

令和 4 年 8 月 31 日現在

機関番号：14301

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2019～2021

課題番号：19K04192

研究課題名(和文)強い衝撃波背後の鈍頭物体に対する亜音速逆方向ジェットによる熱防御システム

研究課題名(英文)Active TPS for a blunt body behind a strong shock wave by means of subsonic counter-flow jets

研究代表者

大和田 拓 (Ohwada, Taku)

京都大学・工学研究科・教授

研究者番号：40223987

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 2,700,000円

研究成果の概要(和文)：極超音速機の翼前縁の亜音速逆方向ジェットを使った動的冷却システムに関する流れの詳細な挙動を3次元圧縮性ナビエ・ストークス方程式に基づき数値解析した。迎角5度までの範囲で淀み点近傍から3列のジェットとして噴射された冷媒(低温空気)は翼前縁部を模擬する円筒の上面および下面全体を覆い、レーラー・レーラー、ケルヴィン・ヘルムホルツ等様々な流体不安定現象の発生による高温機体と冷媒の混合促進の中で40~60%の冷却効率を達成した。計算には物理量の再構成にはMUSCLと4次の多項式の重み付き平均が用いられた。この簡便な陰的LESの有効性は等方性乱流のエネルギースペクトルの再現でも確認された。

研究成果の学術的意義や社会的意義

軍事目的の極超音速飛翔隊は現在すでに一部の国では開発・配備されている。しかし民間の極超音速機にはメンテナンスのしやすさや長寿命化が不可欠である。大阪-シンガポール間を1時間で飛行する極超音速機のノーズや翼前縁は衝撃波背後の高温気体(1500度)に晒されることから、その実現には動的な熱防御が求められる。これまでの研究ではLPMの超音速ジェットを使用した動的冷却が検討されたが本研究では冷媒の使用量がより少ない亜音速ジェットの場合が検討された。また数値解析法として簡便な陰的LES法が提案され、既存の方法よりも低コストで同等以上の性能を示唆する結果を得た。

研究成果の概要(英文)：The flow of an active thermal protection system exploiting subsonic counter-flow jets for wing leading edges of hypersonic vehicles is numerically studied on the basis of the three dimensional Navier-Stokes equations. The coolant air issuing from around the stagnation point as an array of three jets spreads over both the upper and the lower sides of the cylinder surface and about 40 ~ 60% cooling effectiveness is achieved in the range up to 5 degrees of angle of attack despite the enhancement of the mixing of the high temperature air and the coolant due to the occurrence of various three-dimensional fluid-dynamic instabilities. The numerical scheme is second order accurate but simple inclusion of high order polynomial approximation in the reconstruction enables the capturing of finer structure of the flow field. The validity of this simple ILES scheme is confirmed in the problem of the isotropic turbulence, where -5/3 power law is well reproduced.

研究分野：流体力学

キーワード：Aerodynamic heating Active TPS film cooling hypersonic flow ILES

様式 C-19、F-19-1、Z-19 (共通)

1. 研究開始当初の背景

極超音速飛翔体のノーズおよび翼前縁部はその前方に発生する弧状衝撃波背後の高温気体に曝され、巡航マッハ数が3を超えるような飛翔体はもっぱらその使用が1回限りの軍用のものに限定されている。極超音速で巡航する民間旅客機の実現にはメンテナンスおよび長寿命化の条件が不可欠であり、そのためには推進関係の他に高温に曝される機体の部位の冷却が大きな課題になっている。近年 NASA の研究者は長浸透モードの超音速ジェットを淀み点付近から逆方向に噴射することで空力加熱および抵抗の大幅な軽減を図る提案を行い、実験によってその性能を確かめた。この研究に触発されてニューヨーク・ロンドンを11分で移動するプライベートジェット機のコンセプトデザインが発表される等その研究は注目を集めた。しかしながら長浸透モードとはいえ超音速ジェットによる冷却には大量の冷媒が必要であり、その実現の可能性は明らかではなかった。

2. 研究の目的

本研究の主たる目的は、より実現の可能性が見込める亜音速ジェットを用いた動的冷却法 (Active Cooling) の流体力学的検討である。代表者らによる先行研究では2次元流れを仮定すれば90%という高い冷却効率が達成されることが分かっていたが、実際の3次元流れでは流体の種々の不安定現象が生じ、機体に沿って流れる冷媒と衝撃波背後から来る高温気体の混合が促進されて冷却効率の低下が予想される。本研究では衝撃波捕獲スキームを利用した陰的 LES によってこの複雑な3次元不安定流れの詳細な数値シミュレーションを行なって冷却効率を正確に見積もることを目指した。現在、陰的 LES では高次精度の衝撃波捕獲スキームを用いて行われるのが一般的であるが、本研究で扱うようなより実地的な問題のシミュレーションでは、その計算コストは膨大になる。本研究では工学における乱流現象を比較的 low コストで解析できる陰的 LES 法の開発も併せて目指した。

3. 研究の方法

研究の主たる方法はスーパーコンピュータを用いた大規模数値シミュレーションである。それには京都大学のスーパーコンピュータ CRAY-XC40 を用いた。代表者自身が過去の科研費の助成を受けて開発した衝撃波捕獲スキーム (時間4次精度、空間5次精度) を計算時間節約のために簡素化したものを陰的 LES 解法として用いた。簡素化された衝撃波捕獲スキームでは時間に関する精度は2次精度に落とした。空間の精度を4次以上にするにはセル境界での数値フラックスの面積分を複数の点の値を使って評価する必要があるが、本研究では2次精度の場合と同様にセル境界の重心だけで計算を行なった。ただし4次の多項式と MUSCL との線型結合を再構成に用いることでより高い波数の波まで捕らえることを目指した。これにより強い衝撃波と乱流が同時に存在する複雑な流れを比較的 low コストでシミュレーションすることができた。得られた主たる結果を以下に簡単に紹介する。

4. 研究成果

3次元の数値シミュレーションでは 30Km 上空の大気中をマッハ数5で巡航する飛翔体を想定した。機体表面の温度と逆噴射ジェットの温度は共に 400K とし、逆噴射ジェットのマッハ数を 0.1 程度とした (翼前縁を半径 120mm の円筒で模擬した)。ある瞬間の温度場の様子を図1に示す。スペースの関係で流れ場の詳細な様子はここでは省略するが、噴射口近くで冷媒と高温気体の界面でレーリー・テラー不安定が生じマッシュルーム状の渦が形成され、それがケルビン・ヘルムホルツ不安定によってさらに小さい渦列に分裂し下流へと流されているのが見られた。ジェットは高温気流によって曲げられ、物体表面に再附着し、それによって剥離泡が形成され、その内部で流れはバイパス遷移によって乱流化する。乱流境界層内では冷媒と衝撃波背後から来る高温気体の混合が促進され、冷却効率は 40% から 60% の間を変動した。乱流境界層底部には縦渦によるストリークが観察され、縦渦に境界層外部の高温気体が引き込まれ、それによって物体表面の熱流の縞状の分布が形成される。このように逆方向亜音速ジェットの噴射による冷却は流れの不安定性を誘起し、冷却効率の低下を招くのである。本研究で用いた簡易な衝撃波捕獲スキームでは MUSCL と4次の多項式の線型結合を再構成に用いているが、4次の多項式を用いることによってより詳細な流れの様子が捕らえられることが判った。図

2に Q 値の等値面の比較を示す。気体の諸量の再構成が MUSCL だけの場合と比べ、再構成に4次の多項式を加える場合は流れのより詳細な構造を捕らえられている。さらに本研究では一様等方性乱流の計算も行い、コルモゴロフの $5/3$ 乗則が4次の多項式を再構成に加えることによってより高い波数領域まで再現されることを確かめた。その性能は現在標準的な陰的 LES の方法として用いられている WENO 法（空間5次精度、時間3次精度）と同等程度であり、これは既存の ILES の計算コストを劇的に減らせることを示唆するものである。

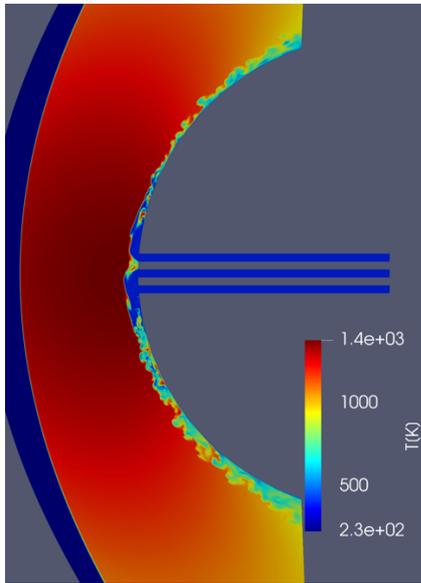


図1. ある瞬間の温度場.

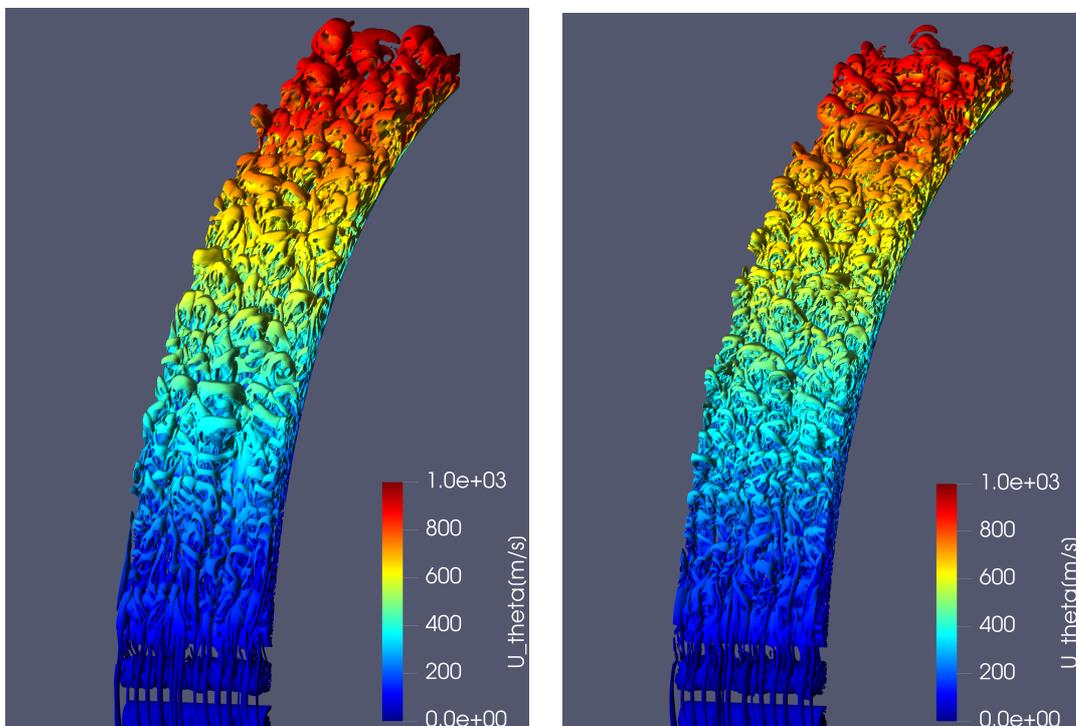


図2. Q 値の比較。右: MUSCL のみ, 左: MUSCL と4次の多項式による再構成

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計1件（うち査読付論文 1件/うち国際共著 0件/うちオープンアクセス 1件）

1. 著者名 Tomonori Shimada and Taku Ohwada	4. 巻 2:12
2. 論文標題 ILES of an array of three subsonic counter- flow jets issuing from a wing leading edge exposed to hypersonic aerodynamic heating	5. 発行年 2020年
3. 雑誌名 Advances in Aerodynamics	6. 最初と最後の頁 1:14
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.1186/s42774-020-00037-8	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスとしている（また、その予定である）	国際共著 -

〔学会発表〕 計3件（うち招待講演 0件/うち国際学会 0件）

1. 発表者名 島田丈慶、大和田拓
2. 発表標題 空力加熱に曝される翼前縁の亜音速ジェットによる冷却の3次元シミュレーション
3. 学会等名 第51回流体力学講演会
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 Taku Ohwada
2. 発表標題 Three-dimensional numerical simulation of an array of subsonic counter-flow jets issuing from a wing leading edge exposed to hypersonic aerodynamic heating
3. 学会等名 French-Japanese Workshop on Wavelet and Large Eddy Representations to Study Turbulent Flows
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 Taku Ohwada and Tomonori Shimada
2. 発表標題 3D numerical simulation of an array of subsonic counter-flow jet issuing from a wing leading edge exposed to hypersonic aerodynamic heating
3. 学会等名 16th Asian Congress of Fluid Mechanics, Bengaluru, India
4. 発表年 2019年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
--	---------------------------	-----------------------	----

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8. 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関
---------	---------