

[共同研究成果]

直交格子積み上げ法を用いた超音速流中での燃料噴射解析手法の開発

小川 秦一郎, 佐々木 大輔

大阪公立大学 大学院工学研究科 航空宇宙海洋系専攻 航空宇宙工学分野

本研究では、超音速内部流れ場の数値シミュレーションにおける計算コストを削減することを目指し、直交格子積み上げ法 (Building-Cube Method, BCM) を用いてスクラムジェットエンジンの内部流れ場の解析に特化した3次元CFDソルバーを開発した。このソルバーは、格子生成を簡略化しつつ精度を維持するために、埋め込み境界法 (Immersed boundary method, IB法) を採用した。また、粘性壁から新しい燃料噴射モデルを導入し、先行研究の実験結果および解析結果と比較して、本解析ソルバーの検証を行った。この検証では、燃料噴射口近傍の物理現象やキャビティ保炎器側の壁面圧力分布を比較した。その結果、BCMソルバーは、燃料噴射口近傍のbarrel shockやbow shockなどの重要な現象を捉えることができたが、燃料噴射速度を過大評価し、上流側の剥離現象などの一部の物理現象を再現することができていないことが明らかとなった。また、キャビティ保炎器の下流における流れの挙動に関して、壁面圧力の比較では噴射境界 (jet boundary) と主流の相互作用によると考えられる不一致が明らかとなった。これらの結果は、実験結果と整合性を高めるためには、燃料噴射モデルのさらなる改良が必要であることを示唆している。今後の研究では、燃料噴射モデルの改良およびスクラム燃焼器の流れ場を正確にシミュレーションするためのCFDソルバーの解析精度向上に焦点をあてる予定である。

1. はじめに

極超音速機用のエンジンであるスクラムジェット燃焼器の一般的な燃料噴射方法は、壁面からの垂直噴射である。この方法では、燃焼器内に物理的な障害物がないので燃料と主流空気の急速な混合などが期待できる。一方で、境界層を突き破る形で燃料を噴射するため、燃料噴射口近傍で衝撃波が生じてしまうことや渦が生じるなど、噴射口近傍の流れ場が複雑になる。このような複雑な流れ場を解明するには、実験だけでは難しく数値解析が多く用いられてきた[1,2]。例えば、燃料と空気の混合がどのように促進させているのかを明らかにすることを目的とした解析事例では、上流の燃料噴射口から燃料を噴射させることで、より複雑な流れの分離領域が形成され、より強い渦が発生し、下流に燃料噴射口を設置した場合と比べて混合率が0.18から0.26に向上することが明らかとなっている[2]。また、最近の研究では、主流気体の滞留時間を長くし安定した燃焼および保炎を実現するために、燃料噴射口の下流にキャビティ保炎器を取り付けたスクラム燃焼器が多く用いられており、多くの研究者によって数値解析が行われてきている[3,4]。しかし、これまでの数値解析では、構造格子や非構造格子が用いられてきており[3-6]、これらの格子で解析した場合には、空間高次精度化や格子生成や解析後の前後処理に時間がかかるなどの問題がある。さらに、混合プロセスおよびその後の燃焼・保炎を考慮した最適なスクラム燃焼器形状は未だ確立されておらず、最適形状の探索には膨大な計算量が必要となるため、計算コストの低い解析手法を用いてエンジン内部の流れ場を容易に解析できる解析ソルバーが求められている。

そこで、解析格子および解析時間など従来課題となっていた計算コストを削減するために、直交格子積み上げ法 (Building-Cube Method, BCM) [7]を利用した超音速内部流れ場用のCFDソルバーを開発することを目的とし、スクラムジェットエンジンを対象とした内部流れ場の解析が可能な3次元BCM解析ソルバーの開発を目指す。本研究では、キャビティ保炎器を取り付けたスクラム燃焼器モデルを対象に、粘性壁面からの燃料噴射モデルを新たに開発し、検証解析により本解析ソルバーの妥当性を明らかにすることを目的に研究を行った。検証解析には、Cai et al.のキャビティ保炎器の上流に2つの噴射口を有するスクラム燃焼器モデル[8]を対象に、燃料噴射口近傍の物理現象および壁圧分布などとの比較検証を行った。

2. 数値解析手法

本研究では、格子生成および解析時間など従来課題となっていた計算コストを削減するために、直交格子積み上げ法 (Building-Cube Method, BCM) を利用した超音速内部流れ場用の CFD ソルバーを開発することを目標の一つとしている。直交格子法は、他の格子生成法 (構造格子法, 非構造格子法) と比較して、複雑形状に対しても自動かつ高速に格子生成が可能、局所的な細分化を行うことが容易、大規模なデータの後処理が容易などの多くの利点[7]があるが、曲面や傾斜のある物体壁面が階段状に表現されてしまう欠点がある。この問題を解決する方法として、壁面に接する格子を壁面形状に適合させる Cut cell 法[9]や壁面での物理量を周囲の流体の物理量から決定する埋め込み境界法 (Immersed boundary method, IB 法) [10]などの手法が考案されてきた。本研究では、簡便な手法かつ格子生成の容易さを損なわない IB 法を用いた。

数値解析手法は以下の手法を用いた。支配方程式は 3 次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式、離散化手法はセル中心有限体積法、時間積分は LU-SG 陰解法、非粘性流束は 3 次精度 MUSCL 法を用いている。また、乱流モデルは乱流粘性率の輸送方程式を直接扱う 1 次方程式モデルの Spalart-Allmaras (SA) モデルを用いている。

3. 解析条件

Cai et al. [8] のスクラム燃焼器モデルと解析条件を対象に 3 次元数値流体解析を行った。図 1 に本研究で使用したスクラム燃焼器モデルを示す。本燃焼器モデルの長さは 306 mm, 流入口高さは 40 mm, 流路幅は 12 mm である。また、流入口から 95 mm 後方にキャビティ保炎器が取り付けられている。このキャビティ保炎器の深さは 20 mm, 底面の長さは 80 mm, キャビティランプの高さは 8 mm, ランプ角は 45 度である。また、キャビティ保炎器のステップからキャビティ側が 1 度拡大している燃焼器モデルとなっている。燃料噴射口は、流入口から 65 mm と 85 mm の位置に直径 1 mm の噴射口が 2 箇所設置されている。

図 1 の本解析モデルの解析条件より、流入条件は、赤色の領域の燃焼器の流入口 (-X 軸) と底面 (-Y 軸) の燃料噴射口の計 3 箇所に設定している。粘性壁面は、青色の領域の底面 (-Y 軸) の燃料噴射口以外の領域と Z 軸方向の壁面 ($\pm Z$ 軸) に設定している。燃焼器上面 (+Y 軸) は非粘性壁条件としており、燃焼器の流出口 (+X 軸) は流出条件としている。

主流条件は、窒素 N_2 (61.2%), 酸素 O_2 (23.3%), 二酸化炭素 CO_2 (9.6%), 水蒸気 H_2O (5.9%) の混合気体であり、マッハ数 2.92, 全圧 2.6 MPa, 全温 1530 K である。また、燃料噴射条件は燃料噴射口からエチレン C_2H_4 を噴射しており、噴射マッハ数 1.0, 全圧 2.0 MPa, 全温 300 K である。本研究では、前述の条件をもとに主流条件と燃料噴射条件のマッハ数, 静圧, 静温, 気体定数, 比熱比を算出し、流入条件として設定した。

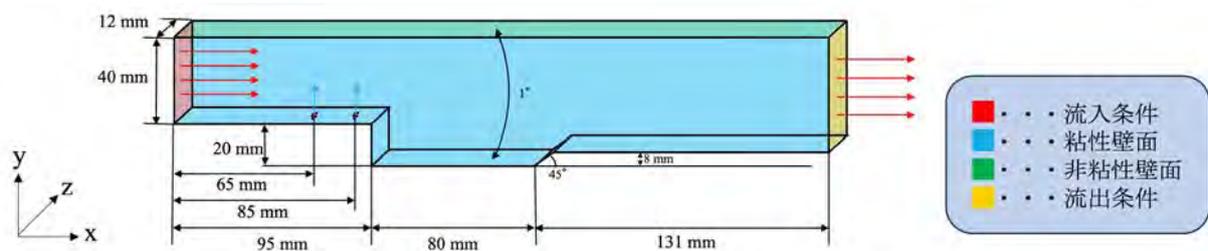


図 1 解析モデル寸法と境界条件

本研究で用いた解析格子を図 2 に示す。噴射口の円筒形状を精度よく再現するために、解析格子の最小 Cell 幅は 0.299 mm とした。本解析格子は、格子の総数を減らし計算負荷を軽減させるために、噴射口の再現が必要ない燃焼器の中央部分については、図 2 に示すように、最小 Cell 幅

の2倍の0.598 mmとした。また、燃焼器の流入口と流出口付近は障害物がなく単純な流れ場を形成すると考えられるため、図2に示すように、最小Cell幅の4倍となる1.195 mmとした。本解析格子の総Cube数は1,600、総Cell数は6,553,600である。

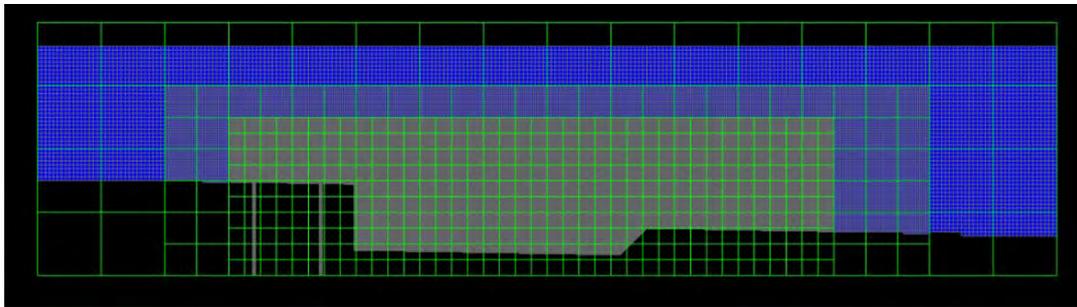


図2 解析格子 (断面図)

4. 解析結果と考察

4.1 燃料噴射口近傍の物理現象

はじめに、燃料噴射口近傍の物理現象について調べ、燃料噴射モデルを用いたCFDソルバーの解析結果の妥当性について判断した。図3に超音速流中での燃料噴射口近傍の物理現象の模式図[11]を示し、図4に3次元BCMソルバーの燃料噴射口近傍の可視化図(マッハ数の等値面)を示す。図3の模式図より、燃料噴射口から燃料を主流中に噴射させた場合、噴出軸と垂直方向には樽型の衝撃波であるbarrel shockが、噴出軸方向には円盤状の衝撃波であるMach diskが、燃料噴射周辺の超音速の主流中にみられる湾曲した弧状の衝撃波であるbow shockが形成される。また、燃料噴射口の上流部には剥離が生じている現象(separated region)も確認できる。本研究の解析結果から燃料噴射口近傍の物理現象を確認した。図4のマッハ数の等値面が密となっている部分を衝撃波による不連続面であると判断すると、燃料噴射口近傍に樽型の衝撃波であるbarrel shockと超音速の主流中にみられる湾曲した弧状の衝撃波であるbow shockが確認できた。しかし、燃料噴射軸方向に円弧上の衝撃波であるMach diskの発生の有無の判断は難しく、さらに、燃料噴射口上流の剥離については再現することはできていない。従って、本解析結果より、超音速流中の燃料噴射口近傍の物理現象については、一部再現することはできているが、すべての現象を網羅できていないわけではない。

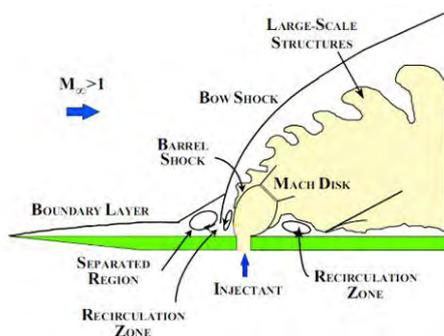


図3 超音速流中での燃料噴射口近傍の物理現象の模式図[11]

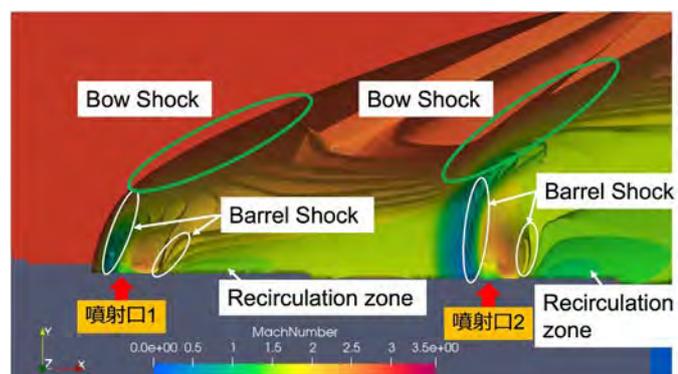


図4 3次元BCMソルバーの燃料噴射口近傍の可視化図(マッハ数の等値面)

4.2 主流流速

図5と6にy軸方向とx軸方向流速のコンター図を示す。はじめに、y軸方向流速のコンター

図を比較すると、燃料噴射口周辺では y 軸方向流速はいずれの結果でも Cai et al.の結果よりも燃料噴射口近傍で噴出速度を過大評価している。そのため、本解析結果では、燃料噴射速度の約 500 m/s の領域が、Cai et al.の解析結果よりもキャビティ保炎器上部において広範囲にわたってプロットされている。また、 x 軸方向流速のコンター図より、Cai et al.の結果よりも 250 から 750 m/s 程度の領域がキャビティ保炎器のせん断層全体に現れており、過大評価した結果となっている。前述のとおり、 y 軸方向の速度が増加していることで、燃料噴射が Cai et al.の結果よりも y 軸方向でより高いところまで到達する結果となっており、主流を遮る範囲が拡大したことにより燃料噴射の後流側で x 軸方向の速度が燃料噴射の影響を大きく受ける結果となった。

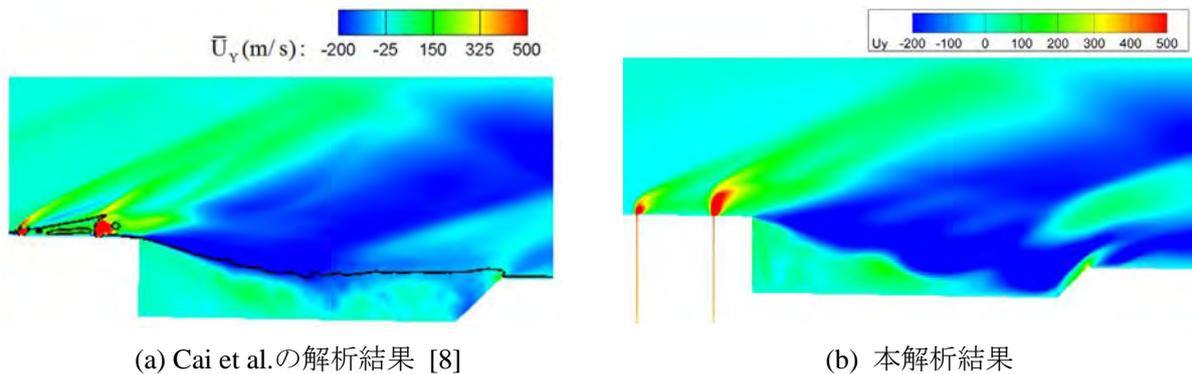


図 5 y 軸方向流速のコンター図

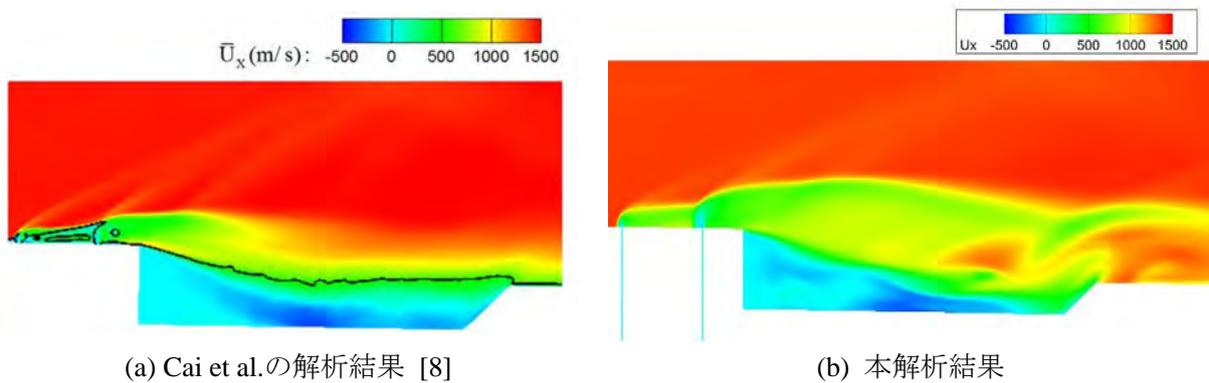


図 6 x 軸方向流速のコンター図

4.3 壁圧分布

キャビティ保炎器側の壁面の静圧分布を図 7 に示す。図 7 の黒線はキャビティ保炎器の外形図であり、黒線上の赤点は燃料噴射位置である。なお、本解析結果の静圧分布は、キャビティ保炎器から下流側 ($x = 95$ mm 以降) の部分については、1000 step 刻みの 11 個のデータを平均した値を用いている。

静圧分布の比較結果より、燃料噴射部分については、1 つ目の燃料噴射口において、Cai et al.の結果では噴射口の上流部分から圧力が上昇しているが、本解析結果ではそのような現象は見られず、燃料噴射口の部分でのみ圧力が上昇している。圧力変動に違いがみられるのは、噴射口近傍の物理現象の一部が正確にとらえられていないからである。本来の燃料噴射口近傍の物理現象 (図 3) では、超音速流中に高圧な気体が燃料噴射口から流入することで、逆圧力勾配が生じて境界層がはがれる剥離の現象が起こり、噴射口の上流側で圧力増加が観測されるべきであるが、本解析結果ではそのような現象は観測されていない。そのため、1 つ目の燃料噴射口の上流側で異なる壁圧分布となっていると推測される。

次いで、キャビティ保炎器のランプ部において、圧力変動が Cai et al.に比べて大きく変化して

いる点について考察する．図3の燃料噴射に生じる噴射境界 (jet boundary) が図5の先行研究ではキャビティ保炎器のステップ前後で消滅しているが，図8に示す73~193 mm までの x - z 平面を 10 mm 間隔でプロットした流速コンター図の断面図より，本解析結果を確認すると噴射境界がキャビティ保炎器のランプ部まで及んでいる．この噴射境界が図7でのランプ部の下流側 10 mm 付近では主流とキャビティ保炎器内の流体の流速差により生じたせん断層 (shear layer) を突き破る形で発達しており，突き破られた部分に主流が流れ込むことで圧力が低下し，キャビティ保炎器のランプ部では噴射境界が壁面に衝突することで高い圧力分布を示す結果となっている．また，キャビティ保炎器のランプ部の下流側から流出部までの本解析結果の静圧の上昇が Cai et al.の結果よりも遅れており，噴射境界がキャビティ保炎器のランプ部の下流側の流れ場にも影響を及ぼしているからであると推測される．

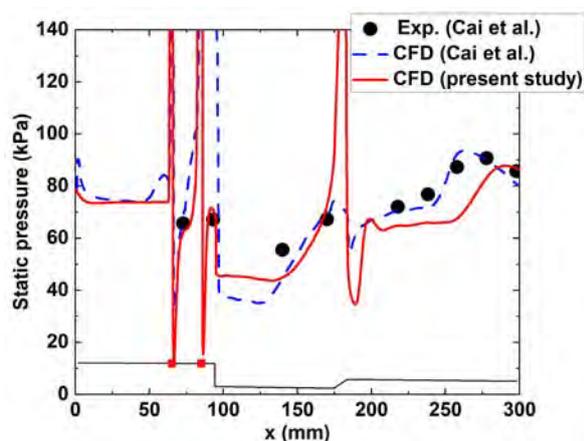


図7 キャビティ保炎器側の壁圧分布

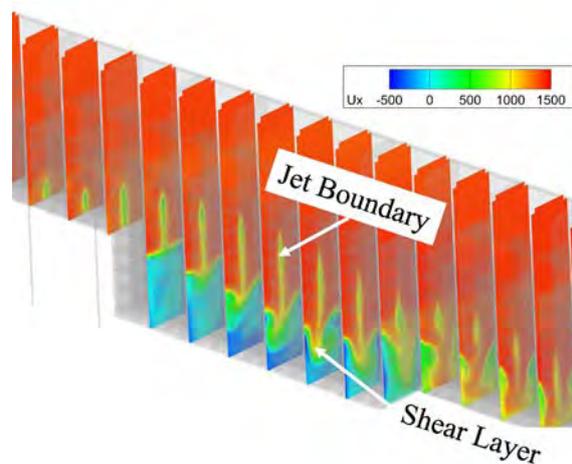


図8 x 軸方向流速の 10 mm 間隔の断面図

5. まとめ

本研究では，ランプ角 45 度のキャビティ保炎器の上流に燃料噴射口を有するスクラム燃焼器を対象に，3次元 BCM ソルバーを用いた解析結果と先行研究の実験結果と解析結果と比較することで，本研究で開発している IB 法と燃料噴射モデルを適用した解析ソルバーの妥当性を検証した．本解析結果と先行研究の結果との比較より，燃料噴射口近傍の物理現象 (barrel shock など) は捉えられた一方で，燃料噴射口上流での剥離現象を再現することができていないことや，噴射口での燃料のマッハ数が先行研究の値よりも過大評価するなどの問題が確認された．また，キャビティ保炎器側の壁圧分布の比較結果より，噴射境界によりキャビティ保炎器から下流にかけて先行研究とは異なる流れ場となっているため，一部ピーク位置の異なる分布となっている．今後は，本研究で構築した燃料噴射モデルの修正を行いながら，先行研究と同様の燃料噴射口近傍の物理現象の再現及び，キャビティ保炎器から下流の流れ場の再現を目指す．

謝辞

本研究は，東北大学サイバーサイエンスセンターのスーパーコンピュータを利用することで実現することができた．また，研究にあたっては同センター関係各位に有益なご指導とご協力をいただいた．

参考文献

- [1] Yicheng Li, M. Barzegar Gerdroodbary, R. Moradi, and Houman Babazadeh, "The influence of the sinusoidal shock generator on the mixing rate of multi hydrogen jets at supersonic flow," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 96, pp. 105579, 2020.

- [2] Fuxu Quan, Juntao Chang, Chen Kong, Chengkun Lv, and Guangwei Wu, “Research on mixing characteristics of scramjet combustor equipped with strut injector,” *Applied Thermal Engineering*, Vol. 236, pp. 121527, 2024.
- [3] Sunwen Du, Abdullah A.A.A. Al-Rashed, M. Barzegar Gerdroodbary, Rasoul Moradi, Amin Shahsavari, and Pouyan Talebizadehsardari, “Effect of fuel jet arrangement on the mixing rate inside trapezoidal cavity flame holder at supersonic flow,” *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 44, No. 39, pp. 22231-22239, 2019.
- [4] Aryadutt Oamjee and Rajesh Sadanandan, “Fuel injection location studies on pylon-cavity aided jet in supersonic crossflow,” *Aerospace Science and Technology*, Vol. 92, pp. 869-880, 2019.
- [5] Tohru Mitani and Toshinori Kouchi, “Flame structures and combustion efficiency computed for a Mach 6 scramjet engine,” *Combustion and Flame*, Vol. 142, No. 3, pp. 187-196, 2005.
- [6] Hironobu Nishiguchi, Masatoshi Kodera, and Sadatake Tomioka, “Unsteady Numerical Analysis of a Dual-Mode Scramjet Combustor with a Cavity,” *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 66, No. 4, pp. 103-117, 2023.
- [7] Kazuhiro Nakahashi and Lae Kim, “Building-Cube Method for Large-Scale, High Resolution Flow Computations,” *Proceedings of the 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA Paper 2004-434, 2004.
- [8] Zun Cai, Mingbo Sun, Zhenguo Wang, and Xue-Song Bai, “Effect of cavity geometry on fuel transport and mixing processes in a scramjet combustor,” *Aerospace Science and Technology*, Vol. 80, pp. 309-314, 2018.
- [9] Coirier, William J., and Powell, Kenneth G., “Solution-adaptive Cartesian cell approach for viscous and inviscid flows,” *AIAA Journal*, Vol. 34, No. 5, pp. 938-945, 1996.
- [10] Mittal R., and Iaccarino, G., “Immersed Boundary Method,” *Annual Review Fluid Mechanics*, Vol. 37, pp. 239-260, 2005.
- [11] Erinc Erdem, and Konstantinos Kontis, “Experimental investigation of sonic transverse jets in Mach 5 crossflow,” *Aerospace Science and Technology*, Vol. 110, pp. 106419, 2021.