

MHI における空力弾性応答解析について

MHI Activities on Aeroelastic Analysis

野村隆之(三菱重工業(株))
Takayuki Nomura (MHI)

柳川祐輝((財)日本航空機開発協会)
Hiroki Yanagawa (JADC)

Abstract

MHI activities on aeroelasticity and the associated fields are presented. MHI has conducted many types of aeroelastic analysis throughout the development of aircraft in the past decades. The transonic dip phenomenon is one of the most important items in the aeroelasticity field and cannot be analyzed by the linear aerodynamics tools commonly used in the aircraft design. The recent progress in the time-marching method that calculates the flow field around the airfoil in the time domain enables us to solve the transonic dip by the analysis. In this paper, two analysis examples using USTF3 developed at NAL are presented that studied the transonic flutter properties of the high-aspect-ratio transport wing and SST wing, both of which were done in the design phase at MHI.

1. はじめに

MHI では航空機の開発を通して以下の項目に示されるような空力弾性特性の解析・試験を行ってきた。

- 低アスペクト比翼搭載物形態のマルチフラッタ
リミットサイクル振動
- 遷音速領域のフラッタ
- 非平面翼のフラッタ
- 剥離流を伴うフラッタ
- パネルフラッタ
- 舵面フラッタ
- プロペラールフラッタ
- 構造・制御連成問題(ASE)
- 空力弾性テラリング ... 等

上記中 2 番目の項目である「遷音速領域のフラッタ」については、図 1 に示すように線形理論でのフラッタ速度推算値に対してフラッタ速度が低下する「遷音速ディップ」と呼ばれる現象が知られている。これは衝撃波と翼の動きの相互作用で発生する現象であり、一般的なフラッタが曲げモードとねじりモードの連成により発生するのにに対し、遷音速ディップでは 1 自由度のリミットサイクル振動として発生することが特徴である。航空

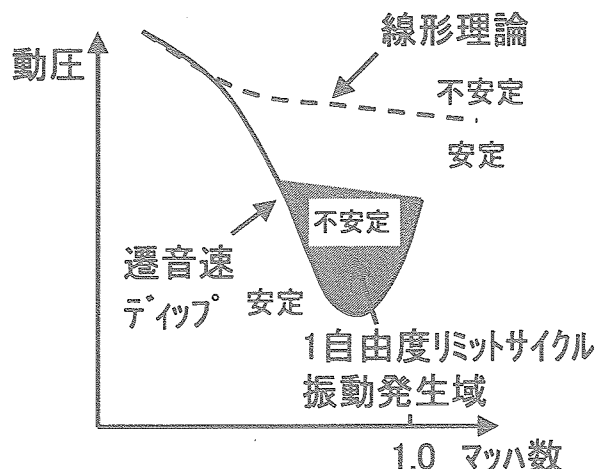


図 1. 遷音速ディップ現象

機の設計において実用的に用いられてきたパネル法に基づく線形空気力ツールでは衝撃波を考慮できないため、遷音速ディップを捉えることができない。従って、従来は風洞試験によりその特性を確認してきた。一方、NATASに含まれる直接シミュレーションツールの一つである USTF3 はフルポテンシャル方程式に基づいており衝撃波を考慮した空弾応答計算が可能である。本稿では MHI において USTF3 を用いて行った遷音速フラッタ解析事例として、高アスペクト比民間機タイプ翼及び SST タイプ翼の 2 例について紹介する。

2. USTF3 による遷音速フラッタ解析事例

2. 1 高アスペクト比民間機タイプ翼

高アスペクト比翼では遷音速ディップの発生が広く知られており、古くは線形解析に遷音速補正を適用した簡易的な解析から、近年は直接シミュレーションによる空弾応答解析等、従来から様々な検討が行われてきた。ここでは、図 2 に示すような平面形を持つ高アスペクト比民間機タイプ翼に対して行った USTF3 による遷音速フラッタ解析事例を紹介する。

図 3 に線形解析によるフラッタハザードを示す。線形解析には汎用の構造解析ツール NASTRAN を使い、空気力計算は NASTRAN に標準のツールである DLM(Doublet Lattice

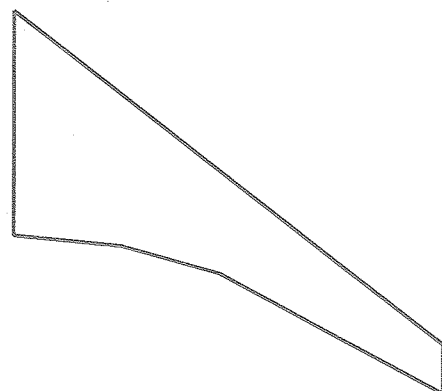


図 2. 高アスペクト比民間機タイプ翼平面形

Method)を利用した。解析の結果、逆対称モードのフラッタ速度が対称モードより低いことが判明したが、最大速度の目標領域に対しては余裕があることが分かる。

図4に逆対称モードの連成モード振動特性を示す。逆対称モードは曲げ1次モードとねじり1次モードが連成モードとなるが、双方とも一般的な曲げ系及びねじり系モードのノットラインを示している。従って、線形解析で得られたフラッタ速度は典型的な曲げ-ねじりフラッタによるものである。

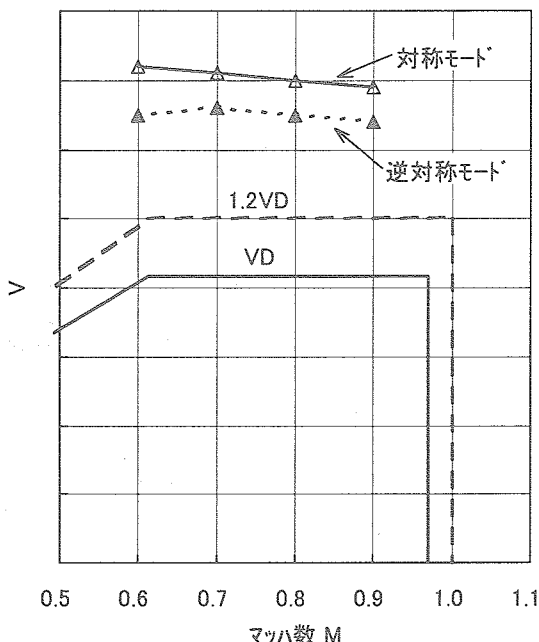


図3. 線形理論によるフラッタカウンタリ
—高アスペクト比民間機タイプ翼

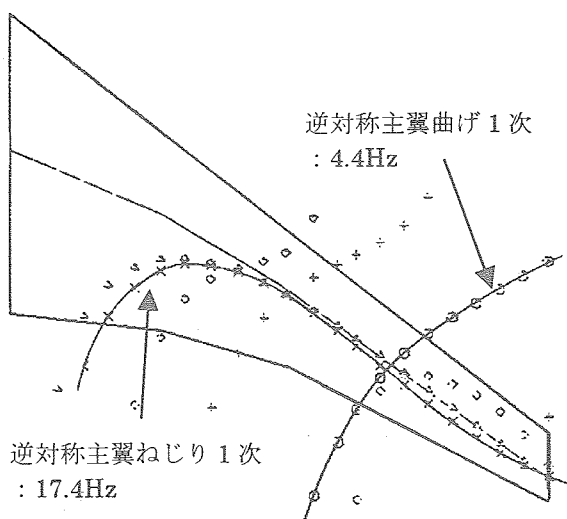


図4. 連成モード振動特性(逆対称モード)
—高アスペクト比民間機タイプ翼

次に、線形解析で得られたフラッタ速度のうち、低い方の逆対称モードについて遷音速フラッタ現象を調査するためにUSTF3による遷音速フラッタ解析を行った。解析に用いた振動特性データは線形解析で使用したデータと同じものを用いた。解析 Mach 数は 0.8,0.85,0.9,0.92,0.95 で、速度は各 Mach 数について 2~4 ポイントの計算を実施した。USTF3 による解析結果を線形理論での結果に重ねて図5に示す。図中○等のシボルで現した点が計算ポイントである。尚、本解析では境界層補正を適用していない。

図5からUSTF3による解析では、Mach数0.92付近においてフラッタ速度が大きく落ち込む遷音速フラッタが現れていることが分かる。ここで、USTF3の解析ポイントのうち、③M=0.9:収束、⑮M=0.92:調和振動、⑩M=0.92:発散の3ケースについてUSTF3による解析結果出力を図6に示す。図6のグラフは何れも横軸が計算ステップ、縦軸がモデル変位を示すが、③では各モードともに安定であるのに対し、⑩では曲げ1次モードが発散する様子が見られる。

以上から、線形理論では目標領域に対し余裕がある結果が得られても、USTF3による遷音速フラッタ解析から、遷音速フラッタによりフラッタ特性が非常に厳しくなる可能性があることが示された。

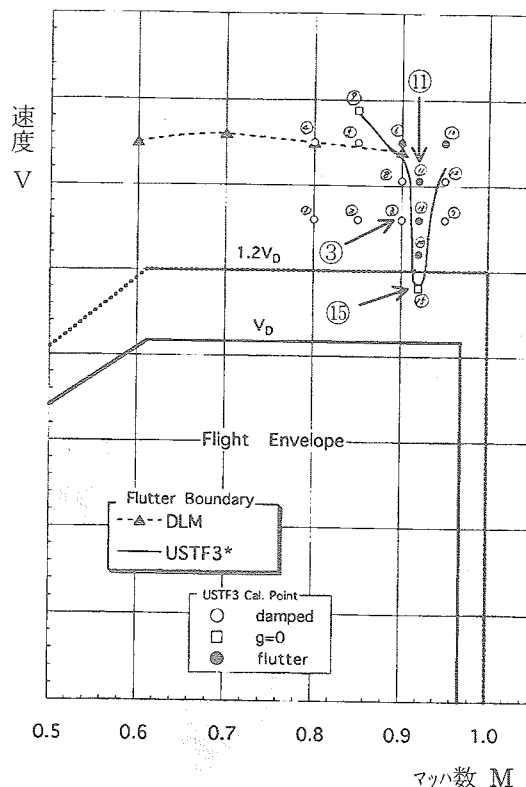
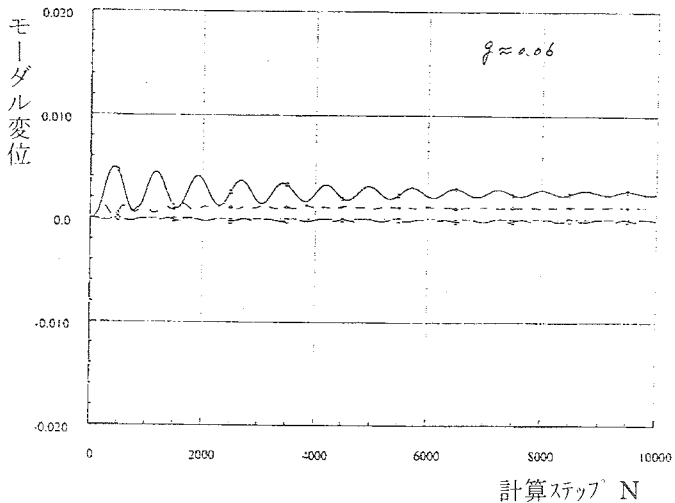
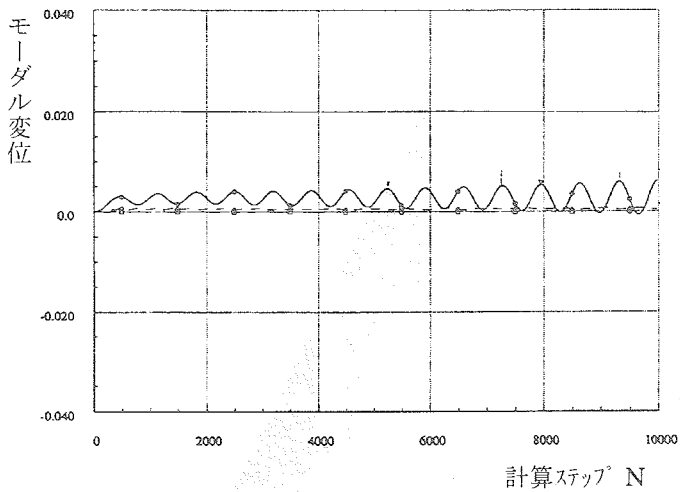


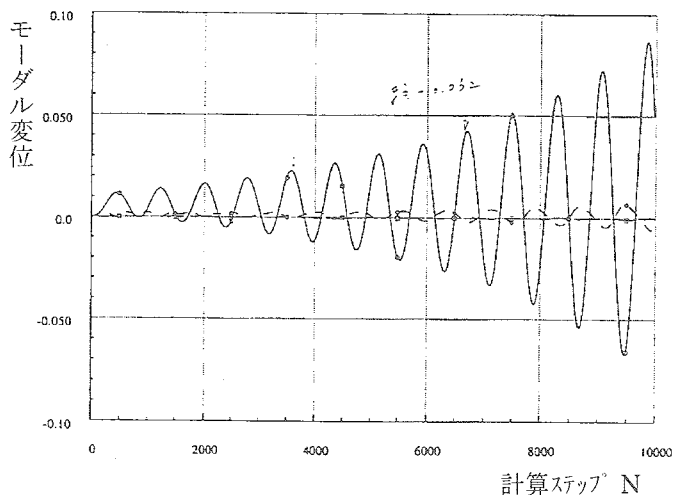
図5. USTF3による解析結果
(逆対称モード)
—高アスペクト比民間機タイプ翼



(a)計算ポイント ③M=0.9 : 収束



(b)計算ポイント ⑤M=0.92 : 調和振動



(c)計算ポイント ⑩M=0.92 : 発散

図 6. USTF3 解析結果時歴
—高アスペクト比民間機タイプ翼

2. 2 SSTタイプ翼

本検討は経済産業省及び(社)日本航空宇宙工業会の支援を受け、JADC、NAL 及び MHI の三者で実施したものである。

SST は近年 NASA を中心として様々な検討がなされてきたが、SST の有力候補の一つであるアローイング形態においても NASA の風洞試験結果から遷音速テップの発生が確認された。ここでは図 7 に示すような平面形を持つ SST タイプ翼について、USTF3 による遷音速フラック解析を行ったのでその解析事例を紹介する。

まず、線形解析の結果について示す。線形解析には高アスペクト比民間機タイプ翼の場合と同様に、汎用の構造解析ツール NASTRAN を用い、空気力計算は亜音速域については DLM を、超音速域については ZONA51 を利用した。

図 8 に使用した構造モデルを、図 9 に空力モデルを示す。構造モデルはシェル要素で構成した主翼モデルにバー要素で模擬した胴体モデルを組み合わせたモデルを用いた。また、空力モデルについては主翼のみを考慮した。

図 8、9 に示したモデルを用いて行った線形解析によるフラックバウダリを図 10 に示す。解析の結果、M=0.9~0.95 の遷音速領域において対称モードの燃料 Empty 条件が最もフラック速度が低いことが判明した。図 11 に対称モード/燃料 Empty 条件の連成モード振動特性を示す。胴体縦曲げ 1 次モードは曲げ系のノードライン、対称主翼曲げ 2 次モードはねじり系のノードラインを示しており、線形解析で得られたフラック速度は典型的な曲げ-ねじりフラックによるものであることが分かる。

線形解析の結果から、対称モード/燃料 Empty 条件が遷音速域において最もフラック特性が厳しいことが判明したため、この条件にて USTF3 による遷音速フラック解析を実施した。USTF3 による解析で用いた振動特性データは線形解析で使用したデータから、主翼が動かない局所的な振動モードを除いたものを用いた。USTF3 における空力モデルを図 12 に示す。解析 Mach 数は 0.75,0.8,0.85,0.875,1.1,1.15,1.2 で、速度は各 Mach 数について 1~6 ポイントの計算を実施した。また、本解析では 2 次元の境界層補正を適用した。

図 13 に USTF3 により得られた解析結果を線形解析によるフラックバウダリ、及び USTF3 で粘性効果無し(境界層補正無し)として得られたバウダリと併せて示す。図 13 から M=0.8~1.2 において、境界層補正無しの USTF3 によるフラックバウダリは遷音速テップにより線形理論のバウダリに対して大きく低下することが判明した。更に、境界層補正

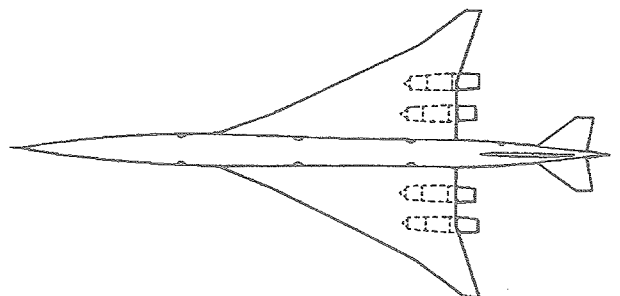


図 7. SSTタイプ翼

を考慮すると補正無しのパウタリより速度が低い領域でも調和振動が発生し、亜音速域/遷音速域ともにフラッタ速度が低下する領域が広がる結果となった。

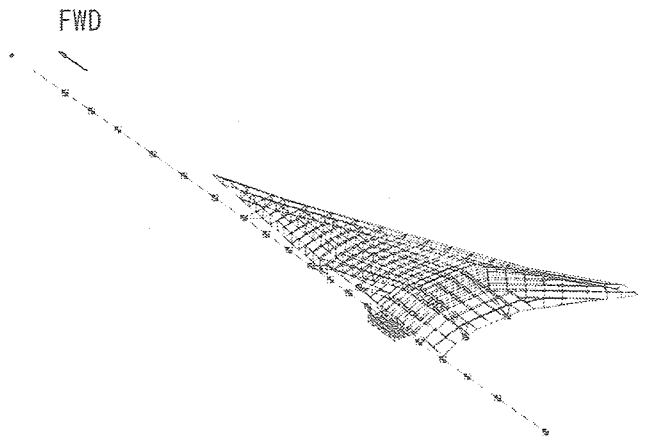
次に、USTF3 の解析ポイントのうち、以下の2ケースについてUSTF3 の解析結果出力を図14に示す。

- ・ $M=0.85/V=400\text{KEAS}$: 調和振動
- ・ $M=1.1/V=450\text{KEAS}$: 発散

図14のグラフは何れも横軸が無次元時間、縦軸がモデル変位を示す。 $M=0.85/V=400\text{KEAS}$ では各モードについて振動が持続し、調和振動であるが、 $M=1.1/V=450\text{KEAS}$ では主要モードが徐々に発散する様子が分かる。

以上の解析結果から、現構造においてはマッハ数 $=0.8\sim 1.2$ の領域においてフラッタ速度が目標運用領域を下回る可能性が高いと推定される。

図8. 構造モデル-SSTタイプ翼



3. まとめ

以下に本検討の成果を示す。

- ・ 高アスペクト比民間機タイプ翼、SSTタイプ翼それぞれについてUSTF3を用いた遷音速フラッタ解析を実施し、遷音速ディップを捕らえることができた。
- ・ これにより目標運用領域に対して、遷音速領域にてフラッタ特性がクリティカルになる可能性が明らかとなり、設計作業にフィードバックすべき重要な知見が得られた。

今後の課題は以下の通り。

- ・ 3次元境界層計算結果による補正、またはN-S方程式を用いた直接シミュレーション解析等、より精度の高い粘性効果検討の実施。

また、NATASに対する要望を以下に記す。

- ・ 非平面翼(例; T尾翼)や複雑形状(例; E/Gポット等)に適用可能な解析ツールの整備
- ・ 剥離流を伴うフラッタ現象に適用可能な解析ツールの整備
- ・ 風洞試験等による解析ツールの精度検証

4. 謝辞

経済産業省及び(社)日本航空宇宙工業会の関係者各位に対し、感謝の意を表します。

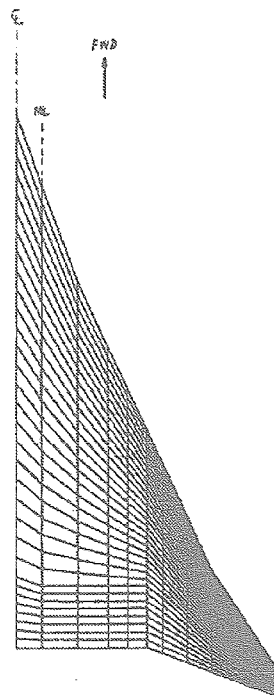


図9. 空力モデル(パネル法)-SSTタイプ翼

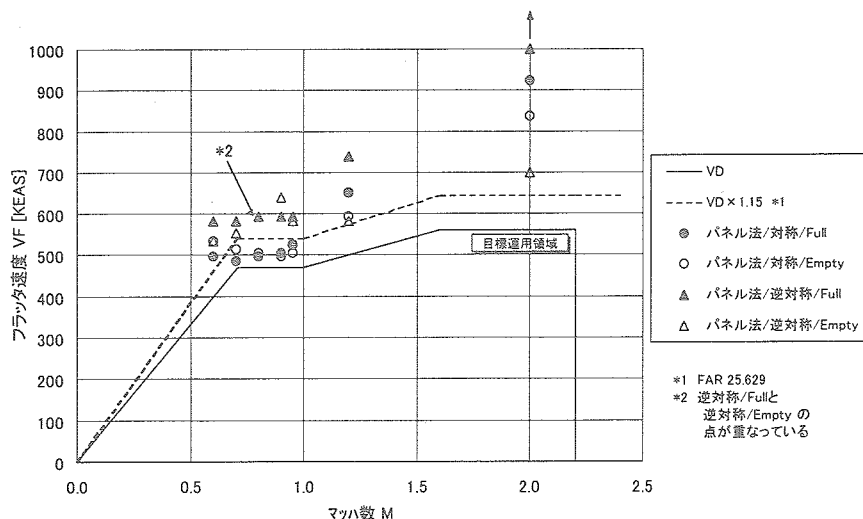
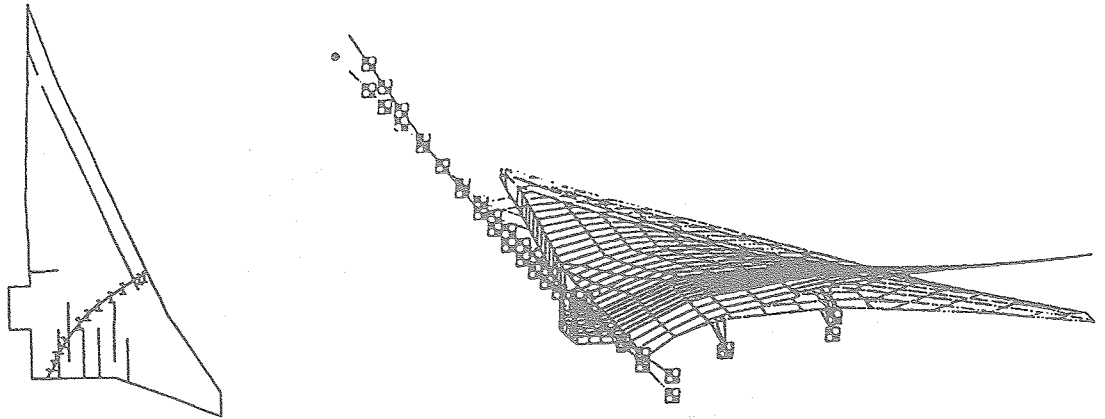
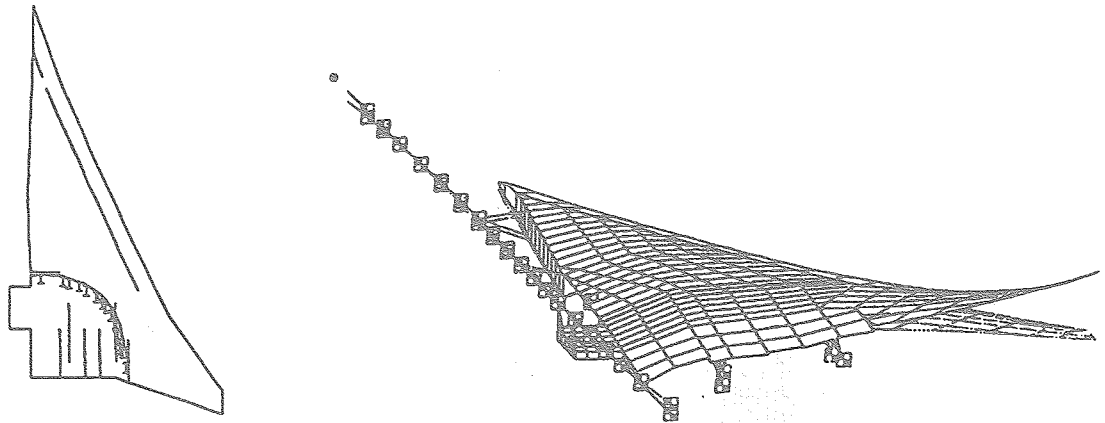


図10. 線形理論によるフラッタパウタリ-SSTタイプ翼

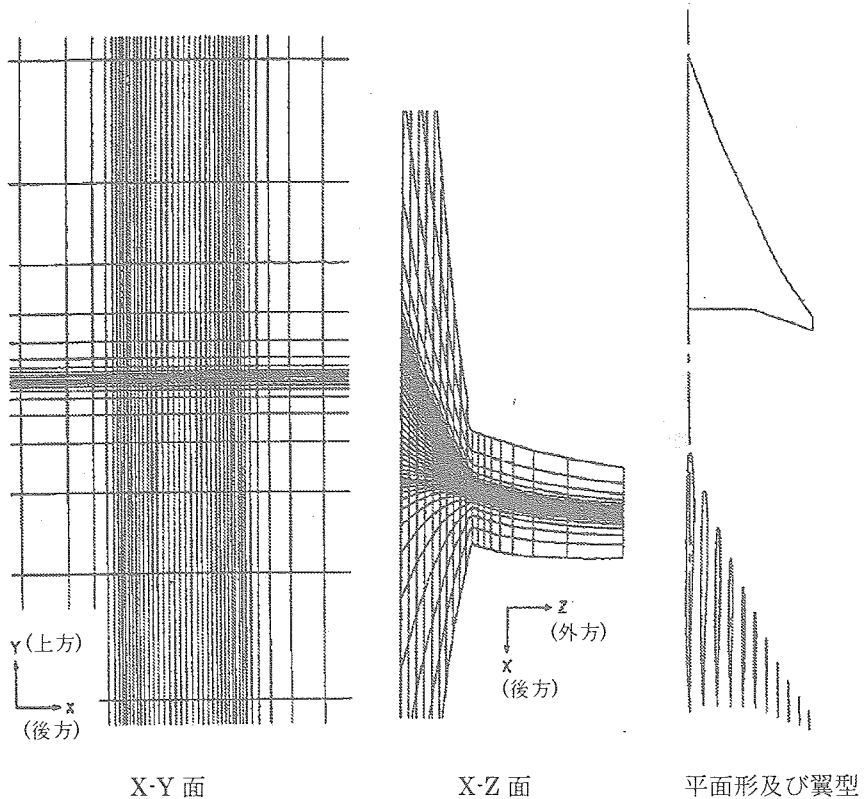


(a)胴体縦曲げ1次モード : 1.2Hz



(b)対称主翼曲げ2次モード : 2.5Hz

図 11. 連成モード振動特性 (対称モード/燃料 Empty 条件) - SST タイプ翼



X-Y 面

X-Z 面

平面形及び翼型

図 12. USTF3 における空力メッシュ - SST タイプ翼

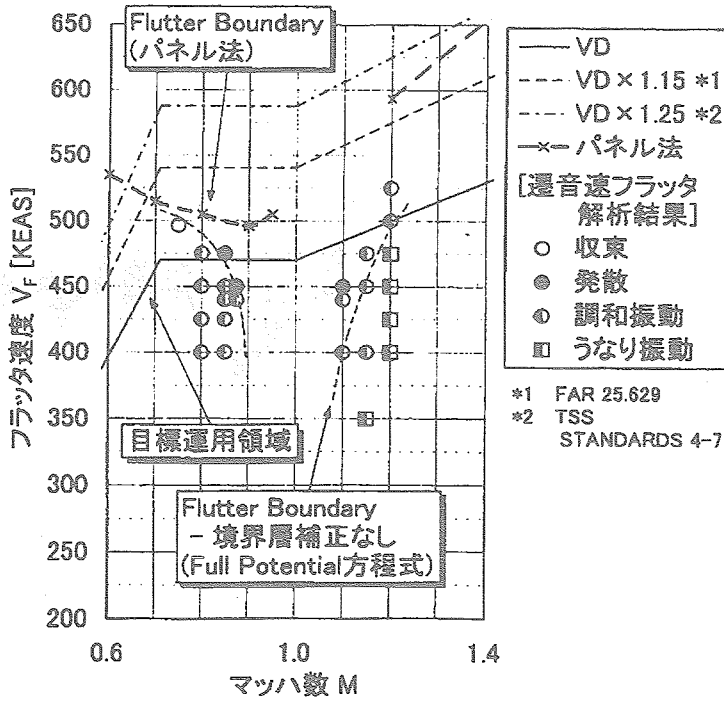
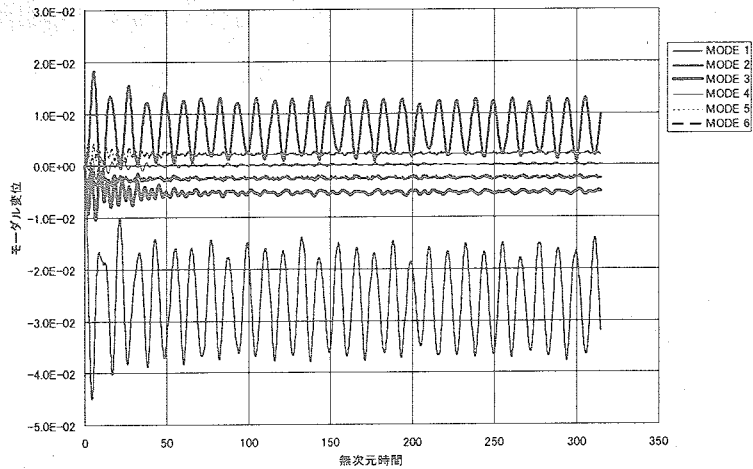
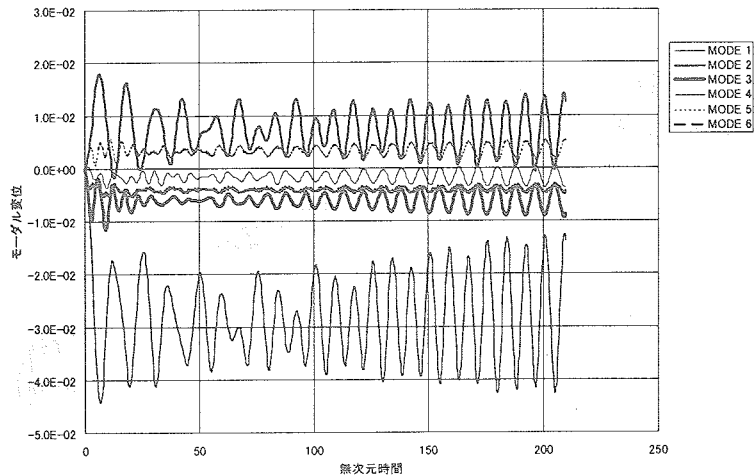


図 13. USTF3 による解析結果 - SST タイプ 翼



(a) $M=0.85/V=400\text{KEAS}$: 調和振動



(b) $M=1.1/V=450\text{KEAS}$: 発散

図 14. USTF3 解析結果時歴 - SST タイプ 翼