

# 大気圧適応型エンジンの冷却解析

藤原 宏大 (高2) 【京都市立堀川高等学校】

## 要 旨

ロケットエンジンの推力発生機構の一つであるリニアエアロスパイクノズルにて、フィルム冷却が推力に及ぼす影響について汎用流体計算ソフトOpenFOAM中の可圧縮ナビエ-ストークス・状態方程式を用いる流体計算を行った。外気圧条件を変動させて推力と流れ場の計算を行い、冷却材で冷却層を形成した場合に推力が受ける影響を計算した。その結果、より大きい冷却流量、より急峻な角度で冷却流を噴射するほど冷却層の持久性が上昇したが、燃焼ガスの若干の剥離による推力の低下を観測した。

## 1. 背景

現行のロケットエンジンは外気圧により推力が減衰する欠点がある。ガス流を外気に開放することで気圧の変化に自律適応できるエアロスパイクノズル (図1) は単段型ロケット等での採用が期待されるが、実用化には冷却方式の検討が不可欠である[1]。本研究はとくに膜冷却法について、冷却を導入してもエアロスパイクノズルのアドバンテージを保持しうるかについて研究し、膜冷却の導入可能性を検討した。

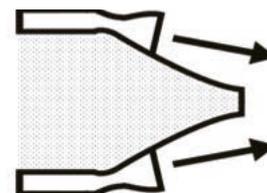


図1 エアロスパイクノズルの図

## 2. 計算条件

実験I では、燃焼ガスの速度と圧力をそれぞれ強くする2種のエアロスパイクノズルと同条件の従来型ノズルを用いて1気圧～真空条件で計算し、エアロスパイクノズルの設計の正当性を示した。実験IIでは、実験I で優れていたモデルに冷却器を導入し、冷却器の角度、冷却材の質量流量を変動させて実験I と同様に計算した。

## 3. 計算法

流体計算には汎用流体解析ソフトOpenFOAMを用い、可圧縮性密度ソルバーの中で超音速解析に適すrhoCentralFoamを用いた。ノズルの形状はラバルノズルの設計式を応用 [2] し、プラントル・マイヤー式に基づいてpythonで計算、CADソフトで立体化した。推力は運動量推力と圧力推力の和であり、運動量推力は外気圧に影響されないため、化学関数電卓NASA CEAに各パラメータを代入することで得た。圧力推力は壁面圧力を積分することで得た。[3]

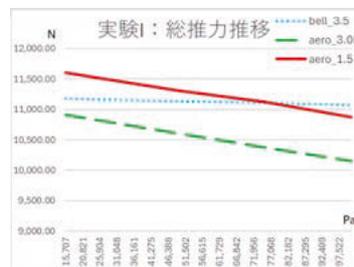


図2 実験I - 機体毎推力

## 4. 結果

実験IIにおいて、高圧のエアロスパイクノズルは外気圧 0~75kPa の低～中圧帯で従来型ノズルを上回り、外気圧に応じて膨張率が変化する挙動を示した。一方 高速版は推力の推移は類似したものの基礎推力が低下した。(図2)

実験IIでは、冷却流量を増加させ、流入角度を大きくするほど冷却膜が厚くなり、冷却効果の上昇がみられた。(図3) 一方、それにつれて推力値が低下した。(図4) どの気圧帯でも冷却を導入することで推力が減衰したが、減衰率はどの気圧帯でも同様であった。(図5)

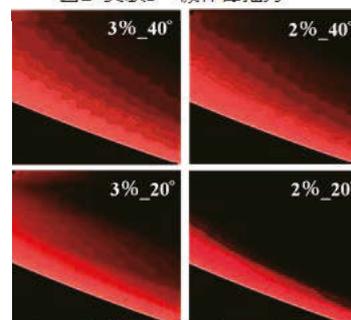


図3 実験II - 冷却膜の可視化

## 5. 考察

推力について、冷却流が外側に強く張り出すと燃焼ガスが剥離し壁面圧力の低下を招く、フィルム冷却の欠点がLANにおいても観察できた。どの流量においても流入角度が急な機体がもう一方より推力が低下しており、剥離による影響が強く表れた。気圧ごとの推力の推移は、冷却により推力は若干低下したが、特定の気圧で減衰するのではなく、LANの強みの高度補償性は保持しているといえる。

今回の実験では計算安定性のため乱流計算を簡略化しており、より精細な乱流の影響も検証の必要がある。

## 6. 結論

エアロスパイクノズルは中～高高度帯における圧力推力において、従来型ノズルと比較し優位性を持つ。これにフィルム冷却を導入した場合、冷却効果と推力は従来通りトレードオフの関係を示すものの、特定の気圧帯での顕著な減衰は確認されず、エアロスパイクノズル特有の大気圧適応性は保持しており、検討の価値がある。

## 参考文献

- [1]CFD Analysis of a Linear Aerospike Engine with Film-cooling- 2019/8- Paul Johnson
- [2]Multidisciplinary Nozzle Approach to Aerospike Design-1997/2- J. J. Korte
- [3]Nasa-tn-1651 Supersonic Nozzle Design - 1948/6 - J. Conred Crown

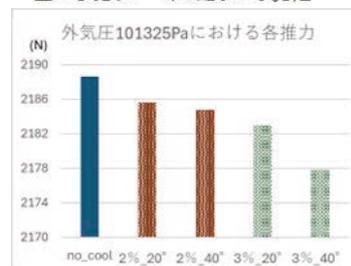


図4 実験II - 機体毎推力

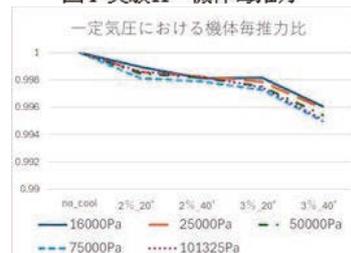


図5 実験II - 推力減衰率