



HOKKAIDO UNIVERSITY

Title	衝撃波はく離流れにおける航空機主翼フラッター現象の高忠実解析および安定化/不安定化メカニズムの解明
Author(s)	三宅, 冬馬
Degree Grantor	北海道大学
Degree Name	博士(工学)
Dissertation Number	甲第16839号
Issue Date	2026-03-25
DOI	https://doi.org/10.14943/doctoral.k16839
Doc URL	https://hdl.handle.net/2115/99684
Type	doctoral thesis
File Information	Toma_Miyake_abstract.pdf, 論文内容の要旨 https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/



学 位 論 文 内 容 の 要 旨

博士の専攻分野の名称 博士（工学） 氏名 三宅 冬馬

学 位 論 文 題 名

衝撃波はく離流れにおける航空機主翼フラッター現象の高忠実解析および安定化/不安定化メカニ
ズムの解明

(High-Fidelity Simulation of Aircraft-Wing Flutter in Shock-Induced Separated Flows and
Elucidation of Stabilization/Destabilization Mechanisms)

近年の航空機の高速度化および軽量化に伴い、航空機主翼フラッターの問題が顕在化してきた。フラッターとは流れに起因する流体力と構造物の慣性力および弾性力の3つの力が連成して生じる自励振動現象である。またフラッターは発散的な振動現象であり、一度生じると翼の破壊など、構造に致命的なダメージを与えるため、航空機設計において考慮すべき重要な現象として知られている。従って、フラッター発生条件の予測が必要となるが、実験によるアプローチではフラッター発生時に実験模型が飛散する恐れがあり安全性、風洞設備の故障リスクなどの点から高コストとなってしまう。そのため、数値シミュレーションによるフラッター発生条件の高精度予測技術の確立が望まれている。

これまでの研究で航空機主翼フラッターの特性は様々調べられており、特に遷音速域では翼面上に生じる衝撃波が翼振動によって振動しフラッターが発生しやすくなる（遷音速ディップの発生）ことが知られている。遷音速ディップからさらにマッハ数を大きくすると、衝撃波背後で流れはく離し、それに伴いフラッターは生じづらくなる。衝撃波の発生に伴う不安定化作用に関してはメカニズムと共にその存在はよく知られている。一方、衝撃波背後ではく離による安定化作用については、現象自体は知られているものの、そのメカニズムは明らかにされていない。実験によっては、衝撃波はく離時に急激なフラッター不安定化が生じることが確認されており、衝撃波背後での流れのはく離は、フラッターの安定化/不安定化の両方をもたらす可能性がある。また、衝撃波はく離を伴うような複雑流れ場における3次元フラッター解析技術は十分に確立されていない。

以上の背景のもと、本研究では(1) 衝撃波はく離を伴う流れ場におけるフラッター解析精度の検証および改善、(2) 衝撃波はく離時のフラッター安定化/不安定化メカニズムの解明、を目的とする。目的達成のため、流体構造連成解析コードの構築、高速化および数値解析を実施した。

第1章では、本研究の背景および目的について述べる。

第2章では、本研究で用いる流体構造連成解析コードの支配方程式、時間空間離散化、乱流モデル、MPI/OpenMPによる並列化について説明する。

第3章では、衝撃波はく離によりフラッター安定化が生じる2次元対称翼を対象とした定常解析、強制振動翼解析およびフラッター解析結果を示し、非定常空気力の予測精度検証、フラッター計算の妥当性検証、衝撃波はく離による安定化メカニズムについて記述する。定常解析、強制振動翼解析の結果を実験値と比較した結果、衝撃波はく離を伴う流れ場であっても、適切な乱流モデル・格子幅・時間刻み幅を用いることで2次元流れ場においては高精度に非定常空気力を予測可能であることを確認した。またフラッター解析結果についてはその他の計算例と比較し、同様の結果を得られたため妥当な計算を行っていると判断した。次に衝撃波はく離が生じる条件に着目し、強制振動翼解析の結

果から安定化メカニズムについて議論した。はく離が生じない場合は、衝撃波は迎え角増大に対して下流側へ移動し、そのときの位相遅れは系を不安定化する。一方、衝撃波背後で流れがはく離する場合は、迎え角増大に対して衝撃波は上流側へ移動し、そのときの位相遅れは系を安定化することが分かった。この迎え角変化に対する衝撃波の移動方向の逆転が安定化をもたらす主要因であることを明らかにした。

第4章では、衝撃波はく離によりフラッター不安定化が生じる2次元超臨界翼型を対象としたフラッター解析および強制振動翼解析結果を示し、衝撃波はく離による不安定化メカニズムについて記述する。フラッター計算を実施した結果、超臨界翼型では従来の遷音速ディップ(1st ディップ)に加えて、さらに高マッハ数側において急激な不安定性(2nd ディップ)が生じることが確認できた。強制振動翼解析を行い、流体-構造間のエネルギー収支を調査したところ、2nd ディップでは衝撃波背後で流れがはく離している場合においても衝撃波振動が系を安定化していることが分かった。加えて強制振動翼解析から、2nd ディップにおける衝撃波の不安定化作用は、衝撃波振動の位相進みに起因することが分かった。またこの衝撃波の位相進みは、超臨界翼型の翼下面キャンバー部での流れのはく離-付着のサイクルによるものであることを明らかにした。

第5章では、衝撃波はく離によるフラッター不安定化が生じる3次元NACA0012ベンチマーク翼のフラッター実験を対象とした解析結果を示し、3次元でのフラッター解析精度の検証結果および不安定化メカニズムについて記述する。従来の3次元フラッター解析では翼根側の境界条件として対称境界条件を採用しているものがほとんどであるが、実際の実験では翼根には壁が存在する。亜音速域では壁の影響は無視できるものの、遷音速域において、翼根壁と衝撃波・はく離の干渉がどのようにフラッター予測に影響するかは不明である。また翼根側に壁がある場合、翼表面と翼根壁の境界層干渉によって生じる2次流れが、はく離形態に大きく影響することが知られている。この2次流れを捉えるためには非線形渦粘性モデルを用いる必要がある。従って本解析では、(1)翼根側に対称境界条件を用いるCase1、(2)翼根側に滑りなし境界条件を用いるCase2、(3)翼根側に滑りなし境界条件を用い、かつ非線形渦粘性モデルを適用するCase3、の3ケースについて計算を行い実験と比較した。その結果、低マッハ数域においては各モデル間での結果の差異は小さいことが分かった。一方、フラッター不安定性が生じる高マッハ数域においては各モデルによる差異が大きく、Case1は不安定性が生じるマッハ数域が実験に比べて小さい、Case2は不安定性がほとんど生じない、Case3は不安定性が生じ、かつそのマッハ数域も実験と良く一致する、といった結果となった。流れ場を比較すると、Case1では衝撃波はく離がスパン中央から翼根部にかけて広く生じているのに対して、Case2では翼根側において大きなコーナーはく離が生じていることが分かった。またCase3では翼根側で2次流れが生じ、翼根部において流れが付着していることが分かった。このように翼根壁のモデリングおよび乱流モデルの選択により衝撃波はく離時の不安定性の予測精度は大きく変化し、3次元の遷音速フラッター解析において翼根壁を考慮し2次流れを捉えることの重要性を示した。また翼面の圧力分布から、高マッハ数域においては衝撃波背後ではく離により、微小な迎え角変化に対して衝撃波が大きく移動しそれにより不安定性が生じることが分かった。

第6章は結論であり、衝撃波はく離を伴う流れ場における高忠実フラッター解析手法およびフラッター安定化/不安定化メカニズムについて総括を行う。加えて、今後の研究展開についても述べる。