的中心位置の決定の観点で、SERN 形状にマイナーな変更を加えるだけで、ベースライン形状(例えば単純拡大ノズル)に対して大きな利点を得られることを示した¹²⁾。

リニアエアロスパイクノズルは高度補償ノズル¹³⁻¹⁶⁾に分類され、これまで、飛行/風洞実験、CFD、理論解析等により多くの研究がなされてきた。慣用のベルノズルでは、設計点のみにおいて性能が最大となるのに対し、エアロスパイクノズルでは、設計点のみならず、海面上付近から軌道付近高高度に至るまで、概ね理論上最大の性能を発揮可能であることが特徴である。つまり、非設計点となる飛行環境においても、慣用型のベルノズルに対して高い性能が発揮可能である。ここで、エアロスパイクノズル形態の機体への統合となると、主推進機関のノズル(主ノズル、若しくはクラスタ化した場合はセルノズル)の軸が機体軸方向に傾き、また、その上流部にポートテイルを要する。機体設計要求によってはこのポートテイルの存在が許容されない場合も想定される。そのようなときにも、有効な外部ノズルとする設計指針を得るためには、外部ノズルの幾何形状並びに性能に対する飛行高度や飛行姿勢の影響を調べる必要がある。

本稿では、ベースライン形状として単純拡大ノズルを想定し、SERN、ポートテイルあり/なしリニアスパイク形状、SERN改良型のダブルランプ形状(Expansion Compression Ramp Nozzle: ECRN)の形態に関して、飛行高度及び飛行姿勢の推力性能への影響を評価する。主にCFDによる外部ノズル上の圧力分布や流れ場の構造を対象として評価を行う。

2. ベースライン機体

2.1. ベースライン機体形状

図1にベースライン幾何形状の中心断面を示す。本稿では、スタビライザやリーディングエッジ部を除いて考え、胴体部は二次元形状を想定し、主に中心断面の二次元流れ場について議論を展開する。推進機関はTurbine-Based Combined Cycleエンジンを想定¹⁷⁻¹⁹⁾し、機体下部に図のように搭載される。幾何形状はX-51Aの1/4スケールに対して若干の変更を加えたモデルである。全長は1200mmであり、後部の拡張ノズル部の長さは521.8mmである。この後部が、後述する外部ノズルとして置き換えられる。内部の主ノズルの出口マッハ数は3.5を想定する。拡張ノズル出口マッハ数は巡航マッハ数の5.0で、その出口圧力は約7.0kPaとなる。ベースライン形態をCase 1とする。

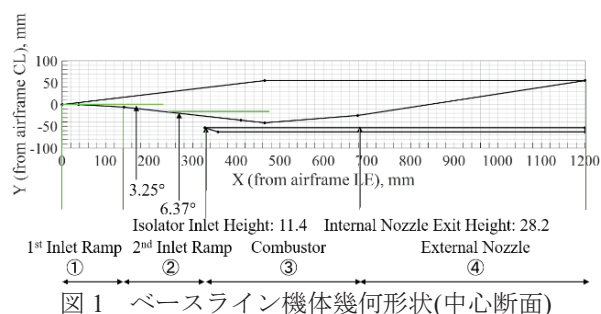


図1 ベースライン機体幾何形状(中心断面)

2.2. 想定飛行条件

図2には本研究で想定する飛行条件を示す。主に、主推進機関全圧と環境圧の比であるノズル圧力比(NPR = P_{0j}/P_a)にて定めた。NPRはノズル膨張形態を特

徴づけるとともに、その値が高いと飛行高度が高い条件に、値が低いと飛行高度が低い条件に相当する。本研究ではすべての流れにおいて比熱比は1.4とする。主ノズルの適正膨張NPRは76.3、外部ノズル部の適正膨張NPRは出口マッハ数5.0の設計で約529となる。

設計飛行高度は約17.5kmで、その時の環境圧力は約8.0kPaである。高度に対する環境圧はU.S. Standard Atmosphere²⁰⁾により計算した。本研究で想定する飛行高度においては、環境温度は約216.6Kで一定となるので、音速も一定となる。飛行マッハ数は5.0、エンジン全圧は4.0MPa²¹⁻²²⁾で固定した。設計点(On-design)はこの高度での巡航状態、非設計点(Off-design)として、巡航高度を図2のハッチ領域として示す飛行高度10km–20kmの領域において、迎角を振った場合とした。表1に対象とする条件を纏める。

表1 流れの条件及びパラメータの纏め

パラメータ	外気流	排気流
比熱比	$\gamma_a = 1.4$	$\gamma_j = 1.4$
気体定数, J/(kg·K)	$R_a = 287.1$	$R_j = 287.1$
圧力, kPa	$P_a = 8$	$P_{0j} = 4000$
温度, K	$T_a = 216.6$	$T_{0j} = 1500$
マッハ数	$M_a = 5.0$	$M_j = 3.5$

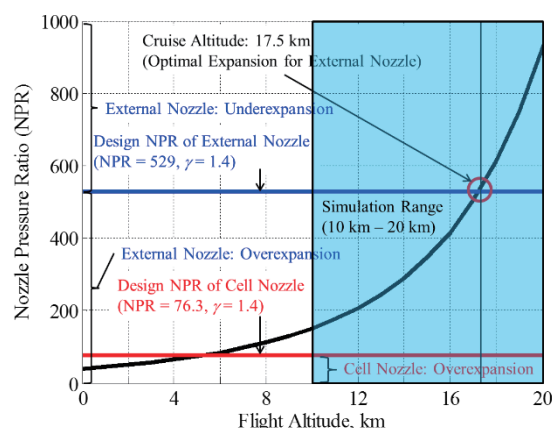


図2 想定飛行条件とノズル流膨張条件

2.3. 機体統合外部ノズルの設計

前述の通り、図1のベースライン形状の後部が外部ノズルとして置き換えられる。まず、ベースラインの拡大ノズル部に対し、同等長さ及び高さとなる開放型単純膨張ランプノズル(SERN)を考える。この形態をCase 2とする。ここで、初期膨張角に関して、主ノズル流が剥離しない条件であることが必須である。Takahashiら¹²⁾に依れば、本流れ条件での剥離限界初期角度は約30°であるが、Case 2の初期膨張角は約8.7°であるので排気流のノズル壁面での剥離を伴わない条件である。

2.4. 機体統合リニアスパイク外部ノズルの設計

過去の研究から、ノズル壁面が流れに対して緩やかな圧縮壁となっていると、圧力増加による推力増加の観点で利点があることが分かっている^{8,11,23-24)}。このことを考慮して、ノズルコンターに圧縮曲率を持たせる

ように、ベースラインとほぼ同等のノズル長、出口マッハ数となるようにノズルコンターを設計する。主ノズルの出口マッハ数はベースラインと同様の 3.5 であり、音速ではないため、主ノズル出口での外部ノズル壁面とは反対側の出口端から発生する第一マッハ波が壁面に入射する位置まではポテンシャルコア領域となる。その入射位置後方の曲率は、特性曲線法により壁面反射波を打ち消すように設計した。比熱比は上述及び表 1 に示す通り 1.4 で固定である。設計の結果、初期膨張角は 20° となったが、前述の通り、剥離は起こらない条件である。この形態を Case 3 と称し、Case 2 の幾何形状と共に図 3 に示す。

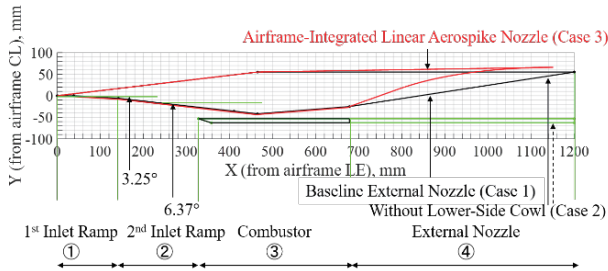


図 3 Case 2 及び Case 3 の幾何形状

冒頭で述べたように、過去の研究から、リニアエアロスパイクノズルによる性能向上が見込まれている^{8,11,23-24}。ここでは、Case 3 に対し、主ノズル方向を機体軸方向に傾けるとともに、その上部にボートテイルを設けることで、エアロスパイクノズル様式の外部ノズルを設計することを考える。ここで、主ノズルの傾き角に応じるボートテイル角度に関して、その上部においても外気流が剥離しないことが必須である。前述と同様の剥離条件解析により、マッハ数 5.0 の外気流の剥離条件は約 14° となった。若干のマージンを持たせて、ボートテイル角度を 12° として設定した。また、その長さを 100 mm とした。この形態を Case 4 と称し、その幾何形状を図 4 に示す。

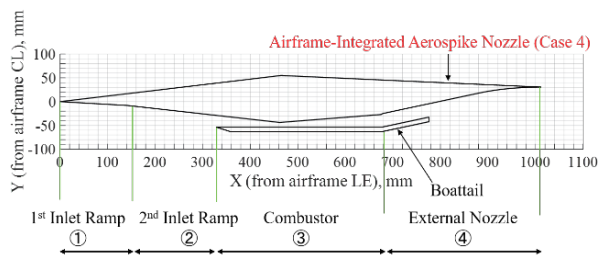


図 4 Case 4 の幾何形状

上記のノズル形態に加え、ボートテイルが許容されない場合を想定し、可能な限りシンプルな開放型ノズル形状での性能向上のアプローチを試みる。ここでは、外部ノズル部最上流端(主ノズル出口面)から 200 mm の位置に圧縮型ランプを設けた Expansion-Compression Ramp Nozzle (ECRN)を考える。Case 2 に対して、200 mm の位置で圧縮型ランプを設けた形態である。この形態を Case 5 と称し、図 5 に示す。外部ノズル出口マッハ数を Case 2 と同等としながら、後半部に圧縮壁を持たせるために、Case 2 に対して初期膨張角が大きくなり、 15° としている。上述の通り、流れの剥離は伴わない。200 mm の位置で切り替えを持たせる理由は、過

去の研究¹²⁾から、約 200 mm の位置までは壁面圧力分布が飛行条件に対してほぼ不変であり、その下流側が環境圧に対して感度を持っていたためである。尚、本研究では ECRN の適用可能性を調べることと課題抽出を目的とするため、ECRN 形態としてはこの形態一つに限定して解析を行うこととし、ランプ切り替え位置や初期膨張角の最適化等に関しては今後の課題とする。表 2 に外部ノズル形態を纏める。

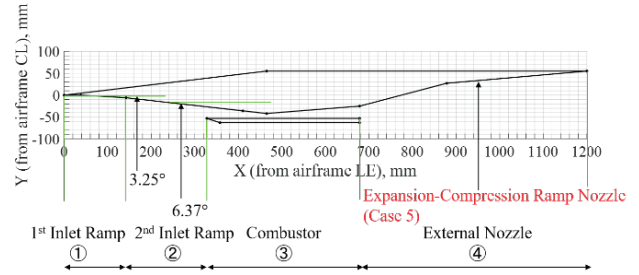


図 5 Case 5 の幾何形状

表 2 外部ノズル形態の纏め

Case	Airframe-Integrated External Nozzle
Case 1	Baseline nozzle
Case 2	Single expansion ramp nozzle (SERN)
Case 3	Linear-spike external nozzle
Case 4	Aerospike-type external nozzle
Case 5	Expansion compression ramp nozzle (ECRN)

3. 準一次元的性能解析と CFD

性能解析は CFD により計算されたノズル表面圧力を基礎として準一次元的解析ツールに評価する。

3.1. 準一次元的性能解析

推力性能は、主ノズル部における推力(F_{cell})と外部ノズル部における推力($F_{external}$)の線形和として式(1)のように表せるものとする。

$$F_{total} = F_{cell} + F_{external} \quad (1)$$

ベースラインに関しては、外部ノズル部は主ノズル部の拡張部として現れるので、式(2)のように表すことができる。これは定常巡航状態に適応可能な表現であり、環境圧(P_a)や迎角(α)が変わった条件に対しても成り立つよう修正を加えると、主ノズル部及び外部ノズル部の推力はそれぞれ式(3)及び(4)のように表せる。

$$F_{total_baseline} = \{\dot{m}_e V_e + (P_e - P_a) \cdot A_e\} - \dot{m}_{inlet} V_{inlet} \quad (2)$$

$$= F_{cell} + F_{external_baseline}$$

$$F_{cell} = \{\dot{m}_j V_j + (P_j - P_a) \cdot A_j\} \cdot \cos(\alpha) - \dot{m}_{inlet} V_{inlet} \quad (3)$$

$$F_{external_baseline} = (\dot{m}_e V_e - \dot{m}_j V_j + (P_e - P_a) \cdot A_e - (P_j - P_a) \cdot A_j) \cdot \cos(\alpha) \quad (4)$$

部分的に開放部が生じる外部ノズルに関しては、外部ノズル部の発生推力は式(5)のように詳細に表せる

$$F_{external} = \int P_{straight} \cdot \sin\theta_{ini} \cdot dA_{straight} + \int P_{spike} \cdot \sin\theta_{local} \cdot dA_{spike} - \int D_{sf} \cdot \{\cos\theta_{ini} \cdot dA_{straight} + \cos\theta_{local} \cdot dA_{spike}\} - P_a \cdot \int \{\sin\theta_{ini} \cdot dA_{straight} + \sin\theta_{local} \cdot dA_{spike}\} \quad (5)$$

右辺第一項及び第二項は平行部及び曲率部における表面圧力による推力，第三項は表面摩擦抵抗，第四項は環境圧に依る抵抗である．単純開放型ノズルの場合には，右辺第一項及び第二項は同等となる．

ボートテイルを考慮したエアロスパイク形態の場合の主ノズル部と外部ノズル部の推力はそれぞれ式(6)及び(7)のように表せる．式(4)及び(5)に対してボートテイル角度が考慮された表式となっている．式(7)の第五項はボートテイル上での外気流の膨張に伴う減圧に起因する抵抗で，ボートテイル抵抗である．

$$F_{\text{cell}} = \{\dot{m}_j V_j + (P_j - P_a) \cdot A_j\} \cdot \cos(\alpha - \theta_{bt}) - \dot{m}_{\text{inlet}} V_{\text{inlet}} \quad (6)$$

$$F_{\text{external}} = \int P_{\text{straight}} \cdot \sin\theta_{\text{ini}} \cdot dA_{\text{straight}} + \int P_{\text{spike}} \cdot \sin\theta_{\text{local}} \cdot dA_{\text{spike}} - \int D_{\text{sf}} \cdot \{\cos\theta_{\text{ini}} \cdot dA_{\text{straight}} + \cos\theta_{\text{local}} \cdot dA_{\text{spike}}\} - P_a \cdot \int \{\sin\theta_{\text{ini}} \cdot dA_{\text{straight}} + \sin\theta_{\text{local}} \cdot dA_{\text{spike}}\} - P_{bt} \cdot A_{bt} \cdot \sin\theta_{bt} \quad (7)$$

スパイク表面上の摩擦抵抗は式(8)の Van Driest II モデル²⁵⁾で表されるものとする．Takahashi ら²⁶⁾の過去の研究から，超音速流中では衝撃波と境界層の干渉により摩擦抵抗が急激に増大し得るが，膨張波の入射のみが対象となる平板流れ場等では，このモデル式により摩擦係数が概ね予測できることが分かっている．

$$\frac{\sin^{-1} \sqrt{\frac{\gamma-1}{2} \cdot M_{\text{local}}^2 \cdot \frac{T_a}{T_w}}}{\sqrt{C_f \cdot \left(\frac{T_w}{T_a} - 1\right)}} \cong 4.15 \log \left(Re_{xa} \cdot C_f \cdot \frac{\mu_a}{\mu_w} \right) + 1.7 \quad (8)$$

図 6(a)には Case 2, 3, 5 の外部ノズル推力性能解析用の概念図を，図 6(b)には Case 4 の推力性能解析用の概念図を示す．図 6(a)と図 6(b)との大きな違いは，主ノズル排気流の軸が機体軸に対して平行か傾いているかの点である．

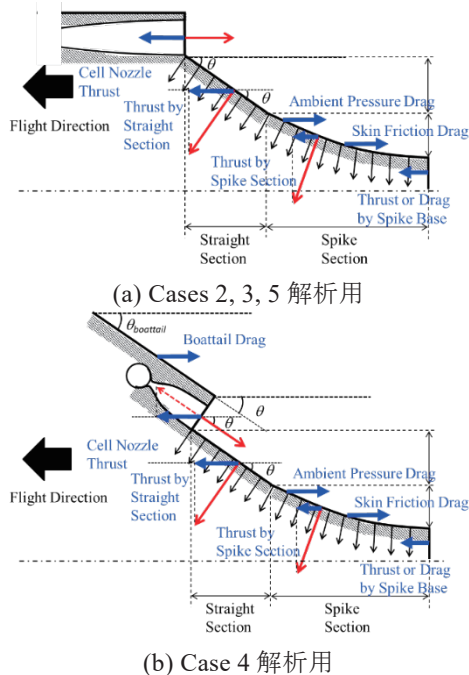


図 6 外部ノズルに作用する機械的力(圧力)等の模式図 : (a): Cases 2, 3, 5 解析用, (b): Case 4 解析用．

3.2. CFD 解析

機体後部の流れ場を詳細に解析するために，CFD シミュレーションを用いた．CFD シミュレーションツールは，JAXA 角田宇宙センターにて開発中の，OpenFOAM (Open source Field Operation And Manipulation)をベースとした解析ツールである．

外部ノズル流れ場を計算する前に，解析ツールの妥当性検証を行った．その検証には，風洞実験と同じ流れ場と同じ流れ条件にてシミュレーションを実施し，壁面圧力分布の比較により評価した．非反応流のマッハ数 3.5 のエアロスパイクノズルの二次元セルノズルからの流れがマッハ数 2.0 の超音速外気流とスパイクノズル上で干渉する流れ場を対象とした．セルノズルは高さ 22 mm，幅 100 mm であり，その出口マッハ数は 3.5 である．セルノズル出口下流部には長さ 77 mm の平行部が続く．この長さは，セルノズル上端から発生される第一マッハ波の壁面入射位置から決定した．平行部下流側には，特性曲線法により設計した曲率部が続く．スパイクノズル全長は 196 mm である．風洞実験の詳細は Takahashi ら²⁴⁾に譲る．本妥当性検証では，セルノズル NPR は 49.5 (適正膨張条件は 76.3) の過膨張条件とした．

CFD は rhoCentralFoam 及び Tadmor スキームを用いた定常二次元非粘性計算で行った．実験では，高さ 22 mm のセルノズル出口からの排気流に対して，境界層厚さは約 5 mm であった．よって，排気流のコアとなる流れの領域の方が境界層厚さに対して十分に大きく，コア流が流れの物理に対して支配的であるものと考えられる他，過去の研究において，非粘性の解析モデルによって壁圧分布を概ね予測可能であった²³⁻²⁴⁾ことを考慮して，非粘性計算とした．

数値計算は，収束のロバスト性を考え，数段階のステップにて行った．例えば，速度に関してある初期値からスタートし，最終設定値の 30% から計算を始め，収束したらその結果を次の計算ステップの初期値として与え，速度を最終設定値の 50% に増速して計算を続ける，といった，設定値を順次最終設定値に近づけながら計算を進める手法である．超音速や極超音速のような流れ場においては，このような段階的な手法が収束性やロバスト性の観点で有利であることが分かっている¹²⁾．

壁面圧力分布に関して，実験による計測値と CFD 計算値との比較により，CFD 計算値は実験値のエラーバー内に良く収まり，十分な精度で実験を再現できていることが分かった¹²⁾．よって，本解析ツールの妥当性は検証されたものと考え，本解析ツールを用いて外部ノズル流れ場の解析を行う．

グリッドは adapted mesh grid を用いた．例として，ベースラインと Case 3 のグリッドを図 7 に示す．外部ノズルの領域のみを対象としており，検査面上流端では主ノズル流がマッハ 3.5，外気流がマッハ 5.0 となるように設定している．総グリッド点数は，Case 1 から Case 4 までそれぞれ，13040, 15240, 15240, 14859 である．最小格子幅は 0.1mm である．

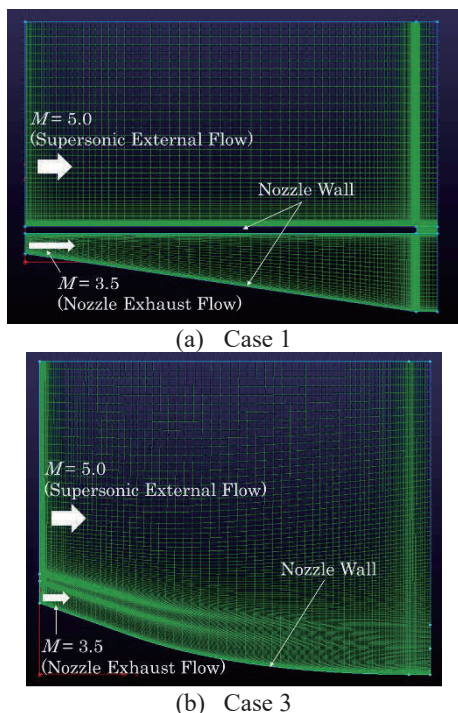


図 7 CFD に使用したグリッド: (a) Case 1; (b) Case 3.

4. 結果と考察

4.1. 巡航時の流れ場の特徴

定常巡航状態における流れ場の計算結果を図 8 に示す。Case 1~5 の各ケースについて記載しており、全ての図でカラーマップは 0 kPa – 50 kPa のレンジで統一している。

Case 1 では片側のみ拡大壁となっているので、二次元ノズルの片側の流れ構造に類似している。Case 2 では、主ノズル出口下流の一端にのみ壁が存在し、その壁面は単純膨張壁であるために、主ノズル出口から排気流は外気方向に向かって急激に膨張している。また、超音速外気流との干渉による斜め衝撃波、滑り面等が見られる。Case 3 では、主ノズル出口からの初期膨張角が Case 2 に比し大きいので、排気流はより急激に膨張する。壁面の後半は圧縮壁となって排気流に作用するため、排気流は徐々に圧縮され、伴って壁面圧力も下流へ行くに従って徐々に上昇している様子が見られる。このため、外気流由来の斜め衝撃波と排気流との干渉領域が大きくなっている。Case 4 の流れ場は他のケースに対して劇的に変わっている。ボートテイルの存在により、主ノズル排気流がスパイク壁面を沿って流れるために、ポテンシャルコア領域が長く、コア内高圧領域も広い。また、外気流との干渉も他のケースに比べると弱いことが分かる。このケースが、過去の研究¹²⁾では最も性能や機体統合面で有効であった形態である。Case 5 では、主ノズル出口下流近傍では、Case 2 と類似した流れ構造がみられるものの、2 つ目の圧縮ランプの存在により、外部ノズル壁後半では緩やかに圧力上昇に転じている。よって、Case 2 と比べると、推力性能面で利点があるものと予想される。

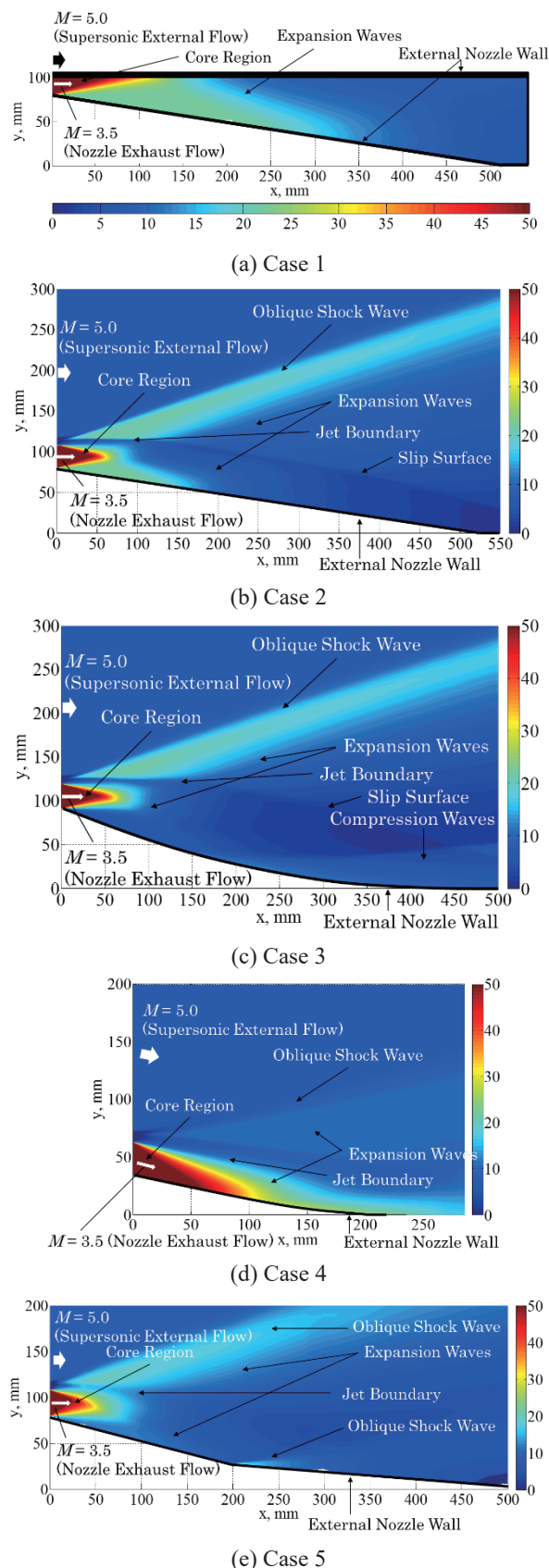


図 8 定常巡航状態での流れ場の CFD 結果: (a) Case 1; (b) Case 2; (c) Case 3; (d) Case 4; (e) Case 5.

4.2. 推力性能への飛行高度の影響

各ケースのノズル壁面圧力分布を図9に示す。まず、ベースラインに関しては、ポテンシャルコア領域が約250 mm 存在し、その下流側で圧力が徐々に減少する傾向となっている。Case 2 では、ポテンシャルコア長さが約120 mm まで減少する。その下流側では圧力が減少し、約240 mm から下流の位置では壁面圧力が環境圧の8 kPa を下回ってしまうために、この部分は抵抗部分となる。Case 3 では、初期膨張角度が大きいため、ノズル出口圧は他のケースに比べて低い。しかし、100 mm 程度から下流では圧縮壁の作用により壁圧が上昇し、上がりきった後も緩やかな減少傾向で、環境圧を終始、上回っている。尚、ノズル曲率が完全に理想的な設計であれば、このような緩やかな圧力減少がなく、圧力は外気圧と釣り合って一定となるはずである。これは外気流の存在による滑り面効果の利点²³⁻²⁴である。Case 4 ではポテンシャルコア長さは短いものの、圧力の値は他のケースに比べて高い。その後も減少傾向にあるが、その絶対値は他のケースよりも常になくなっていく。Case 5 では、外部ノズル部開始点から約200 mm 程度まではCase 2 と同様の傾向であるが、2つ目の圧縮ランプが生じる200 mm 位置で急激に圧力が上昇し、その後は緩やかに減少に転じている。この急激な圧力上昇があることにより、Case 2 よりも全体的に高い圧力を保つことができ得るため、Case 2 のような単純な外部ノズル形態に比べて利点があるものと期待できるが、2つ目のランプの位置と設計マッハ数等の条件によっては、初期膨張角度が大きくなってしまい、初期の圧力減少による抵抗増加ともなり得る。よって、Case 5 の形状に関しては、初期膨張角度、2つ目のランプ位置等に関して最適設計等を行うことにより、さらなる壁圧分布の上昇、更には性能向上が期待できる。

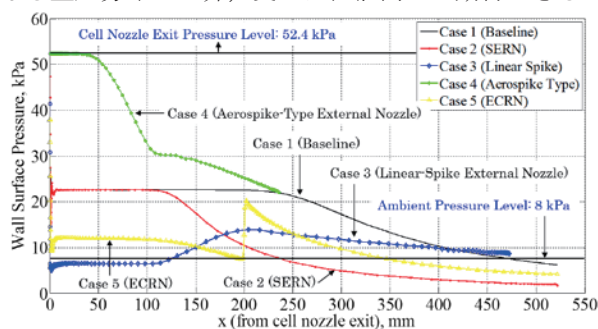


図9 各ケースの壁面圧力分布

図10には各ケースに対する環境圧の影響を示す。定常巡航状態を仮定した。ノズル推力性能は前項の式により計算し、各点での推力性能は、その点の条件におけるベースライン性能にて無次元化した。この結果から、Cases 2, 3, 5 に関しては大きな差はなく、約4 kPa 以下となる飛行高度(〜21 km)以上の高度にてベースラインに対して利点が現れる。若干ではあるが差が出ていることを考慮すると、初期膨張角の性能への感度が高いことが考えられる。Case 4 は環境圧が約15 kPa 以下となる高度、つまり約11.5 km 以上の飛行高度においてベースラインに対して利点が現れる。

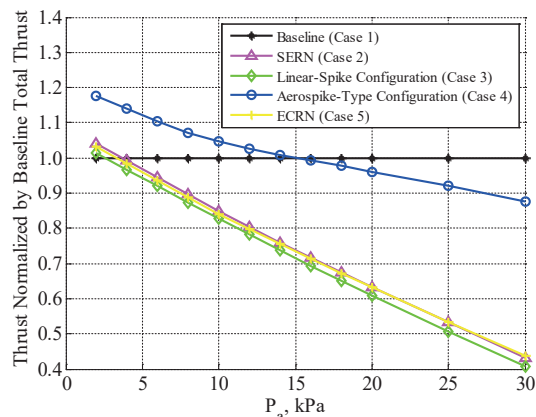


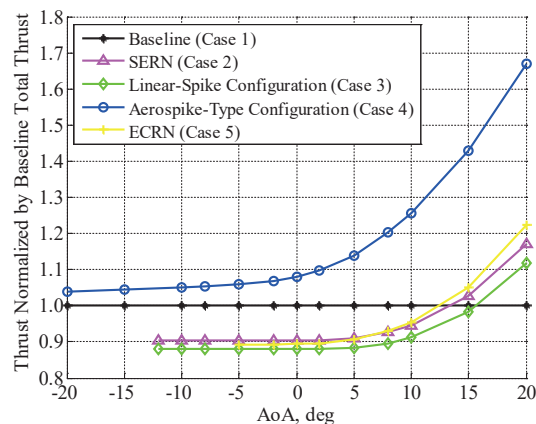
図10 環境圧力のノズル推力性能への影響

4.3. 推力性能への迎角の影響

図11には推力性能に対する迎角の影響を示す。環境圧は4 kPa, 8 kPa(設計高度), 12 kPa の3パターンで計算を行った。推力性能の計算は前項で記述した通りである。図10と同様、各点の推力は、その点における条件のベースライン性能で無次元化している。まず、設計点(図11(a))について詳細に見ていく。Case 4 は迎角に依らず常にベースラインを上回っており、利点があることが分かる。また、迎角が大きくなる程、推力性能は大きくなる傾向がある。これはCases 2~5 の全てのケースに共通してみられる特徴である。Case 3 が最も推力性能が劣っており、Case 2, Case 5 の順に性能は若干ではあるが良くなっていく。Cases 2, 3, 5 は迎角が約12°以上の条件において、ベースラインよりも良い性能となる。

環境圧が4 kPa の時(図11(b))を見ると、全体の傾向としては図11(a)と同様ではあるが、迎角に対する感度が小さくなっている。特に、Cases 2, 3, 5 に関しては、迎角が約10°以下ではほぼ横ばいとなっている。ベースラインよりも利点が生じる迎角条件は約15°以上となる。Case 2 と5 の差はほぼ認められない。

環境圧が12 kPa の時(図11(c))を見ると、やはり全体的傾向は先述の通りであるが、Case 5 がCase 2 に対して有利になっている。ベースラインよりも推力性能が有利となる条件は迎角が約11°以上である。



(a)

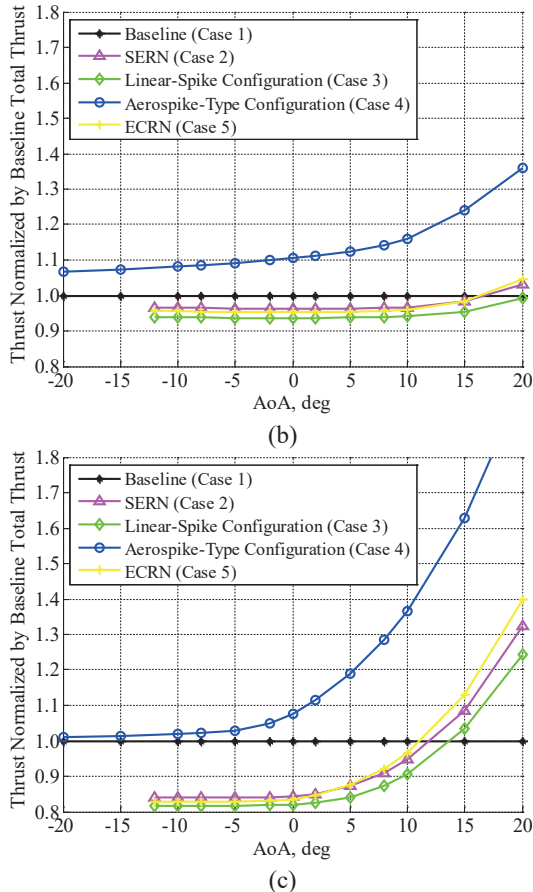


図 11 推力性能に対する迎角の影響: (a) $P_a = 8 \text{ kPa}$, (b) $P_a = 4 \text{ kPa}$, (c) $P_a = 12 \text{ kPa}$.

4.4. 三次元性能解析

現在開発中のツールにて、二次元的な性能解析から三次元的な性能解析を行うため、ツール性能の拡張を行っている。本セクションでは Case 4 を例に取り上げ、三次元性能解析結果について述べる。

図 12 には Case 4 の設計点条件におけるノズル壁面上三次元圧力分布を示す。カラーマップは圧力(P_a)を示す。この図では、 $z = 50 \text{ mm}$ の面(紙面奥)が機体中心面での解析結果を示し、 $z = 0 \text{ mm}$ の面(紙面手前)が機体側端面での解析結果を示す。機体の中心面と側端面では排気流の膨張形態が異なることが分かる。このように、現在開発中のツールにて計算した三次元流れ場におけるノズル表面圧力分布のデータを用いて、性能解析を行う。

図 13 に、Case 4 におけるノズル表面の三次元圧力分布を示す。機体軸に対し、スパン方向片側の分布を示している。主ノズルは二次元形状をしているため、主ノズル出口付近では圧力分布はスパン方向に同等であるが、下流に行くに従い、三次元的な分布を呈していく様子が分かる。また、機体軸上($z = 50 \text{ mm}$)での圧力が最も高くなっており、最外縁($z = 0 \text{ mm}$)付近は側方への膨張に伴うスピレージの効果により圧力が他の部位よりも減少している様子が分かる。このように、定性的ではあるが、二次元形状であるにもかかわらず、表面圧力分布が三次元的様相を呈していることから、より厳密な性能解析には、3 項で述べたような二次元流

れ場を仮定した解析に対し、三次元的な側方へのスピレージの効果を考慮した解析を行う必要がある。

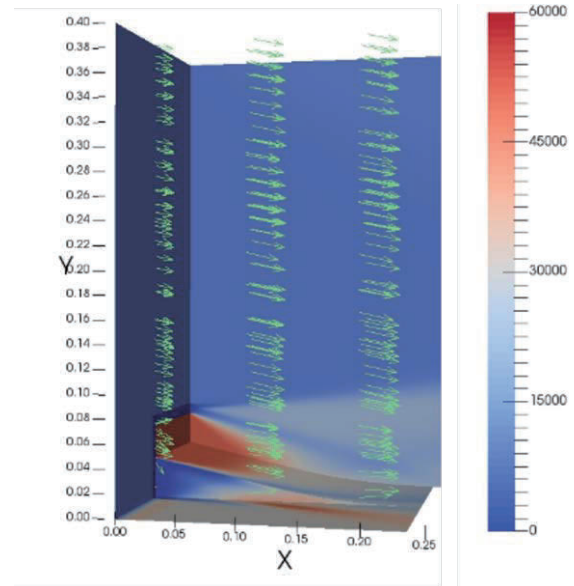


図 12 Case 4 の設計点条件におけるノズル壁面上三次元圧力分布(カラーマップは圧力)

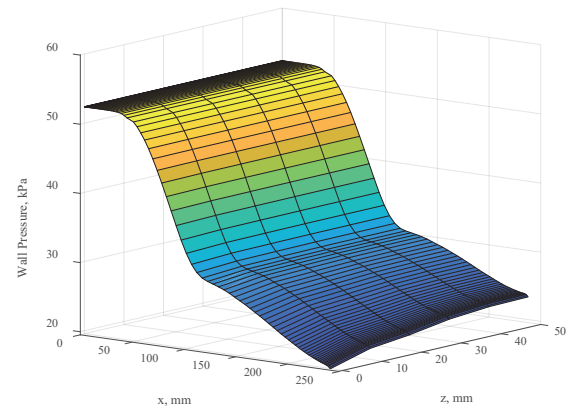


図 13 ノズル表面圧力分布(Case 4)

図 14 には Case 4 における、二次元解析結果(中心断面での圧力分布をスパン方向に拡張)及び三次元解析結果によるノズル推力性能の比較を示す。横軸は環境圧を示している。縦軸に関しては、ここでは二次元と三次元計算での比較を目的としているため、今回の計算条件範囲の結果における最大値で無次元化している。性能計算は既述の性能解析式を三次元に拡張した式(9)にて行った。式(9)にて、 x_1 及び x_2 はそれぞれスパイク部の流れ方向の始まりと終わりを表し、 z_1 及び z_2 はそれぞれスパイク部のスパン方向の一端と他の端部を表す。

二次元計算、三次元計算の両者とも、環境圧が高くなる(つまり飛行高度が低くなる)ほど、性能は高くなる傾向が見られる。概して、二次元流れ場として計算した場合の方が、推力性能が高いことが分かる。しかしながら、 $P_a = 12 \text{ kPa}$ の時は三次元計算の方が高い性能となっており、より環境圧が高い条件では、三次元的な形状の方が性能面で利点がある可能性があると予想される。

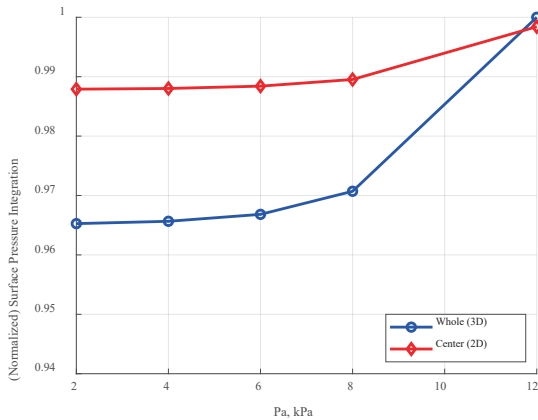


図 14 二次元ノズル及び三次元ノズルの性能比較

$$\begin{aligned}
 F_{external} = & \int_{x_1}^{x_2} \left(\int_{z_1}^{z_2} P_{straight} \cdot \sin\theta_{ini} \cdot dA_{straight} \right. \\
 & + \int_{x_1}^{x_2} P_{spike} \cdot \sin\theta_{local} \cdot dA_{spike} \\
 & - \int_{x_1}^{x_2} D_{sf} \cdot \{ \cos\theta_{ini} \cdot dA_{straight} + \cos\theta_{local} \cdot dA_{spike} \} \quad (9) \\
 & - P_a \cdot \int_{x_1}^{x_2} \{ \sin\theta_{ini} \cdot dA_{straight} + \sin\theta_{local} \cdot dA_{spike} \} \\
 & \left. - P_{bt} \cdot A_{bt} \cdot \sin\theta_{bt} \right) \cdot dz
 \end{aligned}$$

5. 結言

本研究では、極超音速機の外部ノズルに対し、推力性能に及ぼす飛行条件の影響評価として、環境圧の影響と迎角の影響を CFD によるノズル表面周りの流れ場のシミュレーション結果を基礎として調べた。ベースラインに対して推力性能が有利となる条件とケースは、エアロスパイクノズル形態である Case 4 が最も良く、飛行高度約 11.5 km 以上であらゆる迎角条件で利点が見られ、その他のケースに関しては、代表して Case 5 に関して、飛行高度は約 20 km 以上、迎角は約 15°以上で利点が見られた。よって、機体設計の観点では、Case 4 の形態を、機体下部に備える場合、若しくは両側面に備えるツインエアロスパイクノズル形態¹²⁾が考えられ、On/Off-design も含めて飛行ミッション全体において推力性能向上が期待できる。また、過去の研究から、エアロスパイクノズル形態は、ベルノズルに比べて、ノイズ低減の面でも有効であることが報告されている²⁷⁻²⁸⁾。以上のことから、Case 4 のような形態が最も望ましい。また、Case 2 と 3 に関しては、環境圧が高く、迎角も大きい条件で有利となることから、飛行行程の中で上昇中等の行程においては性能面及び環境適合性の面で利点を発揮するが、全行程の中で大部分を占める巡航条件となると性能面で不利となるため、Case 5 のような幾何形状の変更による性能向上策の検討が望まれる。Cases 2, 3, 5 の形態は、基本的にはエンジンが機体の下部に備わる想定である。図 11 記載の結果から、Case 5 の形態による推力性能面での利点が期待できる面も得られたため、今後、上述のように、初期膨張角度、2 段目ランプ位置の検討等、性能最大化を

目的関数とした最適化設計が望まれる。また、機体統合ノズルシステムに関する具体的な設計指針獲得に向け、より詳細な考察を今後行っていく予定である。

Nomenclature

A	=	area, m ²
C_f	=	skin friction coefficient
D	=	drag, N
F	=	force or thrust, N
L	=	length, m
M	=	Mach number
\dot{m}	=	mass flow rate, kg/s
NPR	=	nozzle pressure ratio
p	=	pressure, kPa
P_0	=	total pressure, kPa
R	=	gas constant, J/(kg·K)
T	=	temperature, K
V	=	velocity, m/s
x, y	=	axis coordinates (streamwise and vertical)
γ	=	specific heat ratio
θ	=	angle, rad

Subscripts

0	=	stagnation condition
$a(\infty)$	=	freestream or ambient condition
bt	=	boattail
$cell$	=	cell nozzle
$combustor$	=	combustor
$cruise$	=	cruise condition
ini	=	initial inclination angle
$inlet$	=	inlet
LE	=	leading edge
$local$	=	local contour
$nozzle$	=	nozzle
j	=	cell nozzle exit condition
sf	=	skin friction force
$spike$	=	spike surface
$straight$	=	straight section
$throat$	=	throat
$total$	=	total condition

謝辞

数値計算ツールの開発に関しては、JAXA スーパーコンピュータシステム(JSS2)運営事業に関連する業務内容である。ここに感謝の意を表す。

参考文献

- [1] Segal, C. *The Scramjet Engine*; Cambridge University Press: New York, NY, USA, 2009; pp. 1–15.
- [2] McClinton, C.R. et al., “Hyper-X: Foundation for Future Hypersonic Launch Vehicles,” *Acta Astronaut.* **2005**, 57, 614–622.
- [3] Mutzman, R. et al., “X-51 Development: A Chief Engineer’s Perspective,” In Proceedings of the 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, San Francisco, CA, USA, 11–14 April 2011.
- [4] Cain, T., “Scramjet Nozzles.” In *High-Speed Propulsion: Engine Design—Integration and Thermal Management*; RTO Educational Notes RTO-EN-AVT-185; RTO: Neuilly-sur-Seine, France, 2010; pp. 12-1–12-16.

- [5] Smart, M.K., “Scramjets,” In *Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft*; RTO Educational Notes RTO-EN-AVT-150; RTO: Neuilly-sur-Seine, France, 2008; pp. 9-1–9-38.
- [6] Curran, E.T., “Scramjet Engines: The First Forty Years,” *J. Prop. Power* **2001**, 17, 1138–1147.
- [7] Dalle, D.J. et al., “Rapid Analysis of Scramjet and Linear Plug Nozzles,” *J. Prop. Power* **2012**, 28, 545–555.
- [8] Takahashi, H., “Performance Evaluation of Airframe-Integrated Aerospoke Propulsion Systems in Off-Design Flight Conditions,” *J. Prop. Power* **2016**, 32, 408–419.
- [9] Watanabe, S. Scramjet Nozzle Experiment with Hypersonic External Flow. *J. Prop. Power* **1993**, 9, 521–528.
- [10] Mitani, T. et al., “Validation Studies of Scramjet Nozzle Performance,” *J. Prop. Power* **1993**, 9, 725–730.
- [11] Takahashi, H., “Conceptual Study of Supersonic Transports Employing Airframe-Integrated Advanced Nozzle Configuration,” *J. Fluid Sci. Technol.* **2017**, 12, 1–20.
- [12] Takahashi, H. et al., “Thrust Augmentation by Airframe-Integrated Linear-Spike Nozzle Concept for High-Speed Aircraft,” *Aerospace* **2018**, 5, 19.
- [13] Korte, J.J. et al., “Multidisciplinary Approach to Linear Aerospoke Nozzle Design,” *J. Prop. Power* **2001**, 17, 93–98.
- [14] Hagemann, G. et al., “Advanced Rocket Nozzles,” *J. Prop. Power* **1998**, 14, 620–634.
- [15] Nasuti, F. et al., “Analysis of In-Flight Behavior of Truncated Plug Nozzles,” *J. Prop. Power* **2001**, 17, 809–817.
- [16] Frendi, A. et al., “Computational and Experimental Study of Linear Aerospoke Engine Noise,” *AIAA J.* **2001**, 39, 1485–1492.
- [17] Colville, J.R. et al. “Axisymmetric Inlet Design for Combined-Cycle Engines,” *J. Prop. Power* **2006**, 22, 1049–1058.
- [18] Bulman, M.J. et al., “A. Combined Cycle Propulsion: Aerojet Innovations for Practical Hypersonic Vehicles,” AIAA 2011-2397.
- [19] Dissel, A.F. et al., “Comparison of Horizontally and Vertically Launched Airbreathing and Rocket Vehicles,” *J. Spacecr. Rockets* **2006**, 43, 161–169.
- [20] *The U.S. Standard Atmosphere 1976*; NASA TM-X-74335; U.S. Government Printing Office: Washington, DC, USA, 1976.
- [21] Candel, S. “Concorde and the Future of Supersonic Transport,” *J. Prop. Power* **2004**, 20, 59–68.
- [22] Merlin, P.W. “Design and Development of the Blackbird: Challenges and Lessons Learned,” AIAA-2009-1522, 2009.
- [23] Takahashi, H. et al., “Influence of External Flow on Plume Physics of Clustered Linear Aerospoke Nozzles,” *J. Prop. Power* **2014**, 30, 1199–1212.
- [24] Takahashi, H. et al., “Aerodynamic Characterization of Linear Aerospoke Nozzles in Off-Design Flight Conditions,” *J. Prop. Power* **2015**, 31, 204–218.
- [25] Van Driest, E.R., “Turbulent Boundary Layer in Compressible Fluid,” *J. Aeronaut. Sci.* **1951**, 18, 145–160.
- [26] Takahashi, H. et al., “Effects of Plume Impingements of Clustered Nozzles on the Surface Skin Friction,” *J. Prop. Power* **2015**, 31, 485–495.
- [27] Papamoschou, D. et al., “Experiments on Shielding of Jet Noise by Airframe Surfaces,” AIAA Paper-2009-3326, 2009.
- [28] Das, I.S. et al., “Computational Study of Contoured Plug-Nozzle Jet Noise,” *J. Sound Vib.* **1997**, 206, 169–194.