ロータダイナミクスの研究

#### **Study of Engine Rotor Dynamic Response**

篠 崎 正 治 航空宇宙事業本部技術開発センターエンジン技術部 課長小 林 正 生 技術開発本部基盤技術研究所機械要素研究部 部長 工学博士

過大アンバランス時のエンジン振動応答予測精度向上を目的に,伝達マトリクス法を用いた非線形応答解析手法 を構築した.モデル化については,軽く柔構造である静止部の特性を有限要素法から算出した剛性を伝達マトリク ス法に取り込む手法を検討し,応答解析によってエンジン試験結果と良く一致することを確認した.また,動翼飛 散時に発生する静止部とロータ部の接触部モデル化手法を検討し,接触によって発生する高調波などの周波数成分 の応答を考慮できる非線形応答解析手法を構築した.

To increase the accuracy of unbalance response load prediction under the large unbalance condition, nonlinear unbalance response analysis methodology using the Transfer Matrix Method was established. The modeling technique is improved to simulate flexible and lightweight structure stiffness by using the transfer matrix converted from full stiffness matrix data calculated by finite element analysis. This modeling technique was verified by comparing engine test data with predictions taken from linear analysis of the engine test condition. Also, the nonlinear analysis technique was improved by using frequency domain analysis to consider harmonic and sub-harmonic terms and by using nonlinear stiffness defined by gap, wall stiffness transient length.

### 1. 緒 言

航空用エンジンでは,軽量・高性能化が追求されるとと もに,信頼性への要求もいっそう厳しくなってきている. 軽量化による強度余裕の減少と,信頼性要求の実現に必要 な強度を確保するため,構造部材に作用する荷重を精度良 く見積る必要がある.特に,一般的に大きな荷重が発生す るファンプレード飛散時に発生する過大アンバランス下で の応答を予測する技術は,エンジンの構造を最適化するう えで重要であり,エンジン開発の基盤技術としての重要性 が高まっている.

ファンブレード飛散時の応答解析では,大きなアンバ ランスによって発生する回転部と静止部との接触を考慮 した非線形応答解析が必要となる.解析手法には有限要素法(FEM)<sup>(1)</sup>と伝達マトリクス法とがあり,FEM 解析ではモデル作成と実行に多大な時間を要し,開発の初期段階からの適用は難しい.一方,伝達マトリクス法<sup>(2),(3)</sup>は, モデルの作成・変更が容易で解析時間も短く,初期設計段階での検討には有効な手法である.本研究では,伝達マトリクス法を 月いた手法について検討した.

### 2. エンジン振動解析モデル

第1 図に本研究に用いた HYPR TURBO<sup>(4)</sup> エンジンの 断面図と主要な構成部品示す.第2 図にモデル化手法の概 念図を示す.外殻部が軽量柔構造であることから,この振



第1図 HYPR TURBO エンシンの断面図 Fig. 1 General arrangement of HYPR TURBO engine



第2図 モデル化手法の概念図 Fig. 2 Schematic view of modeling

動特性を取り込むため外殻部を含めてエンジン全体を幾つ かの層に分けモデル化を行う.各層は,梁要素と質量要素 を用いてモデル化を行い,ばね要素を用いて結合される.

また,複数のベアリングとケースが結合されるフロント フレーム部については,各梁要素間の複雑な剛性の関係を 模擬する必要がある.このため,第3図に示すフロントフ レーム部のFEMモデルを用いて(1)式で表される剛性マ トリクスを算出する.次に,(1)式から変形して得られる (2)式で表わされる伝達行列(ダイレクトマトリクス)を 伝達マトリクス法に取り込む.

ここで, K は剛性マトリクス, U は変位および傾き角の ベクトル, F はせん断力およびモーメントのベクトル, j, kは位置を示す.

前述の方法で作成したエンジン全体の解析モデルを第4



**Fig. 3** Finite element model of front frame

図に示す.第5 図に No.1 ベアリング振動,第6 図に No.5 ベアリング振動の線形応答解析結果と実機計測結 果との比較を示す.計測結果は No.5 ベアリングの計 測結果の最大応答振幅で正規化している.解析には, 運転後のファン部および低圧タービン部の残留アンバ ランス量を用いる.また,フロントフレーム部にダイ レクトマトリクスを使用していないモデルでの結果も 併せて示す.ダイレクトマトリクスを用いることで, No.1, No.5 のベアリング振動の最大応答量およびピ ーク周波数ともに精度良く推定できることが分かる.





Fig. 5 No.1 ペアリング派到 Fig. 5 No.1 Bearing response



# 3. 非線形応答解析

#### 3.1 非線形応答解析手法

非線形応答解析では,回転部と静止部での接触時に発生 する第7 図に示すような非線形応答荷重を求めることが必 要となる.この応答荷重の波形を高速フーリエ変換を用い て時間領域から周波数領域に変換することで,回転周期の 高調波および分数調波成分の振幅に変換でき容易に収束計 算を行うことができる.この手法と伝達マトリクス法と組 み合わせて非線形応答解析を行う.

また,接触部の特性は**第8 図**の接触モデルのパラメータに示すように壁面のすき間( $r_0$ ),剛性の遷移領域の長さ( $r_1 - r_0$ ),壁面剛性( $k_1$ )を用いて次の(3)式で表し,荷重と変位の関係を剛性の連続性の関係式によって, $a_i$ を設定することで剛性の変化を表現する.

$$F = a_0 + a_1(x - r_0) + a_2(x - r_0)^2 + a_3(x - r_0)^3 + a_4(x - r_0)^4 \qquad \dots \dots \dots (3)$$

HYPR TURBO の運転時に生じた過大アンバランス時の 応答と本手法を用いて算出した応答を比較する.解析に用



第7図 非線形応答荷重 Fig.7 Nonlinear response load



第8図 接触モデルのパラメータ Fig. 8 Parameter of rubbing model

いる非線形応答解析モデルを第9 図に示す.第10 図に No.5 ベアリング部の解析結果を,第11 図にエンジン運転 状態での No.5 ベアリング部のエンジン計測結果を示す.

解析結果および計測結果ともに,6000 ~ 7000 rpm 付 近で三次成分が発生していることから,接触時に発生する



高調波成分の発生は解析によってほぼ模擬できているとい える.以上の結果から,本手法は接触を考慮した非線形応 答を模擬できると考えられる.

# 3.2 非線形特性に対する考察

接触部の特性を定義するすき間,遷移領域,壁面剛性の 三つのパラメータが応答に与える影響を,ファン部にアン バランスと接触を考慮したモデルを用いて調査する.第12 図にファン部の接触を考慮した解析モデルを示す.

各パラメータの影響を No.1 ベアリング部の荷重伝達率 (応答荷重とアンバランスによる荷重の比)を用いて整理 する. すき間の影響を第13 図に, 遷移領域の長さの影響を 第14 図に,壁面剛性の影響を第15 図に示す,遷移領域の 影響はほとんどみられないが,すき間および剛性は,ピー ク位置の応答荷重に影響を与えていることが分かる.これ は, すき間が小さくなること, 剛性がある程度以上となる ことで,外殻とロータがほぼ一体となって振れ回る振動モ ードに変化し、ファン部の変形が抑えられるためと考えら れる.









Fig. 15 Effect of wall stiffness

以上の結果から,非線形解析において応答荷重を精度良 く見積るためには,回転部と静止部の接触特性の設定に配 慮する必要があると考えられる.

#### 4. 結 言

- (1) 外殻部を梁でモデル化し,フレーム部の剛性に FEM 解析によって得られた剛性を伝達行列に変換し たモデルを用いることで,アンバランス応答の予測精 度を向上できることを確認した.
- (2) 接触部の影響による高調波成分を考慮した非線形 応答解析手法を構築し,接触部を四次の多項式でモデ ル化することで,過大アンバランス時の応答を予測で きることを確認した.
- (3) ファンブレード飛散時などの接触を考慮した応答 解析では,接触部の特性が応答荷重に影響を与える可 能性があることが分かった.

## 謝辞 辞

本研究は,経済産業省の新規産業創出型産業科学技術研 究開発制度による「環境適合型次世代超音速推進システム の研究開発」の一環として,独立行政法人新エネルギー・ 産業技術総合開発機構(NEDO)から委託を受けて実施し たものである.本研究の実施に当たり,ご指導とご協力を いただいた NEDO および関係各位のご厚誼に対し,深く感 謝の意を表します.

# 参考文献

(1) Gerd Schuhmacher et al. : Fan Blade Off-Design,

Analysis and Testing of a New Aeroengine 22nd ICAS Congress (2000.8)

- (2) M. Behzad and B. Mehri: Accuracy of the Riccati Transfer Matrix Method ASME 98-GT-513 (1998.6)
- (3) M. Kobayashi et al.: Nonlinear Steady-State Rotordynamic Analysis Using Transfer Coefficient Method Rotating Machinery and Vehicle Dynamics ASME DE-Vol.35 (1991) pp.51 - 58
- (4) H. Itahara Y. Nakata and T. Kimura et al.: Research and Development of HYPR90-T Variable Cycle Turbo Engine for HST ISABE 97-7013