



(様式 5)

指導教員 承認印	
-------------	---

令和元年 12 月 10 日
Year Month Day

学位（博士）論文要旨

(Doctoral thesis abstract)

論文提出者 (Ph. D. candidate)	工学府博士後期課程 機械システム工学専攻 (major) 年度入学(Admission year) 学籍番号 16833701 氏名 小島 良実  (student ID No.) (Name) (Seal)
主指導教員氏名 (Name of supervisor)	亀田 正治
論文題目 (Title)	航空機周辺における衝撃波自励振動の数値シミュレーションと現象解明
論文要旨 (2000 字程度) (Abstract (400 words)) ※欧文・和文どちらでもよい。但し、和文の場合は英訳を付すこと。 (in English or in Japanese) <p>本論文では、航空機周りにおける衝撃波の自励振動現象の代表例である「超音速インテークバズ」と「遷音速バフエット」を解析し、その物理的なメカニズムを考察している。流体のコンピュータシミュレーションを用いて対象となる衝撃波振動現象を再現し、得られたシミュレーションデータを対象として流れ場の分析を行い、現象に内在する物理を明らかにすることを目的として研究を行った。</p> <p>第 1 章「序論」では、本研究の背景、目的、および論文の構成を示した。</p> <p>バズとバフエットは、いずれも航空機の機体構造に加わる空気力学的な力の激しい変動を招き、エンジンの停止や破壊・機体構造の破損に繋がる極めて危険な現象として知られている。そのため、航空機的设计段階でこれらの現象の発生を予測し、設計に反映することは、航空機の開発において極めて重要である。実際の航空機設計においては、実験やコンピュータシミュレーションを用いて衝撃波振動現象の発生を精密に予測する代わりに、経験的な安全マージンを用いることによりこの問題に対処している。これらのマージンの存在は、航空機の性能の低下に繋がる。衝撃波振動現象のメカニズムの解明は、その発生の精密予測を通じた航空機性能を最大化するための設計技術の開発や、現象発生時の被害を軽減する手法の開発に貢献すると考えられる。</p> <p>また衝撃波の自励振動現象は、それ自体が物理的に興味深い研究対象でもある。超音速インテークバズや遷音速バフエットでは、外部気流や機体構造が時間的に定常であるにも</p>	

関わらず、系ごとに固有の周波数で衝撃波が振動する。これは、その流れ場の固有の性質として、特定の周波数にエネルギーが集中するようなメカニズムが存在することを意味している。多くの場合これは、何らかのフィードバック機構の存在を示している。衝撃波の自励振動現象の物理的なメカニズムの理解は、流体の不安定現象に対する理解を深めることに繋がる。

第2章「超音速インテークバズ」では、超音速インテークバズの物理的なメカニズムを明らかにするため、バズ数値シミュレーションと現象のモデリングに取り組んだ。宇宙航空研究開発機構によって実施された、単純形状の外部圧縮型超音速インテーク模型の風洞試験を対象とした解析を実施する。風洞試験を模擬する、非定常数値シミュレーションの結果を検討した。超音速インテークバズが、ディフューザ内の質量流量のバランス調整メカニズムに基づく動力学系にその発生・非発生が支配されているとの仮定の下で現象のモデリングを行い、バズオンセットを特徴付ける新たな線形微分方程式を提案した。さらに、提案されたモデル方程式を検討して物理現象の再現性を確認し、数学的な解析によりバズの発生を左右するキーパラメータを示した。

第3章「2次元遷音速バフエット」では、スパン方向に断面形状の変化が無い、2次元の翼周り流れを対象とした遷音速バフエット現象の解析に取り組む。2次元のNACA0012翼型周り遷音速流れを対象に数値シミュレーションを行い、流れ場の物理的な特性を分析した。本研究では、遷音速バフエット現象の物理メカニズムを解明するために、その「振動源」に着目した分析を行った。最近の流れ場の線形安定性に基づいた理論に基づいた解析によると、衝撃波振動の“振動源”は翼負圧面における衝撃波根本付近である。これは、衝撃波振動は衝撃波根本付近における擾乱に強く影響されることを意味する。本研究では、流れ場の線形安定性の分析手法であるresolvent解析を用いて、2次元のNACA0012翼型周り遷音速流れ場を対象とした解析を行った。流れ場のレイノルズ数を低く設定することで解析を容易にし、より多くの振動源を特定することを目指した。得られた振動源の物理的な意味を考察し、遷音速バフエット現象の物理的なメカニズムを考察した。また、resolvent解析によって得られた振動源が実際に衝撃波振動を引き起こすことを確認するため、DNSによる検証シミュレーションを行った。

第4章「3次元遷音速バフエット」では、より実際の航空機に近い3次元翼における遷音速バフエット現象を論じた。本研究では、NASA-CRM (Common Research Model) を用いて3次元翼における遷音速バフエットの数値シミュレーションを行った。NASA-CRMは旅客機を模擬して設計されており、形状が実機のそれに近く、実機における空力現象を模擬するのに適している。一般的に、3次元バフエットのCFDには2次元の場合と比較して、極めて規模の大きな計算を実行する必要がある。本研究では、計算の規模を抑制しつつ高精度な計算結果を得るために、Zonal-DES (Detached Eddy Simulation) を用いた。得られた非定常の流れ場データを分析し、3次元翼におけるバフエットに特有なスパン方向の不安定性と、2次元翼におけるバフエット現象との類似点について考察した。

第5章「結論」では、本研究で得られた知見を総括し、結論を述べる。

(英訳) ※和文要旨の場合(400 words)

This thesis investigates the physical mechanics of shock wave oscillation phenomena in airflow around an aircraft. We analyze the results of numerical simulation for studying the physical insight of the unsteady motion of the shock waves.

Firstly, we investigate an oscillation phenomenon of the shock wave system on the supersonic intake known as "buzz." We employed the unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes (URANS) method to simulate a series of wind tunnel tests in which an external-compression intake model at a Mach number of 2.0. The experimental and numerical results indicate that the MFR (Mass Flow Rate) through the diffuser is closely tied to the onset of buzz. Based on this finding, we model a time variation of the mass on a control volume (CV), which is located at the rear part of the diffuser. The modeling suggests that the buzz phenomenon can be described by a delay differential equation (DDE). Mathematical and numerical analysis shows that the proposed model could predict the buzz onset by the bifurcation of the solution of the equation.

Secondly, we perform a resolvent analysis on a two-dimensional transonic flow over a NACA0012 to identify the origin of shock oscillation phenomenon around an airfoil called "transonic buffet." Numerical simulation to obtain the base flow for resolvent analysis is conducted at a cord-based Reynolds number of 2000 and a free-stream Mach number of 0.85. This flow condition is quite lower than what traditionally has been considered in previous researches. Resolvent analysis allows us to find that the appropriate forcing input could trigger the shock oscillation even at a low-Reynolds number flow. The source of buffet is identified to be at the shock foot. We also comment on the role of perturbations in the vicinity of the trailing edge.

Consideration of a transonic buffet on a three-dimensional wing used for regular aircraft is the final part of our discussion. We employ a NASA-CRM (Common Research Model) wing as a test model for an investigation. Zonal-DES (Detached Eddy Simulation) method allows us to simulate complex unsteady flow fields. A comparison between the numerical and experimental results suggests that our calculation simulates the three-dimensional buffet with reasonable accuracy. A spectrum analysis about the pressure field on the wing indicates that the three-dimensional buffet could be understood as a superposition of two types of shock oscillation with different frequency ranges. Also, we found that the shock oscillation on the NASA-CRM airfoil could be categorized into three patterns.