

2B02 非周期外力応答によるNACA0012翼型周りの 過渡的な攪乱成長の抽出と流体制御への応用

○谷口 伸隆(東北大), 大道 勇哉(JAXA)

Extraction of transient disturbance growth and application to flow control by non-periodic optimal forcing analysis on a flow around a NACA0012 airfoil

Nobutaka Taniguchi (Tohoku University), Yuya Ohmichi (JAXA)

Key Words : Stability analysis, compressible flow, separation flow

Abstract

The high subsonic flow around NACA0012 airfoil at low Reynolds number shows a low-frequency oscillation of lift coefficient. To predict the oscillation and construct the effective active flow control strategy, we propose a nonlinear optimal forcing analysis for non-periodic temporal distribution. The proposed method successfully extracted the optimal forcing which concentrates upstream of separation point of basic flow field. In the application, the optimal forcing excited the vortices which advected inside the separation flow. In the time-evolution, these vortices promoted reattachment of flow field, causing low-frequency oscillation with changes in boundary layer thickness. Moreover, we considered the application of flow control by continuous application of optimal forcing to flow field. In the time-evolution, the optimal forcing triggered the transfer of flow field into new quasi-periodic oscillatory state without low-frequency oscillation.

1 序論

流体制御を適切に設計するために、安定性解析手法を活用する研究が着目されている。これまでの研究では微小擾乱に対する線形安定性解析と随伴解析^[1]に基づく方法がMarquetら(2008)^[2]により提案され、流れ場中の線形不安定性が発展し易い領域を特定し、この成長を妨げる静的な制御手法の構築が行われた。近年では、能動的な制御手法の進展に伴い、動的な流体制御の関心が高まっている。先行研究において、Yeh & Taira (2019)^[3]はレゾルベント解析で得られた入力モードを連続的に流れ場に付与することで、翼型周りの剥離流れに対する動的な制御方法の構築を報告している。

しかし、これらの先行研究では制御外力の時間分布は定常あるいは周期外力に限定され、より一般的なケースに対しては適用が困難である。近年ブラズマアクチュエータによる非周期的な外力付与が着目され、強度の高い外力を短時間付与し、その後付与を一定時間休止するバースト制御と呼ばれる手法^[4-7]が提案されている。このような非周期性の強い動的な制御手法は流れ場を制御する上で有用であり、最適なアクチュエータの配置位置及び外力付与パターン^[8]の設計が望まれる。しかし、バースト制御による流れ場の変化を考慮するためには、流れ場の非線形性を考慮する必要がある。従来の線形解析に基づく方法の適用は困難であると考えられる。

このような非線形領域に適用可能な安定性解析手法として、Pringle and Kerswell (2010)^[8], Cherubini et al. (2010)^[9]によって提案された非線形最適攪乱解析手法が知られている。この手法は、基準流れに付与する初期擾乱を適切に設計し、非線形時間発展で最も成長する最適攪乱を特定する手法である。本研究は、これに基づき、Monokrousos et al. (2010)^[10]により提案された線形最適外力解析を非線形領域に拡張することで、時間方向の分布を考慮した外力の入力を提案する。

非周期的な外力入力を考えるべき翼型周りの流れ場として、低レイノルズ数かつ高亜音速条件で観察される揚力の低周波数振動が発生している流れ場を挙げることができる。低レイノルズ数の翼型周りの流れ場は、後縁近くに形成される剥離領域により、高レイノルズ数流れとは異なる性質を有することが知られている。NACA0012翼型周りに対しては $Re < 10^5$ が低レイノルズ数に分類され、このときに大竹ら(2007)^[11]は低迎角時に負の揚力勾配が生じることを示した。更に高亜音速流れでは、後縁付近に形成された剥離泡が流れ場の低周波数振動を引き起こすことが知られている (Bouhadji and Braza (2003)^[12], Moise et al. (2023)^[13])。実際の航空機の運用時に同様の低周波数振動が発生した場合、機体への影響が問題となるため、このような低周波数振動が発生した場合には、適切な制御手法で振動を抑制する必要がある。

本研究の目的は、NACA0012翼型周りの二次元的な

高亜音速かつ低レイノルズ数流れに対して非周期最適外力解析を実行し、特定の外力によって流れ場の低周波数振動成分が増幅され得ることを示す。次に、流れ場に低周波数振動が発生した場合に、最適外力を適切な時間間隔で付与することにより、低周波数振動の抑制と平均揚力係数の増加が可能であることを数値解析により示す。

2 解析方法

2.1 非周期外力解析

本節では、非周期外力解析手法の概略を述べる。この手法は非線形最適攪乱解析^[8,9]を、時間分布を有する外力に対して拡張したものである。流れ場の状態

ベクトル $\mathbf{q} = (\rho, m_x, m_y, p)^T$ を導入する。ここで $\rho =$

$\rho(t, \mathbf{x})$, $m_i = m_i(t, \mathbf{x})$, $p = p(t, \mathbf{x})$ はそれぞれ密度、 i 方向の運動量、圧力である。これらの状態量は、基礎方程式である圧縮性Navier–Stokes方程式に従うとする。

本手法では、付与する外力の強度を一定にした上で、終端時刻 $t = t_f$ における評価関数 $\mathcal{G}[\mathbf{q}, t_f]$ を最大化するような外力の時間及び空間分布を設計する。ここで、我々は攪乱を受けた流れ場をNavier–Stokes方程式に従って時間発展させるため、基準流れに対して時間定常性の仮定をおいていない。そのため、ここでは基準流れの非定常性を考慮しつつ、外力の付与による流れ場の非線形変化を考える。

次に、プラズマアクチュエータによる流体制御問題に即して、外力の仮定を具体的に議論する。外力の時空間分布 $\tilde{\mathbf{q}} = \tilde{\mathbf{q}}(t, \mathbf{x})$ を次のように変数分離された関数形に仮定する：

$$\tilde{\mathbf{q}}(t, \mathbf{x}) = f(t) \tilde{\mathbf{q}}_\xi(\xi) \tilde{\mathbf{q}}_\eta(\eta). \quad (1)$$

ここで、 ξ, η はそれぞれ翼型の接線及び法線方向成分を示し、 $\tilde{\mathbf{q}}_\xi(\xi), \tilde{\mathbf{q}}_\eta(\eta)$ はそれらの方向に対応した分布関

数である。また、 $f(t)$ は時間方向の分布を表すスカラー関数である。この仮定はプラズマアクチュエータの配置位置及び時間パターンの設計問題を想定している。実際の翼型周りの流れ場の制御において、時間分布及び翼型の接線方向の分布はアクチュエータの駆動パターンと設定位置として自由に設計ができるが、翼型法線方向の分布を設計することは困難であると考えられる。そのため、本研究は分布関数 $f(t), \tilde{\mathbf{q}}_\xi(\xi)$ を設計対象の関数として考え、法線方向の分布関数 $\tilde{\mathbf{q}}_\eta(\eta)$ は先験的な関数として仮定する。具体的な関数としてはガウス関数を用いて、

$$\tilde{\mathbf{q}}_\eta(\eta) = \frac{\eta}{\sqrt{2\pi\sigma^2}} e^{-\frac{(\eta-\mu')^2}{2\sigma^2}} \quad (2)$$

として設計する。この外力分布は、Jukes et al. (2006)^[14] により報告されたプラズマアクチュエータが作り出す流速分布を模擬する関数として与えた。ここでパ

ラメータ μ', σ は外力を加える地点の壁面表面からの高さ及び幅であり、ここでは $\mu' = 0.001, \sigma = 0.005$ と設定した。

このような翼型接線方向の空間分布 $\tilde{\mathbf{q}}_\xi(\xi)$ と時間分

布 $f(t)$ を決定するため、我々は評価関数 $\mathcal{G}[\mathbf{q}, \tilde{\mathbf{q}}; t = t_f]$ を導入し、この値が最大となるような最適外力の設計を行った。外力の空間強度はHuang and Hack (2020)^[15]の研究に従い、

$$E(\mathbf{q}, \tilde{\mathbf{q}}; t = 0) = \int_{\Omega} \frac{1}{2} \rho \tilde{u}_i^2 \Big|_{t=0} dV = \delta \quad (3)$$

として制約した。ここで δ は与えられた正の実数値であり、 Ω は計算領域全体を表している。また、時間方向に L^2 ノルムにより規格化を行なった。次に、評価関数を設定する上で、我々は流れ場全体のエントロピー生成に基づく方法^[16]を適用し、

$$\mathcal{G}[\mathbf{q}, \tilde{\mathbf{q}}; t = t_f] = \int_0^{t_f} \int_{\Omega} \frac{\kappa}{T^2} |\nabla T|^2 + \frac{\mu}{2T} S : S - \frac{2\mu}{3T} D^2 dV dt \quad (4)$$

とした。ここで $S = \partial_j u_i + \partial_i u_j$ 、更に $D = \partial_x u_x + \partial_y u_y$ であり、 μ, κ はそれぞれ粘性係数及び熱伝導係数である。この関数は流れ場全体の散逸率を増加させる関数であるが、特に壁面摩擦係数に対して高い感度を有する。そのため、境界層内部の攪乱の成長を選択的に抽出可能なことが期待される。

これらの拘束条件及び評価関数を用いると、解くべき最適化問題は次のラグランジュ関数の最小化問題に帰着する。

$$\begin{aligned} \mathcal{L} = & -\mathcal{G}[\mathbf{q}, \tilde{\mathbf{q}}; t = t_f] + \mu(E(\mathbf{q}, \tilde{\mathbf{q}}; t = 0) - \delta_0^2) \\ & + \int_0^{t_f} \int_{\Omega} \lambda_t^T (\partial_t \mathbf{q} - \mathcal{F}[\mathbf{q}] - \tilde{\mathbf{q}}(t, \mathbf{x})) dV dt \end{aligned} \quad (5)$$

ここで λ_t, μ は随伴変数である。また、上式では圧縮性N–S方程式の右式を形式的に $\mathcal{F}[\mathbf{q}]$ として表現した。

2.2 離散化方法

前節で示したように、最適化計算は圧縮性N–S方程式と随伴N–S方程式で構成される。本研究手法は圧縮性流れに対して構築されたエントロピー生成に基づく非線形最適攪乱手法^[16]を拡張したものである。空間方向の離散化には6次精度のコンパクト差分法^[17]と10次のコンパクトフィルタリング法^[18]を用いた。時間方向には3段階のTVD Runge–Kutta法^[19]を適用した。境界条件として、翼面上では断熱壁境界条件を適用した。遠方境界条件として、迎角0°時の翼型前縁から $\pm\pi/3$ の範囲を流入境界条件、それ以外を流出境界条件とした。流入境界条件としてはリーマン不変量を用いた境界条件を適用し、流出境界条件としては無反射境界条件^[20]を用いた。翼弦長 $r = 1$ に対して直径40rの円状の計算領域を設定し、更に遠方の直径60rまでの領域にスポンジ境界条件^[21]を

適用した．これにより，計算領域端における音響波の反射の影響を低減した．

随伴圧縮性N-S方程式の解析では，Ohmichi–Yamada (2021)^[22]により導出された方程式及び境界条件を用いた．方程式の離散化は圧縮性N-S方程式と同一の離散化手法を用いた．一方で，随伴方程式の解析時にはスポンジ境界条件は適用しなかった．

解析条件として，NACA0012翼型周りの高亜音速低レイノルズ数流れ $M = 0.75, Re = 2.0 \times 10^4$ の流れ場を考える．基準流れとして，低周波数振動の有無を取り扱うため，迎角 $0^\circ, 2^\circ$ の2条件の流れ場を考慮する．後に示すように，迎角 0° の場合では大振幅の低周波数振動が発生するが，迎角 2° の場合では低周波数の振動はごく僅かであり，後流のカルマン渦の放出が支配的になる．両者ともに，複数の周波数の振動成分が含まれる，準周期振動となっている．

2.3 格子収束性の検証

構築した解析手法の格子収束性に関して検証する．迎角 2° における基準流れの平均揚力係数及び抗力係数の格子依存性を表1に示す．ここで，流れ場は初期条件から十分長く時間発展させ，平均を取った．レイノルズ数が十分に低く，計算格子の変化による空力係数の顕著な変化は観察されていない．

表1: 総格子点数を変更した場合の，平均揚力係数及び抗力係数の変化

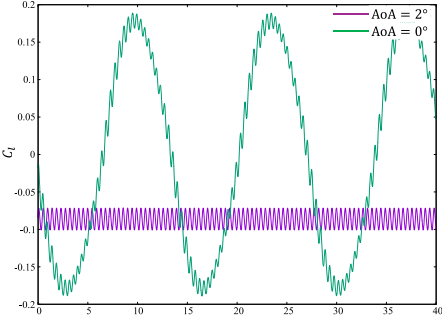
Total grid points	\bar{C}_l	\bar{C}_d
262,144	-0.08572	0.05183
409,600	-0.08573	0.05185

3. 基準流れ場の性質

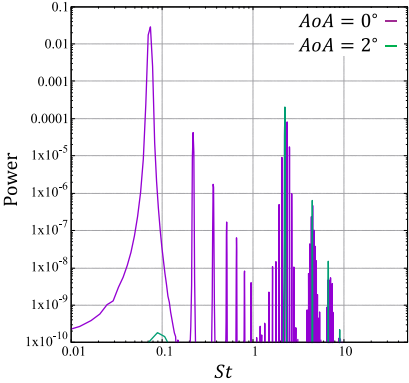
基準流れの流れ場の様子を示す．図1は揚力係数の時間履歴及びそのパワースペクトル密度を可視化した結果である．フーリエ解析ではハン窓関数を用い，サンプリング時間は迎角 0° の場合で 1.07×10^{-4} ，迎角 2° の場合で 1.12×10^{-4} である．図1 (a)のなかで，迎角 2° の場合には揚力係数の平均値が負になっており，これは先行研究^[8]で指摘された低レイノルズ数流れの性質に合致している．迎角 2° の場合，揚力係数は無次元周波数 $St = 2.24$ がピーク周波数となっており，より高周波数側には整数倍周波数が見られる．このピーク周波数に比較して強度は著しく低いものの，低周波数 $St \approx 0.089$ の周辺に極大値が観察され，流れ場は準周期振動となる．

これに対し，迎角 0° の場合，低周波数振動が支配的な波形を示していることが観察された．図1 (b)の周波数解析から，ピーク周波数は $St = 0.074$ であることが分かる．この傾向は，Bouhadji and Braza (2003)^[12]の報告に一致している．第2ピーク周波数は $St = 2.37$

であり，迎角 2° の場合のピーク周波数に近く，また振幅値も近い値を示している．従って，迎角を低くする場合に観察された低周波数振動は，迎角 2° の場合の低周波数成分側の非定常現象が増幅されたものと考えることができる．



(a) 揚力係数の時間履歴



(b) 揚力係数のパワースペクトル密度
図1: 基準流れの揚力係数の性質．

図2は迎角 0° の場合の x 方向速度分布を示したものである．この図を参照すると，後縁近くの流れ場は大きく剥離している傾向が観察される．この剥離領域が発達する面は時間と共に上下面で交替し，この現象が図1 (b)で観察されたピーク周波数 $St = 0.074$ を説明しているものと考えられる．迎角 2° の場合は剥離領域の上下面での交替は観察されなかった．また，後流にはカルマン渦の周期的な放出が生じている様子が観察されており，迎角 2° 時に観察されたピーク周波数に対応している．従って，基準流れの性質は，カルマン渦の放出と後縁近くの剥離領域の時間発展が決定していると考えられる．

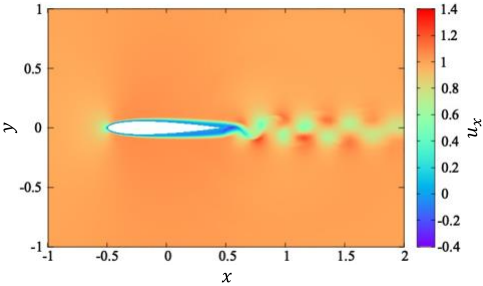


図2: 迎角 0° の場合の流れ場の可視化．

4. 最適外力の性質

4.1. 迎角 2° における最適外力

本節では最適外力の空間および時間分布を示す。図3は迎角 2° の基準流れに対しての最適外力を示している。ここで空間分布は x 方向成分が卓越し、図3 (a)に見られる翼型上面の剥離点近傍の境界層内に集中した分布を有している。空間分布は加速と減速域からなる単純な形状であり、図3 (b)に示すように時間分布の方がやや複雑な分布を示している。時間分布は初期段階が最も強度が高く、その後短波長の振動を示している。

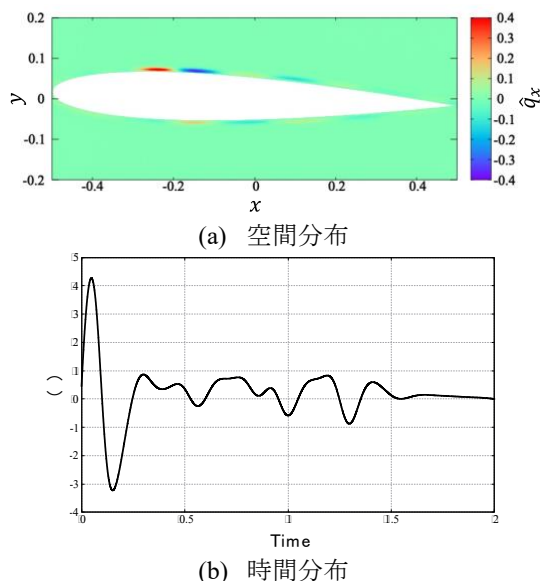
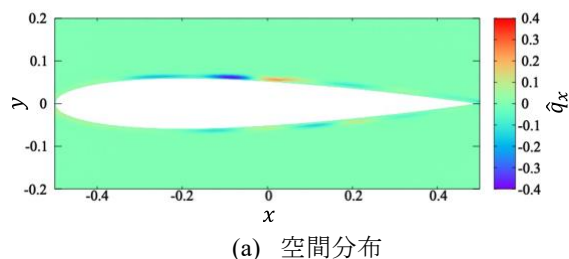


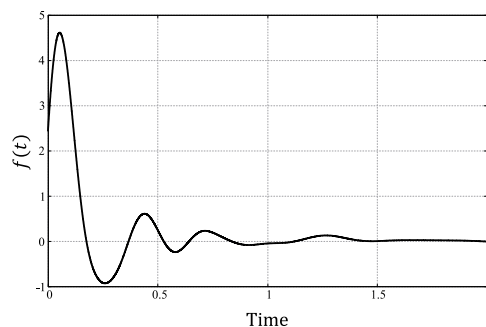
図3: 迎角 2° の基準状態に対する最適外力の分布の可視化。 $\delta_0 = 0.01, t_f = 2.0$ で解析を実行。

4.2. 迎角 0° における最適外力

次に、迎角 0° における最適外力の分布を図4に示す。前章で示したように、迎角が低い場合には流れ場に低周波数振動が生じ、このため基準流れの位相が最適外力に大きく影響する傾向が観察された。ここでは、擾乱を与えない流れ場の剥離領域が上面側に大きく形成された位相を、基準流れの初期時刻 $t = 0$ として設定した。前節の結果と同様に、最適外力の空間分布は翼型周りの流れ場の剥離点近くに集中し、やはり単純な分布を示した。



(a) 空間分布



(b) 時間分布

図4: 迎角 0° の基準状態に対する最適外力の分布の可視化。 $\delta_0 = 0.01, t_f = 2.0$ で解析を実行。

5. 迎角 2° における流れ場の過渡的な変化

前節で得られた最適外力を流れ場に付与し、流れ場の過渡的な変化を調べる。図5は最適外力を付与した後の流れ場の非定常時間発展を示した図である。最適外力を付与した時間に比較して、長時間の流れ場の変化が得られていることが分かる。時刻 $t \approx 7$ において揚力値の最大値、抗力値の最小値が得られている。基準流れからの変化は時刻 $t \leq 20$ で観察されており、長周期振動が減衰しつつ持続する傾向が観察された。

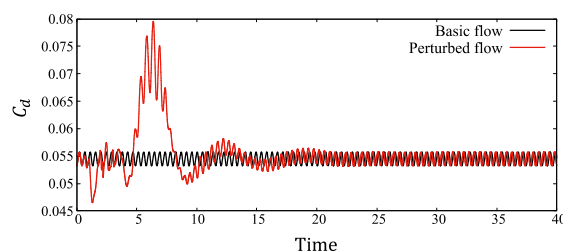


図5: 最適外力を付与した流れ場における過渡的な抗力係数の変化。最適外力は $\delta=0.01$, $t_f=2.0$ の条件下で計算。

得られた非定常時間発展データを詳細に解析するため、我々はOhmichi (2023)^[19]によって開発されたVMD-NCSの適用を行った。この手法は、非定常解析データを少数の内的コヒーレント構造(ICS)に分解する手法である。ここでは等時間間隔($\Delta T = 0.22$)で記録された256個の瞬時場の状態量に対して解析を適用し、設定したデータ個数は $K=5$ でバンド幅は $\alpha=250$ として解析を行った。

図6はこの解析で得られた各ICSのL2ノルムの時間変化を可視化したものである。初期段階において低周波数振動を示す $St=0.11$ のICSが増幅されており、その後中間的なモードである $St=2.09$ のICSを経て、時刻 $T>15$ で $St=2.24$ のICSが支配的となることが分かる。初期の段階で増幅されていたICSの周波数は基準流れの低周波数成分側のピーク周波数に相当している。一方で、十分時間が経過した後に支配的

となるICSの周波数は基準流れの高周波数成分側のピーク周波数に一致し、カルマン渦の放出に相当することが分かる。従って、最適外力で得られた非定常現象は、基準流れ中に含まれる低周波数振動成分が最適外力により一時的に増幅され、支配的なモードが入れ替わることで生じる現象として捉えることができる。

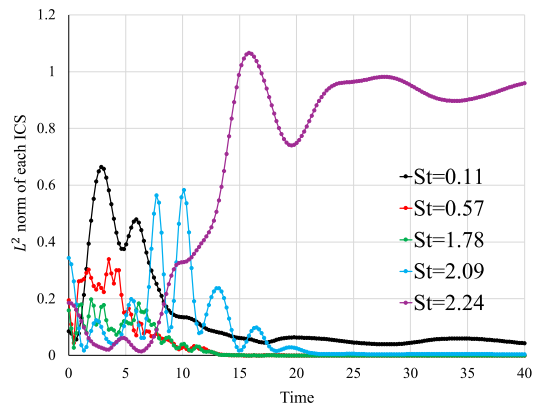
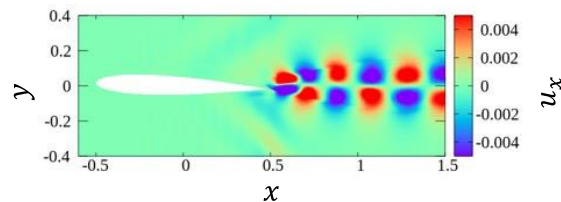
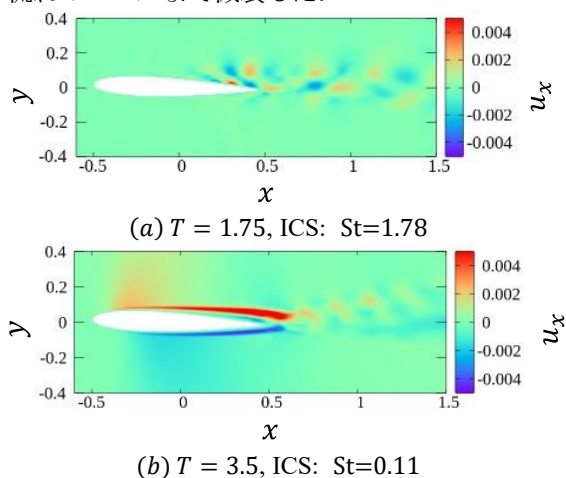


図6: VMD-NCSの適用による各ICSのL2ノルムの時間履歴の可視化。

次に、各ICSの可視化を行い、物理的な意味を調べる。図7は本解析で抽出されたICSの空間分布を可視化した結果である。低周波数振動成分の過渡的な増大は、図7 (a)に示されるような後縁近傍での渦の移流が原因と考えられる。これに伴う運動量の交換により後縁近傍の剥離流れが再付着する。境界層外の流れ場からみる流路幅が拡大したことにより、境界層外の流れ場は加速され、境界層厚さが減少する(図7 (b))。その後、剥離領域の線形不安定性よりカルマン渦の周期的な放出が再度発生し(図7 (c))、後縁近傍の圧力が増加することにより、低周波数振動は基準流れのレベルまで減衰した。



(c) T=24.6, ICS: St=2.24

図7: VMD-NCS解析で得られた各ICSの空間分布の可視化。

6. 最適外力解析による流体制御の応用

次に、最適外力解析を応用した制御則の検討を行う。ここでは流れ場の長周期振動が観察された、迎角 0° 時の流れ場を基準状態として解析を行う。ここでは、 $\delta=0.01$, $t_f=2.0$ と設定した。設計された最適外力から制御則を構築するため、我々は次のような外力付与の時間パターン

$$f(t + m\Delta T) = f(t), \forall m \in \mathbb{N}$$

を考えた。ここで、 ΔT は時間間隔であり、計算結果の比較検討の結果 $\Delta T=0.75$ とした。

図8はこの場合の外力付与パターンを可視化したものである。この分布は外力付与の1周期の中で、初期段階に集中的な付与が行われるという点で、プラズマアクチュエータによるバースト制御^[7]に近い特徴を有している。一方で、外力付与のオン・オフが完全には分離されていない点や、時間間隔 ΔT 毎に不連続的な継ぎ目が生じている点などがバースト制御^[7]とは異なり、より現実的な制御に近づけるためには、これらの点を解決する必要がある。

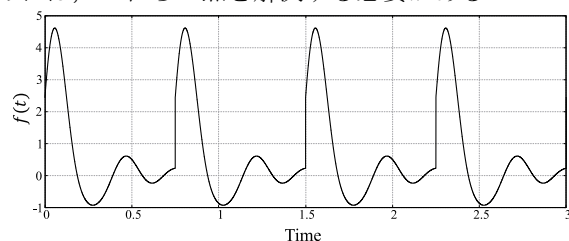


図8: 最適外力の連続的な付与方法の可視化。

図9は流れ場の揚力係数の時間履歴を比較した結果である。これを観察すると、制御外力を付与した場合には基準流れ内に観察されていた大振幅の低周波数振動が顕著に抑制され、揚力係数値の変動幅が小さくなるとともに、平均揚力係数値が増加していることが分かる。この増加要因は、図10に示すように、時間平均流れにおいて剥離領域の再付着が生じたことによると考えられる。この再付着により後縁近くの流路幅が増加し、上面側の流れ場は加速される(図10 (b))。この効果により、上面側の圧力値は低下し、揚力が増加したものと考えられる。

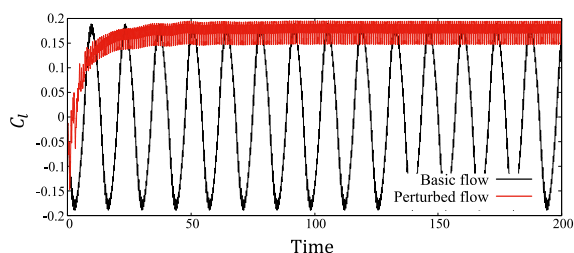
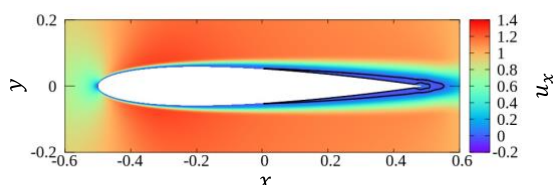
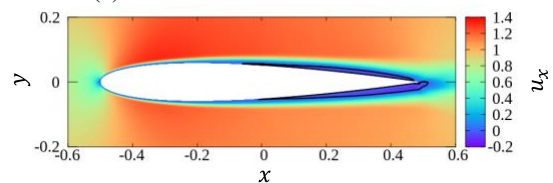


図9: 基準流れと制御を適用した流れ場のそれぞれにおける揚力係数の時間履歴。



(a) 基準流れの長時間平均場



(b) 外力を付与した流れ場の平均場

図10: 基準流れ及び連続的に付与した流れ場それぞれの長時間平均場におけるx方向速度分布。黒の実線は $u_x=0$ の等高線を示す。

次に、最適外力の連続的な付与により流れ場がどのように安定した揚力値を与えるに至るかを特定するため、VMD-NCS法を適用して解析を行なった。ここでは時間間隔 $\Delta T=0.53$ で取得した256個の瞬時場を用いて解析を行い、前章と同様に設定したデータ個数は $K=5$ でバンド幅は $\alpha=250$ として解析を行った。バンド幅の変化による振動数依存性を検証した。特に中心波数が低周波数のICSは、空間的に高周波数の振動現象が含まれるか否かで、振動数が変化する傾向を確認した。この結果の一般性の保証は今後の課題である。

図11はVMD-NCSの適用による各ICSのL2ノルムの時間履歴を示したものである。外力の付与は時刻 $T=0$ から開始されており、 $St=2.072$ と $St=0.036$ のICSが時間と共に減少し、その他のICSが時間と共に増大している傾向が確認される。そのため、前者の2個のICSは駆動モードであると考えられ、その強度は指数関数的に減少する。しかし、十分に時間が経過して流れ場が安定した後においても一定の強度を保っている。従って、制御外力を加えることで流れ場は別の流れ場に移行し、その流れ場はこれらの駆動モードにより維持されていると考えられる。

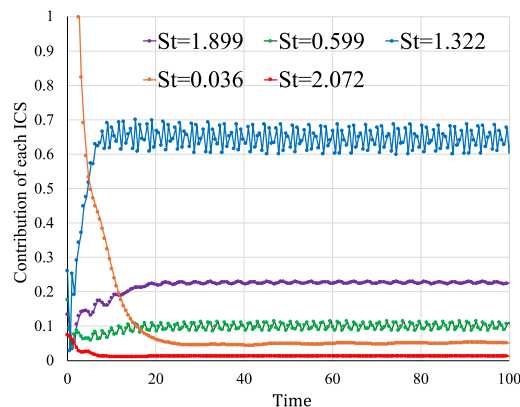
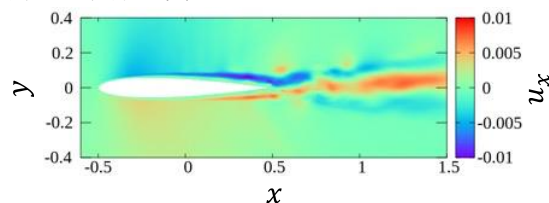
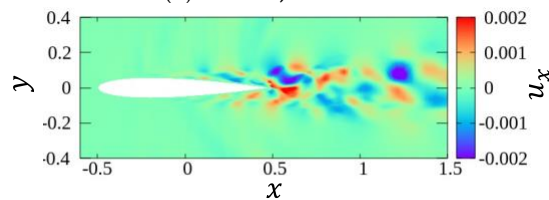


図11: 制御外力を付与した流れ場に対するVMD-NCSの適用による各ICSのL2ノルムの時間履歴。

各ICSの空間分布を観察し、物理的な意味を調べる。図12は、初期時刻から指数関数的な現象を示した $St=2.072, 0.036$ のICSを可視化している。図12(a)の分布は図7(b)と同様に境界層上部の流れ場の加減速を示しており、上面側で減速する傾向を示している。しかしながら、長時間の非定常計算結果に対して適用したことで、平均場に境界層外部流れの加速の影響が含まれるため、翼型上面上で見かけ上の減速が生じていると考えられる。図12(b)は翼型上面の再循環領域を通過して後流に放出される渦の移流を示しており、図7(a)の分布に類似している。従って、これらの駆動モードの空間分布の特徴は、剥離渦による運動量の交換により境界層厚さの変化が生じたことを示唆している。これらの点は前節で示した迎角 2° の場合と類似している。



(a) $T=0.0, St=0.036$



(b) $T=0.0, St=2.072$

図12: 初期に最大の強度を示したICSの可視化。

次に、十分時間が経過した後の流れ場をICSの空間分布により解析する。図13 (a)は $St=1.322$ のICSを可視化しており、翼型上面側の後縁近傍に継続的に放出される渦を示している。このICSが成長した後に $St=1.899, 0.599$ のICSが成長し、これらは図13 (b)に可視化されているように、翼型後流に放出される

カルマン渦を示している。 $St=1.322$ のICSが示すように、外力の付与による揚力値の安定化には剥離領域内の運動量の交換により引き起こされ、これにより図10 (b)で観察された平均流れにおける流れ場の再付着が生じ揚力係数が増加したと考えられる。

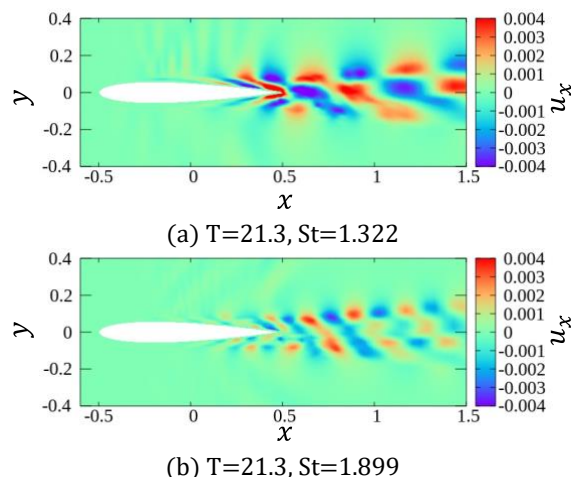


図13: 十分に時間が経過し安定した流れ場において中心的なICSの可視化。

7. 結論

本研究では、高亜音速かつ低レイノルズ数のNACA0012翼型周りの流れ場に対して非線形最適外力解析を実施し、外力に対する流れ場の非線形応答とそれをを用いた流体制御への応用を検討した。ここでは具体的な外力の入力方法としてプラズマアクチュエータを想定し、非定常な基準流れに対して最適外力の解を求めた。

外力は基準流れの剥離点より上流側に付与することが効果的であり、この外力が再循環領域を通過する渦を生成し、境界層厚さの変化を伴う低周波数振動を引き起こす。また、流体制御への応用として、我々は流れ場への最適外力の連続的な付与を行なった。最適外力によって引き起こされる渦は再循環領域の中を通過し、これによる運動量の交換により、剥離領域の再付着が生じ、揚力係数が安定化し増加する傾向が見られた。

謝辞

本研究の一部は、故鈴木宏二郎教授の指導の下で筆頭著者の博士研究の一環として実施されました。本研究はJSPS科研費23KJ0831の支援を受けました。また、解析の一部はJAXAスーパーコンピュータシステムJSS3により計算されました。ここに記して感謝の意を表します。

参考文献

1. Giannetti, F., & Luchini, P. (2007). Structural

- sensitivity of the first instability of the cylinder wake. *Journal of Fluid Mechanics*, **581**, 167-197.
2. Marquet, O., Sipp, D., & Jacquin, L. (2008). Sensitivity analysis and passive control of cylinder flow. *Journal of Fluid Mechanics*, **615**, 221-252.
3. Yeh, C. A., & Taira, K. (2019). Resolvent-analysis-based design of airfoil separation control. *Journal of Fluid Mechanics*, **867**, 572-610.
4. Opaits, D. F., Likhanskii, A. V., Neretti, G., Zaidi, S., Shneider, M. N., Miles, R. B., & Macheret, S. O. (2008). Experimental investigation of dielectric barrier discharge plasma actuators driven by repetitive high-voltage nanosecond pulses with dc or low frequency sinusoidal bias. *Journal of applied physics*, **104**(4).
5. Benard, N., & Moreau, E. (2010). Capabilities of the dielectric barrier discharge plasma actuator for multi-frequency excitations. *Journal of Physics D: Applied Physics*, **43**(14), 145201.
6. Kotsonis, M., & Veldhuis, L. (2010). Experimental study on dielectric barrier discharge actuators operating in pulse mode. *Journal of Applied Physics*, **108**(11).
7. Sekimoto, S., Sulaiman, T., Anyoji, M., Nonomura, T., & Fujii, K. (2014). Experimental study of a nano-second pulse plasma actuator for low Reynolds number flow control. In *52nd Aerospace Sciences Meeting* (p. 0767).
8. Pringle, C. C., & Kerswell, R. R. (2010). Using nonlinear transient growth to construct the minimal seed for shear flow turbulence. *Physical review letters*, **105**(15), 154502.
9. Cherubini, S., De Palma, P., Robinet, J. C., & Bottaro, A. (2010). Rapid path to transition via nonlinear localized optimal perturbations in a boundary-layer flow. *Physical Review E—Statistical, Nonlinear, and Soft Matter Physics*, **82**(6), 066302.
10. Monokrousos, A., Åkervik, E., Brandt, L., & Henningson, D. S. (2010). Global three-dimensional optimal disturbances in the Blasius boundary-layer flow using time-steppers. *Journal of Fluid Mechanics*, **650**, 181-214.
11. Ohtake, T., Nakae, Y., & Motohashi, T. (2007). Nonlinearity of the aerodynamic characteristics of NACA0012 aerofoil at low Reynolds numbers. *Japan Society of Aeronautical Space Sciences*, **55**(644), 439-445.

12. Bouhadji, A., & Braza, M. (2003). Organised modes and shock–vortex interaction in unsteady viscous transonic flows around an aerofoil: Part I: Mach number effect. *Computers & fluids*, **32**(9), 1233-1260.
13. Moise, P., Zauner, M., & Sandham, N. D. (2024). Connecting transonic buffet with incompressible low-frequency oscillations on aerofoils. *Journal of Fluid Mechanics*, **981**, A23.
14. Jukes, T. N., Choi, K. S., Johnson, G. A., & Scott, S. J. (2006). Characterization of surface plasma-induced wall flows through velocity and temperature measurements. *AIAA journal*, **44**(4), 764-771.
15. Huang, Z., & Hack, M. P. (2020). A variational framework for computing nonlinear optimal disturbances in compressible flows. *Journal of Fluid Mechanics*, **894**, A5.
16. Taniguchi, N., Ohmichi, Y., & Suzuki, K. (2024). Entropy production-based nonlinear optimal perturbation for subsonic flows around an airfoil. *Physics of Fluids*, **36**(9).
17. Lele, S. K. (1992). Compact finite difference schemes with spectral-like resolution. *Journal of computational physics*, **103**(1), 16-42.
18. Gaitonde, D. V., & Visbal, M. R. (2000). Padeé-type higher-order boundary filters for the Navier-Stokes equations. *AIAA journal*, **38**(11), 2103-2112.
19. Gottlieb, S., & Shu, C. W. (1998). Total variation diminishing Runge-Kutta schemes. *Mathematics of computation*, **67**(221), 73-85.
20. Poinso, T. J. A., & Lele, S. K. (1992). Boundary conditions for direct simulations of compressible viscous flows. *Journal of computational physics*, **101**(1), 104-129.
21. Bodony, D. J. (2006). Analysis of sponge zones for computational fluid mechanics. *Journal of Computational Physics*, **212**(2), 681-702.
22. Ohmichi, Y., & Yamada, K. (2021). Matrix-free TriGlobal adjoint stability analysis of compressible Navier–Stokes equations. *Journal of Computational Physics*, **437**, 110332.
23. Ohmichi, Y. (2024). Variational mode decomposition–based nonstationary coherent structure analysis for spatiotemporal data. *Aerospace Science and Technology*, **149**, 109162.