

超臨界翼における特異な遷音速フラッター現象のメカニズム解明

三宅 冬馬

北海道大学 大学院工学院

1. はじめに

翼のフラッター現象とは、流体の空気力と翼の構造力および慣性力とが連成して生じる自励振動現象である。フラッターが発生すると翼に発散的な振動が生じるため、フラッターは非常に危険な現象として知られている。Figure 1 にフラッター境界の概念図を示す。従来の対称翼では、遷音速域において生じる翼面上の衝撃波が系を不安定化するため、フラッターが生じやすい領域（遷音速ディップ）が一つ生じることが知られている。一方、現在広く用いられている超臨界翼型は翼上面が平坦で翼後縁近傍で大きなキャンバーを持つことから、フラッター特性が変化すると考えられる。Persoon ら[1]は超臨界翼を用いた遷音速フラッター試験を行い、特定の迎角において2つの遷音速ディップが生じることを示した。またMiyake ら[2]は2次元フラッター解析によってダブル遷音速ディップを捉えることに成功しており、衝撃波の位相特性から不安定メカニズムについて説明した。これまでは2次元解析でのメカニズム解明が主であったが、実際の翼は後退角や翼端を有しているため流れ場の3次元性は無視できない。従って、本研究では超臨界翼を用いた3次元遷音速フラッター解析を行い、流れ場の3次元性がフラッター特性に及ぼす影響について調査する。

2. 数値計算手法および計算条件

流体の支配方程式としてレイノルズ平均した3次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を用いた。また乱流モデルとして SA モデルを用いた。構造側には弾性体の運動方程式を用い、モード法による解析を行った。流体—構造の連成には弱連

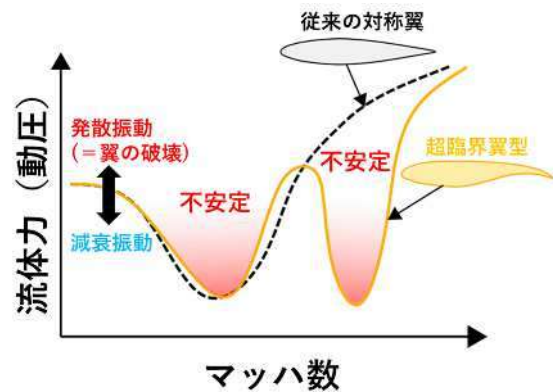


図1：フラッター境界の概念図

成法を用いた。本解析では Aeroelastic Research Wing 2 (ARW2)を対象に計算を行った。ARW2 はアスペクト比 10.3、テーパー比 0.286、前縁後退角 28.8deg の3次元超臨界翼であり、過去の実験で高マッハ数域における不安定性が確認されている[3]。

3. 結果と考察

3.1 静的計算

まず静的な状態での検証計算としてマッハ数 $M_\infty = 0.9$ 、迎え角 $\alpha = 0 \text{ deg}$ での流れ場を実験と比較した。その結果を Fig. 2 に示す。まず Fig. 2(a)に示す翼上面圧力係数分布から、翼根から翼端にかけて衝撃波が生じていることが分かる。次に Fig. 2(b)に示す 70.7%スパン位置の主流方向速度分布に着目すると、翼上下面で強い衝撃波が生じており、その背後で流れがはく離していることが分かる。また Fig. 2(c)に示す断面圧力係数分布の比較から、本解析結果は衝撃波位置やその背後での圧力分布などが実験と良く一致しており、妥当な計算が行えていることが分かる。

3.2 フラッター計算

次にフラッター解析の結果について述べる。

Figure 3 に本解析で得られたフラッター境界を示す。Figure 3 より、マッハ数の増大とともにフラッター動圧は低下し、 $M_\infty = 0.82$ で最小となることが分かる。また、さらにマッハ数を大きくするとフラッター動圧は急激に増大し、その後、再度フラッター動圧は低下する。そして $M_\infty = 0.94$ で極小となったのちフラッター動圧は再度増大する。このように本解析では先行研究[2]と同様のダブル遷音速ディップを捉えることができた。

ダブル遷音速ディップの発生要因について調査するため各マッハ数における流れ場を比較する。Figure 4 に各マッハ数における翼上面圧力係数分布、Fig. 5 に翼上面速度勾配分布をそれぞれ示す。ここで Fig. 5 中のピンク色の部分は速度勾配が負、つまり流れがはく離している領域を表す。Figure 4(a)より、一つ目のディップの底である $M_\infty = 0.82$ では翼上面に衝撃波が生じていることが分かる。Fig. 5 には示していないが、 $M_\infty = 0.82$ では、はく離は生じていないことを確認している。従って、 $M_\infty = 0.82$ では翼上面に生じた衝撃波の不安定化作用によりフラッター動圧が低下したと考えられる。また $M_\infty = 0.88$ では Fig. 4(b)および Fig. 5(a)に示すように、翼上面に強い衝撃波が生じ、さらに翼根部からスパン中央付近にかけて衝撃波背後で流れがはく離していることが分かる。衝撃波背後ではく離が生じた場合、衝撃波振動が系を安定化することが分かっており[4]、 $M_\infty = 0.88$ においても衝撃波振動の安定化作用によってフラッター動圧が回復したと考えられる。さらにマッハ数を大きくした $M_\infty = 0.94$ では Fig. 4(c)および Fig. 5(b)に示すように翼上面衝撃波はさらに強くなり、スパン全域にわたって衝撃波背後ではく離が生じていることが分かる。 $M_\infty = 0.88$ との流れ場の違いは衝撃波背後のはく離域の大きさであるため、スパン全体ではく離が系の不安定

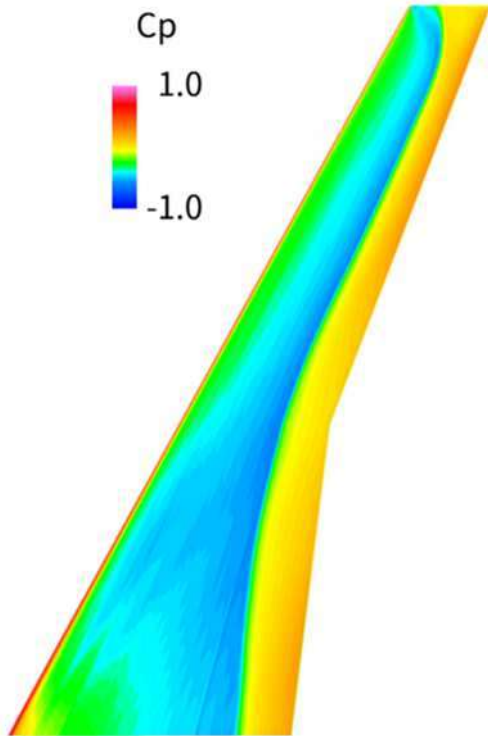
化につながっていると考えられるが詳細なメカニズムについては不明である。さらにマッハ数を大きくすると、Fig. 4(d)に示すように衝撃波は翼後縁に達し、翼上面のほとんどが超音速流れとなる。衝撃波が後縁に達すると衝撃波が後縁位置で固定され空気力の変化も小さくなる。加えて Fig. 5(c)に示すように衝撃波背後ではなく離も生じなくなる。そのため、フラッター動圧は大きくなる。

4. おわりに

本研究では超臨界翼 ARW2 を用いた 3 次元フラッター解析を行いフラッター特性について調査した。その結果、ARW2 では低マッハ数側でのディップに加えて、高マッハ数側においてもディップが生じることが分かった。また流れ場から低マッハ数側のディップは翼面上の衝撃波振動によるものであり、従来の典型的な遷音速ディップ特性が表れていることが分かった。一方、高マッハ数側のディップはスパン全域にわたって衝撃波背後で流れがはく離した場合に生じるものであることが分かったが、その詳細なメカニズムは不明である。従って今後、強制振動翼解析などを行い、高マッハ数側でフラッター動圧が低下する理由について調査していく。

参考文献

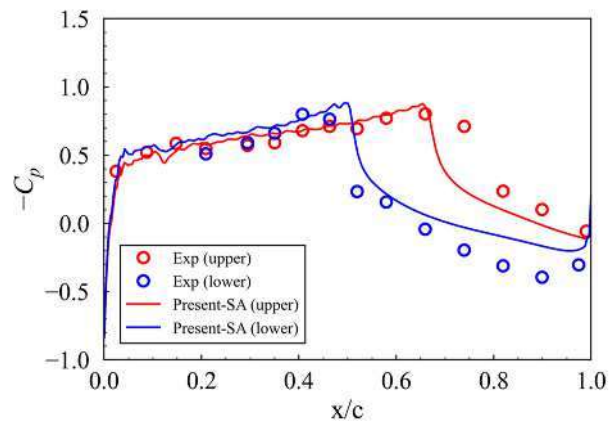
- (1) Persoon, A. J., et al., J. Aircraft, **21**, 906–912, (1984).
- (2) Miyake, T., and Terashima, H., AIAA J., **61**, 5365–5376, (2023).
- (3) David A. et al., AIAA Paper 1985-0598, (1985).
- (4) Selland, S., et al., AIAA J., **62**, 4881–4887, (2024).



(a) 翼上面圧力係数分布



(b) 70.7%スパン位置における主流方向速度分布



(c) 70.7%スパン位置における圧力係数分布の比較

図2 : $M_\infty = 0.9$ における流れ場

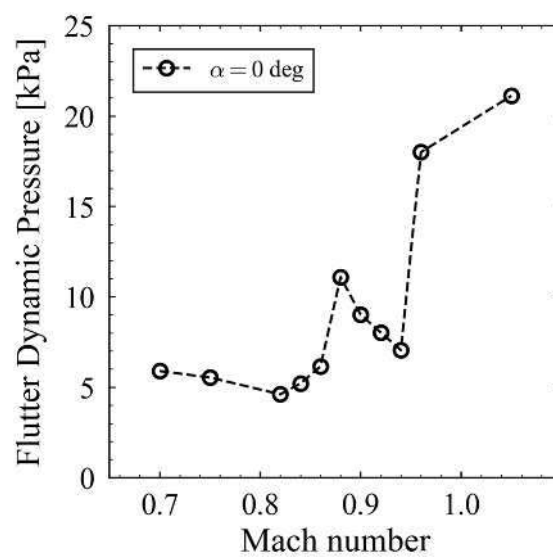


図3 : フラッター境界

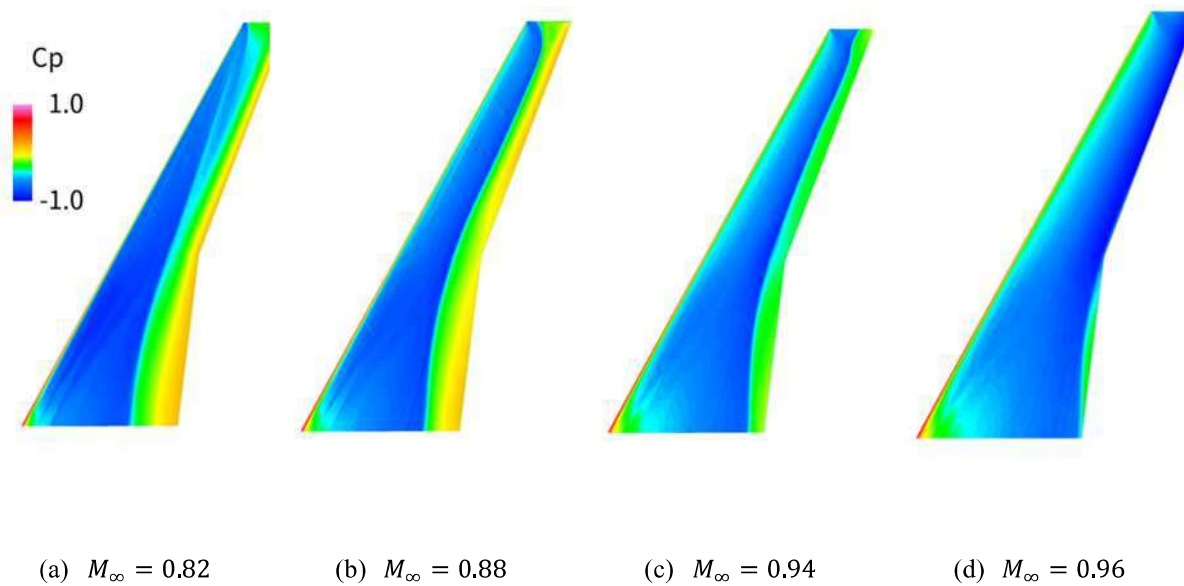


図4：各マッハ数における翼上面圧力係数分布

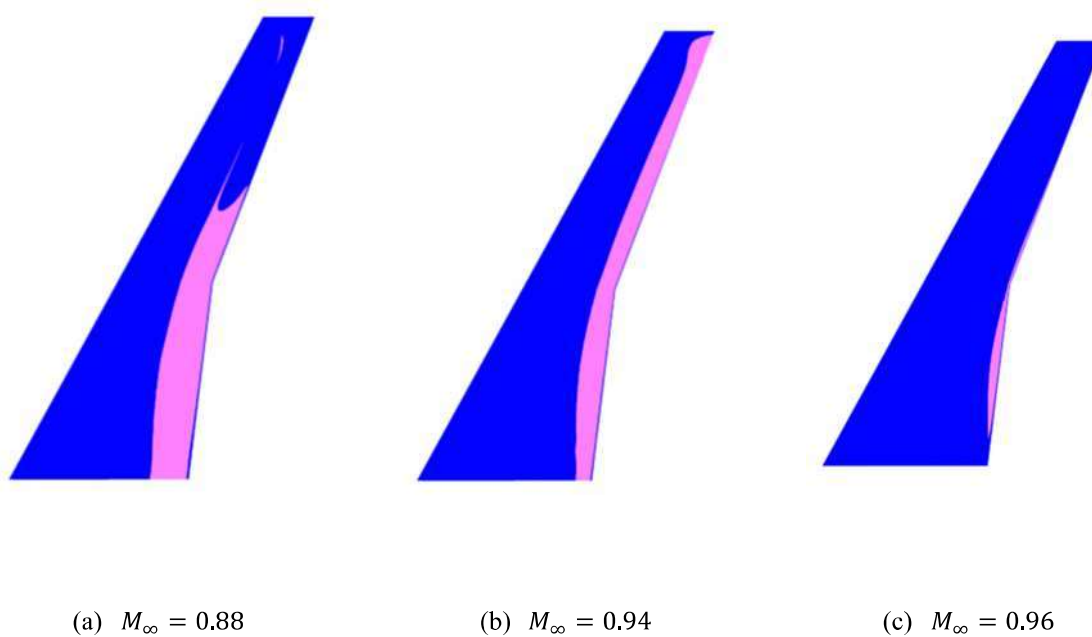


図5：各マッハ数における翼上面速度勾配分布