

平成 2 1 年 6 月 3 日現在

研究種目：若手研究（A）

研究期間：2006～2008

課題番号：18686069

研究課題名（和文）基盤技術としての、高速低レイノルズ数流れ解析技術の開発

研究課題名（英文）Development of numerical analysis techniques for high-speed low Reynolds Number flows

研究代表者

寺本 進（TERAMOTO SUSUMU）

東京大学・大学院工学系研究科・准教授

研究者番号：30300700

研究成果の概要：ガスタービン流れを解析する上で課題となっている高速・低レイノルズ数流れの解析技術向上を目的にコードの整備や改善を行い、基礎的な流れでの検証評価を行うとともに、ガスタービン関連流れに適用して流れ解析を実施した。コードの工夫で、LES 解析の適用範囲を広がり、ジェット騒音、タービンフィルム冷却、サージ現象について、流れ構造と性能（騒音、冷却効率、圧力比）の関連について新しい知見を得る事が出来た

交付額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
2006 年度	7,100,000	2,130,000	9,230,000
2007 年度	7,100,000	2,130,000	9,230,000
2008 年度	5,200,000	1,560,000	6,760,000
総計	19,400,000	5,820,000	25,220,000

研究分野：航空宇宙工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：航空宇宙工学、流体力学

1. 研究開始当初の背景

- (1) 研究開始時期に行っていた、乾電池サイズの超小型ガスタービンや、超高空航空機用エンジンの調査・研究から、このような新しいエンジンを実現できれば、社会的に大きな意義があると考えた
- (2) このようなエンジンでは高亜音速～遷音速の低レイノルズ数流れが多く見られるが、このような流れを解析する技術が確立していない事が、エンジンを開発する上で障害になっていた
- (3) 高亜音速～遷音速の低レイノルズ数流れは、他にも惑星大気を飛行する探査機など様々な場面で見られる。今後航空宇

宙分野における新たな展開の可能性を広げるためには、低レイノルズ数・高マッハ数流れの解析技術の確立が必要である。

2. 研究の目的

- レイノルズ数が $10^3 \sim 10^5$ 程度の、実エンジン内に見られる流れ場を対象として
- (1) 低レイノルズ数遷音速流れに Large Eddy Simulation を適用できるよう、改善を計る
 - (2) (1)の数値解析技術をもちいて、実際の遷音速流れにおいてレイノルズ数低下が及ぼす物理現象を解明する

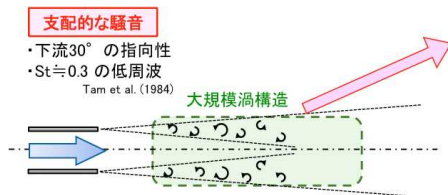
- (3) エンジンを想定した低レイノルズ数流れを実現する試験装置を作成し、実験データを取得する
- (4) Large Eddy Simulation よりも計算コストの少ない RANS を用いて実エンジン流れない流れの把握を行う

3. 研究の方法

- (1) 高解像度スキームおよび RANS/LES Hybrid スキームを組み込んだ数値解析コードの実装
- (2) 上記コードを用いた、基礎的なエンジン流れの解析および、課題の洗い出し
- (3) 前記課題の改良検討
- (4) RANS による、実エンジン非定常流れの解析

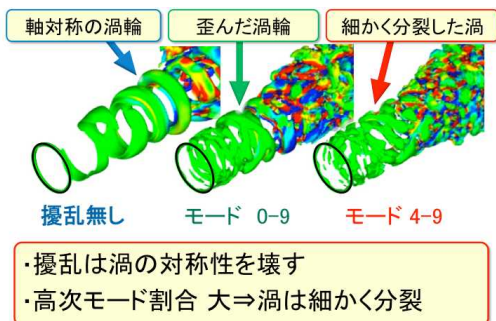
4. 研究成果

- (1) 亜音速ジェットノイズ発生機構に関する研究



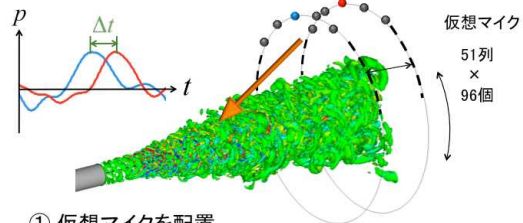
ジェットエンジン排気を想定した高亜音速円形ジェットについて Large Eddy Simulation による数値解析を実施した。

単純に数値解析を行うと騒音レベルが過大評価される問題があったが、入口境界に微小な擾乱を加えることにより、実験値と一致騒音レベルの解を得る事ができた。入口擾乱が解に及ぼす影響をさらに細かく調べたところ、擾乱が無い場合は初期剪断層が二次元的な渦輪を形成し、そこから強い圧力波が放出されていたが、擾乱を加えることにより渦輪の崩壊が促進されて、より物理的な乱流騒音が観測できるようになっていることが分かった



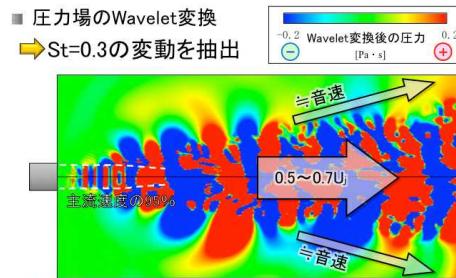
付加する擾乱は、一様流速の 0.1%程度であり、擾乱の付加が非物理的な現象を引き起こさない事を確認した

上記の改良した数値解析手法を用いて、ジ



- ① 仮想マイクを配置
- ② 圧力波形から時間遅れを算出
- ③ 球面波を仮定して騒音発生場所を逆算

ジェット騒音の発生機構を調査した。計算領域中に仮想マイク(サンプリング点)を設け、それらで観測される圧力波形の位相差から音源方向を推定するマイクアレイ法を用いたところ、ポテンシャルコア終端付近の流れ方向に 2D 程度の幅を持つ領域から音が発生していることが分かった。そこで Wavelet 法を用いて特徴的な圧力場を抽出した結果、ポテンシャルコア終端付近で秩序だった圧力変動が形成されており、それが移流することによりジェット騒音が発生していること考え



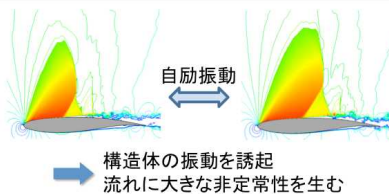
移流+伝播 ⇒ 支配的な騒音

ら得る事が分かった。高亜音速ジェットの騒音発生機構はまだ完全に解明されていない問題であり、本成果はその問題に新たな知見を付け加えるものである

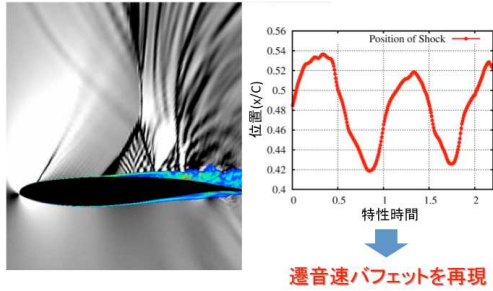
- (2) 遷音速 supercritical 翼パフェット解析

遷音速パフェット

翼面上に発生する衝撃波の位置が自動的に振動
一定迎角以上で発生 振幅: 大 周波数: 低
航空機主翼面上、遷音速翼列 etc.



実用レイノルズ数、遷音速で発生する現象の一つとして、Supercritical 翼で発生するパフェットの解析を実施した。高解像度衝撃波捕獲スキームとして WCNS, $O(10^5)$ のレイノルズ数の LES 解析を実現するための RANS/LES Hybrid 手法として、Medic の手法を実装し、チャンネル流れでの検証を行った結果、壁に平行な方向の格子密度を純粋な LES の半分程度にしても、平均および変動速度について適切

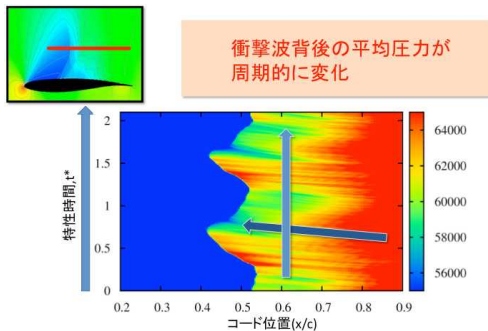


な解が得られる事を確認した

上記のスキームを用いて遷音速バフェットの解析を行い、衝撃波位置が実験値とほぼ同じ周期で変動する事を確認した。

また衝撃波近傍の圧力の時間履歴から、下流からの圧力波によって徐々に衝撃波が前進し、衝撃波前進にともなう擾乱が境界層中を伝搬して下流に伝わるというフィードバック機構でバフェットが発生する事を明らかにした。

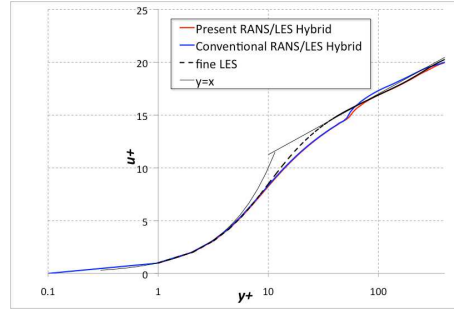
バフェットについて、定積的なメカニズムを明らかにする事が出来たものの、翼面平均圧力分布が実験値とずれる問題が生じたため、原因を調査した結果、境界層外縁で速度変動が不足しており、剥離切断層が層流的になっていたことが明らかになった。(1)のジェットノイズ解析での経験も合わせ、実用流れのLES解析では、擾乱の取り扱いが重要である事が認識された



(3) 付加擾乱によるRANS/LES Hybridの改善 MedicらのHybrid手法では、RANS領域の実効乱流輸送係数を解像されている速度変動を用いて

$$v_t = v_t^{\text{RANS}} + \frac{u'v'}{\partial u / \partial y}$$

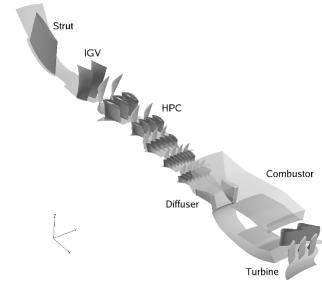
で与える。この手法では、境界におけるRANSが十分小さくならない場合、境界付近で過剰な粘性が働き速度変動が抑制されてしまう課題があった。そこで、 $u_f v_f = v_t^{\text{RANS}} \frac{\partial u}{\partial y}$ を満たす速度変動 u_f, v_f を乱数を用いて生成し、Hybrid境界付近に付加することで速度変動を確保する手法を新たに考案し、検証を行った。



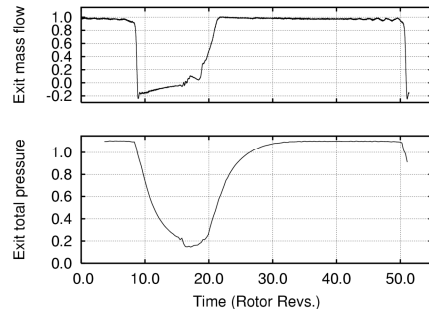
擾乱を付加することにより、RANS/LES境界のy+=50外側のオーバーシュートが僅かながら改善されることを確認した

(4) 実ジェットエンジン形状によるサージ解析

上図のようなジェットエンジン高圧圧縮



機 燃焼器 高圧タービンの実形状を用いて、ガスタービンのサージ過程の解析を行った。燃焼器での熱入力量を増加させることで流量を絞り、サージ 回復 サージのサイクルに入る事が確認できた

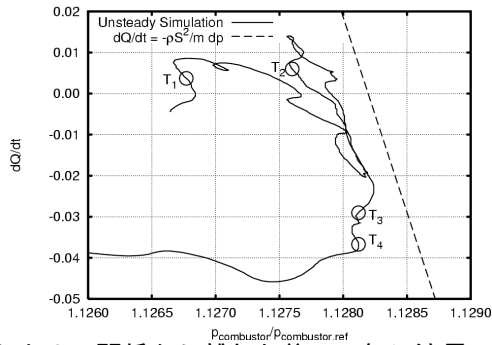


サージ初期における圧縮機後段での変動は、燃焼器をキャビティと見なしたヘルムホルツ変動であった。ヘルムホルツ変動であれば、圧縮機出口流量と燃焼器圧力は

$$\frac{dp_c}{dt} \approx -\gamma \frac{\dot{m} \dot{X}}{\rho V} p_{c0}$$

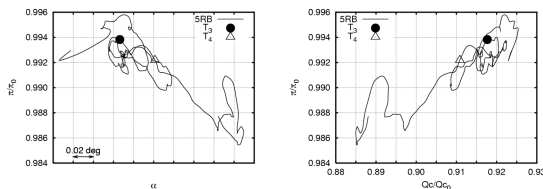
$$\frac{d\dot{m} \dot{X}}{dt} \approx \frac{\rho S^2 (p_c - p_{c0})}{m}$$

の関係にあるので、両者の関係をプロットしたところ、サージ直前の時刻 T3 において、Pcが低下しているにも係らず dm/dtが低下しており、この時点でヘルムホルツ変動の関係系が崩れている事が分かる。Pc - dm/dt がヘル



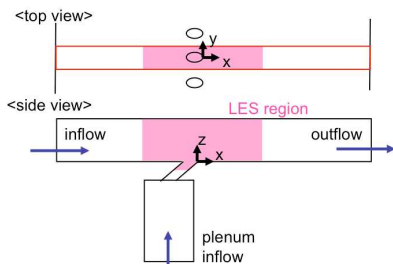
ムホルツ関係から離れた後、一気に流量・圧力が低下していることから、時刻 T3 がサージ点であることを特定することができた。

時刻 T3 前後の各翼列の圧力比履歴から、5 段動翼のチップ失速がサージのきっかけである事が分かったので、5 段動翼の流量圧力比、流入角・圧力比をプロットしたところ、翼列は最大迎角よりも小さい迎角、最小流量よりも大きな流量で失速に入っていた。これらから、サージ初期の翼列失速では、圧縮機全体の変動を考慮して失速限界を判断する必要があることが分かった。



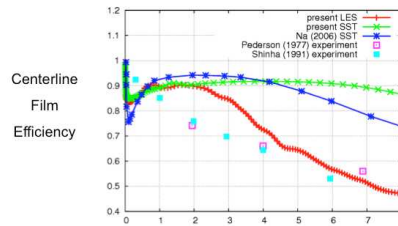
実機に近い形状で全サージ過程のシミュレーションをし、詳細に解析した例は他には無く、実エンジンのシミュレーションに有益な知見が得られた。

(5) ガスタービンフィルム冷却の数値解析



ガスタービンの翼冷却で用いられるフィルム冷却孔周りの流れ解析を実施した。この流れは、従来の RANS 解析では中心線上の冷却効率が過大評価される問題があることが知られている。また、図のように複数の領域を高精度で解く必要があるため、LES 解析が難しい対象でもある。本研究では、(3)の擾乱付加手法を応用して、主流路以外の部分を RANS+擾乱付加で扱う事で、計算コストを低減することを試みた。LES 解析の結果、課題であった中心線上の冷却効率については実験と良く一致する結果が得られた。また、RANS と LES の差異の原因について調べた結果、

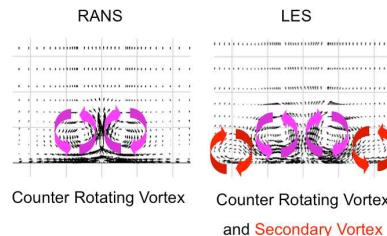
Centerline Film Efficiency ($y/D=0$)



RANS > LES ≈ Experiment

冷却孔下流の縦渦が中心線上の冷却効率に大きく影響しており、RANS と LES で渦構造が異なっている事が冷却効率の差を生んでいる事が分かった。さらに、冷却孔下流では渦構造が非等方的になっており、RANS では非等方性が表現できないため、スパン方向に過大な粘性が作用して渦が減衰していることが明らかになった

Velocity Vector ($x/D=3$)



5 . 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計 1 件)

S.Teramoto, "Analysis of the entire surge cycle of a multi-stage high-speed compressor.", CTR Annual Research Brief, Stanford University, reviewed, (査読有り) Vol14 p.205-128 (2008)

[学会発表] (計 6 件)

渡邊大輝, 寺本進, 長島利夫, 「デュアルベルノズル遷移時の横力に関する数値解析」第 49 回航空言動機・宇宙推進講演会 (2009.3.6) 長崎

Y. Fukuda, S. Teramoto, T. Nagashima, "Large Eddy Simulation of a High Subsonic Jet and Noise Generation", AJCPP 2008.3.5 Seoul

Satoshi MIZUKAMI, Susumu TERAMOTO and Toshio NAGASHIMA, "A Numerical Study on Three-dimensional Flow Structure around a Film Cooling Hole", International Gas Turbine Congress 2007.12.3 Tokyo

福田勇也, 寺本進, 長島利夫 「LES を用いた高亜音速ジェット騒音の数値解析」ガスタ

ーピン学会定期講演会 2007.9.19 岐阜
小原裕史, 寺本進, 長島利夫 「平面ジェットのスクリュー発生メカニズム 姫路に関する考察」47 回航空原動機・宇宙推進講演会 (2007.3.1) 姫路
水上 聡, 寺本 進, 長島 利夫 「フィルム冷却に伴う流れ場の数値解析」 47 回航空原動機・宇宙推進講演会 (2007.3.1) 姫路

6 . 研究組織

(1)研究代表者

寺本 進 (TERAMOTO SUSUMU)
東京大学・大学院工学系研究科・准教授
研究者番号: 30300700

(2)研究分担者

なし

(3)連携研究者

なし