

19 航空用エンジンにおける統合シミュレーション技術

児玉 秀和*¹

Technologies of multidisciplinary simulation for aircraft gas turbine engine

by

Hidekazu Kodama*¹

ABSTRACT

The paper describes the current technologies of multidisciplinary simulation being used in the aircraft gas turbine engine development. Two sets of examples are presented. The first example is aimed at a prediction of blade forced response using the system which consists of unsteady aerodynamic analysis for incoming gust response and aeroelastic modal analysis. The second example focused on the prediction of flow and heat transfer in the multiple rotating cavities formed by the multiple discs of the HP compressor with a rotating shaft running through the bores.

1. はじめに

航空用エンジンは空力、構造、伝熱、燃焼、制御、さらには音響といった多分野の技術が高度なレベルで融合され成り立っている。このためエンジンの運用において起きる多くの事象も、様々な分野の物理現象が互いに絡み合った結果として現れている。このような事象を予測するには単独の分野の解析だけでは求まらず、多分野を統合したシミュレーションが必要になってくる。例えば圧縮機やタービンなどの回転要素は機械回転数で決まる遠心力で翼が変形して翼端隙間や翼の捩じり角度（アスペクト比の大きい圧縮機翼では変化が大きい）の大きさが決まるので、空力解析とは別途に翼の変形量を見積もる構造解析が必要となる。さらに回転要素内を通る主流空気温度によって翼や翼を取り囲むケーシングそして翼を取り付けているディスクの温度が決まり、それぞれの熱膨張による変形の結果として翼端隙間が決まってくる。このため熱膨張による変形を見積もるため伝熱解析によって各部品の温度を予測する必要がある。このようにエンジンを運用しているときの回転要素の性能を正確に予測するためには、空力解析だけでなく構造解析や伝熱解析等も合わせた統合的なシミュレーションが必要になってくる。

また航空用エンジンは多分野の技術の融合で成り立っているが、それぞれの分野が要求する技術的な方向はお互

いに相克する場合が多い。このためエンジンのセールスポイントである燃料消費率、重量、コストそして整備性を総合的に最適化するためには各分野の間で技術的なトレードオフを行う必要があり、このためにも多分野統合シミュレーションが必要になってくる。

ここでは航空用エンジンの開発における多分野統合シミュレーションの現状について述べ、実施例として翼振動応答予測と圧縮機ディスク温度予測のふたつについて紹介する。

2. 多分野統合シミュレーションの現状

一言で多分野統合シミュレーションといっても様々にある。まず扱う対象の範囲であるが、エンジン全体を厳密に扱うことは現状の計算機の能力では無理である。米国のNASAでもNPS Sと呼ばれるエンジンシミュレーションシステムを開発中であるが [1]、本来非定常で解析すべき多段回転翼列には Average Passage Code と呼ばれる定常解析コードを用いることが想定されており、解析レベルを落とすことで計算機能力の限界に対処しようとしている。対象とする範囲についても、実際にエンジンメーカーで行われている多分野統合シミュレーションではエンジンを部分的にのみ扱うのが現状である。

次に多分野のシミュレーションを統合する形態の現状について述べていく。

*1 石川島播磨重工業（株）

最も簡単な形態はある分野の解析のアウトプットが他の分野の解析のインプットになって繋がっていくタイプで、これは各分野が技術的に独立していて相互に干渉し合わない場合に成り立つ。上述した回転要素の性能予測の場合、まずは伝熱解析により翼、ケーシングそしてディスクの温度を求め、そしてその温度と機械回転数をインプットにして構造解析により変形を計算し、それによって決まった翼端隙間を用いて空力解析を行い性能を予測することになるが、通常翼端隙間の違いによる主流空気温度の変化が熱膨張に大きく影響を与える程ではないので、このような連結で終わる形態が可能になる。

各分野が技術的に相互に干渉し合っている場合には、上述のような各分野の解析の繋がりをループにして全体が収束するまで繰り返し反復させる形態となる。各分野の解析インプットが他の分野の解析アウトプットに依存することからこのような形態が考えられる訳であるが、各解析結果の情報を交換するのに必ずしもループで行う必要はない。しかしながらループで繋げるとインプット、アウトプットを処理するプロセスを間に挿入するだけで従来使ってきた解析ソフトを変更することなくそのまま使用することができるのでシステム化が容易である。

最も形態としてレベルが高いのは、各分野の解析を並列に進行させるもので、各分野が技術的に強く干渉し合っている場合にはこの形態が必要となる。特に非定常の現象について多分野統合シミュレーションを行うときは各分野の解析を時間的に同時進行させなければならない。このような場合、むしろ基礎方程式の段階から統合した解析ソフトとしてシミュレーションを行う方が容易であることが多い。タービンのディスク温度は主流空気部からの熱伝導とディスクまわりの二次空気による冷却の結果として決まるが、エンジンを始動して定格の作動状態に至っても温度が静定するまでにはしばらく時間がかかり、このディスク温度の予測は非定常解析となる。この方法として二次空気が存在するディスクキャビティの領域とディスクのメタル領域の両方を計算領域として設け、ディスクキャビティ部には流体の方程式を適用し、メタル部は対流項等を除き拡散項を残した熱伝導方程式を適用して同時に解析していくということが行われている。

多分野統合シミュレーションでは計算の規模や量を拡大する方向になるので、エンジンメーカーの所有する計算機の範囲では実用的なシミュレーションシステムにすることが難しい。このため3次元解析を2次元解析で近似したり、空力解析において粘性解析を非粘性解析で近似したりして、必要とする結果に影響が出ない範囲で解析のレベルを落としていく必要がある。

以下に、実際に行われている多分野統合シミュレーションの例を示す。

3. 多分野統合シミュレーションの実施例 翼振動応答解析 [2]

翼振動高サイクル疲労寿命による翼破損の問題は、航空用エンジンの開発および運航におけるトラブルの中で比較的高い比率を占めている。原因としては翼にかかる非定常励振力が翼の固有振動と共振して翼振動が大きくなるためという場合が多く、このような共振が運用する回転数領域内で起こらないよう翼の設計のときに配慮する必要がある。しかしながら現実には予想される全ての非定常励振力について多数ある固有振動モードとの共振を避けることは不可能に近く、避けられない共振に対して翼振動による高サイクル疲労寿命が要求される以上に長いことを確認しなければならない。その寿命を精度良く予測するためには、実際に翼がどれ位の振れ幅で振動しているかを知る必要があり、翼振動応答解析によって正しく見積もることが要求される。

翼の振動振れ幅は翼にかかる励振力の周波数と大きさ、さらに減衰力の大きさによって決まる。励振力は上流側翼列の後流等による入口乱れや下流側翼列の翼厚等による圧力擾乱によって生じ、周波数は乱れの周方向波数と翼の回転数によって決まる。減衰力となるものには翼の取付け面における構造減衰および翼の材料減衰、さらには翼の振動によって生じる翼面非定常圧力などがある。

図1に翼振動応答の予測システムを示すが、空力解析と構造解析の多分野統合シミュレーションであることを表わしている。乱れによる励振力と翼の振動によって生じる減衰力は非定常数値流体シミュレーションによって求め、これらを用いて有限要素法による構造応答シミュレーション

ョンを行って翼振動応答量を求める。なお構造、材料減衰としては経験的に導かれる粘性減衰係数を用いている。このシステムは構造応答解析で翼振動応答量を見積もるために、強制加振力の部分と減衰力の部分、さらには振動モードを別個に求めてそれらをインプットにするという形態である。本来翼の振動変位と非定常空気が一体で解かれるべきであるが、このようなシステムではシミュレーションに莫大な時間をかけなければならない。図1のような簡単なシステムが可能なのは、振動変位ならびに非定常空力成分が微少であるという仮定により線形化が行われているからである。なお乱れによる励振力と翼の振動によって生じる減衰力を求める非定常数値流体シミュレーションには準3次元非粘性解析コードを用いている。この解析レベルを選択したのもシミュレーションの時間短縮のためである。

図2に予測と試験結果の比較例を示す。横軸は計測された翼振動周波数で無次元化された周波数を表わし、縦軸には翼振動歪み振幅量が採られている。図から判るように予測された歪み振幅量は試験結果と大変良い一致を示している。シミュレーションシステムの簡略化のために微少擾乱の仮定等が導入されているが、予測精度は翼振動高サイクル疲労寿命を見積もる目的に対しては工学的に十分であると言える。

高圧圧縮機ディスク温度解析 [3, 4]

多段の高圧圧縮機では流体の圧縮仕事による温度上昇のため後段においてはかなり高温となる。超音速航空機の場合にはラム圧縮によりエンジン入口で既に高温になってしまい、高圧圧縮機出口では温度が600℃を超えるようなエンジン作動点も存在してくる。このため亜音速民間航空機用エンジンとは異なり、高圧圧縮機部材にタービンで用いられるような耐熱材料が使用され、またディスクでは二次空気による冷却も行われなければならない。このような高温条件において要求された寿命を得るには適切な冷却が行う必要がある。このためには冷却二次空気の流れを正しく把握し適切な熱伝達が得られるようにする必要があるが、高圧圧縮機ディスクキャビティ内の二次空気流れは複雑な挙動を示すことが知られている。このことから

ディスクキャビティ内の二次空気の流れ場を空力解析によって解き、ディスク内の温度予測を伝熱解析によって解くという多分野統合シミュレーションが必要となる。

図3にシミュレーションシステムの流れ図を示す。まずディスクキャビティ内の流れ解析によって、二次空気の温度分布とそれによって決まる熱伝達率を求める。次にその熱伝達率を用いてディスク内の伝熱解析を行い温度分布を求める。それによって決まったディスク表面温度を用いてディスクキャビティ内の流れ解析を繰り返すというループの形態をとっている。なおディスクキャビティ内の流れ場を適切に求めるには3次元又は軸対称の粘性解析を用いることは避けられない。また伝熱解析は有限要素法による。

図4にディスクキャビティ内の流れ解析によって得られたキャビティ内部の速度ベクトル分布を示す。二次空気は左の方のドラムと回転シャフトの間のアニュラス部分に入ってきて、右の方の最終段ディスクポアと回転シャフトの間のアニュラス部分から出ていく。キャビティ内ではディスクポアの下領域を除いては速度成分が軸方向および半径方向共に非常に小さいという解析結果になっている。

図5は伝熱解析によって得られたディスク内温度分布である。このディスクの上側には圧縮機の通路があり主流空気が流れている。このため解析ではディスクの上面の温度が主流空気の温度に等しいという条件を用いている。なお図中のT1からT7はエンジン試験においてディスクの表面温度を計測した位置を示している。

図6にエンジン試験で計測されたディスク表面温度と多分野統合シミュレーションで予測された温度の比較を示す。それぞれの温度は冷却空気流入孔付近で計測されたディスク壁面温度を用いて無次元化されている。両者は比較的良い一致を示しており、特にT1、T5、T6そしてT7というディスクポア下面における温度上昇が良く合うということはその計測点より上流のキャビティ内におけるディスクと二次空気との間の熱のやりとりが正しく予測されていることを意味する。T7は他と比べるとやや不一致であるが、これは解析領域を拡大し領域外との伝熱を考慮することで改善されると考えられる。

4. 今後の課題

翼振動応答解析では線形化によってシステムが簡略化されているが、振動振幅が大きくなると非線形性の影響が強くなり、シミュレーションとしてふさわしくなくなる可能性がある。また高圧圧縮機のディスク温度解析のように特定の領域だけで解析が成り立つ場合ばかりではなく、そのまわりの領域を大規模に扱う必要がある場合も多いと考えられる。これらのような場合に対処するためには、多分野統合化の形態やその中で使う解析ソフトのレベルを上げていかざるを得ない。しかしながらこれはシステム化の工夫だけでは限界があり、常に計算機の能力を横にらみながら進めていかなければならない。

解析の対象として将来的に注目されるのはエンジンで現れる過渡的あるいは非定常的な問題である。例えば高圧圧縮機がサージを起こしたときの翼の変位は構造設計をする上で大変注目されるが、これを正しくシミュレートするにはサージ時における流れ場とその空気力による翼の変位を同時に非定常シミュレーションしていく必要がある。また上述したようにディスク等の熱伝導による温度場は時間的に変化するもので、エンジンの運用における翼端隙間の影響は非定常シミュレーションによって求めなければならない。

これらのシミュレーションに対処するときにも、上述のように計算機の能力がネックになってくると考えられる。しかしながらEWSやパソコンの並列化の拡大が可能になれば、シミュレーションの大規模化や時間短縮に対処できるので、並列化技術の進歩というものが大きな鍵になってくると考えられる。

5. まとめ

これまでエンジンメーカーにおける多分野統合シミュレーションの現状と今後の課題について述べてきたが、航空宇宙技術研究所のNWTのような並列スーパーコンピュータを用いてシステムを組めばかなりレベルの高い多分野統合シミュレーションが可能になると考えられる。世界に先駆けたシミュレーションシステムが確立され民間でも使用することが可能になれば、世界における日本のメーカーの競争力も一段と増していくと期待される。

参考文献

- [1]Lytle, John K., "The Numerical Propulsion System Simulation: A Multidisciplinary Design System for Aerospace Vehicles", NASA/TM-1999-209194, 1997
- [2]Kato, D., Mizuta, I., Watase, T., Hattori, H., Kobayashi, K., "Prediction of High-Order-Mode Blade Forced Response in a Transonic Axial Compressor", ISABE Paper 99-7031, 1999
- [3]Yamawaki, S., Ohkita, Y., Kodama, H., Yoshida, T., Nozaki, O. and Yamane, T., "CFD Contribution to Develop of HYPT Engine", AIAA Paper 99-0886, 1999
- [4]児玉, 「HYPR90 開発におけるCFDの適用」航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム'99 論文集, pp. 117-122, 1999

翼振動応答予測システム

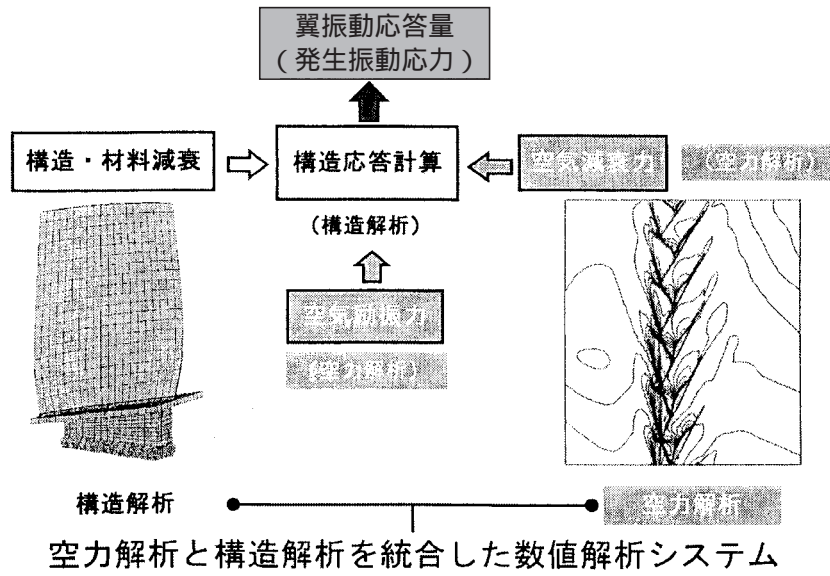


図1. 翼振動応答予測システム概要

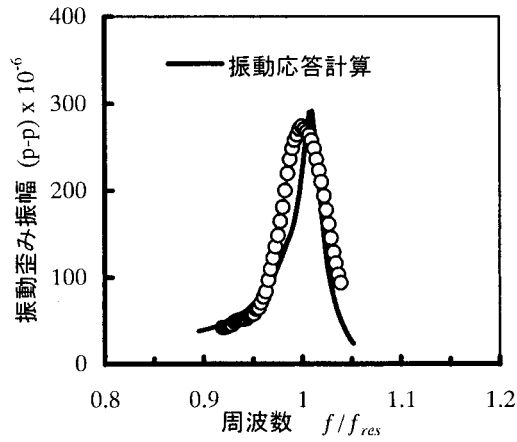


図2. 翼振動応答予測結果と試験結果の比較

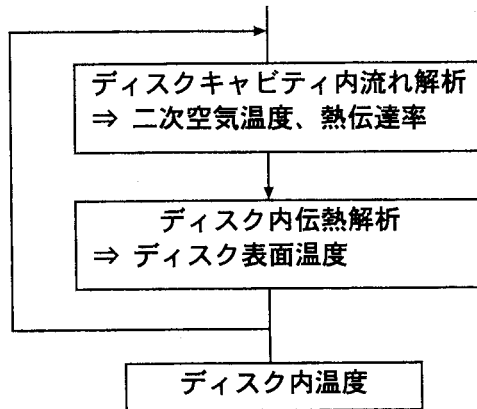


図3. 高圧圧縮機ディスク温度予測システム概要

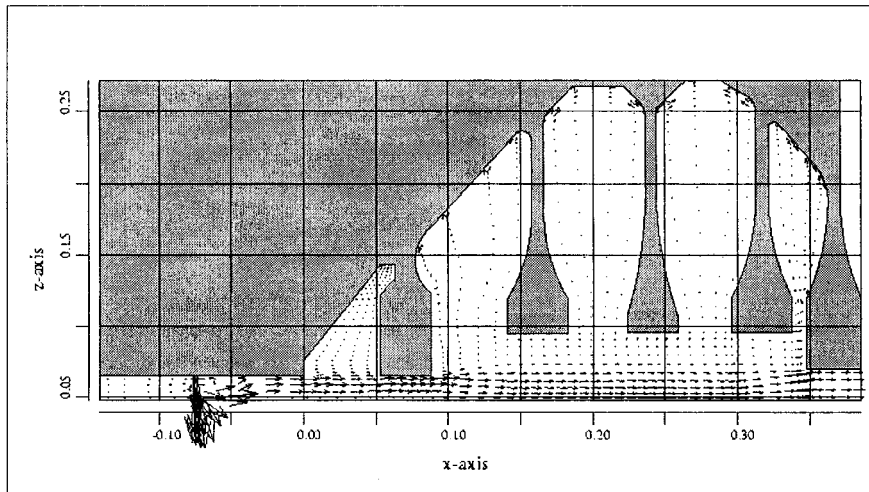


図4. 高圧圧縮機ディスクキャビティ内二次空気流れ解析結果

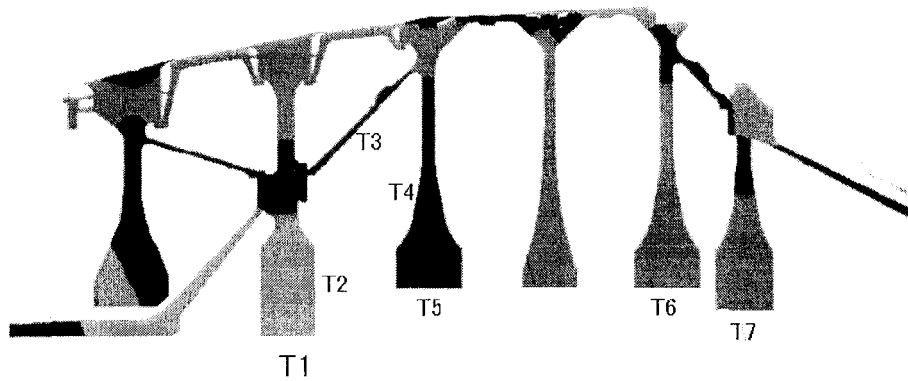


図5. 高圧圧縮機ディスク内伝熱解析結果

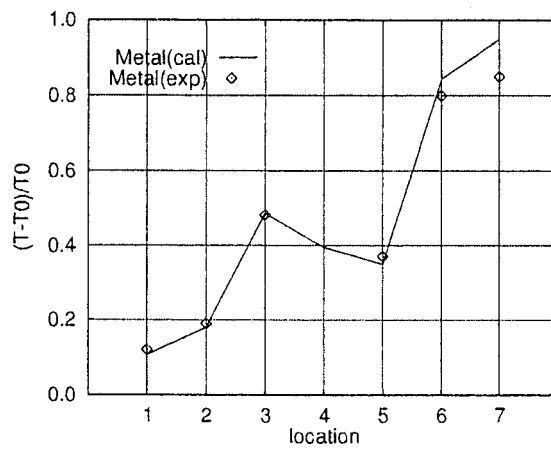


図6. 高圧圧縮機ディスク温度予測結果と試験結果の比較