

ガスタービン設計における構造解析の現状

藤村哲司*1、篠崎正治*1

Latest status of numerical simulation for aero-engine structural design

by

Tetsuji Fujimura *1, Masaharu Shinozaki *1

ABSTRACT

Recently, cutting aero-engine development cycle times is being pursued aggressively to reduce program risk as well as total amount of costs. Under such a back ground with very rapid progress of computer utilization environment, numerical simulations have been extensively applied to aero-engine structural design. From the viewpoint of recent trend of advanced, detailed and multidisciplinary design approach, detailed non-linear finite element analysis, rotor dynamics, crack growth analysis and impact analysis are presented.

1. はじめに

航空用ガスタービン設計においては、従来、開発着手から型式証明まで5年と言われていたが、現状で約3年、近い将来には2年弱と大幅な期間短縮が追求されている。図1にプログラムローンチから初回エンジン試験までの開発期間の概略的な変遷を示す。現状では、機体の開発期間に対してエンジン開発期間の方が長かくなり、機体規模・仕様等を推定してエンジン開発に着手しなければならず、開発リスクが非常に高い。エンジン開発期間を大幅短縮すれば、機体の仕様が確定してから詳細設計を開始することができるようになり、開発リスクが大幅に低減される。また、機体仕様変更があった場合でも短期間で対応することができるようになる。一方で、図2に示すように、近年のコンピュータ利用環境の向上により、汎用マシンで実行可能な構造解析の規模が加速度的に増大している。このような背景により、航空用ガスタービンの構造設計においても数値シミュレーションの適用範囲が飛躍的に拡大している。また、数値シミュレーションの内容自体も、高度化、大規模化、統合化が進んでおり、解析精度向上、ひいては製品品質の向上に貢献している。以上のような観点から、航空用ガスタービン設計における構造解析の現状を紹介する。

2. 構造解析の方向性

表1に航空用ガスタービン設計における構造解析の方向性を示す。高度化、大規模化、統合化といったキーワードで整理できる。高度化の流れとしては、従来の線形解析から、大変形、弾塑性、接触などを考慮した非線形解析の多用化、鳥衝撃あるいはファン動翼破断時の挙動をシミュレートするための衝撃応答解析の適用などがあげられる。モデルの大規模化という点では、亀裂進展解析のように欠陥近傍のミクロの挙動をシミュレーションするため局所モデルを高精度化するもの、エンジン運用時の各部構造の健全性を評価するためのエンジン全体剛性解析などモデル化範囲を大規模に拡張する2つの方向がある。さらに、従来行われてきた、「性能設計→空力設計→伝熱解析→構造設計」といった垂直分業的な設計プロセスを見なおし、異分野の設計をコンカレントに連携あるいは連成させて短期間に全体最適化を図るといった統合化も新しい流れのひとつである。

3. 構造解析例

3. 1 一般構造解析

図3に高度化の一例として、フランジボルト部の非線形挙動の解析を示す。フランジ同士の接触面およびボルト/ナット座面とフランジとの接触面には接触時のみ荷重を伝える接触要素を適用し、ボルトには初期締め付けトルクによる軸力をあたえた上で、終局荷重負荷時の挙動を弾塑性解析により求めている。このような単純な問題に対しても高度な解析手法を適用しなければならない背景としては、軽量化のためフランジ肉厚をできる限り薄くする必要があり、終局荷重時には塑性変形を考慮せざるを得なくなってきたことが挙げられる。図4に大規模化の例として空冷タービン動翼の解析例を示す。現在は50万節点規模のモデルで形状チューニングを実施しており、解析速度向上とともに、自動化によるモデル作成時間短縮にも注力している。図5はファン動翼とディスクの連成解析例であり、同様に大規模化の一例である。従来は翼部のみの線形解析を実施していたが、近年ではディスクの剛性の応力あるいは翼固有振動数への影響を正確にシミュレートするために、翼とディスクの接触を考慮して連成させた上で、翼部の大変形を考慮した非線形解析を実施するのが通常である。

3. 2 ロータダイナミクス

エンジン運用上問題となる回転体の危険速度および一般的に最も大きな荷重が発生するファンブレード飛散時の各部の発生荷重を精度良く予測するため、定常応答解析から非線形非定常応答解析まで幅広い振動解析が適用されている。図6にエンジン振動解析モデルの例を示す。この例では、エンジンのシャフト、ケーシング等をビーム要素でモデル化し、各要素間をつなぐフレーム部の剛性をバネ要素で模擬している。剛性の算出には荷重負荷方向による剛性の違いを考慮するために、フレーム部の3次元の有限要素法解析を実施している。さらに、各部の摩擦等による構造減衰、スクイズフィルムダンピング等の粘性減衰効果を考慮し、危険速度および通常のロータに発生するアンバランス量に対するエンジン各部の振動応答レベルを予測している。また、ファンブレード飛散時を想定した解析では、ファン部に極めて大きなアンバランスが発生し、各部の動翼とケース等が接触して支持剛性として作用するため、接触要素を用いて非線形の応答解析を実施している。近年ではさらに精度の良い

*1 石川島播磨重工業(株) 航空宇宙事業本部 技術開発センター エンジン技術部

予測をおこなうために、機体およびエンジンを統合し3次元モデルによる大規模な応答解析が適用されるようになってきている。

3.3 全体剛性解析

機体運用時の荷重によるエンジンの強度および変形を把握し、軽量化および変形による各部クリアランス増加等によるエンジン性能低下を防止するため、エンジン全体の3次元モデルによる解析が行われている。さらに、解析モデルの詳細化、機体モデルとの統合によるさらに大規模な解析への取り組みもなされている。図7にエンジン全体剛性解析例を示す。エンジン全体をモデル化し応力/変形分布を把握すると共に、この解析によって得られた境界条件を使用して、強度的に厳しい部分をさらに詳細メッシュ分割したズームアップ解析を実施して、応力集中部の詳細な応力評価を実施している。当然のことながら、必要部位には接触を考慮し、弾塑性解析を実施することで精度向上を図っている。ロータダイナミクス解析と並んで、数値シミュレーションの中では最も負荷のかかる解析の一つであり、並列化、グリッド化等の高速化要求が最も強い分野である。

3.4 亀裂進展解析

エンジン部品の損傷許容性評価のためにき裂進展解析による寿命評価が必須となっている。簡易手法を用いた評価から、近年では複雑な形状および3次元的な応力集中部のき裂進展挙動を予測するために3次元FEM解析による詳細なき裂進展予測手法がおこなわれている。図8の解析では3次元応力集中部のき裂進展を有限要素法により解析した例で、亀裂の進展に応じて亀裂先端部を逐次再メッシュ化して解析を進め、亀裂の進展方向と進展長さを推定する。同図の左下に寿命(サイクル数)とクラック進展長さの関係を示しているが、試験結果と解析結果は十分な精度で一致している。本例は単純な形状での検証例であるが、今後は、より複雑な形状に適用されていくと考えられる。

3.5 衝撃応答解析

鳥のファンブレードへの衝突、ファンブレード飛散時等の衝撃応答解析には、陽解法を用いた動的有限要素法プログラムが用いられる。図9にファン動翼に対する鳥衝撃応答解析の一例を示す。この例では鳥を球で模擬して、極めて短い時間刻みで、衝撃の瞬間から衝撃による振動が開始され、最終的に減衰により振動が停止するまでの0.5秒間程度の挙動をシミュレーションしている。変形量は試験結果とも比較的よく一致している。図10にはファンブレード飛散時の解析例を示す。この例では、1枚のファンブレードが翼根部から破断し、隣接翼/ケースに衝突し、隣接翼がさらにその隣の翼に接触し、という過程を示している。飛散した翼が一部ケースを貫通しているが、実際の設計では、本例のような解析結果に基づき、翼がケースにコンテインドされるようにケースの厚み等を適正化することになる。図に示すとおり、ファンブレードが飛散してからエンジンが半回転するまでのわずか0.05秒程度の挙動が重要な意味を持っており、精度向上および検証が今後の課題である。

4. まとめ

航空用ガスタービン設計における構造解析の高度化、大規模化、統合化の流れを紹介した。設計およびエンジン/リグ試験期間の短縮の要求は、今後さらに強まると考えられ、ハード/ソフト両面からの数値シミュレーション技術の飛躍的な向上が期待される。

参考文献

- [1] Mohammed A. Heidari, David L. Carlson and Ted Yantis, "Rotor-dynamics Analysis Process", MSC 3rd Aerospace conference 2001-36
- [2] Masaharu Shinozaki, Osamu Funatogawa and Masao Kobayashi, "STUDY OF STATOR STRUCTURE MODELING FOR ROTOR DYNAMIC ANALYSIS", ASME 2001-GT-0254, 2001.
- [3] B Agne Karlsson, C Pontus Bergstrom, J Thomas F Domeij, "Rotor Dynamics Response at Blade Loss", ASME 97-GT-201, 1997
- [4] Y.Yamashita M. Shinozaki, Y. Ueda, K. Sakano, "Fatigue Crack Growth Life Prediction for Surface Crack Located in Stress Concentration Part Based on 3D-FEM", ASME TURBO EXPO 2002,GT-2002-30304, 2002
- [5] X.B. Lin and R.A.Smith : Fatigue Shape Analysis for Corner Cracks at Fastener Holes, Engineering Fracture Mechanics, Vol.59, No.1, pp.73-87, 1998.
- [6] X.B. Lin and R.A.Smith : An Improved Numerical Technique for Simulating the Growth of Planar Fatigue Cracks, Fatigue Fract. Engng. Mater. Struct. Vol.20, No.10, pp.1363-1373, 1997.
- [7] G.R.Johnson and W.H.Cook, "A Constitutive Model and Dta for Metals Subjected to Large Strains High Strain Rates and High Temperature", 7th International Symposium on Ballistics, pp 541-547, 1983.4

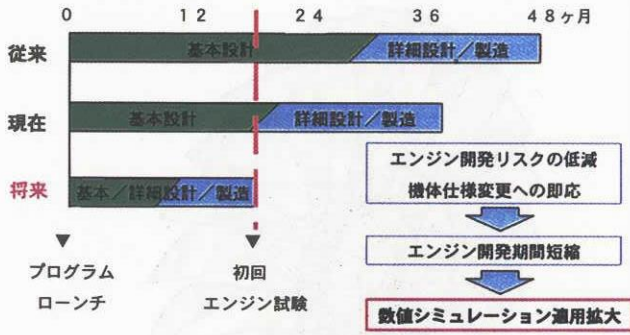


図1 エンジン開発期間の短縮要求

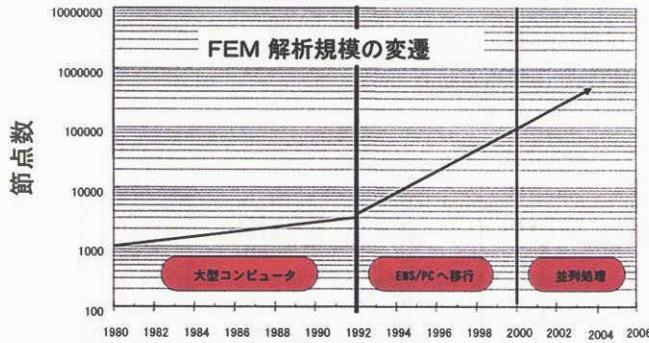


図2 有限要素法解析規模の変遷

表1 航空用ガスタービン設計における構造解析の方向性

	高度化	大規模化	統合化
一般構造解析 (静解析)	線形解析から非線形解析	部分モデルから全体モデル	最適設計
一般構造解析 (動解析)	固有値振動解析から定常応答、過渡応答解析	翼単体からDISK連成解析	流体連成解析 フラッター解析
ロータダイナミクス	線形応答解析から接触を考慮した非線形非定常応答解析	エンジン単体解析からFEMによる機体統合解析	流体力との連成による非定常応答解析
全体剛性解析	飛行荷重条件を用いたミッション解析	静止部モデルの詳細化、機体統合	性能評価と連携した軽量化設計の最適化
損傷許容設計	き裂進展解析から損傷確率を用いた信頼性解析	1、2次元解析から3次元FEM解析	強度、振動応答解析との連携
衝撃応答解析	簡易モデル評価から数値シミュレーション	ブレード単体からディスク連成解析	スラストロス評価、強度、振動との連携による最適設計

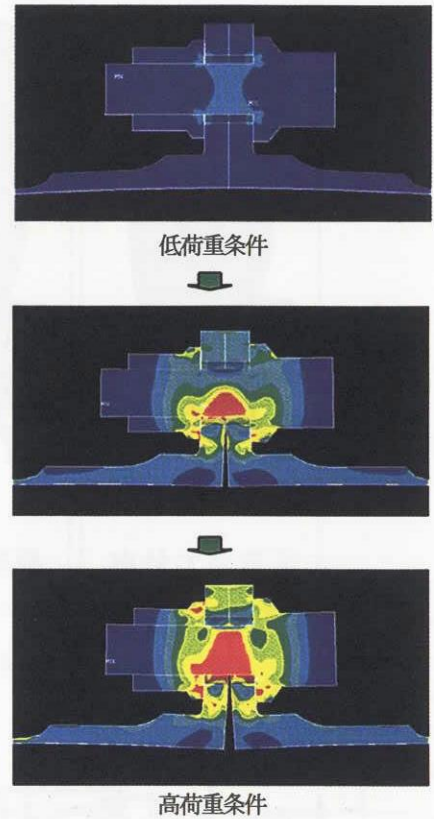


図3 フランジボルト結合部の非線形解析

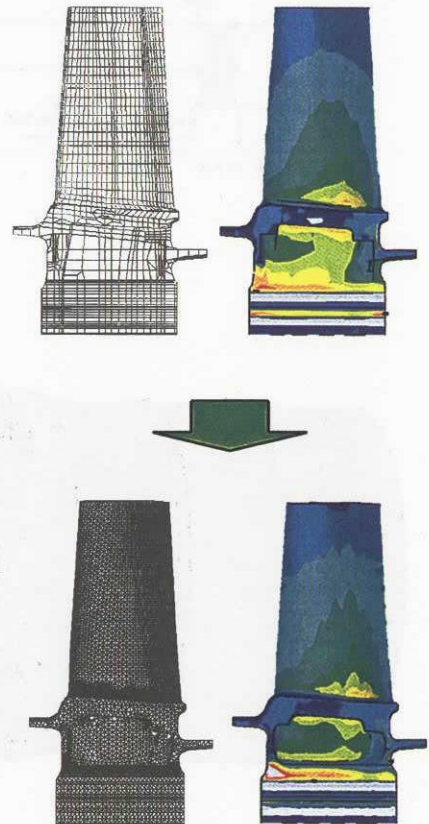


図4 タービン動翼解析
従来メッシュ (上) 現状 (下)

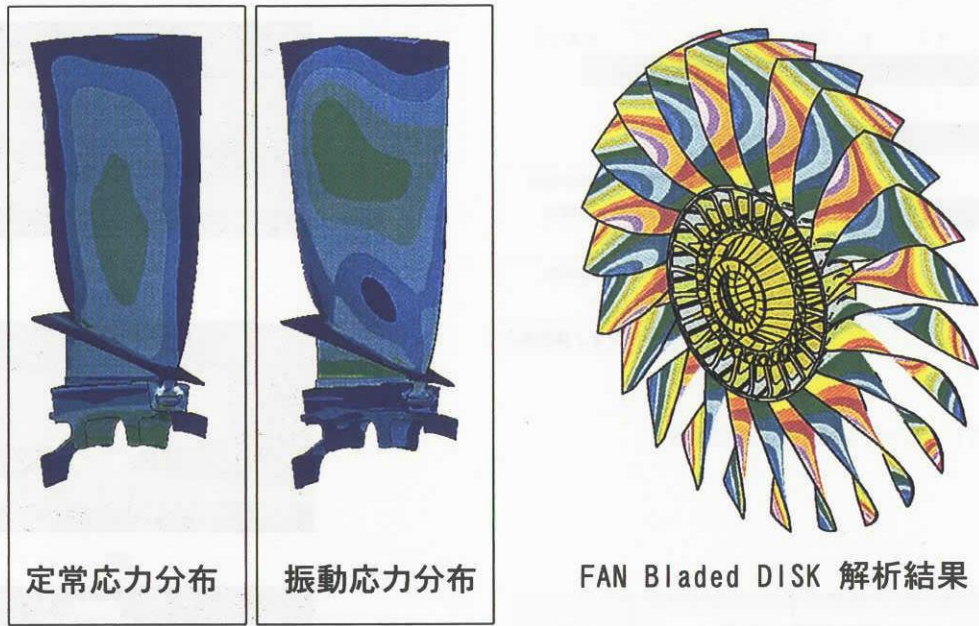


図5 ファンロータ部 翼-ディスク連成解析

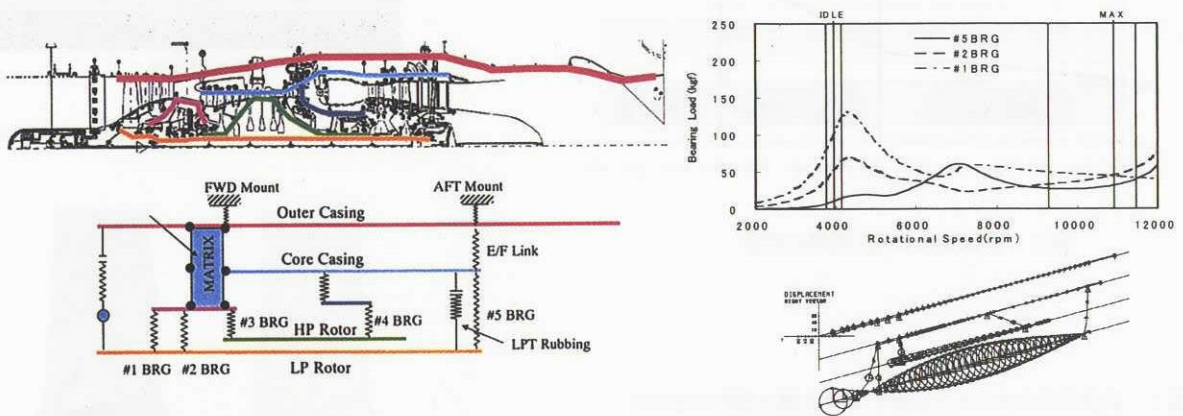


図6 ロータダイナミクス解析

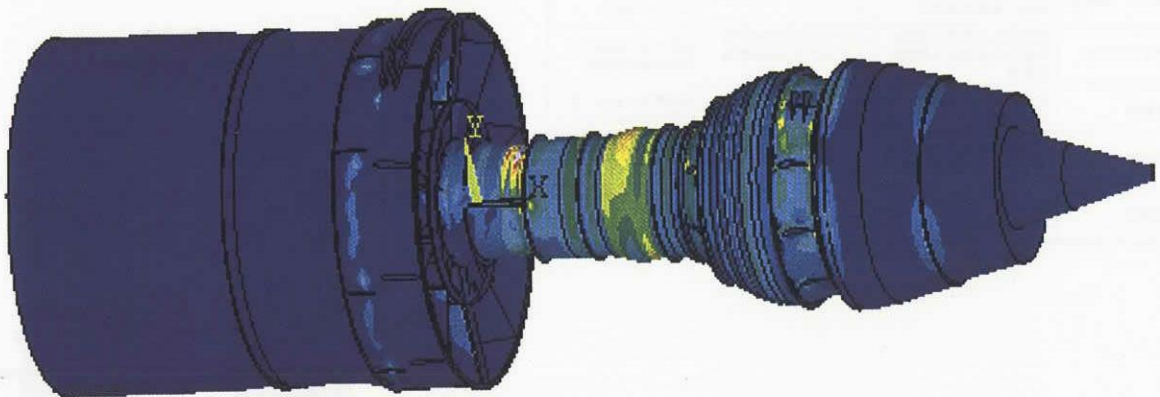


図7 エンジン全体剛性解析

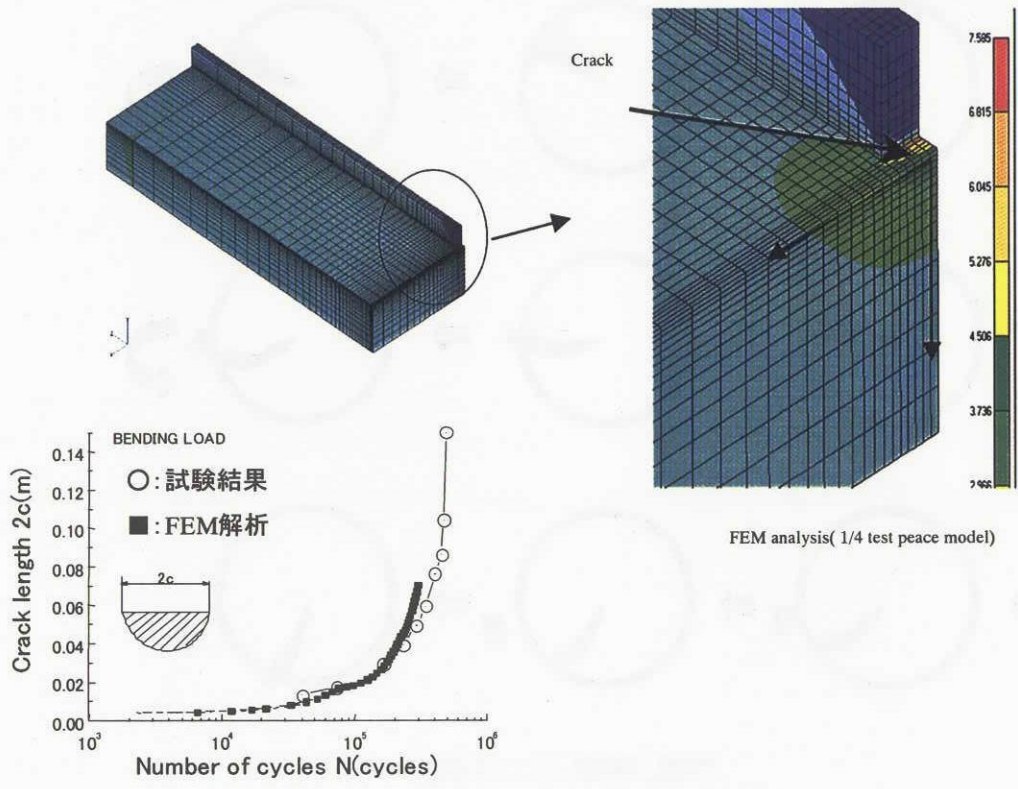


図8 亀裂進展解析と試験結果との比較

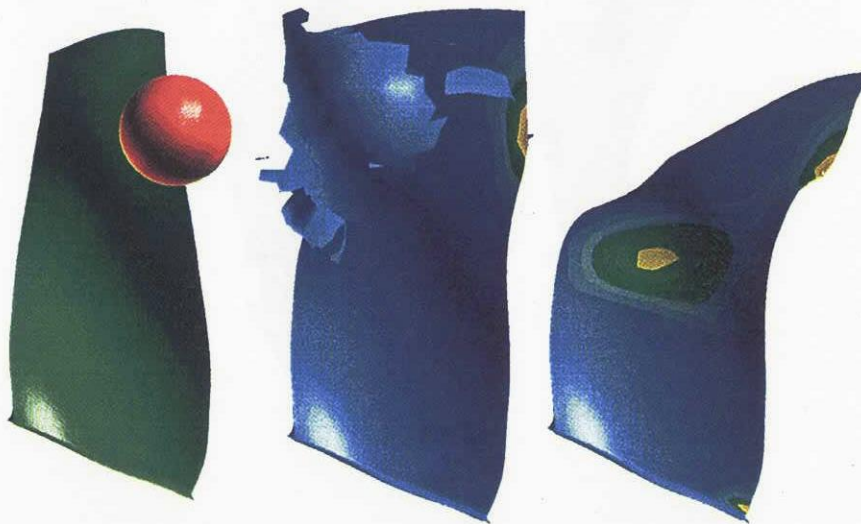
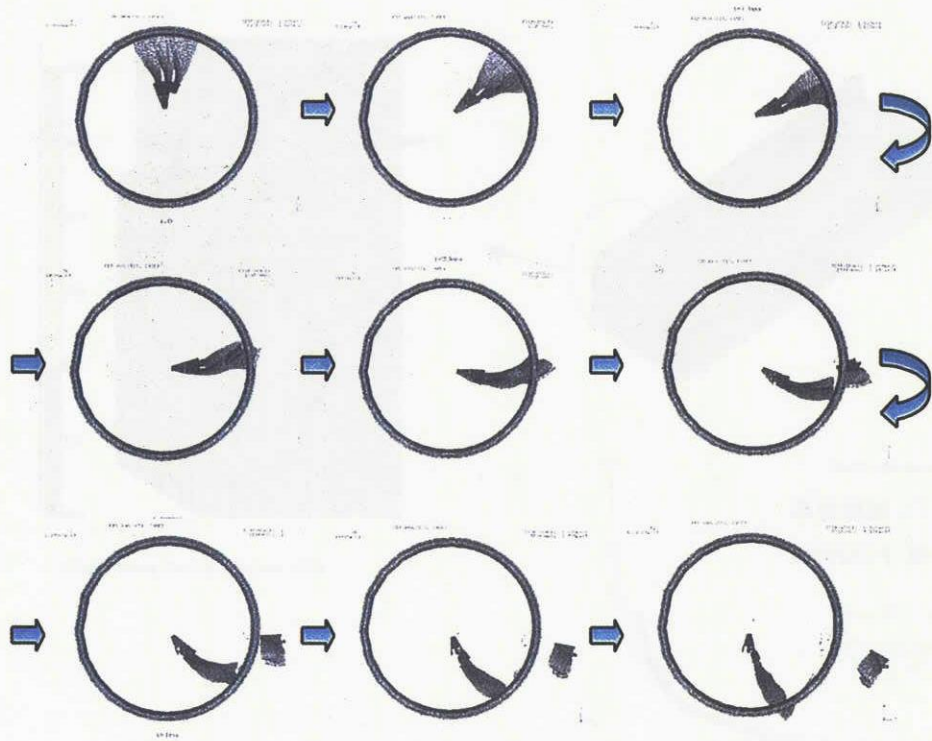


図9 鳥衝撃応答解析 (鳥は球でモデル化)



破断翼/隣接翼/ケースの挙動



隣接翼の挙動

図10 ファンブレードアウト時 衝撃応答解析