

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 29 年 6 月 23 日現在

機関番号：12701

研究種目：挑戦的萌芽研究

研究期間：2015～2016

課題番号：15K14248

研究課題名(和文) 時間・空間スペクトル法CFDによる航空機の動安定微係数評価の研究

研究課題名(英文) Study of the dynamic stability derivative evaluation of the aircraft by the time and space spectrum method CFD

研究代表者

宮路 幸二 (Miyaji, Koji)

横浜国立大学・大学院工学研究院・准教授

研究者番号：60313467

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 2,900,000円

研究成果の概要(和文)：数値流体力学を用いて振動物体まわりの周期的非定常流れを効率的に解くために、従来の時間発展法に替えて、時間フーリエスペクトル法を開発した。はじめに、遷音速流れの振動翼の解析を行い、実験結果、及び、時間発展法と比較することで、新たに開発した手法の精度と効率を検証した。粘性流れ解析では、スペクトル法は時間発展法の約1/20の計算時間で周期解を得ることができた。次に、航空機全機形状に適用し、得られた空力係数の時間履歴より動安定微係数を算出した。風洞の強制振動実験結果と比較し、遷音速における動安定余裕の変化の傾向を再現することができた。

研究成果の概要(英文)：A time-spectral, or reduced-frequency method for the CFD is developed in place of a time-marching method for simulations of periodically unsteady flows around oscillating bodies. The efficiencies and accuracies of the method are first validated through comparisons with a transonic-flow experiment for a three-dimensional wing. For the case of viscous flow, the computation time to obtain the same periodic flow as a time-marching solution by a sufficiently fine time step was about 1/20 in the time-spectral method. The method is then applied to evaluate dynamic stability derivatives of complete aircrafts. Dependency of the stability derivatives on the flow Mach number is qualitatively shown through the comparison with experiments.

研究分野：空気力学, 数値流体力学

キーワード：数値流体力学 非定常流れ 航空機力学 動安定微係数 フーリエスペクトル法

1. 研究開始当初の背景

航空機の空力設計に数値流体力学 (CFD) は不可欠な手段であり、近年、定常解析だけでなく、CFD を用いた動安定解析が行われるようになってきた。動安定微係数は航空機の制御系設計に用いられ、突風時の運動予測と回復制御、また、より厳しい運動の想定される無人機の実現等、航空機の信頼性向上と設計高度化に必要である。現在、飛行試験まで含めてこれらの研究は欧米が先行しており、米国では動特性データ検証のための標準模型を定め、回転天秤を用いた風洞試験、あるいは通風中の強制振動試験と、非定常 CFD 計算の比較が数多く行われている。欧州でも同様の趣旨の下、動安定解析・統合設計ツールの開発が行われている。日本では JAXA において、上記の標準模型を用いた風洞試験と CFD 解析の検証が始められている。報告者らはこれまで、デルタ翼のロール動安定、空力弾性応答 (フラッター) 等、非定常 CFD を用いた動特性予測に取り組んできた。従来の研究例同様に時間発展非定常方程式を解いており、定常計算の数十倍の時間を要する。幅広い飛行条件で、機体の三次元動安定微係数を求めるのは現実的でなく、計算時間の大幅な短縮化が望まれる。Hall らは、二次元翼列の振動流れ解析に CFD を用い、流れの時間周期性を利用して、Navier-Stokes 方程式の未知数と残差をフーリエ級数展開で表し、変換された周波数領域の解 (場所毎のフーリエ係数) を求めることで大幅な計算時間短縮を得た。この時間スペクトル法は、空間離散化と独立して適用可能であり、近年応募者が取り組んできた非構造格子 CFD の高次精度手法と組み合わせることで、有効な手法となることが期待される。

2. 研究の目的

時間スペクトル法、空間擬スペクトル法を用いて、強制振動する航空機まわりの周期変動流れを短時間で求める CFD 手法を開発する。更に、得られた周期的非定常解から動安定微係数を算出する手法を明らかにする。風洞試験データ、及び、従来の時間発展非定常解と比較して手法の検証を行う。まず亜音速、遷音速の翼単独の解析を行い、次に実機形状の風洞試験、飛行試験データで検証する。

3. 研究の方法

航空機全機形状の動安定解析には、複雑形状への適用性と高い時間・空間精度が必要である。また、非定常流れ解析の計算時間の短縮も必須である。本研究の特色は、これらが高いレベルで満たす解析手法の開発である。時間方向の離散化には流れの周期性を仮定して、フーリエスペクトル法を用いる。空間方向の離散化には、まず有限体積法を用い、既存の構造/非構造格子 CFD プログラムを時間スペクトル法に拡張する。複雑形状に対する近年の CFD 格子自動生成技術の進展と

組み合わせ、強力な動安定解析手法となる。同時に、有限体積法では実現困難な空間高次精度 (三次以上) を実現するために、流束再構築 (FR) 法の高レイノルズ数乱流への拡張を行う。FR 法は、計算格子セル内の分点 (解定義点) から定義される流束多項式から空間微分を評価する方法で、スペクトル選点法に類する特性を持つ。

4. 研究成果

まず、流体の時間発展方程式に、未知数 Q の時間フーリエ級数展開を代入してフーリエ係数を未知数とする支配方程式を導出する。この周波数領域の定常解を得るために導入した擬似時間に関して、陰解法の定式化を行った結果を次式に示す。

$$\left(\frac{I}{\Delta\tau} V + \frac{\partial R}{\partial Q} \right) \Delta Q_n + V\omega \sum_j c_{nj} \Delta Q_j = - \left(V\omega \sum_j c_{nj} Q_j + R_n \right)$$

ここで、 R は空間微分の離散化近似、 Q と R の添字は一周期中の解のサンプル番号、 ω は強制振動の角振動数、 V は格子セルから決まる検査体積、 c はフーリエ係数から算出される係数、 τ は擬似時間である。

以下に、空間離散化に有限体積法を用いた検証結果を 2 つ示す。始めは、実用的な三次元翼として設計された LANN モデル (図 1) に対するピッチ強制振動の計算結果である。

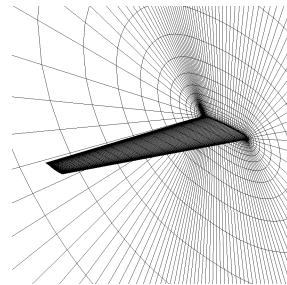
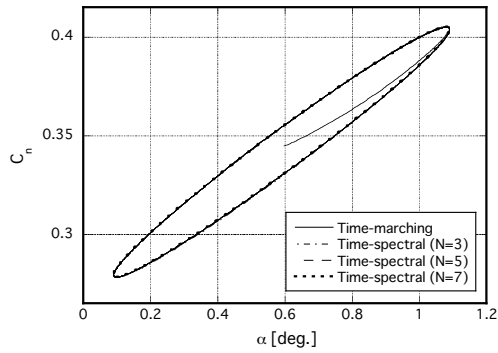
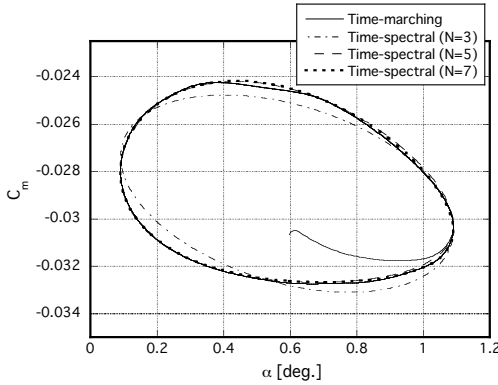


図 1 LANN 翼まわり計算格子

翼型は 12% 翼厚の超臨界翼で、翼根から翼端まで翼幅に比例して 4.8° だけ振り下げられている。ピッチ強制振動は、翼根の 62% 翼弦まわりに、 $\alpha(t) = \alpha_m + \alpha_0 \sin(\omega t)$ のピッチ角で行う。一様流マッハ数 $M=0.82$ 、レイノルズ数 $Re=5.43 \times 10^6$ 、平均迎角 $\alpha_m=0.6^\circ$ 、振幅 $\alpha_0=0.5^\circ$ 、平均空力翼弦と一様流速で振動数 ω を次元化した値 $k=0.102$ である。まず、平均迎角の定常解を求めたのち、振動解を求めた。図 2 (a), (b) に、迎角と法線力 C_n 、及び、迎角と空力中心まわりピッチングモーメント係数 C_m のヒステリシスを示す。時間進行法による結果と、時間スペクトル法で一周期中の解のサンプル数 $N=3, 5, 7$ とした結果を比較する。 C_n はほぼ楕円形に近く、高調波成分の影響が少ないことが分かる。 C_m も $N=5, 7$ では、時間進行解に一致している。時間進行法では、計算ステップ毎に 9 回の Newton



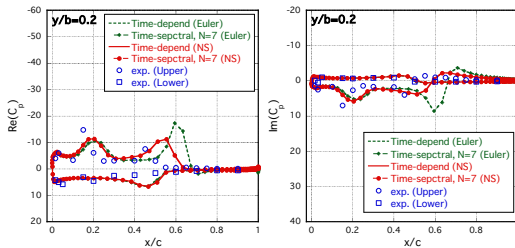
(a) αC_n



(b) αC_m

図2 LANN翼形状とピッチングモーメント

反復を入れた二次精度陰解法を用いており、これと比較して、 $N=5$ の時間スペクトル法で周期解を得るまでの計算時間は、約1/20であった。図3(a),(b)に、20%翼幅位置の非定常圧力係数のフーリエ係数の一次調和振動成分を示す。非粘性/粘性計算ともに、時間進行法とスペクトル法は一致しており、開発した手法の適正さを示している。また、実験値との比較では特に粘性計算結果が良好に一致している。

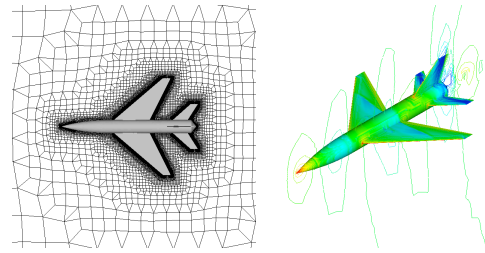


(a) 実部 (b) 虚部

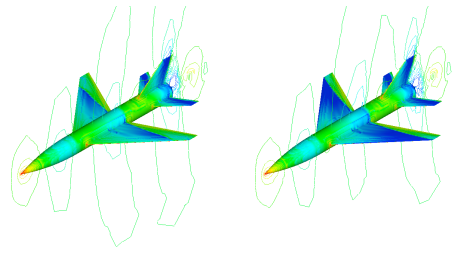
図3 非定常圧力係数の一次調和振動成分

次に、 45° の比較的大きな翼後退角をもつ航空機全機形状(図4(a))の遷音速における動安定微係数の推算結果を示す。計算は非粘性とし、気流マッハ数 M を0.7, 0.9, 0.95, 0.98, 1.03, 1.15と変化させ、それぞれに対して平均迎角 $\alpha_m = 0^\circ$, 振動振幅 $\alpha_0 = 2^\circ$, 無次元振動数 $k = 0.024$ のピッチ強制振動を行う。計算は時間スペクトルのみで、一周期のサン

サンプル数 $N=5$ とする。図4(b)-(d)は、 $M=0.95$ のデータ番号 $n=-1, 0, 1$ の圧力分布であり、機体まわりで衝撃波が大きく変動している。



(a) 計算格子 (b) $n=2, \theta=-2\pi/5$



(c) $n=2, \theta=0$ (d) $n=2, \theta=2\pi/5$

図4 全機形状と圧力分布の時間変化

動安定微係数の算出法を示す。マッハ数一定とし、 C_m を迎角 α , ピッチ角速度 $q = \dot{\theta}$, 更に、 $\dot{\alpha}$, \dot{q} の関数とし、機体重心まわりの運動方程式を線形近似すると、ピッチングモーメントの時間変化は次式で表される。

$$\Delta C_m = C_m - C_{m0} = \alpha_0 k (C_{m_\alpha} + C_{m_q}) \cos(\omega t) + \alpha_0 (C_{m_\alpha} - k^2 C_{m_q}) \sin(\omega t)$$

右辺の第一項がピッチ減衰係数、または基準振動の位相非同期成分と呼ばれ、第二項が縦の安定微係数、または位相同期成分と呼ばれる。これらを、 C_m の時間履歴の一次フーリエ係数として求める。図5に実験結果との比較を示す。マッハ数0.95の安定微係数の予測は良好で、その前後の変化の傾向を捉えているが、音速を超える付近の定量性は十分でない。特に、 $M=1.03$ のピッチ減衰係数の低下

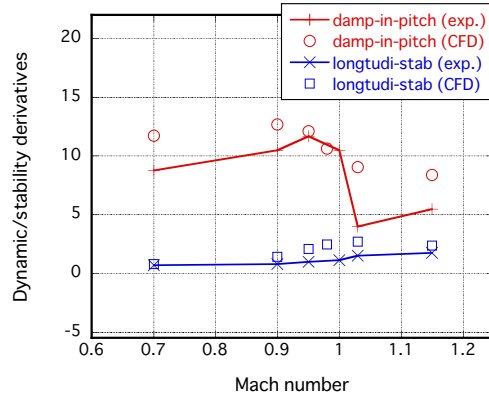


図5 縦の動安定微係数のマッハ数依存性

を捉えきれない。計算格子点数が十分でないこと、遷音速としては計算領域が狭かったこと、スティングの影響、粘性計算の必要性などが考えられる。これらはいずれも時間精度とは関わり無い項目であり、今後、定量性の向上のために改善を試みる予定である。また、標準動特性モデルと呼ばれる機体形状の試験では、風洞試験毎の分散も見られ、より幅広い計算対象と計算条件で、本解析手法の有効性を検証することも重要である。

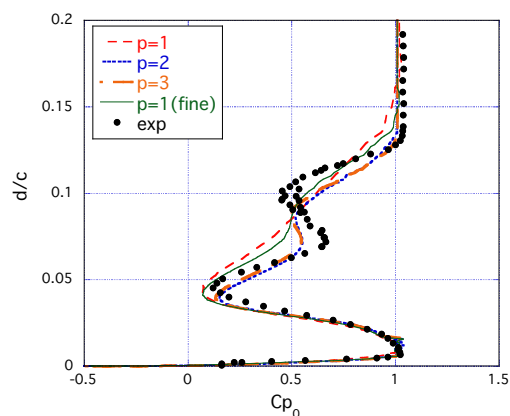
以上の時間離散化に対する結論をまとめる。時間進行法では、時間ステップに依存しない解を得るために特段の注意が必要であるが、時間スペクトル法では予め設定する一周期中のサンプル時刻の解が、擬似時間の収束解として得られるため、内部反復不要で局所時間ステップなどを併せ用いられる。三次元粘性計算では、時間進行法（定常解から開始後 5 周期分）の 1/20 程度の計算時間で周期解が得られる。高調波成分を考慮しないことで適用範囲の制限はあるが、航空機の動安定予測は、定常状態まわりの微小振幅から推算されるため、一周期中の解のサンプル数 5 ~ 7 で、時間進行法と十分に一致する解が得られる。

次に、空間高次精度手法（FR 法）による高レイノルズ数乱流解析の進展について記す。航空機全機形状に対する FR 法は、乱流モデル適用の難しさ、曲面壁に対する高次形状関数と流れの保存性の問題などから、世界的に例を見ない。本研究では、亜音速の高揚力装置（図 6）まわりの流れ解析のために、FR 法に二方程式乱流モデルを取り入れて検証した。

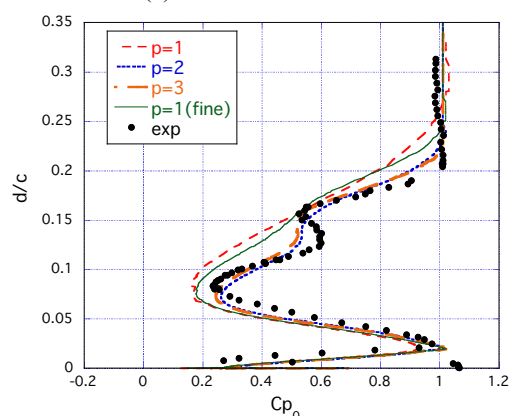


図 6 翼高揚力装置 (slat/main wing/flap)

壁面付近でモデル変数、特にエネルギー散逸率が急激に変化するため、その対数値を新たな従属変数とする支配方程式を導出し、計算を安定化した。更に、空間精度次数に応じた新たな壁面境界条件を導出した。図 7 に、図 6 に示す二断面（50%フラップ位置とフラップ後縁）内の全圧分布を示す。空間三次 (p=2)、四次精度 (p=3) では、二次精度 (p=1) よりも良好に実験を再現している。また高次精度の解は、各方向に 2 倍の格子点数とした二次精度 (p=1, fine) よりも、主翼上流のスラット、及び主翼から放出された剪断層の干渉を良好に捉えることができる。



(a) 50%フラップ位置



(b) フラップ後縁

図 7 全圧係数：二次精度(p=1)～四次精度(p=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 2 件）

- ① Rei Nagasawa, Koji Miyaji, Extension of the Flux Reconstruction Method to High-Reynolds Number RANS Simulations around High-Lift Devices, Transactions of Japan Society for Aeronautics and Space Sciences, Vol. 60, No. 1, pp. 18–26, 2017. (査読有)
- ② 谷一慶亮, 宮路幸二, 時間スペクトル法による周期的非定常流れの効率的数値解法の研究, 日本航空宇宙学会論文集, 第 65 巻第 2 号, pp. 73–81, 2017. (査読有)

〔学会発表〕（計 3 件）

- ① Keisuke Taniichi, Koji Miyaji, Computation of Dynamic Derivatives from Periodic Unsteady Flow Solutions by a Time-spectral Method, The 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 5 pages (USB), 25–27 Oct., 2016, Toyama International Conference Center, Toyama.
- ② 谷一慶亮, 宮路幸二, 時間スペクトル法による航空機周りの周期的非定常流れの

解析に関する研究, 第 30 回数値流体力学
シンポジウム, 6 ページ(CD-ROM), 2016
年 12 月 12 日-14 日, 東京, タワーホー
ル船堀.

- ③ 宮路幸二, 時間スペクトル法 CFD による
航空機動微係数の推算, 平成 28 年度航空
宇宙空力シンポジウム, 6 ページ(USB),
2017 年 1 月 20 日-21 日, 三重県, 鳥羽シ
ーサイドホテル.

6. 研究組織

(1) 研究代表者

宮路 幸二 (MIYAJI, Koji)
横浜国立大学・大学院工学研究院・准教授
研究者番号: 60313467

(2) 連携研究者

丸 祐介 (MARU, Yusuke)
独立行政法人宇宙航空研究開発機構・宇宙
科学研究所・助教
研究者番号: 20524101