

特集：構造解析技術の最新動向

構造解析シミュレーションは信用できるか？

Do you believe in structural simulation?



吉川 暢宏*¹
YOSHIKAWA Nobuhiro

キーワード：有限要素法，連続体力学，エネルギー原理，破壊力学

Key Words：Finite Element Method, Continuum Mechanics, Energy Principle, Fracture Mechanics

構造解析に汎く利用されている有限要素法の基礎は、固体を均質弾性体としてモデル化して導出した基礎微分方程式にあり^{(1),(2)}，その近似解法が機械演算と整合性の高い連立一次方程式の形で導かれたことで、富岳に代表される計算機能力の飛躍的向上と相まって、設計や損傷評価に必須のエンジニアリングツールと位置づけられるようになった。固体力学の枠組み内では、固体の連続体モデル化を基軸として、シミュレーションの基礎となるエネルギー原理の体系が確立しており⁽³⁾，き裂端近傍の特異応力場を求める問題などの弾性学における難問題の求解性能を確認することで、近似解法の性能、いわゆるVerificationを行ってきた。数学問題を解くとの範疇においては十分な検証が積み重ねられているが、今日、エンジニアリングツールとしての期待はますます高まっており、破壊や損傷の評価ツールとしての信頼性まで求められるに至った。構造物の応力場と破壊現象は密接に関連するが、微分方程式の数学解である応力場と破壊の物理現象は本質的に異なるものであり、その両者を結びつける学問体系として破壊力学が発展してきた。き裂の進展開始条件と進展速度をき裂先端周りの応力特異性を表す指標である応力拡大係数⁽⁴⁾をパラメータとして記述できたことが破壊力学の最大の成果であった。き裂先端近傍で発生する複雑な物理現象は不問として、その領域の外側では材料を均質な連続体としてモデル化できることが大前提であるが、鋼構造においては経験的にその確からしさが確認されたと認識されている。しかしながらその検証は試験片レベルのものであり、シミュレーションが破壊の素過程に迫るものでない限り、いわゆるValidationを期待することは本質的に誤りである。

ガスタービンのような高温機器においては、クリープに代表される高温強度を予測することが重要課題であり、

応力と温度および環境が時間発展の破壊と劣化を支配すると考えられている。応力と温度がシミュレーションで明らかにできたとしても、クリープ破壊予測は別次元の課題であり、その解決がなされて初めて信頼に足るシミュレーションになり得る。高温クリープと疲労の相互作用の問題は、高温機器の設計において、古くから課題とされてきたが、いまだ解決には至っていない。また回転機器の衝撃破壊問題に関しても、破壊の終局に近い状態でのひずみ速度依存性を含む材料の強い非線形挙動について、信頼に足るモデルが構築されているとは言い難い。

以上の状況を鑑みれば、信用できるシミュレーション手法の開発のためには、コンピュータシミュレーション技術の向上に加えて、材料の強度モデルに関わる本質的な検討までが必要である。正確な破壊シミュレーションが可能になれば、安全裕度を十分見込んだ現状の重厚な設計から脱却できる。その域に達するまでには研究課題が山積しているが、高い頂をめざして着実に歩を重ねることに優る王道はない。本特集においてはそのために行われている研究開発の一端を紹介することで、ガスタービンやジェットエンジンの設計と維持管理に関わる多くの方々に課題を共有いただくとともに、技術力のさらなる向上のための一助となれば幸いである。

参考文献

- (1) Zienkiewicz, O. C., The Finite Element Method, McGRAW-HILL Book Company (1977).
- (2) Fung Y. C. & Tong P., Classical and Computational Solid Mechanics, World Scientific (2001).
- (3) 鷲津久一郎：エネルギー原理入門（有限要素法の基礎と応用シリーズ），培風館（1996）。
- (4) ノット J. F., 宮本 博 訳：破壊力学の基礎，培風館（1973）。

原稿受付 2021年12月6日

* 1 東京大学生産技術研究所

〒153-8505 目黒区駒場4-6-1

E-mail: yoshi@telu.iis.u-tokyo.ac.jp

特集：構造解析技術の最新動向

航空機用エンジンにおける構造解析の技術動向

Technical Trends in Structural Analysis of Aircraft Engines



北村 祥之*¹
KITAMURA Yoshiyuki

キーワード：ガスタービン，ジェットエンジン，構造解析

Key Words : Gas Turbine, Jet Engine, Structural Analysis

1. 緒言

航空機用エンジンは実機試験の繰り返しにより開発した場合、莫大な費用と期間が必要となる。このため早くからComputer Aided Engineering (CAE) が適用されており、エンジン開発において解析技術の果たす役割は大きいと言える。近年では、高効率な機体システム実現のため、エンジン軽量化に対する要求が強く強度余裕を大きく確保することはできない。また、設計期間の短縮も重要となっている。このため、より早く精度の高い解析が常に求められている。

本稿では、航空機用エンジンにおける構造設計要求とそれに対する構造解析技術とシステム設計のインターフェースとしての構造解析の役割を紹介する。その後、構造解析の技術開発の状況に加えて、ソフトウェア・ハードウェアの技術進歩が構造解析に与えてきた影響について説明する。

2. 構造設計要求とそれに対する構造解析技術

エンジンの構造設計に対する要求は次の2種類に大別できる。一つは通常の運用条件で繰り返し負荷される荷重に対する信頼性の要求である。疲労に対する要求はその代表的なものである。もう一つはある特異な条件下で過大な荷重が発生した場合でも安全にエンジンを停止できることを要求するものである。この特異な条件の代表的なものにファンブレードアウトと呼ばれる事象がある。これは運用中に何らかの理由によりファンブレードが飛散する事象であり、飛散したブレードがエンジンケースを貫通しエンジン外部に飛散しないこと（コンテイメント）、またブレードがケースに衝突した際に生じる衝撃荷重およびこのブレード飛散の結果生じる過大なロータのアンバランスによる振動によって、火災などの壊滅

的な破壊に至らず安全に停止できることが要求されている。このファンブレードアウトのほかにも異物吸い込み (Foreign Object Damage)、ハードランディング、エンジン過回転などの事象が検討される。

2.1 通常運用荷重条件に対する構造解析

エンジンでは通常の運用状態における荷重として、温度や部品間の線膨張係数の違いにより生じる熱荷重、各部の圧力差により生じる圧力荷重、エンジン内部流体によるガス力、機体運動状態により生じるマニューバ荷重、回転体に働く遠心力などがある。この荷重がエンジンの停止・起動が繰り返し負荷されることにより疲労が生じる。この停止・起動の周期で生じる荷重変動が低サイクル疲労、ガス流の擾乱や回転体のアンバランスにより励振されることにより生じる荷重変動が高サイクル疲労の原因となる。これらの荷重条件下での応力状態を特定するために、構造解析としては伝熱解析、静強度解析、振動解析が行われる。伝熱解析ではある特定の条件下での定常状態のみでなくエンジン起動から停止までの一連の運用状態における非定常な温度変化が解析される。また、部品間を流れる流体との熱の授受を計算していく必要があるため、一般的に複数の部品で構成されたコンポーネントレベルで解析されることが多い。強度解析、振動解析はこの時々刻々の温度分布に加え各時刻での回転数・圧力などを荷重条件に、低サイクル疲労評価に対しては静強度解析を実施し、高サイクル疲労評価に対しては振動解析が実施される。これらの解析は適切な境界条件を与えて、部品レベル、もしくは組み立て部品レベルの範囲で解析されることが多い。これらの解析例をFig. 1～3に示す。

原稿受付 2021年11月25日

* 1 (株)IHI 航空・宇宙・防衛事業領域
〒196-8686 昭島市拜島町3975-18
E-mail: kitamura9135@ihi-g.com

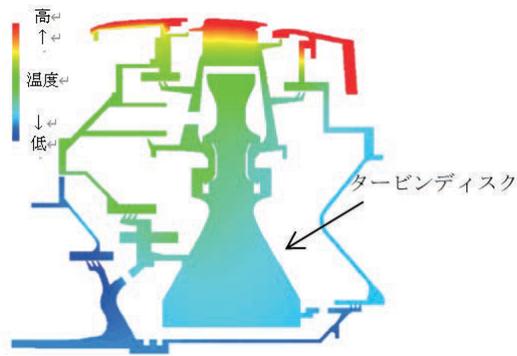


Fig. 1 Metal temperature from thermal analysis

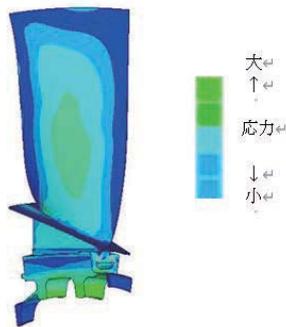


Fig. 2 Stress from static structural analysis

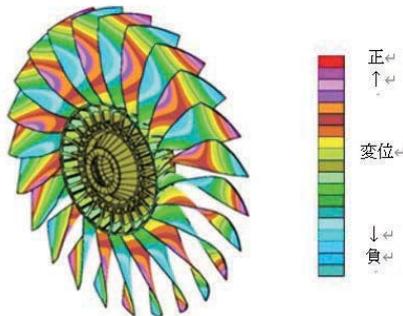


Fig. 3 Deformation from modal analysis

2.2 特異な運用荷重条件に対する構造解析

特異な条件下で発生する荷重に対する構造解析の例を示す。基本的にこのような特異な条件下では、その発生荷重は大きく部品に永久変形が生じる。構造強度評価も変形しないことではなく、有害な変形を生じないか、もしくは破断しないかを評価することになる。このため解析も線形解析ではなく材料の塑性現象などを考慮した非線形解析が行われることが多い。このような評価を実施する代表的な条件として、ファンブレードアウトが挙げられる。ファンブレードアウトは特異な条件下で発生し、ファンブレードが飛散することにより生じた回転体のアンバランスにより大きな振れまわりを起こす。この振れ回りはロータに大きな荷重を生むとともに、静止部との接触やベアリングを介して、静止部に荷重が伝達される。同時に、飛散した翼はケースに衝突し、この衝撃力で大きな荷重が発生する (Fig. 4)。Fig. 5はファンブレードアウト時に飛散したブレードがケーシングにより

コンテインドされるかを解析した例である。飛散した翼も、ケーシングも大きく変形するため、このような荷重下での解析は、通常運用荷重条件化の構造解析に比べてその事象は複雑化し、求められる解析技術のレベルも高くなる。

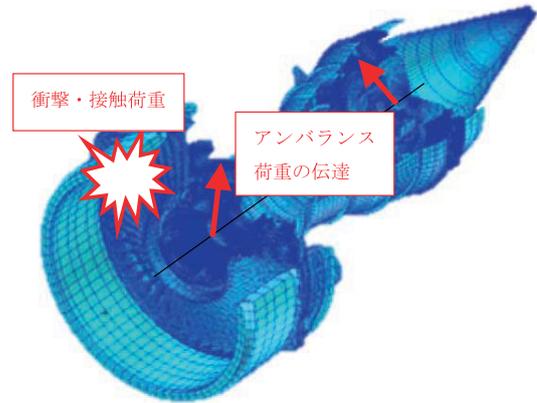


Fig. 4 Load generated at FBO event

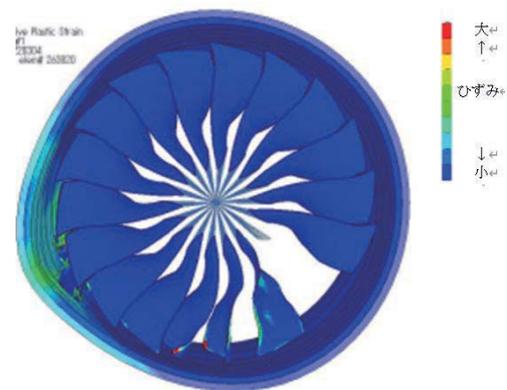


Fig. 5 Strain distribution from fan blade out analysis

3. システム設計における構造解析

ジェットエンジン全体は一つのシステムであるため、個々の部品のみをモデル化し解析するだけでは十分な精度でシミュレートできないものがある。その一つが機体の旋回時などに生じる加速度荷重である。機体には上昇、下降、旋回など様々な運動状態があり、その状態に合わせてエンジンにも並進/回転加速度、ジャイロモーメントなどが負荷される。これらにより各部品に発生する荷重は個々の部品のみをモデル化し解析しても特定することができず、エンジン全体での構造解析が必要となる。Fig. 6はそのエンジン全体構造モデルの例である。エンジン全体構造モデルはモデル化範囲が広いため、各部品を詳細にモデル化することはできないが、エンジン各部の剛性、質量が適切に表現されている必要がある。

また、航空機用エンジンは回転機械であるため、エンジン全体の固有振動数と回転数との有害な共振を回避する軸振動設計が必要となる。他産業における回転機械の

振動では回転体のみをモデル化し解析することも多いが、航空機用エンジンは軽量化の要求から回転体を支える静止部が比較的薄肉で柔なケーシング、フレームにより構成されているため、回転体のモデル化のみでは十分な精度を有した解析ができない。このため静止部も含めたエンジン全体でモデル化する必要がある。Fig. 7にエンジン全体振動解析の例を示す。このエンジン全体振動解析モデルでは、エンジン各部の剛性、質量、減衰が適切に表現されている必要がある。

前述のとおり、エンジン全体構造モデル・全体振動モデルの両方に共通することだが、各特性を正確に算出するために、各 부품の剛性や質量特性が適切に表現されている必要がある。そのためには、重要な部位については個別に詳細な有限要素モデル等によりモデル化し、剛性や質量特性を算出して解析モデルに反映する。このように構造解析はエンジン全体の構造システムと各 부품の構造特性をつなぐインターフェースの役割も担う。

この構造解析が果たすインターフェースとしての側面はエンジン内だけにとどまらず、エンジン-機体間でも同様の役割を果たす。エンジンは機体構造システムの一部でもあるため、エンジンに発生する荷重を精度よく算出するためには機体構造特性の考慮が必要となる場合がある。逆に機体構造システムとしても、エンジンから伝わる荷重、その質量、剛性特性を考慮する必要があるため、設計プロセスの中では機体-エンジン間でそれぞれの質量、剛性、減衰特性がインターフェース情報としてやりとりされる。この情報は有限要素モデルそのものであったり、特性を表す行列であったりする。これらの構造解析がインターフェースの役割を果たす様子をFig. 8に示す。

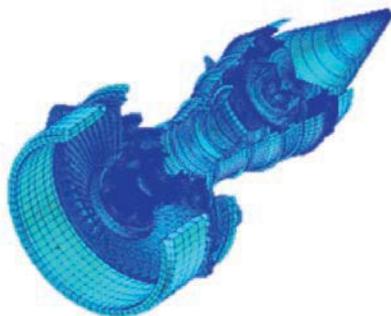


Fig. 6 Example of whole engine model

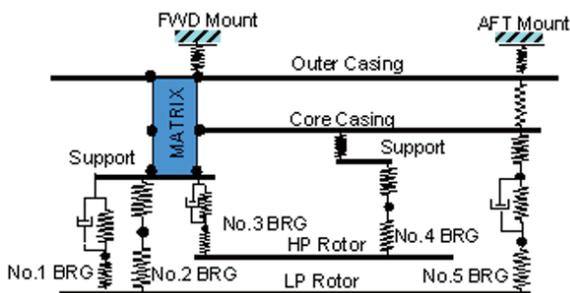


Fig. 7 Example of rotor dynamics model

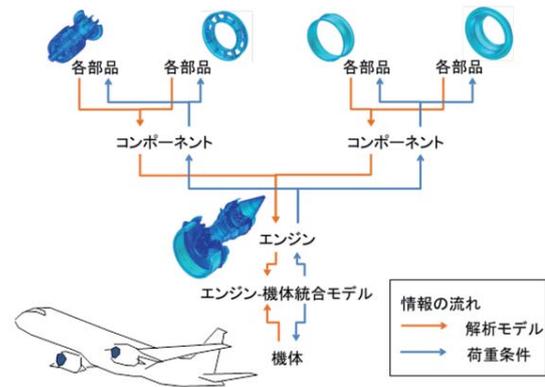


Fig. 8 Flow of load and analysis model

4. 解析技術の高度化

冒頭に述べたように、実機による試験は非常に大きなコストがかかり試験の失敗は開発プログラムの成否にかかわる問題である。このため、エンジンメーカ各社はそのリスクを低減するために構造解析の高度化を進めている。ここではその例を示す。また、ソフトウェア・ハードウェアの技術進歩がこれらの構造解析に与えてきた影響についても説明する。

4.1 構造解析の高度化

エンジン軽量化という目標に対して、構造解析技術はさまざまな観点で高度化されてきている。以下では、3つの具体例を交えて最近の技術動向を紹介していく。

4.1.1 異物吸い込み解析

鳥などの異物吸い込みによる損傷 (Foreign Object Damage) は運用上ある頻度で発生するものであり完全に回避することは不可能である。このためFederal Aviation Regulationsなどのレギュレーションではこの事象に対するエンジン試験による実証が求められているが、設計ではこの事象を衝撃応答解析で模擬することにより最適化がなされている。損傷状態を精度よくシミュレートする必要があるこの解析は、損傷しないことを示す通常運用荷重条件に対する構造解析に対し、格段に難易度が高くなる。また、この異物吸い込みによって損傷を受けるファンブレードはエンジン構成部品の中でも全体重量に占める比率が高く、軽量化要求が厳しいため、高いシミュレーションの精度が求められる。

金属の中実翼を設計する場合は、Shell要素を用いた解析で異物衝突部の残留変形を精度よくシミュレーションできていた。しかし、軽量化の要求で中空化や、複合材の適用により損傷モードが複雑になり、Shell要素を用いた解析では予測が困難になってきた。Fig. 9に一般的な複合材ファンブレードの構成と損傷モードを示す。この損傷モードを予測するために、ファンブレードは複合材の積層を表現したSolid要素でモデル化される。また、金属と複合材の接着部の挙動を正確に得るために、境界部での損傷現象をモデル化することもある。このようなモデリングを行うと、膨大な要素数となり解析でき

なかったが、後述する解析環境の進化もありFig. 10に示すようにシミュレーション結果を得ることが可能になってきている。

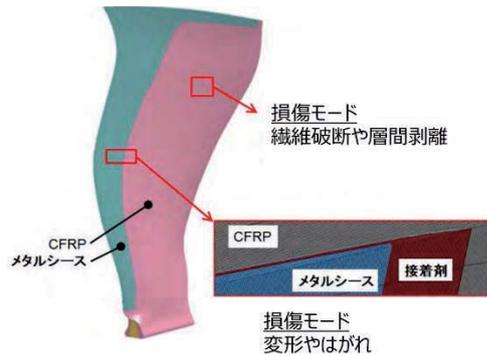


Fig. 9 Example of composite fan blade

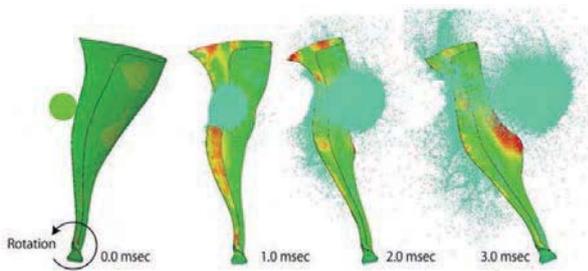


Fig. 10 Example of results ⁽⁸⁾

4.1.2 ユニットセル構造解析 Fig. 11のような3次元積層織と呼ばれる織構造を有したCMCの強度は、織構成や内部の部材の特性や構成部材の体積比率に依存するものと考えられている。このような織物内部の特性を強度特性として反映できる手法として、繊維束やマトリクスを形状としてモデル化したユニットセル構造解析が挙げられる。積層構成や材料内部の織構成が強度に強く起因する複合材の解析は、従来のように材料が均質化された解析だけでは評価できない。また、繊維を3次元的に織り込んで成形されたエンジン部品では、この繊維を厳密に模擬し、部品レベルのスケールで解析を行うことは難しい。そこで、近年マルチスケール解析が取られることが多い。マルチスケール解析の概要を簡単に以下で説明する。Fig. 11で示すような矩形のマイクロ構造の材料特性（剛性・強度）を構造解析や試験から取得する。また、部品レベルのモデルでは、マイクロ構造を厳密に模擬

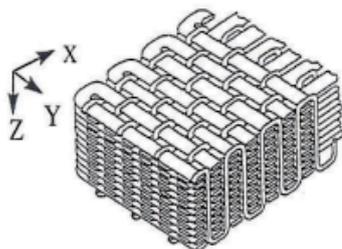


Fig. 11 Architecture of 3D woven fabric

する代わりに上記で得た特性を簡略化（均質化）して考慮することで、部品レベルの変形・応力・強度を確認する。このように計算することは、繊維配向によって構造特性を制御する複合材の利点と相性が良い。マルチスケール解析では、マイクロ構造の矩形の解析モデルを更新し、均質化された特性を得て、部品モデルに反映することで結果を得ることができる。これにより、効率的な部品設計が可能となる。

4.1.3 残留応力予測解析 次に、加工プロセスで部品に付与される残留応力を予測する技術について説明する。部品を加工する際にツールによって残留応力（歪）が表面に残ると、部品の強度に影響を与えることが知られている。ここでは、意図的に部品に圧縮の残留応力を付与し、疲労破壊に対する強度を高めるショットピーニング加工のシミュレーションを事例に挙げる。ショットピーニングは古くから航空エンジンの回転体に対し、施工されてきたが、その影響を解析的に予測し、設計に利用することはできていなかった。Fig. 12は被加工物にピーンを模擬した球体を連続的に衝突させ、衝撃による被加工物の残留応力を求めた解析モデルである。こういった解析から最適かつ安定した加工条件を同定することや、疲労寿命に対するメリットを定量的に算出することができる。

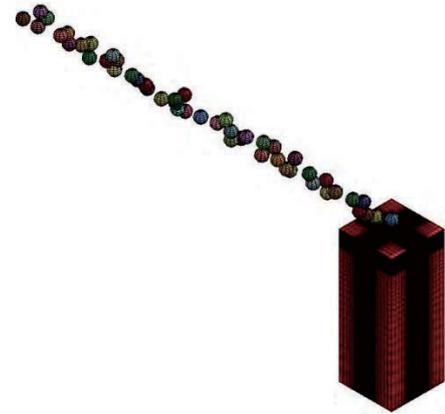


Fig. 12 Analysis model of shot peening analysis

4.2 構造解析における解析環境

近年、構造解析用市販ソフトウェアは少なくとも毎年更新されており、新機能の追加・既存機能の利便性向上が行われている。ハードウェアについては、調達性がやや悪化しているが、年々性能は向上しており、計算・読み込み・書き込み速度が向上している。また、グラフィック処理能力の向上といった点でも利用者の利便性も改善されている。ここでは、これまで紹介してきた解析技術がソフトウェア・ハードウェアの技術進歩によってどのように変わってきたのかを、4つの切り口で簡単に説明していく。

4.2.1 構造解析で使用される要素 計算機的能力が低かったころは、使用される要素はShell要素や平面要素

が使われることが多く、これでモデル化できない厚肉部や複雑形状についてSolid要素が使われていた。また、4面体Solid要素を使用すると要素数・節点数が多くなる傾向があるため、Solid要素の中でも6面体Solid要素でモデル化することが多かった。一方で、6面体Solid要素でモデル化する作業は作業者の力量を必要とするため、結果として解結果を得るために多くの時間と労力を要していた。近年のハードウェア・ソフトウェアの進化で、大規模解析が実施できるようになり、解析時間も比較的短時間で結果を得られるようになってきている。これにより、モデリングにそれほど作業者の力量を要しない要素を使用できるようになり、これまでより容易にFEMモデルを構築できるようになってきている。

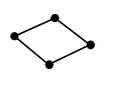
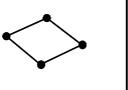
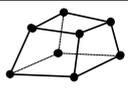
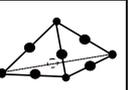
2次元要素			低 ↑ モ デ ル 化 難 易 度 ↓ 高
名称	弾性シェル	塑性シェル	
節点数	4	4	
自由度	$U_x, U_y, U_z, ROT_x, ROT_y, ROT_z$	$U_x, U_y, U_z, ROT_x, ROT_y, ROT_z$	
3次元要素			
名称	構造ソリッド	四面体ソリッド	
節点数	8	10	
自由度	U_x, U_y, U_z	U_x, U_y, U_z	高

Fig. 13 Element by using structural analysis

4.2.2 構造解析の種類 複雑な現象を模擬するためには線形ではなく非線形の解析が必要になってくるが、非線形解析は収束性が問題になることが多い。解析を収束させず収束させるにはソフトウェアの特性を理解した熟練作業者の知恵が必要となることが多かった。ソフトウェアではこの収束性について改善が重ねられ、より容易に解が得られるようになってきている。また、これまでは収束させることができなかったような現象についても解が得られるようになってきている。

また、最近は構造解析も並列計算で処理されることが当たり前になってきている。例外もあるが、構造解析は流体解析より並列効率が上がらないことが多く、流体解析に比べて活用されてこなかったが、ソフトウェアの進化で徐々に改善されつつある。これは構造解析技術には直結しないが、設計イタレーションの高速化には大きく貢献している。

4.2.3 構造解析のPOST処理 解析が完了すると、POST処理を行い結果の妥当性の確認・評価をしていくことになるが、大規模な解析になるほど、結果ファイルの移動、描画に時間を要する。データ転送速度・描画技術の進化でこういった問題は緩和されてきている。また、ソフトウェア側でも出力する情報を制限することが可能であるし、既存の結果ファイルに格納されている情報をハンドリングしやすいように加工してサイズを圧縮

する専用ソフトウェアを使用することも可能になっており、大規模解析の結果を評価する上で貢献している。

4.2.4 新しい解析手法 設計者は設計を行う上で検討した形状の強度・振動特性を迅速に知りたいという要望がある。それに対する一つの解として、従来のFEMによる構造解析とは異なる新しいコンセプトのソフトウェアが各メーカーからリリースされている。これらのソフトウェアは構造解析に必要な形状作成-要素作成-材料データ入力-境界条件作成-解析-POST処理という一連の流れをシームレスに繋いだシステムであることが多い。特に通常の解析で時間を要するMesh作成作業が自動化されており、解析時間も圧倒的に早い。これにより、ユーザはCADで体積を計算するのと同じように部品の剛性や応力分布を得ることができる。便利な反面、詳細なモデリングができないことや応力計算精度が通常の構造解析に劣る点があるなど扱いに難しい点があるが、設計フェーズによっては強力な武器になり得る。

5. まとめと今後の課題

本稿では、航空エンジンで必要とされる構造解析技術とその動向についてまとめた。構造解析技術は複雑な現象を扱えるように進化していくソフトウェアと、それを用いた実際のエンジン試験やリグ試験との合わせ込みにより、その精度は年々向上している。また、ソフトウェアのソルバーの進化とハードウェアの性能向上により、複雑な解析を高速で実行できるようになってきている。このことにより、静止部と回転体の接触や鳥と翼の衝突などの複雑な事象も解析することが可能となり、設計への活用につながっている。

これからもこの傾向は変わらず、エンジン軽量化に対する要求で、エンジンメーカは新しい素材やエンジン形態を選定することになり、新たな構造解析手法を構築する必要がでてくる。また、この素材やエンジン形態のポテンシャルを最大限引き出すためにも、より高精度な構造解析ができることが求められ続ける。それを実現するために、以下のような課題が挙げられる。

- ・エンジン試験やリグ試験に合わせこむ手法
- ・大規模で高速な構造解析ができる環境構築

前者については、構造解析で取り扱う現象がさらに複雑化し、これまで以上の設計パラメータが相互に影響しあう状態を予測する必要がでてくると考えられる。そういった状況では、これまでの手法では迅速な試験結果との合わせ込みが困難となる可能性がある。今後、構造解析の枠に捉われない最新技術を組み込んだ手法を構築する必要があると考えられる。

後者については、サーバ環境で実施していた設計での構造解析も、モデルの大規模化や複雑な現象を解くために計算負荷が上がり、構造解析環境にも大きな変革が必要になってくると考えられる。研究レベルでは、スーパーコンピュータを使用した例も見られるが、設計に使

う環境ではクラウドの利便性が良いと考えられる。構造解析をクラウドで実行できる環境を提供するサービスを扱う企業の努力下で、ユーザが使用する上ではオンプレミス環境との差異が埋まりつつある。また、ソフトウェアメーカーも各社でクラウド環境に対するライセンス形態を定義することで、利用を促している。まだ、課題はあると思われるが、今後の設計においてなくてはならない環境になってくると考えられる。

すでに構造解析はエンジン設計において必要不可欠な技術になっているが、まだ、多分に成長していく余地がある。よって、エンジンメーカーの競争力として構造解析技術が持つ意味は今後ますます重要になっていくと考えられる。

参考文献

- (1) 藤村哲司, エンジン設計における構造解析の現状, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2003 (後刷り集).
- (2) 篠崎正治, 航空機用エンジンのロータダイナミクス, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 33, No. 1 (2005), pp. 12-17.
- (3) 本田達人, 非線形振動現象におけるロータダイナミクスオプションの検証, 2008 MSC.Software Technology Users' Day.
- (4) 近藤洋介, 非線形過渡応答解析における接触部分のモデル化の検討, MSC.Software 2009 VPD Conference.
- (5) 本田達人, 航空機用エンジンの構造解析技術とその動向, (公財) 航空機国際共同開発促進基金【解説概要 24-5】.
- (6) Sato, H., Ueda, Y., Ando, M. and Honda, T., VALIDATION OF FRACTURE PREDICTION MODEL TO DESIGN CMC TURBINE, Proceedings of ASME Turbo Expo 2019, GT2019-91233 (2019).
- (7) 穂坂俊彦, 中村寛, 大石勉, 青塚瑞穂, 田中望, 高効率軽量ファン・タービン技術実証 (aFJR) プロジェクト研究概要, IHI 技報 Vol. 60 No. 2 (2020).
- (8) 牧田光正, 北條正弘, 北村祥之, 山根敬, 賀澤順一, 鈴木正也, 西澤敏雄, JAXAにおける航空エンジン用シミュレーション技術の活用, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 43, No. 6 (2015), pp. 414-421.

特集：構造解析技術の最新動向

川崎重工における構造解析の活用事例

Structural Analysis for Kawasaki Gas Turbine

倉嶋 寛貴*¹ 玉井 亮嗣*² 三浦 聡允*³
KURASHIMA Hiroataka TAMAI Ryoji MIURA Toshimasa

キーワード：ガスタービン, FEM, 最適化, 高速起動, クリープ, マルチフィジックス解析, フラッター

Key Words : Gas Turbine, Finite Element Method, Optimization, Fast Start, Creep, Multiphysics Simulation, Flutter

1. はじめに

ガスタービンの設計において、性能向上と構造健全性の確保はトレードオフの関係にある。たとえば、ガスタービンの効率向上にはタービン入口温度を向上させ、かつタービン冷却空気を可能な限り低減することが有効であるが、燃焼器やタービン構成部品の温度が上昇するリスクが伴う。部品の温度が上昇すると許容応力が低下し、部品寿命の不足が問題となる。ガスタービンの出力向上には、吸気流量を増大させることが有効であるが、一般にガスタービンが処理できる流量はタービン出口面積に制限され、タービン出口面積の拡大はタービン最終段動翼の遠心応力の増大のために制限される。

近年では、太陽光や風力など不安定な再生可能エネルギーの導入が拡大しており、電力系統安定化のため負荷変動に対する高い応答性能が発電用ガスタービンに求められる。高速な負荷変動下でのガスタービンの運用においては、過渡的な部品温度変化に伴う熱応力や熱変形が問題となり得る。

市場に評価される製品を開発するには、上述のような相反する設計要求を可能な限り高いレベルで両立することが求められる。その手段として、空力性能や冷却性能を予測するための熱流体解析とともに、構造健全性を担保するための構造解析が活用されている。本稿では、当社での産業用ガスタービンの開発において構造解析を活用してきた経緯および近年の事例を紹介する。

2. ガスタービンの開発における構造解析の発展

当社における発電用ガスタービンの開発の系譜をFig. 1に示す。1974年における当社独自設計の200kW級ガスタービンの開発成功を皮切りに、非常用ガスタービン発電装置のラインナップを拡充、小型ガスタービンのトッ

プメーカーとしての地位を確立した。1980年代からはコージェネレーション用途などの常用発電装置向けの中型ガスタービンの開発に着手し、その後も製品開発を精力的に推進してきた。2012年には累計出荷台数10,000台を超え、現在では30MW級までの幅広い出力レンジのラインナップを揃えるに至っている。最近では、脱炭素社会の実現に寄与するべく低NO_x水素燃焼ガスタービンの開発と実証を推進している⁽¹⁾。

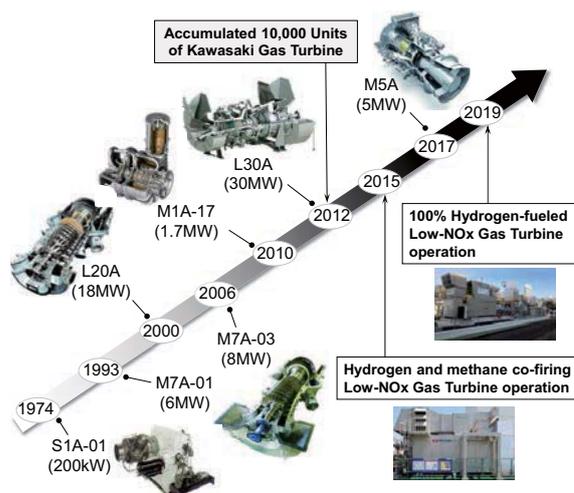


Fig. 1 Kawasaki Gas Turbine development history

当社のガスタービン設計の現場で構造解析が利用されるようになったのは1980年代の終わり頃からである。商用のFEMソルバが大型汎用コンピュータに導入され、回転部品の強度評価を目的として活用がはじまった。メッシング、ソルバへのインプットの作成、またポスト処理、といった現在では解析ソフトが自動処理するような作業が当時は手作業で行われていた。Fig. 2にロータの2次元軸対称解析に用いられたFEメッシュと遠心応力解析結果を示す。2次元CAD上でメッシュ図を作成し、節点の座標値を読取ったうえ、節点と要素情報をテキストファイル上に構築する作業はかなりの労力であったという。翼形状の設計においては、性能要求と強度要求の両者を満足させるため、多くの繰り返し作業が必要となる。設計作業の効率化のため、翼、翼根ツリーおよ

原稿受付 2021年11月19日

* 1 川崎重工(株) 技術研究所 強度研究部

〒673-8666 明石市川崎町1-1

E-mail: kurashima_hiroataka@khi.co.jp

* 2 川崎重工(株)

エネルギーソリューション&マリンカンパニー

エネルギーシステム総括部 ガスタービン開発部

* 3 川崎重工(株) 技術研究所 機械システム研究部

び内部冷却構造の断面形状データから、Fig. 3に示すようなタービン冷却翼の3次元FEメッシュを自動生成するツールも開発され、エンジン開発期間短縮の一助となった。

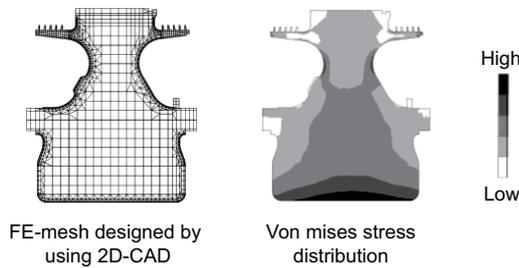


Fig. 2 Centrifugal stress analysis of turbine disk (Technology in the late 1980s)

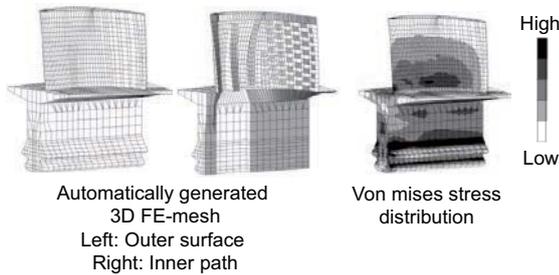


Fig. 3 Centrifugal stress analysis of cooled turbine blade (Technology in the 1990s)

1990年代に入るとまもなく、3次元CAD、メッシャー、FEMソルバおよびプリポスト機能が一体となった統合CAEソフトが導入された。エンジニアリングワークステーションを用いて、3次元CADモデル作成から解析ポスト処理までの一貫作業が可能となり、生産性は大きく向上した。しかし当時は計算機能力の限界のため、十分な自由度規模での解析が困難であり、現在と比較すると解析精度は必要十分なものではなかった。

Fig. 4は、ここ40年間の計算機能力（CPUの動作周波数）の推移を示している。1990年代は動作周波数が年率40%ものスピードで向上しており、この期間に構造解析に用いる計算機の性能も大きく向上した。この飛躍的な

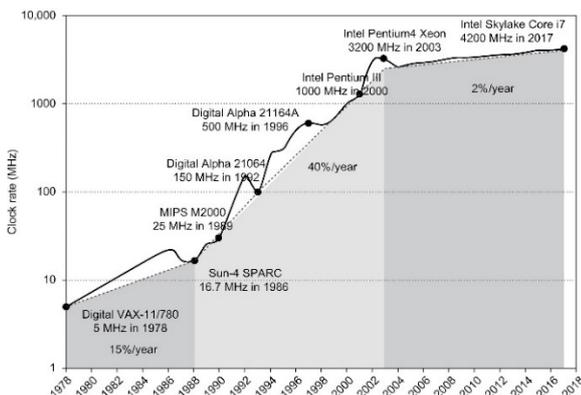


Fig. 4 Growth in clock rate of microprocessors⁽²⁾

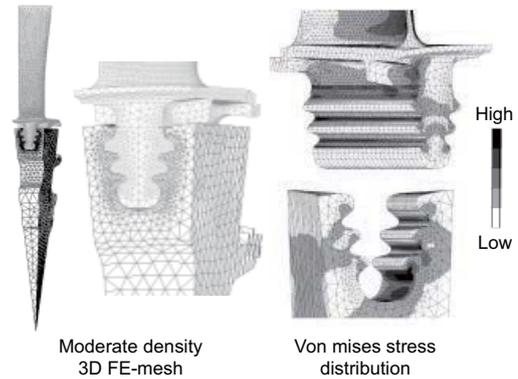


Fig. 5 Contact stress analysis of bladed disk (Technology in the 2000s)

計算機能力の向上を背景に、2000年代に入ると、複雑形状部品であっても、デスクトップパソコン1台で満足のいく精度の解析ができるようになった。また、接触解析、弾塑性解析またはクリープ解析といった非線形解析が設計で活用されるようになったのもこのころからである。Fig. 5にタービン動翼とディスクの接触解析の例を示す。動翼からディスクへの遠心荷重の伝達を正確にシミュレートすることにより、動翼とディスクの嵌合部の局所応力を評価することができるようになった。

3. ガスタービンの開発における構造解析の事例

変位、応力、ひずみの出力を主な目的とする構造解析は、最近ではそれ単独での活用にとどまらず、他の分野の解析とともに活用されることが多くなってきた。特にガスタービンの設計においては、空力性能、部品の圧力分布や温度分布などの予測に用いられる熱流体解析を構造解析と連携させるケースが多い。連携といっても、流体と構造の解析結果を並列に評価する場合、熱流体の解析結果を構造解析の境界条件にする場合、または流体と構造を連成させて計算する場合など、目的に応じて使い分けられている。本章ではこれらの事例を紹介する。

3.1 タービン翼形状の最適化システム

現在の計算機環境では、例えば単翼の弾性応力解析と固有値解析にかかる時間は、両者を合わせても数分程度にまで短縮している。そのため、近年では、部品の形状を変化させ数百、数千回の設計施行を行う形状最適化における評価ツールとして、構造解析を利用することがもはや当たり前となっている。ここでは、3段構成タービンの中実1段動翼について、CFDによる性能評価とFEMによる振動強度評価を組み合わせた翼形状最適化設計について紹介する。

翼形状最適化システムの概念図をFig. 6に示す。3次元翼形状は、翼の断面形状をいくつかの断面で定義したうえ、それらを翼高さ方向に補間することで生成する。CFDではタービン全段をモデル化した3次元定常解析により空力性能を評価する。翼形状の最適化スタディは設計対象である1段動翼のみに適用し、その他の動静翼

の形状は固定とした。FEMでは単翼の遠心応力解析および固有値解析により振動強度を評価する。3次元翼モデルに対して、あらかじめ準備しておいた翼根ツリーモデルを結合し、フリーメッシュで単翼のFEメッシュを生成している。

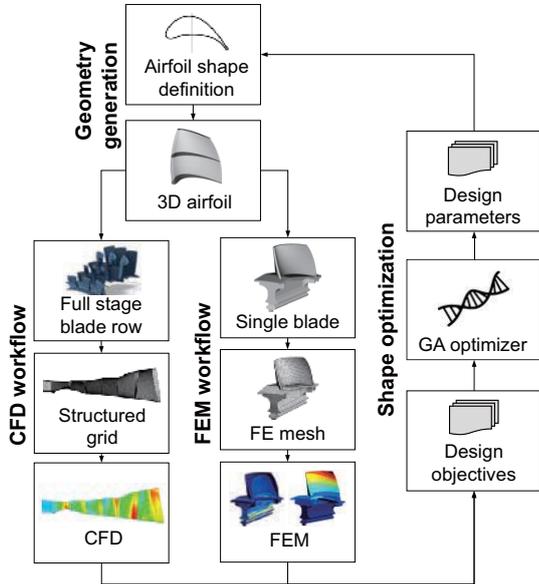


Fig. 6 Block diagram of airfoil shape optimization system

遺伝的アルゴリズムによる設計空間の探索結果をFig. 7に示す。強度評価にかかわる指標である翼根元の断面平均遠心応力および1次曲げ固有振動数に対する第1段タービンの断熱効率を示している。なお、全ての指標は全評価個体の平均値で正規化している。この例では固有振動数は高いほうが良い。200を超える設計試行により、空力性能と振動強度のトレードオフの関係が捉えられていることがわかる。

得られた個体のうち、振動強度上の信頼性が高い個体Iと空力性能が高い個体IIとを比較した。Fig. 8 (左)はそれぞれの翼の断面積の半径方向分布を示している。個体I、個体IIともに0～40%高さの断面積は同等であるのに対し、40%～100%高さの範囲では個体IIより個体Iの断面積が小さい。このことから個体Iは個体IIよりも軽量化されており翼根元の応力が低いことがわかる。また、比較的翼先端側の質量の低減は、1次曲げ固有モードにおけるマスを減少させることになるため、個体Iのほうが個体IIよりも1次曲げ固有振動数が高いことがわかる。Fig. 8 (右)はそれぞれの翼のコード長の半径方向分布を示している。個体Iと個体IIで段出力は同等であるが、個体Iは個体IIと比較してコード長が短いことから個体Iは個体IIより翼負荷が高い。過大な翼負荷の増加は翼負圧面下流側における急減速を生じ全圧損失の増加を引き起こすが、この損失の程度は、しばしばDiffusion factor (DF) により評価される。DFは翼負圧面上の最大マッハ数をMmax、出口マッハ数をMexitとしたとき、 $DF = (M_{max} - M_{exit}) / M_{exit}$ で定義され

る。CFD解析結果より50%高さのDFを評価すると、個体Iは個体IIに対してDFが20%程度高いことが確認できた。

このようなタービン翼形状最適化システムは、2010年ころから運用が開始され、翼形状設計における標準ツールとして活用されている。通常的设计ではシステムから得られた個体群から振動強度の要求を満足する個体を選別し、そのなかで空力性能が最大の個体を選定する。最終的には製造誤差に対するロバスト性も評価したうえで、製品の翼形状として採用する。

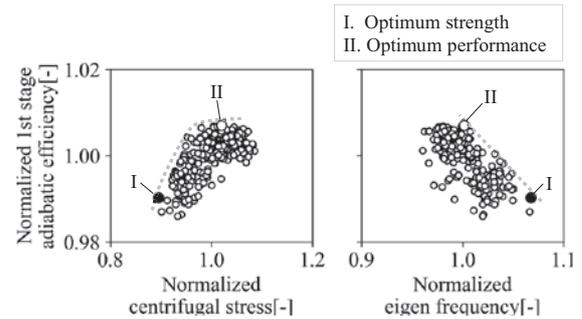


Fig. 7 Design space exploration of airfoil shape

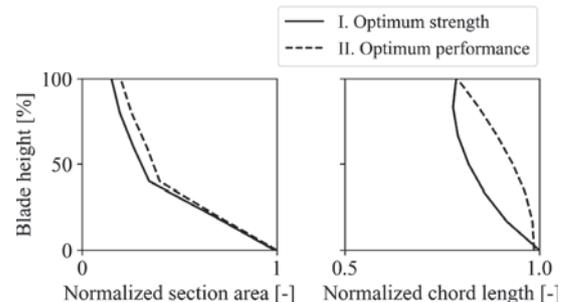


Fig. 8 Comparison of contrasting two airfoil designs

3.2 非定常熱伝導解析と構造解析による高速起動評価

再生可能エネルギーの利用拡大に伴い、工場、地域冷暖房などの分散型電源や熱源として利用される中小型ガスタービンは、ローカルグリッドからの要求として負荷応答性の向上が求められる。高速負荷変動を実現するための課題の1つにエンジン部品の健全性検証が挙げられる。特に高速起動中には、ロータ内部に大きな温度勾配が生じることで熱応力によるエンジン部品の損傷、回転系と静止系の熱変形量の差異による干渉が生じる懸念がある。当社では高速起動時のエンジン部品の応力シミュレーションとして構造解析技術の開発³⁾を進めてきた。

応力シミュレーションはFig. 9に示すように起動パターンに対する温度履歴を計算する非定常熱伝導解析とその温度履歴を入力条件とする構造解析で実施する。一般に、伝熱現象と構造物の変形応答は独立しているためそれぞれの解析も独立させることが多いが、部品間の接触状態が伝熱現象に大きく影響を与える場合には2つの解析を並列させて時間増分ごとに計算結果を交互に受け渡して計算を進めるCoupling解析を行うこともある。

ガスタービン起動パターンに対して設計条件を用いて時間依存のガス参照温度および管内乱流熱伝達などの実験相関式から熱伝達率を求めて熱境界条件として非定常熱伝導解析に入力する。解析結果の温度履歴に対して温度計測結果に合うように熱伝達率に補正係数をかけてチューニングすることで温度分布を再現した。ここでの補正係数は起動パターンや時間に依存しない値である。

非定常熱伝導解析で計算された温度履歴を境界条件として構造解析を行うことで応力や変形量などの履歴が得られる。一例として通常起動と高速起動の異なるパターンについてロータ高応力部の応力履歴の比較をFig. 10に示す。両起動パターンとも起動直後はロータ内の温度勾配により熱応力が発生するが、高速起動では温度勾配が大きい発生応力も大きくなる。また、時間が経つにつれロータ内の温度勾配が小さくなるため発生応力も低下し定常状態に移行する挙動が確認できる。

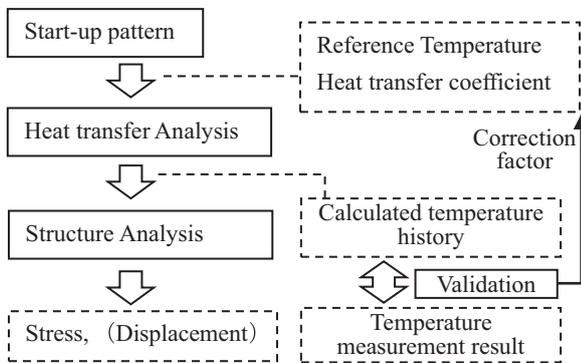


Fig. 9 Stress simulation with heat transfer calculation and structural calculation

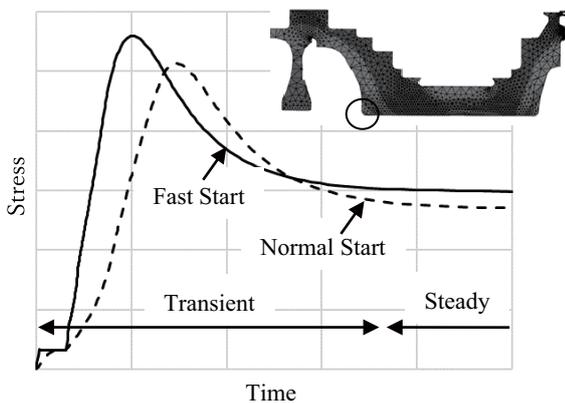


Fig. 10 Comparison of stress history in each start-up pattern

3.3 熱流体解析と連携したクリープ損傷評価

タービン動翼の損傷モードの1つにクリープがあり、クリープ寿命は部品の交換間隔やガスタービンのオーバーホール周期を決める重要な因子になっている。クリープ変形は応力と温度に支配されるため、動翼の温度を正確に予測することはガスタービン開発において非常に重要である。また、動翼のクリープ変形は時間とともに応力再配分が進行する複雑な非線形挙動である

が、現在の計算機能力ではクリープ解析は容易に実行可能である。当社ではクリープ解析を活用したクリープ寿命評価の高精度化に取り組んでおり、その評価フローをFig. 11に示す。評価の根幹は動翼メタル温度を計算するCHT (Conjugate Heat Transfer) 解析⁽⁴⁾およびクリープ変形を計算するFEM解析である。

3.3.1 CHT解析 産業用ガスタービンの高効率化にはタービン入り口温度の上昇が重要であるが、同温度はタービン動翼材料の耐酸化限界温度を超えており、高度な冷却技術が使われている。この冷却動翼の開発においては3次元分布を有するメタル温度の正確な把握が不可欠であり、当社では翼の内外部流れおよび翼個体部の熱伝導を連成するCTH解析の適用を進めている。CHT解析結果はパイロメータ計測⁽⁵⁾の特徴的な温度分布が捉えられており、定性的には計測結果とよく一致することを確認している⁽⁴⁾。

3.3.2 FEMクリープ解析 CHT解析で得られる動翼メタル温度分布を構造解析モデルへ反映してクリープ解析を実行する。クリープ解析で重要となるのが動翼材のクリープ速度であり、これは材料試験から得られるクリープカーブ (クリープひずみ-時間関係) を温度と応力の関数で定式化して材料モデルとして付与する。一般的に、クリープ解析では定常クリープ速度 (最小クリープ速度) を用いることが多いが、タービン動翼に用いられるNi基超合金は3次クリープが寿命の大半を占めることもあり、1次クリープや3次クリープを含めて定式化することもある。また、動翼内には温度分布が存在しているため、ヤング率や降伏応力などの材料特性にも温度依存性を与える。

動翼のクリープ解析結果の一例として、CHT解析結果を付与した温度分布をFig. 12、時刻=0における応力分布をFig. 13、長時間運用後のクリープひずみ分布をFig. 14に示す。クリープひずみの蓄積はその部位における応力、温度に依存するが、応力再配分の進行にも影響を受ける。翼面の応力に着目すると、一般的な線形解析に相当する時刻=0での最大応力はHub中央部近くに発生しているが、クリープひずみの最大はMean付

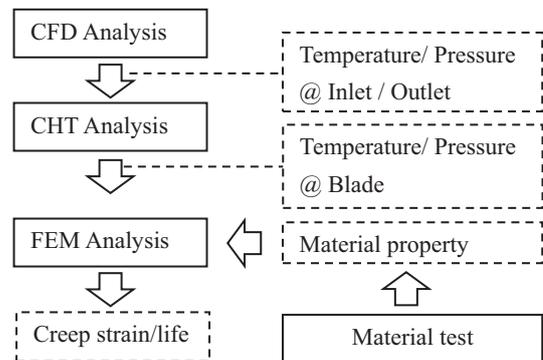


Fig. 11 Simulation flowchart to evaluate creep life of turbine blade

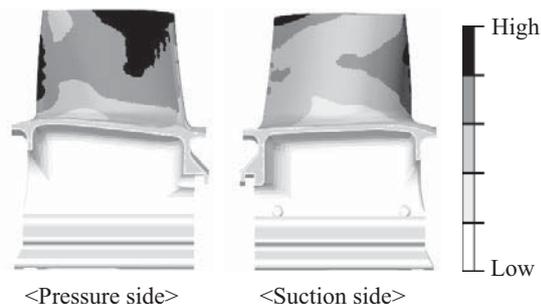


Fig. 12 Temperature distribution in blade

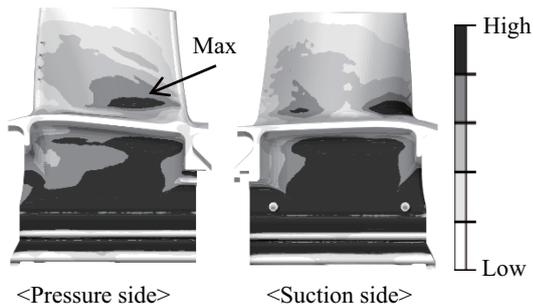


Fig. 13 Stress distribution in blade at time=0

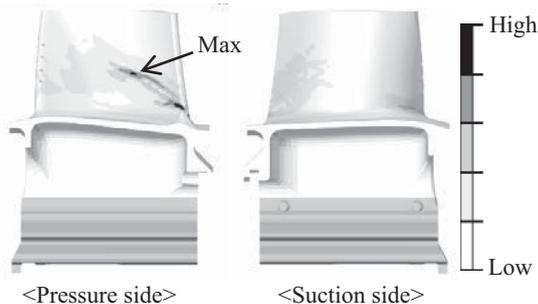


Fig. 14 Creep strain distribution in blade after long term operation

近で生じることが分かる。応力はHub側が大きいものの温度はMean付近で高くなっているためクリープひずみはMeanで最大になったと解釈できる。このように、クリープ損傷が最大になる部位の特定は線形解析では十分でないことがあり、クリープ解析が有効な手段となる。

3.4 流体関連振動の評価解析

最新鋭のエンジンでは、高効率化や軽量化の限界設計を追求する傾向があるため、従来よりも流体関連振動が発生しやすくなっており設計段階でFSI (Fluid Structure Interaction : 流体-構造連成) 解析で評価を行う機会が増加している。ガスタービンエンジンで発生する流体関連振動は、主として①自励振動であるフラッタや②動静翼干渉に代表される翼の強制振動等が挙げられる。

3.4.1 フラッタ解析評価

軽量化を追求したガスタービンエンジンでは、圧縮機やタービンの翼列⁶⁾、ラビリンズシール部品^{7),8)}でフラッタが発生しやすい。そのため、必要に応じて設計段階でFSI解析による健全性評価を行う。フラッタ解析の評価フローをFig. 15に示す。解

析の第1ステップでは、プリストレスモーダル解析を行い、評価対象モードの変位パターンと振動周波数を特定する。次の段階では、これらの情報を入力して評価対象を周期的に振動させた条件で、非定常CFDを行い、振動1周期で対象物に作用する空力仕事 W_{cyc} を計算して空力減衰を評価する。減衰が負となる場合は、フラッタが発生するものと判断する。例として、ラビリンズシールのフラッタ発生境界をFSI解析と試験と比較した一例をFig. 16に示す。当社における実機検証研究にて、比較的高精度でフラッタ発生境界の予測ができるようになってきており、本手法を利用してフラッタ制御手法も構築を進めている^{9),10)}。

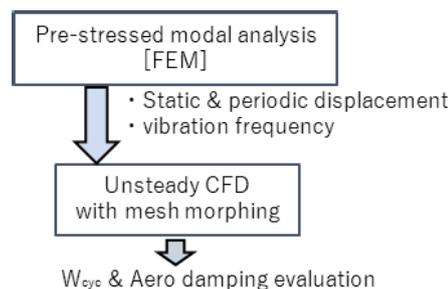


Fig. 15 Flowchart of flutter simulation

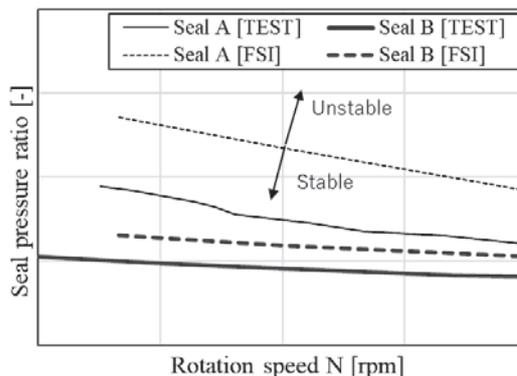


Fig. 16 Comparison of Seal flutter boundary between experiment and numerical simulation

3.4.2 動静翼干渉による強制振動評価解析

圧縮機やタービン翼列から発生する後流 (ウエイク) や衝撃波によって、エンジン周方向には強い流体圧力変動が発生する¹¹⁾。この変動に起因して、動翼や静翼列が高サイクル疲労で損傷に至ることがあり、設計段階で解析による健全性評価を行っている^{12),13)}。簡単なFSI解析評価フローをFig. 17に示す。解析では、Campbell線図から求めた翼と変動外力の共振点にて、非定常CFD解析を実施して変動外力を抽出する。ここで抽出された圧力変動の振幅と位相の情報を翼表面にマッピングして、FEMソルバによる応答解析評価を行う。応答解析で使用する減衰は、翼のハンマリング試験や前述のフラッタ解析手法で評価を行う。例として、遷音速動翼で発生する衝撃波に起因する隣接静翼表面に作用する流体外力の計算例をFig. 18に示す。

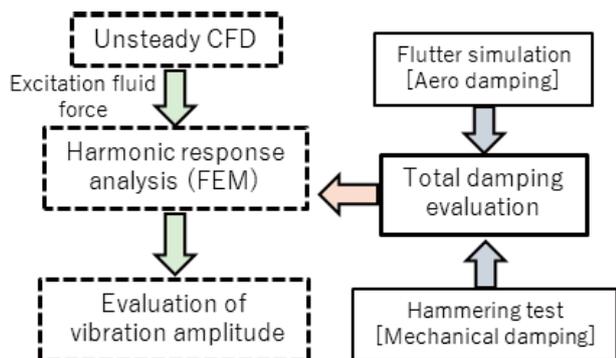


Fig. 17 Flowchart of FSI simulation to evaluate forced response excitation of rotor blades and stator vanes

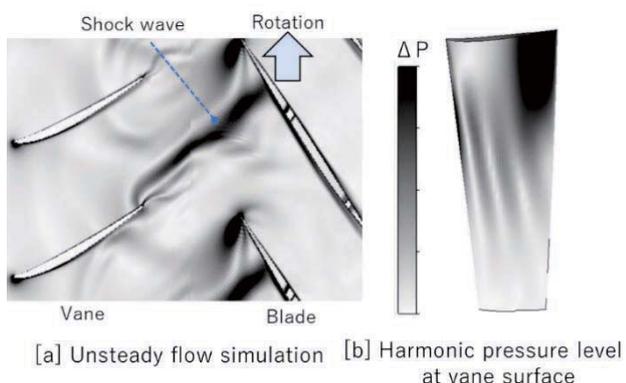


Fig. 18 Simulation of unsteady fluid force acting on vane surface induced by shock wave

4. さいごに

当社における構造解析の取り組みについて紹介した。ガスタービンに求められる要求が高くなるにつれ、信頼性、健全性の確保のために構造解析が果たす役割はますます重要になると考えられる。今後も精度の高い構造解析技術の開発を進めていきたい。

参考文献

(1) 足利貢, 山口正人, 堀川敦史, 国際水素サプライチェーンの構築とガスタービン発電での水素利活用, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 49, No. 2 (2021), pp. 88-93.
 (2) Hennessy, J. L. and Patterson, D. A., Computer Architecture: A Quantitative Approach, Sixth Edition (2017), p. 26, ELSEVIER.

(3) 田中良造, 谷口智紀, 玉井亮嗣, 他, 高速負荷応答性を備えた高効率中小型ガスタービンの開発, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 47, No. 1 (2019), pp. 33-37.
 (4) 堀内豪, 谷口智紀, 田中良造, 笠正憲, 飴雅英, 産業用ガスタービン開発へのタービン冷却翼CHT解析の適用検討, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 46, No. 4 (2018), pp. 298-305.
 (5) 谷口智紀, 都留智子, ガスタービン動翼の温度計測, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 49, No. 5 (2021), pp. 350-355.
 (6) Sandars, A. J., Hassan, K. K., and Rabe, D. C., "Experimental and Numerical Study of Stall Flutter in a Transonic Low-Aspect Ratio Fan Blisk". Journal of Turbomachinery, Vol. 126. (1), pp. 166-174, (2004).
 (7) Alford, J., "Protection of Labyrinth Seals From Flexural Vibration". Journal of Engineering for Power, 86, pp. 141-147. Paper No. 63-AHGT-9 (1964).
 (8) Vega, A., Corral, R., "Conceptual Flutter Analysis of Labyrinth Seals Using Analytical Models. Part2: Physical Interpretation". Journal of Turbomachinery, Vol. 140, P. 121007.
 (9) Miura, T., Sakai, N., "Numerical and Experimental Studies of Labyrinth Seal Aeroelastic Instability". Journal of Engineering for Gas Turbines and Power Vol. 141 (11), P. 111005. (2019).
 (10) 三浦聡允, 阪井直人, 今井卓也, 酒井祐輔 "静止フィンを用いた回転ラビリンスシールのフラッタ抑制に関する検討" 日本ガスタービン学会誌, Vol. 49, No. 3 (2020), pp. 195-200.
 (11) Whitehead, D. S., "Effect of Mistuning on the Vibration of Turbo-Machine Blades Induced by Wakes". Journal of Mechanical Engineering Science 1966; 8 (1) :15-21.
 (12) Miura, T., Sakai, N., Kanazawa, N., and Nakayama, K. "Forced Response Excitation Due to the Stator Vanes of Two and Three Compressor Stages Away." ASME. J. Eng. Gas Turbines Power. November 2021; 143 (11): 111018. <https://doi.org/10.1115/1.4051918>
 (13) Miura, T, Sakai, N, Kanazawa, N, & Nakayama, K. "Forced Response Excitation of a Compressor Stator Owing to Shock Wave Induced by Adjacent Rotor Blade." Proceedings of the ASME Turbo Expo 2021: Virtual, Online. June 7-11, GT2021-59147.

特集：構造解析技術の最新動向

ジェットエンジンのファン動翼における鳥衝突簡易評価手法の紹介

Introduction of Simple Evaluation Method for Fan Rotor of Jet Engine after Bird Strike



高岡 恵輔*1
TAKAOKA Keisuke

キーワード：ジェットエンジン，ファン動翼，ファンブレード，バードストライク，最適化

Key Words：Jet Engine, Fan Rotor, Fan Blade, Bird Strike, Optimization

1. 緒言

航空用ターボファンエンジンのファン動翼設計では、空力性能向上と軽量化に加えてFAA (Federal Aviation Administration) の14 CFR (Code of Federal Regulations) Part 33 Section 33.76 Bird Ingestionにて、鳥吸込み時(バードストライク)の要件の一つとしてエンジン推力低下が規定値以下であることが要求される。その時の推力低下のほとんどは、バードストライクによって変形するファンブレードが起因となり生じる。そこでバードストライクによるファン動翼ダメージ評価としてCAE (Computer-Aided Engineering) 解析⁽¹⁾によりファンブレードの塑性変形量を求め、これをもとにエンジン推力低下を評価している。

これまでの弊社におけるファン動翼設計では空力、強度、重量の設計要求を同時に満足させるために、CAE解析の繰り返し作業と各領域のエキスパートによる経験に基づいた設計を必要としてきた。

そこで、複数の設計要求にバランスよく適合する設計を実現するために多分野最適化をファン動翼設計に適用することを検討した。

最適解の探索においては数百種類のファン動翼形状の評価を行うため、各分野のCAE解析を短時間で終わらせる必要がある。しかしながら、バードストライクによるファン塑性変形評価CAE解析の計算時間が数十時間程度を要するため、本最適化へのバードストライク評価の組み込みには実用上の課題があった。

本稿では、CAE解析を活用しバードストライク時のファンブレード塑性変形現象に与えるファンブレード形状等の各パラメータの感度分析を行い、CAE結果と同等の精度かつ短時間で塑性変形結果を得られる簡易評価

予測式を構築する手法を紹介する。また、その簡易評価予測式を利用して多分野最適化をファン動翼設計に適用した技術事例の紹介をする。

2. バードストライクによるファンブレードの塑性変形の特徴と予測手法の検討

本章では、従来のバードストライクCAE解析の実例から、鳥衝突にともなうファンブレード塑性変形の特徴を抽出し、バードストライク時のファンブレード塑性変形評価を短時間で実施するための手法を検討する。

2.1 バードストライクによるファンブレード塑性変形

バードストライクCAE結果⁽¹⁾の例をFig. 1に示す。エンジンに飛び込んだ鳥はファンブレードによってスライスされ、そのスライスされた量がファンブレード1枚に衝突する。その衝突によりファンブレードが衝撃荷重を受けた結果、Fig. 2に示すX-X断面にて塑性変形が発生する。そこを起点としたファンブレードLeading Edge (LE) のTip部の塑性変形により、エンジン推力低下が発生する。本稿では、このX-X断面の塑性変形部を塑性関節と呼ぶことにする。

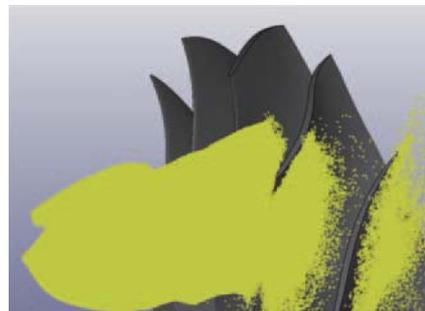


Fig. 1 Bird strike analysis of fan rotor

原稿受付 2021年11月12日

* 1 (株)本田技術研究所
先進パワーユニット・エネルギー研究所
〒351-0193 和光市中央1丁目4番1号
E-mail: keisuke_takaoka@jp.honda

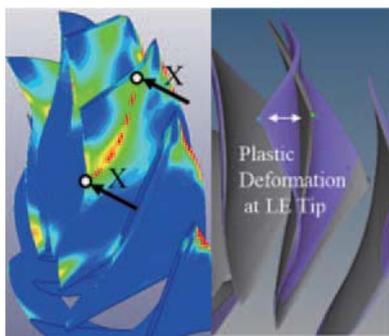


Fig. 2 Plastic strain and deformation of fan rotor after bird impact

2.2 ファンブレード塑性変形の特徴

塑性関節を起点としたファンブレードLE Tip部の塑性変形量をCAE解析に頼らずに予測するために、バードストライクによりファンブレードが塑性変形する現象を単純なモデルに置き換えて検討した。

Fig. 3に示すように、塑性関節部の断面に対して十分に剛なhub側を支持した片持ちはりにバードストライクによる分布荷重 P が作用したモデルを考える。分布荷重 P による曲げモーメント荷重により発生する応力が、塑性関節部で弾性域を超え、材料降伏応力に達すると塑性変形が始まり、そこを起点として、Fig. 4に示すように折れ曲がる変形モードとなる。この塑性関節部での折れ曲がりの変形モードが、バードストライクでのファンブレード塑性変形である。

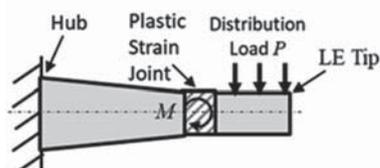


Fig. 3 Simplified model for bird strike on fan blade

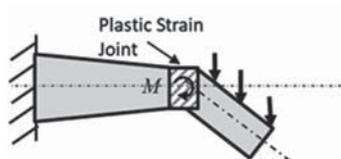


Fig. 4 Plastic deformation due to plastic strain joint

2.3 ファンブレード塑性変形の予測手法の検討

CAE解析に頼らずにファンブレード塑性変形評価を短時間で実施するためには、2.2節で示した塑性関節部で発生している時々刻々変化する弾塑性域での応力状態を定式化して解くことが必要であるが、厳密な解を得ることは実用上困難である。

そこで、単体衝撃試験によりファンブレードの塑性変形に影響する特徴量を把握し、それらを元に塑性変形を予測する実験式を構築することにした。

実験式の構築のために、2.2節で検討した塑性関節位

置の決定と塑性変形量に影響するファンブレード塑性変形曲げ方向の断面2次モーメントに着目した。

3. 塑性変形支配パラメータの検証試験

ファンブレードの塑性変形を予測する実験式の構築に必要な断面2次モーメントの特徴量を抽出するために、ファンブレードを模擬した供試体へゼラチンボールを衝突させる単体衝撃試験を行った。

3.1 静止場衝突試験の妥当性の確認

回転するファンブレードに鳥を打ち込む回転場でのバードストライク試験は設備が大掛かりになるため、静止しているファンブレードにゼラチンボールを打ち込む静止場での衝突試験を検討する。3.3.2で説明する回転場での鳥とブレードの相対速度に合わせた静止場での衝突試験条件で、回転場を再現できることを確認するためにCAE解析を実施した。

回転場と静止場での正規化したひずみを比較したCAE結果をFig. 5に示す。回転場の最大ひずみ0.8に対し静止場0.9とほぼ同等の値となり、塑性関節部のひずみ分布も良い相関を示していることを確認した。

次に、CAE解析の計算精度を確認した結果をFig. 6に示す。静止場に置いた実翼形状のファンブレードへゼラチンボールを衝突させる試験を実施し、DIC (Digital Image Correlation) 計測によるZ方向の正規化したひずみ分布と最大ひずみをCAE結果と比較した。塑性関節部における最大ひずみのCAE結果-0.28に対し試験結果-0.27となり、CAE解析予測精度が5%以内であることを確認した。

なお、DIC計測においては高速度カメラ配置の制約からゼラチンボールが衝突しないサクシオン側のひずみ計測となっており、Fig. 6で示す面はFig. 5の面の反対側である。

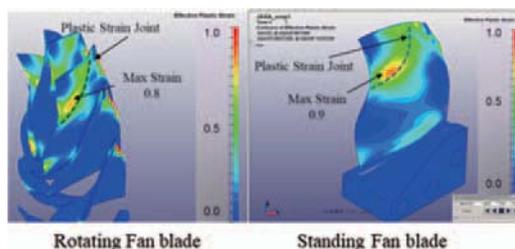


Fig. 5 Comparison CAE result of plastic strain



Fig. 6 Comparison of plastic strain between CAE and Test

3.2 試験設備

静止場衝突試験で使用した衝撃試験装置は、JAXA調布航空宇宙センターにて所有する装置である。使用した衝撃試験装置をFig. 7に示す。コンプレッサーにより加圧されたヘリウムガスを圧力容器に蓄え、高速作動バルブを瞬時に開放し、サボットで保持されたゼラチンボールを7mの加速管で加速する。そして、負圧環境にした試験室に設置された供試体にゼラチンボールを衝突させる。



Fig. 7 Impact test facility

3.3 試験条件

3.3.1 飛翔体

鳥と同等の比重にしたゼラチンボールを飛翔体として使用した。また、ゼラチンボールの大きさは、Fig. 1に示すファンブレードでスライスされた鳥の重量を幾何学的に算出し、等価な重量となる直径54mmを採用した。

3.3.2 飛翔体ボール撃ち込み速度と角度

FAA 14 CFR Part 33 Section 33.76 Bird Ingestionで規定されるファン動翼のバードストライク条件を考慮したファンブレード周速 V_{fan} と鳥吸込み速度 V_{bird} より、静止場にある供試体へのゼラチンボール撃ちこみ速度 V_{res} を求め、そのベクトル角 θ_b とファンスタッガー角度 θ_{fan} より撃ち込み角度 θ_b を決定した。これらの関係をFig. 8に示す。ただし、回転場特有のコリオリ力により発生するファンブレード外径側に向かう速度成分は考慮していない。

ファンブレードスパン方向撃ち込み位置は、成田ら⁽¹⁾に合わせFig. 8に示したスパン位置を衝突ターゲットとした。

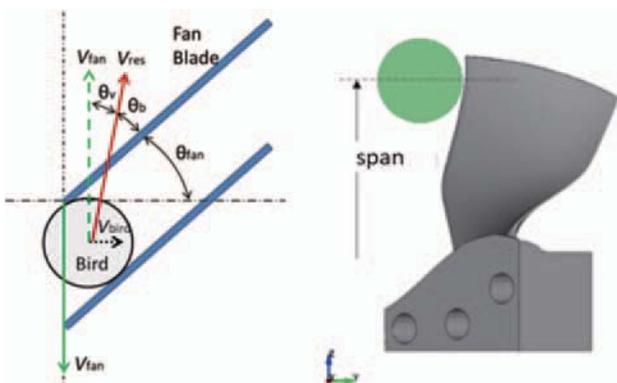


Fig. 8 Schematic of impact angle and location

3.3.3 供試体

バードストライクにおけるファンブレードの塑性変形に影響する形状パラメータを検証するために、Fig. 9に示す形状パラメータを変化させた供試体を作成した。LE Tip部の板厚を T_1 、事前のCAE解析で決定した塑性関節発生位置でのLE部の板厚を T_2 、供試体に対するゼラチンボール撃ち込み角度を θ_b と定義する。供試体はTable 1に示すようにLE厚みとLE形状を変化させた5仕様を作成した。

ベース形状を $T_1=2\text{mm}$ 、 $T_2=3\text{mm}$ 、ゼラチンボール撃ち込み角度 $\theta_b=25$ 度とし、供試体の形状を変化させた。なお、 T_1 と T_2 間の板厚を T_1 と T_2 とhubの3点を結んだスプライン関数にて定義している。 T_2 を3mmに固定し、 T_1 部を1mm, 2mm, 3mmに変化させた供試体がTP100, 101, 102、 T_1 を2mmに固定し T_2 部を2mm, 3mm, 4mmに変化させた供試体がTP200, 101, 202である。供試体のベース形状($T_1=2\text{mm}$ 、 $T_2=3\text{mm}$)へのゼラチンボール撃ちこみ角度を20, 25, 35度と変化させた供試体がTP300, 101, 302である。また、 T_1 部のLE先端形状を鋭角形3種類(α , β , γ)と T_2 のLE先端形状 β の組み合わせがTP400, 401, 402、 T_1 部のLE先端形状を β に固定し、 T_2 部のLE先端形状に鋭角形2種類(β , γ)に変化させた供試体がTP401,500である。

試験結果の再現性確認のために1条件に2回の衝突試験を実施した。したがって、供試体は全部で11種類の計22個となる。なお、供試体の素材はTi64を使用した。

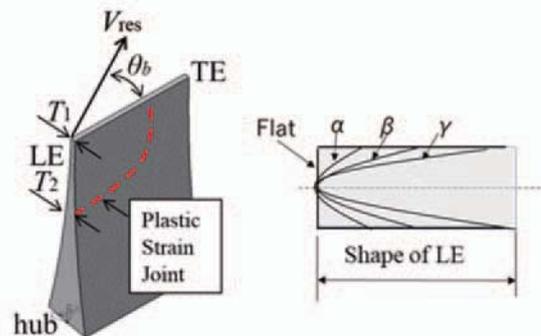


Fig. 9 Schematic of parameters for test blade

Table 1 Parameters of test blade

Type	T1	T2	θ_b	Shape of LE	
	[mm]	[mm]		T1	T2
TP100,101,102	1,2,3	3	25	flat	flat
TP200,101,202	2	2,3,4	25	flat	flat
TP300,101,302	2	3	20,25,35	flat	flat
TP400,401,402	2	3	25	α,β,γ	β
TP401,500	2	3	25	β	β,γ

3.4 評価項目

3.4.1 飛翔体の速度と衝突位置 各試験において指定した速度と位置でゼラチンボールが供試体に衝突していることを確認するために高速度カメラを使用し衝突時の撮影を行い、撮影後の画像から速度と衝突位置の算出と確認を行った。また、衝突直前のゼラチンボールの速度は加速管につけたレーザー計測器でも計測を実施し、高速度カメラから算出した値と比較し値を確認している。

3.4.2 供試体の塑性変形量 衝撃荷重を受けた供試体の塑性変形量を三次元スキャン機で測定し、LE Tip部の塑性変形量を計測した。なお、事前に接触式の三次元計測機での計測値との比較により三次元スキャン機の精度を確認している。

3.5 試験結果による供試体の塑性変形の特徴量把握

Fig. 10に T_1 および T_2 の供試体板厚違いに対するLE Tip部塑性変形の試験結果を示す。なお、図の横軸に示す板厚thin, base, thickは、板厚 T_1 影響の場合(thin=1mm, base=2mm, thick=3mm)の組み合わせ、板厚 T_2 影響の場合(thin=2mm, base=3mm, thick=4mm)の組み合わせを表す。

なお、3.3.3で述べた通り、供試体板厚さとLE部形状は T_1 と T_2 とhubの3点を結んだスプライン関数にて変化させているため、 T_1 の板厚、LE部の形状変化によりLE Tip部から塑性関節部 T_2 手前までの板厚とLE部形状が変化する。また、 T_2 の板厚とLE部の形状変化によるスパン方向の変化も同様である。

Fig. 10より、 T_1 部の板厚変化は塑性変形量に対して感度が低いことが分かる。一方、塑性関節部の T_2 の板厚減少により塑性変形が顕著に増加していることが分かる。

Fig. 11より塑性関節部の T_2 の先端形状が鋭角形($\alpha \rightarrow \gamma$)の形状になるに従い塑性変形量が増加することが分かる。

また、Fig. 12に示すゼラチンボール撃ち込み角度の影響は、角度の増加に従いファンの塑性変形量は増加する結果となった。これは、角度の増加により供試体衝突面に対する法線方向速度が正弦的に増加することが影響していると考えられる。

以上の結果を整理すると、供試体の塑性変形に関して次のことが分かった。

- ・塑性関節部 T_2 からLE Tip部 T_1 の間の板厚変化は、塑性変形への影響が小さい。
- ・塑性関節部 T_2 の板厚減少により塑性変形量は増加し、塑性関節部 T_2 のLE部のローカルな鋭角形の形状変化にも影響を受ける。
- ・塑性変形は、ゼラチンボール撃ち込み角度の影響を受ける。

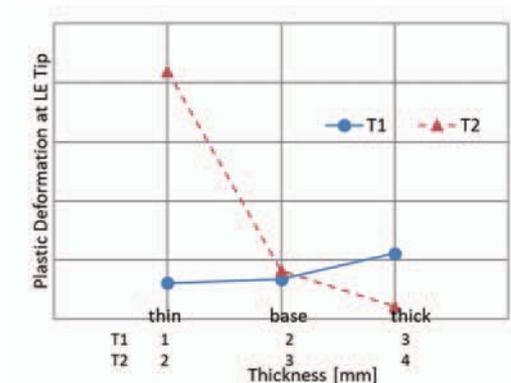


Fig. 10 Plastic deformation at LE tip vs Blade thickness

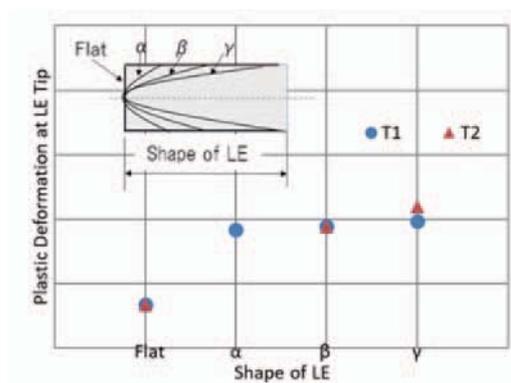


Fig. 11 Plastic deformation at LE tip vs LE shape



Fig. 12 Plastic deformation at LE tip vs Impact angle

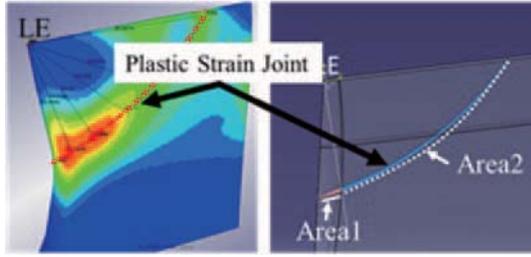
以上の結果より、塑性変形の特徴パラメータとして、LE Tip部 T_1 の影響は小さいため無視し、塑性関節部 T_2 の板厚とLE部のローカルな鋭角形の形状および撃ち込み角度に着目する。

4. ファンブレード塑性変形予測式の構築

3章の試験により得られた供試体の塑性変形に寄与するパラメータを整理し、塑性変形予測実験式を構築する。4.1では塑性関節部 T_2 の板厚とLE部のローカルな鋭角形の形状を、4.2では撃ち込み角度の影響を検討する。

4.1 塑性関節部の断面2次モーメントの影響

塑性関節 T_2 部の板厚とLE部のローカルな鋭角形の形状を、Fig. 13に示すArea 1 (以下 A_1)とArea 2 (以下 A_2)に分解した断面2次モーメントにて考える。なお、

Fig. 13 Definition of plastic strain joint as A_1, A_2

A_1 と A_2 の境界は、試験に使用した鋭角形状のLE部長さから決定した。

供試体の塑性関節部 A_1 と A_2 の断面2次モーメントをCAD (Computer-Aided Design) ソフトにより計算し、 A_1 部分と A_2 部分のコード方向長さで、それぞれの断面2次モーメントを除いた単位長さあたりの断面2次モーメントと供試体塑性変形量で整理した結果をそれぞれFig. 14 (a), (b)に示す。この結果、 A_1 と A_2 の単位長さあたりの断面2次モーメントが供試体のLE Tip塑性変形量 u_1, u_2 に影響する感度比を S_1, S_2 とすると、次式のようになる。

$$S_1 : S_2 = u_1 / \left(\frac{I_1}{L_1}\right) : u_2 / \left(\frac{I_2}{L_2}\right) = 9.67 : 0.77 \approx 13 : 1 \quad (1)$$

ここで、

I_1 : A_1 部の断面2次モーメント [m⁴]

I_2 : A_2 部の断面2次モーメント [m⁴]

S_1, S_2 : LE部感度係数 [-]

L_1 : A_1 部コード方向長さ [m]

L_2 : A_2 部コード方向長さ [m]

A_1 と A_2 それぞれの単位長さあたりの断面2次モーメントを式(1)で得られた感度比で重み付けし、塑性関節断面全体の等価断面2次モーメント I_{eq} を次のように定義する。

$$I_{eq} = (I_1/L_1) \cdot S_1 / (S_1 + S_2) + (I_2/L_2) \cdot S_2 / (S_1 + S_2) \quad (2)$$

供試体LE Tip塑性変形 U_f と式(2)で求めた等価断面2次モーメント I_{eq} の関係を両対数グラフで表したものをFig. 15に示す。図から供試体LE Tip塑性変形 U_f と等価断面2次モーメント I_{eq} は直線的な関係にあることから、べき乗近似により次式で表すことができる。

$$U_f = 788 \cdot I_{eq}^{-1.82} \quad (3)$$

ここで得られた式(3)では、LE Tipの塑性変形量が塑性関節断面の等価断面2次モーメントのみの関数となっている。本来弾塑性変形は形状のみではなく材料の物性値によっても決定されるものであるが、同一材料を使用した本検討においては、式(3)によって、LE Tip塑性変形量を表現できている。よって、以降の塑性変形予測実驗式として式(3)を採用した。

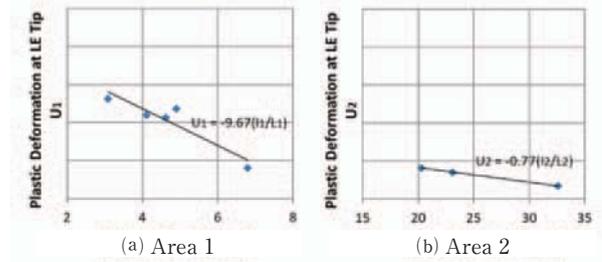
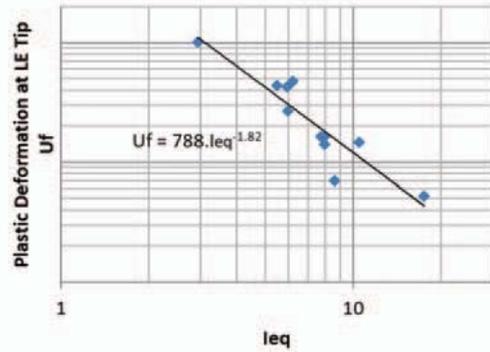


Fig. 14 Plastic deformation at LE tip vs Moment of inertia per unit length

Fig. 15 Plastic deformation at LE tip vs Moment of inertia I_{eq}

4.2 撃ちこみ角度の影響

撃ち込み角度を考慮した供試体の衝突面に対するゼラチンボールの法線方向の速度成分の変化は、Fig. 8に示す角度 θ_b 、速度 V_{res} を用いると、 $V_{res} \sin \theta_b$ と表すことができる。

この時、ゼラチンボールの衝突により供試体を受ける衝撃荷重 P は、供試体衝突面の法線方向における質量 M_b のゼラチンボールの運動量変化を衝突時間 Δt で除した次式となる。

$$P = \frac{M_b V_{res} \sin \theta_b}{\Delta t} \quad (4)$$

$$U_f \propto P \quad (5)$$

したがって、撃ち込み角度 θ_b の変化により衝突時間 Δt が変化しないと仮定すると、式(4)より、撃ち込み角度 θ_b の変化による荷重 P は正弦的な変化となる。荷重の変化と供試体のLE Tip部の塑性変形が線形であると仮定した場合(式(5))の結果をFig. 16に示す。式(4)と式(5)検討結果は試験結果と大きく乖離する結果となった。一方、CAE結果と試験結果は同じ傾向であることが分かる。

ここで示した撃ち込み角度が変化した場合の塑性変形量の予測式は精度が不十分であったことから、今後も検討をしていく必要がある。

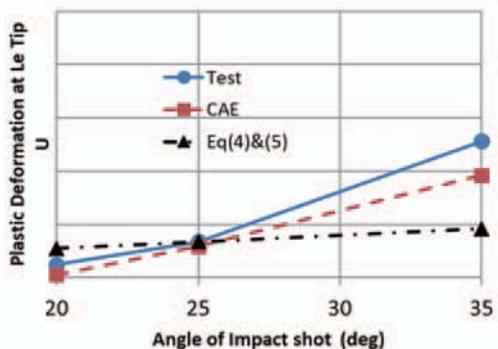


Fig. 16 Plastic deformation at LE tip vs Impact angle

4.3 ファンブレード塑性変形予測式の導出

4.1と4.2の結果を統合し、本研究の供試体の塑性変形予測式を導出する予定であったが、4.2で実施した撃ち込み角度の影響検討では、塑性変形量を定式化することが出来なかったため、撃ち込み角度を固定して式(3)をダミーファンブレードの塑性変形予測式とした。

4.4 ファンブレード塑性変形予測式の精度確認

式(3)を用いて求めた塑性変形量と試験結果との比較をFig. 17に示す。予測式の誤差は+18%～-38%となり、別途求めたCAE解析による予測精度+/-15%には及ばないが設計予測ツールとしては十分なものと判断する。なお、次章で説明するファン動翼最適化設計への適用にあたっては、ここで得られた誤差を考慮して設計することとした。

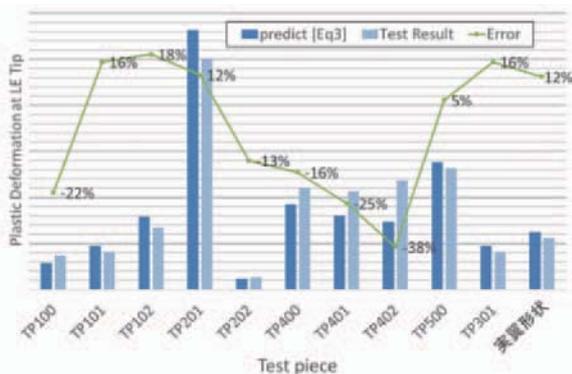


Fig. 17 Validation of predictive Equation (3)

4.5 ファンブレード塑性変形予測式の一般化

式(3)で定義した塑性変形予測式は本研究の供試体に対応したものである。そこで、式(3)を一般化し、次のように定義する。

$$U_f = A \cdot I_{eq}^B \tag{6}$$

ここで、

A：形状係数

B：等価剛性べき乗係数

評価対象のファンブレードに応じて、式(6)の係数をCAE解析あるいは単体衝突試験を実施し決定することになる。

5. ファン動翼最適化設計への塑性変形予測式の適用事例紹介

4章で得られた塑性変形量予測式を用いて、ファン動翼の最適設計を行った。本最適化では進化的最適化分野でよく知られているCMA-ES (Covariance Matrix Adaptation Evolution Strategy) のアルゴリズムにより解の探索範囲を適宜変化させ、局所解に陥らないように工夫している。

目的関数を空力性能と重量、制約条件を固有値と遠心強度、そしてバードストライク時のファンブレード塑性変形量とした。なお、CAE解析を利用した評価は空力、固有値、遠心強度となり、バードストライク時のファンブレード塑性変形評価には最適化前のファンブレードに対応した係数を適用した式(6)を利用した。

Table 2にファンブレード最適化設計結果の例を示す。表の+/-の値は最適化前のファンブレード形状に対する変化を示す。結果は、空力効率と鳥衝突後の推力低減量をバランスさせた最適化Case 1と空力効率に重点を置いた最適化Case 2の2ケースの結果を示す。この最適結果のファン重量はいずれも最適化前の-2%となり、満足する結果を得られた。

Table 2 Results of the fan rotor optimization

	Case 1	Case 2
Aerodynamics Performance	0.33 point	0.49 point
Thrust loss after Bird strike	-1.5 point	0 point

※ These values are the difference from fan blade before optimization

6. 結論

バードストライクによるファンブレードの塑性変形評価を最適化設計に組み込むために、CAE解析により塑性変形を支配するパラメータの感度分析を実施し検証試験により確認を行った。そして塑性関節部剛性に着目した変形予測式を構築し、鳥衝突簡易評価手法を確立した。

これを用いた鳥衝突評価をファン動翼多分野最適化設計へ適用した事例を紹介した。

謝辞

本衝撃試験の実施に当たり多大なご支援を頂きましたJAXA 北條正弘氏、株式会社ノビテック 代表取締役小西信宇氏に感謝の意を表す。

参考文献

- (1) 成田祐, 且誠之, 田中貴文, HF120エンジン開発におけるバードストライクの解析事例, 第46回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, (2018), A-24.

特集：構造解析技術の最新動向

マルチフィジクスやDXにおける最新ソリューション

New Solution in Multiphysics and Digital Transformation



森 正明*¹ 長澤 剛*¹ 木山 明宏*¹
MORI Masaaki NAGASAWA Takeshi KIYAMA Akihiro

キーワード：空力弾性，ミスチューニング，システムシミュレーション，ROM，デジタルツイン

Key Words：Aeroelasticity, Mistuning, System Simulation, ROM, Digital Twin

1. 緒言

ガスタービンの開発においては多様な領域での問題が発生し、解決が求められている。問題解決に対してCAEを活用する場面も多く、その検討内容もより詳細化、複雑化が進んでいる。

一方で、詳細な検討では機器の部分的な問題解決で完結することが多く、また、多くの検討時間を要するため、システム全体の性能把握や機能向上、効率化を達成することは難しくなる。今後は複数の領域にまたがる問題を個別に解決するのではなく、連携しながら、より迅速に解決することが求められている。

近年では連携の迅速化を図るために、CAEデータのAIとの連携、モデル縮退、IoTプラットフォームを経由した装置との接続することにより、高速かつ詳細な解を求めるための技術開発が進みつつある。

本報では、ガスタービンの開発における複数領域にまたがる解析事例として流体構造を連成した解析事例、システムシミュレーション解析事例、AI、ROM化(Reduced Order Model)技術の活用事例を紹介する。

2. 空力弾性評価とミスチューニングを考慮したタービンブレードの強制応答解析

2.1 はじめに

ガスタービンブレードには振動に起因する問題が生じることがある。この振動問題はしばしば空力によって発生する場合があり、ガスタービンブレードの設計において空力弾性評価を知ることは重要である。

空力弾性評価はブレードにおける強制振動の加振力となる流体力を評価するだけでなく、ブレード間のフラッター発生の有無を評価する空力減衰も評価することが可

能である。

通常、タービンブレードの設計においてはすべて同一としているが、実際には製造公差や摩耗、その他の効果によってブレード間に不規則な偏差が存在する。この状態をミスチューニングと呼ぶ。ミスチューニングは通常わずかな差であるが、ミスチューニングのない理想的な設計と比べミスチューニングのある構造は強制応答が大きく異なり高サイクル疲労による疲労破壊に影響を及ぼす。

ガスタービンブレードの強制振動を評価するにあたっては空力弾性評価とミスチューニングを考慮することは重要であり、本章ではNASA Rotor67のモデルを題材⁽¹⁾に空力連成とミスチューニングを考慮した解析事例を紹介する。

2.2 解析フロー

空力弾性評価において、Ansys CFXとAnsys Mechanicalを同時に解く流体構造連成解析を行う手法も考えられるが計算コストが高く実用的ではない。そこで本解析ではAnsys CFXとAnsys Mechanicalをシーケンシャルに解く手法を紹介する。この手法ではAnsys CFXとAnsys Mechanicalが独立するので解析モデルを周期対称モデルとして扱うことが出来、解析コストを大幅に短縮することができる。本解析のフロー Fig. 1に示す。

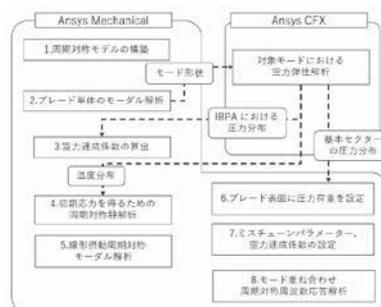


Fig. 1 Simulation flow

原稿受付 2021年11月19日

* 1 サイバネットシステム株式会社

〒101-0022 千代田区神田練堀町 3

まず、Ansys CFXによる空力弾性解析を行うために、Ansys Mechanicalでブレード単体のモーダル解析を実施し、モード形状をAnsys CFXに転送する。Ansys CFXによる空力弾性解析で得られた非定常圧力分布をAnsys Mechanicalにフィードバックし、空力連成係数や強制応答解析の加振力として適用する。また、ブレード毎にミスチューンパラメーターを設定することでブレード毎の剛性差を考慮した強制応答解析を実施する。

2.3 Ansys CFXによる空力弾性解析

Ansys Mechanicalのモーダル解析によるモード形状を利用した非定常空力解析を行う。この解析では、Fourier Transformation Inlet Disturbance法を使用する。この手法は非定常解析であるANSYSの過渡翼列(TBR)解析の一種で、翼列ごとに少数の流路の解析を実行することにより、解析データの全体像を得るものである。これにより解析時間が大幅に削減される。この解析で使用するFourier Transformation Inlet Disturbance法では、2つのローターの境界面におけるサンプリング平面でフーリエ係数を収集する二重流路法を採用している。この手法では領域サイズが大きくなるが、単一流路法に比べて収束が速いことが利点である。Fig. 2に流体解析モデルを示す。

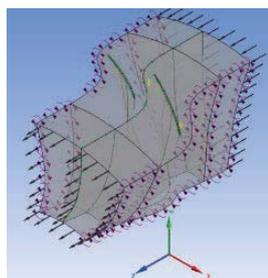


Fig. 2 CFD Model

定常解析を非定常解析の前に実行し、定常解析の結果を、非定常解析の適切な初期状態として使用する。ブレードはモード形状を基準に能動的に変形し、非定常解析はFig. 3にあるようにブレードに働く力が周期的になるまで解析を行う。

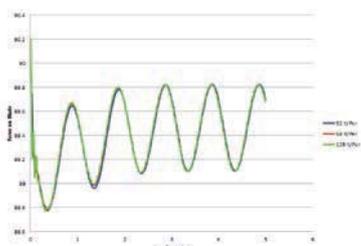


Fig. 3 Force on Blade

ブレード面に対する実数および虚数の圧力は、必要とされる Engine Order (次数) で CSV 形式でエクスポートされる。非定常解析はIBPA (Inter Blade Phase Angle, 翼間位相差) を考慮した解析が必要になり、そ

れぞれのIBPAに対して、ブレード面に対する実数および虚数の圧力を求め、強制応答解析を実行するためにAnsys Mechanicalに転送する。Fig. 4は各IBPAにおける、空力減衰を表したものになる。空力減衰が正の値をとっているため、減衰が働くことになり、フラッターは起きず、安定となることがわかる。

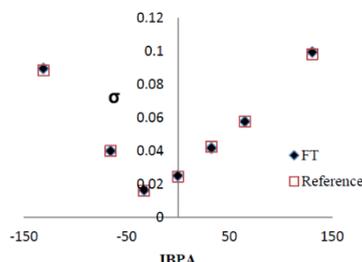


Fig. 4 Aerodynamic Damping VS IBPA

2.4 Ansys Mechanicalによる強制応答解析

Fig. 5に強制応答解析に用いる NASA Rotor67 ファンのブレード付きディスクのセクターモデルを示す。

ディスク及びブレード形状はそれぞれ分割された状態で要素分割を行い、接触機能を利用して結合する。ディスクとブレードを分割することにより、ブレードのミスチューンパラメーターを設定することが可能となる。

Ansys CFXで実施したフラッター解析によるブレード表面圧力分布をAnsys Mechanicalに取り込み、空力連成係数の算出や強制応答の加振力として適用する。この時、CFD とFEMで使用するメッシュが異なるがAnsys Mechanical におけるマッピング機能を利用するため問題はない。



Fig. 5 Simulation model

空力連成係数はシステムの剛性と減衰に寄与し、CFD 解析を使用して算出することが出来る。ただし、Ansys Mechanicalで空力連成係数を使用する場合、内部配列に空力連成係数が収められている必要がある。Ansys CFX で算出したブレード表面の圧力を利用してAnsys Mechanicalで算出することでシームレスに強制応答解析に空力連成係数を使用することが出来る。本事例ではAnsys Mechanical で算出する手法を利用した。

空力連成係数の算出において、まず、周期対称なしのブレードのみモデルでモードを算出する。このモードはAnsys CFXでの空力弾性解析に使用するモードと同一としている。算出されたモードにAnsys CFXよりインポートした圧力をマッピングし節点力を計算した後、空

力連成係数を算出し強制応答解析で使用する。

ミスチューニングパラメータを設定することで、ブレードごとの小さな剛性差を強制応答解析に含むことが出来る。ユーザーはミスチューニングパラメータとして公称剛性 $[K_0]$ からの偏差 $[\delta_n]$ をブレード毎に設定し剛性偏差 $[K_n]$ を求める。剛性偏差 $[K_n]$ と公称剛性の関係を式(1)に示す。

$$[K_n] = (1 + \delta_n) [K_0] \quad (1)$$

剛性偏差の算出においては部分構造合成法ベースのコンプォネントモードミスチューニング手法を使用する。

強制応答解析の最初のステップで内部的にモード剛性法を実行し、得られたブレードの公称剛性にミスチューニングパラメータを導入し剛性偏差を得る。モデル作成時にブレード部とディスク部を分割して作成し、ブレード部と結合部や縮退モード数などの設定を行うと強制応答解析時にブレード部の縮退と剛性偏差の適用は自動的に実施される。本事例では周波数によって変化しないミスチューニングパラメータを設定したが、個々のブレード周波数毎にミスチューニングパラメータを設定することも可能である。

2.5 結果評価

ミスチューニング、空力連成係数を設定した強制応答解析によって得られた面外応答がピークとなる周波数における変位応答結果をFig. 6に示す。

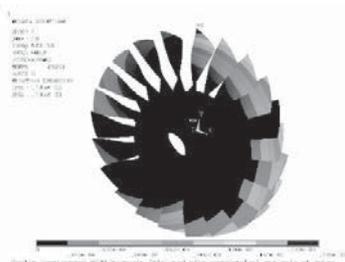


Fig. 6 Displacement Result

Ansys Mechanicalでは結果を取得したいセクター上の節点と結果成分を指定することで、各周波数における全セクターの結果を一括して取得する機能を有している。この機能はミスチューニングを考慮することで変化するセクター毎の結果を比較するのに非常に有意である。結果はFig. 7のようなボード線図での出力のほか、CSV形式でのファイル出力にも対応する。

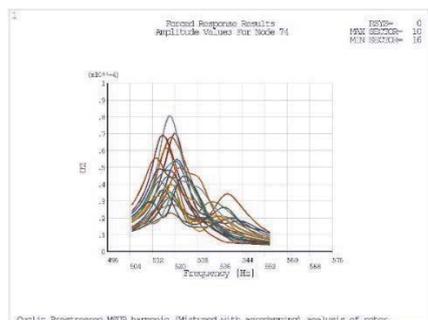


Fig. 7 Amplitude response board diagram for each sector

2.6 まとめ

本事例では空力連成、ミスチューニング効果を考慮した強制応答解析の事例を紹介した。

ガスタービンブレードは複合的な要因による振動が発生するが、ミスチューニングや空力係数を考慮したガスタービンブレードの振動現象における包括的なモデリング、解析、理解が可能となる。

3. 1D-CAEソリューションの解析事例

3.1 はじめに

近年、CO₂削減や省エネの要求により、製品全体の高効率化が求められている。それらを実現するために、上記の事例で示したような3DのCFDやCAEの活用が行われているが、それらは一つの機器の部分的な解析に限られていることが多い。一方で機器全体や製品システム全体の性能把握や最適化も全体の高効率化を達成するために不可欠であり、それらを行うために有用なシステム解析ツールもある。本セッションでは熱流体システムシミュレーションソフトを用いたシステムシミュレーションとAnsys CFDとの連携について記載する。

3.2 熱流体システムシミュレーション

最初に熱流体システムシミュレーションソフト、Flownexについて紹介する。Flownexは流体機械（ポンプ、タービンなど）、ボイラーなどの機器およびそれらを組み合わせた大規模システムの発電プラント、パイプシステムや空調設備などのシステムを解析できる熱流体システムシミュレーションソフトである。

Fig. 8に排熱回収ボイラー（Heat Recovery Steam Generator, HRGS）のシステムシミュレーションの解析例を示す。ネットワーク加熱炉、蒸気ドラム、加熱器、再加熱器およびエコマイザーで構成されており、内部を流れ水/水蒸気（相変化を含む）の時間的な温度変化や蒸気タンクの水位を解析している。このように熱流体システムシミュレーションソフトではシステム全体の挙動を確認することが可能となる。

3.3 3D CFDとの連携シミュレーション

コンプレッサー内部のAnsys CFDを用いた3DシミュレーションとFlownexのシステムシミュレーションの連携事例を紹介する。コンプレッサーと配管およびバルブで構成されたネットワークとなる。コンプレッサー部分はAnsys CFXを用いて解析を行い、その他の配管やバルブはFlownexのネットワークモデルで解析を行う。コンプレッサーとその他配管系のネットワークモデルでは流量と圧力のデータを双方向で受け渡しを行い、コンプレッサーおよび配管系のシステム挙動を確認できる。コンプレッサーの脈動はコンプレッサーの効率低下や配管系の振動や騒音問題を起こすため、その挙動を確認することは重要となる。この解析ではバルブの有無でコンプレッサーから伝播する脈動の挙動を解析した事例である。Fig. 9 (a)に今回解析に用いたコンプレッサーのモデルと

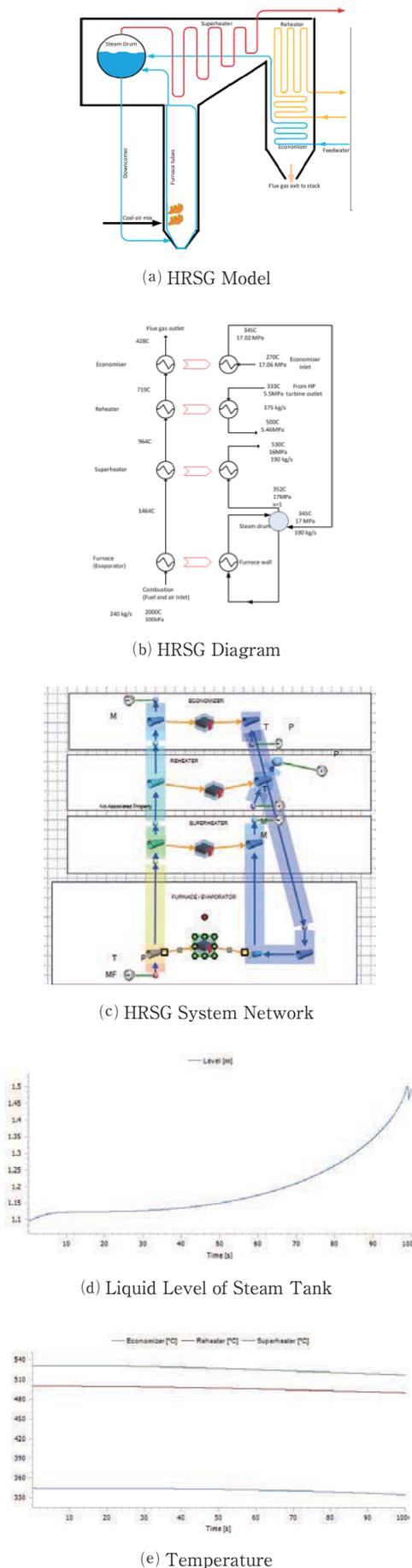


Fig. 8 HRSG System Simulation Model and Results

配管系を含めたネットワークシステムを示す。Fig. 9 (b)にはバルブがある場合、Fig. 9 (c)にはバルブがない場合のネットワークをそれぞれ示す (Fig. 9 (b)の画像中心にあるノズル状の図がバルブを表す)。

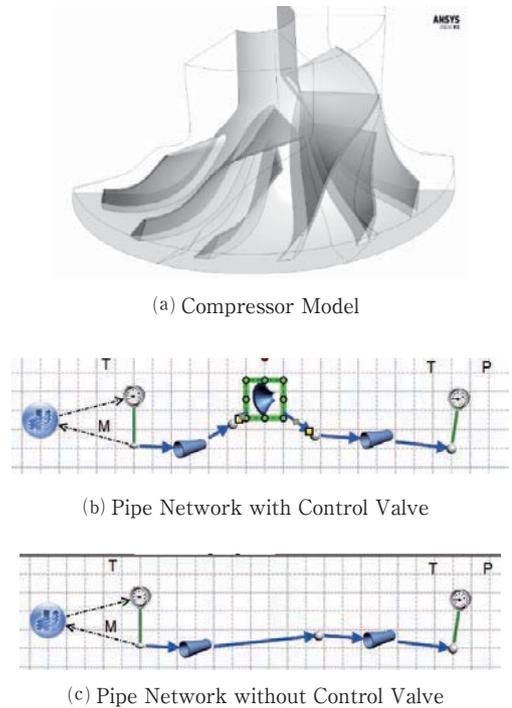
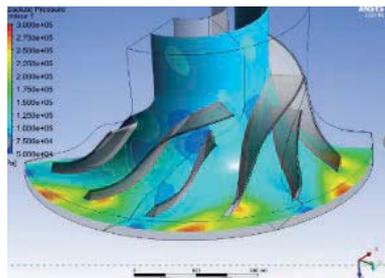


Fig. 9 Compressor Model and Pipe Network System

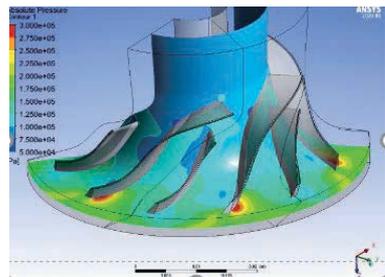
Fig. 10にコンプレッサーの解析結果を示す。Fig. 10 (a)はバルブありの場合、Fig. 10 (b)はバルブなしの場合の圧力分布を示す。ブレード後端側で強い圧力変動が起きていることがわかる。この圧力変動が下流側に脈動して伝わっていく。

Fig. 11は配管システムにおける圧力履歴を示している。Fig. 11 (a)は観測点を示し、Fig. 11 (b)は上流側の圧力履歴を、Fig. 11 (c)は下流側圧力履歴をそれぞれ示す。Fig. 11 (b)からわかるようにバルブありとなしで、圧力の変動は大きく変わっていないが、圧力平均値はバルブありの方が大きくなっていることがわかる。Fig. 11 (c)からわかるように下流側ではバルブありのほうがなしに比べて圧力の変動が小さくなっており、バルブによって圧力脈動の伝播が抑制されていることがわかる。このようにコンプレッサーの3D CFDと配管系のシステム解析を連携させることでコンプレッサーを含む、配管系全体の挙動の把握が可能となる。

コンプレッサーやポンプ、配管単体などの単体機器の3D CFDではそれらの詳細解析は可能であり、有用であるが、システム全体の挙動や最適化を検討するうえではFlownexのようなシステムレベル解析か、3D CFDとシステム解析を連携させた解析が非常に有益であることがわかる。

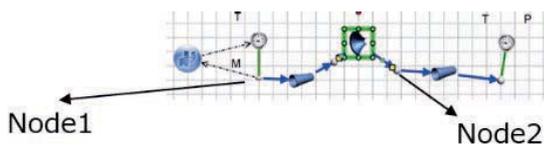


(a) With Control Valve in Network

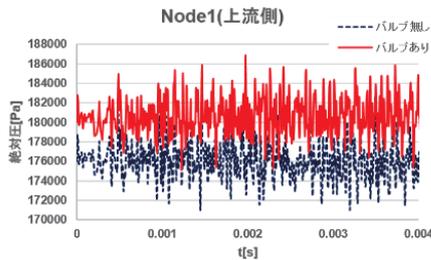


(b) Without Control Valve in Network

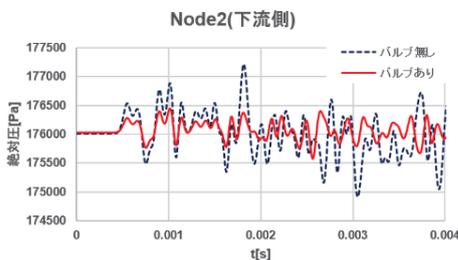
Fig. 10 Compressor Pressure Distribution



(a) Pressure Monitor Points



(b) Pressure time history at Node1



(c) Pressure time history at Node2

Fig. 11 Pressure History in Pipe Network

3.4 まとめ

本章では熱流体システムシミュレーションおよび本セッションでは熱流体システムシミュレーションソフトを用いたシステムシミュレーションとAnsys CFDとの連携について紹介した。システムシミュレーションを

用いることによりシステム全体の挙動を確認することができ、システム全体の高効率化、省エネの検討に役立つ。

4. これからのガスタービン開発基盤とは

ガスタービンに要求される項目は多岐に渡り、要求に対応することが年々難しくなっている。一方で、これまで企業は様々な要求にこたえるため企画・開発設計・生産・保守運用といった開発プロセスの中で、絶え間ない改善を継続してきた。Fig. 12に製造業のプロセス、システム、データ、利用者の関係を示す。組織・工程単位でシステムの導入を進めた結果、組織・工程毎にデータと利用者が分断されている。そのため、利用者は必要なデータがどこにあるかわからない・アクセスできない、データがあるかどうかを探す手段がそもそもないという状況に陥り、データを利用者が使いたい時に使えないといった新たな課題に直面している。

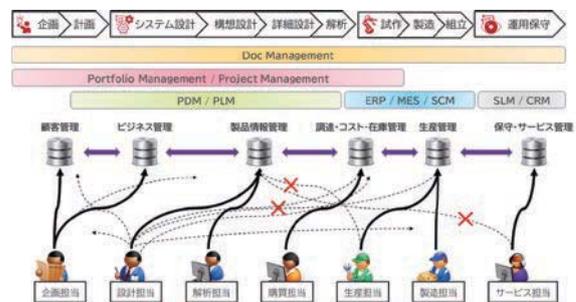


Fig. 12 Isolated data

この課題は「DXレポート～ITシステム「2025年の崖」克服とDXの本格的な展開～」⁽²⁾で述べられている課題である。こちらの課題をどのように解決していくのかは文献で述べられているため、本稿では課題を解決し、データを連携した際の効果について述べる。

Fig. 13に異なる工程に存在するデータを連携することで実現できることを示す。異なる工程のデータを集約・統合するだけでは価値を得ることはできない。利用者が理解できる形で可視化したり、利用できる形で加工したりすることで初めて価値を得ることができる。

既存データを活用することで、コスト削減や効率アップといった新たな価値を得たり、製品やサービスにこれまで以上の様々な付加価値を付けたりすることができる

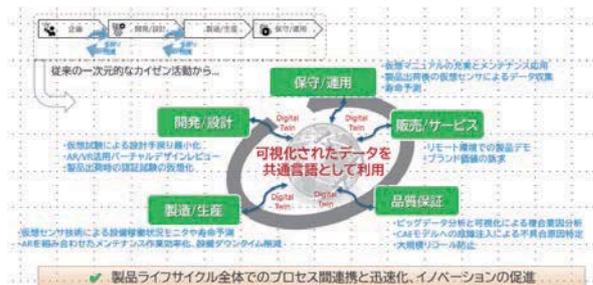


Fig. 13 What can be achieved with high data connectivity

ようになる。

この新たな価値創出を継続することで、これまで連携できなかったデータが連携できたり、新たに生まれた価値どうしを連携したりすることで製品ライフサイクル全体でのコスト最適化や、工場全体の自動化などこれまで実現が難しいと考えられていた要望が実現できる見通しが立ちつつある。

以下に既存データを連携・活用した例を3つ紹介する。

4.1 CAEデータを活用した設計オペレーション改革例

開発を効率化するツールの1つにCAEツールがある。ただし、現状ではFig. 14の上のグラフに示すように結果を得るまでに時間がかかるため、設計者に普及していないという現状がある。原因として考えられるのは設計者が設計検討の中でCAEツールを使ってもアイデアを直ぐに試せないという現状が挙げられる。その理由は2つあり、一つ目は設計スキルとは無関係なツールの使い方や境界条件の設定などCAEの専門知識が必要となることである。そのため、設計者とは別に解析専任技術者がCAE解析を行っている企業も多い。ただし、設計と解析の担当者を分けている場合、結果として解析仕様書の作成や打合せ等の設計以外の業務に時間がかかる。二つ目はCAEツールを使った解析にはそれなりに時間がかかることにある。

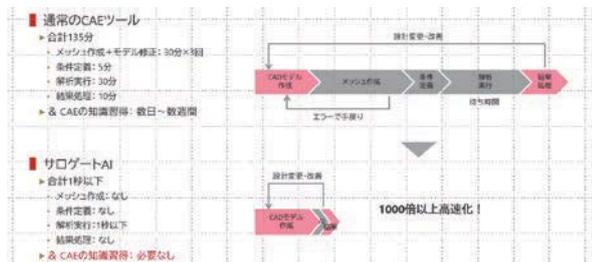


Fig. 14 Value of AI Surrogate

この問題はこれまで蓄積したCAEデータとAIを組み合わせることで解決することができる。具体的な解決方法としては、まずCADデータとCAEデータをAIに学習させ、CAEの結果を予測するAIモデルを作成する。次にAIモデルがCAEツールの代わりに解析結果を予測する。あたかもCAEツールの代理でAIモデルが解析結果を予測するため、AIサロゲート（代理）と呼んでいる。Fig. 14の下グラフに示すようにAIサロゲートを使うことでCAE解析にかかっている時間を大幅に短縮することができる。これにより設計者が設計検討の段階で様々な検証を行うことが可能になる。

4.2 製造現場のデータとCAEモデルを繋いだ製造オペレーション改革例

Fig. 15にCAEモデルと製造装置のセンサデータを連携することで得られる価値を示す。

製造装置の入力データをIoTプラットフォーム経由でCAEモデルに入力することで、設計が想定した理想状

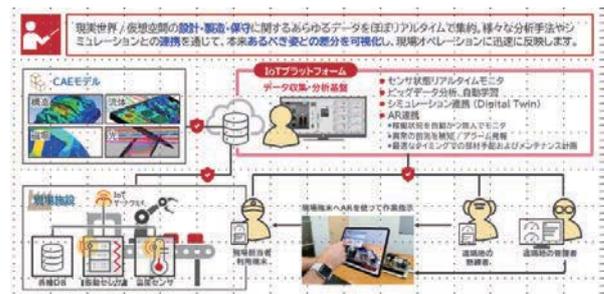


Fig. 15 Co-Simulation of manufacturing data and CAE model

態の応答を得られる。一方で現実の装置では部品の劣化や異常発生などにより、理想状態とは異なる応答を得られる。2つの結果の差を把握することで、設備管理者・ライン管理者は各装置の稼働状況・理想状態との差を把握し、異常の前兆を検知したり、性能の劣化状況から部品の交換時期を予測したりすることが可能になる。さらに、これらの情報は現場の設備保全計画にも即時反映され、管理者は設備が計画外停止に至る前に、適切なメンテナンス計画立案に活用される。一連の作業の手順や進捗はAR技術を使って共有され、遠隔地の熟練者からリアルタイムで作業指示を出すことも可能になる。

4.3 製造現場のデータとCAEモデルを繋ぎ物理センサーで取得できないデータを可視化した例

Fig. 16の左上の写真は発電所の内部のボイラー配管を示す。ボイラー配管は、熱サイクルが繰り返される非常に過酷な環境で運転されるため、発電所の安定稼働のために配管の継ぎ目などの疲労の状態を監視したいという要望がある。しかし、点検などのために人が立ち入ることが困難な場所に設置されており、24時間365日稼働しているため、検査やメンテナンスのために安易に停止させることも不可能である。これらの設備メンテナンスに関する課題を解決する方法として、仮想センサーを使った解決策が非常に有効になる。

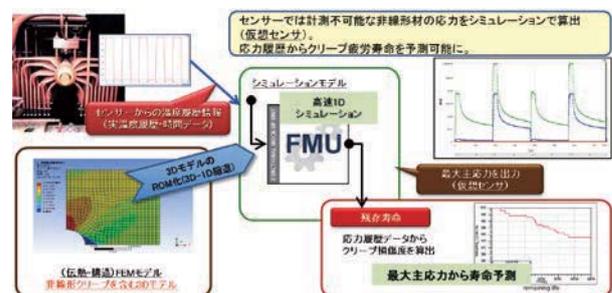


Fig. 16 Life prediction by Creep fatigue Simulation

CAEではボイラーの設計情報、すなわち構造および材料情報をCAEデータとして取り込んだうえで、伝熱構造のFEM連成解析を行うことで詳細な挙動を知ることが可能である。このモデルに実際のボイラーの運転情報や、既設センサーから得られる温度履歴などのデータを接続することで、ボイラー配管に発生する各種の応力

などをリアルタイムに得ることが可能になる。

4.4 まとめ

本章では、一般的な例を用いてデータを活用したオペレーション改革例を紹介した。ガスタービン・ガスタービンを含むシステム全体の設計・開発についても本章の紹介例同様、データを使いたい時に使いたい人が活用できる環境を構築することで複雑かつトレードオフの関係にある要求を実現することが可能になる。

参考文献

- (1) Ansys Inc. Mechanical APDL 2021R2 Help, Technology Showcase Example Problems Chapter45 Forced Response Analysis of a Mistuned Bladed Disk with Aerodamping.
- (2) 経済産業省デジタルトランスフォーメーションに向けた研究会, “DXレポート～IT システム「2025年の崖」の克服とDXの本格的な展開～” <https://www.meti.go.jp/shingikai/mono_info_service/digital_transformation/pdf/20180907_03.pdf>
(参照日2021年11月1日)

特集：構造解析技術の最新動向

メッシュフリー法の概要と応用事例

Overview of Meshfree Simulation and Its Applications

北風 慎吾*¹
KITAKAZE Shingo齊藤 啓*¹
SAITO Kei林 信哉*²
HAYASHI Shinya西 正人*¹
NISHI Masato

キーワード：CAE, 有限要素法, メッシュフリー, SPG, EFG, SPH

Key Words : CAE, Finite Element Method, Meshfree, SPG, EFG, SPH

1. 緒言

著者らは汎用構造解析ソフトウェアとして、衝撃解析分野では広く普及しているAnsys LS-DYNA⁽¹⁾を取り扱う代理店に所属しており、日頃利用ユーザーの問題解決や課題達成に向けた業務支援を実施している。並行して日進月歩で改良が進んでいる解析技術に関する研究・調査業務にも取り組んでおり、得られた成果等を対外的に発表している。今回はガスタービン学会からこのような貴重な機会を頂いたので、Ansys LS-DYNAにおけるメッシュフリー法の開発の歴史から始まり、Ansys LS-DYNA独自のメッシュフリー法であるSmoothed Particle Galerkin (以降、SPGと略称)の特長やFEM, 実機データとの比較性能検証結果の他、メッシュフリー法を用いた幾つかの応用事例を紹介していく。

本章ではAnsys LS-DYNAの開発の歴史と合わせてメッシュフリー法のこれまでの経緯を振り返っていく。このソフトウェアは1976年当時、米国のローレンスリバモア国立研究所に所属していたホルキスト博士が爆撃機から投下した爆弾の衝撃が建物に及ぼす影響を予測するために開発したプログラムDYNA3Dに端を発している。1987年に商用化されて以降、複雑な非線形現象を机上で予測できるように機能改良が続けられ、今では構造解析機能のみならず、流体・電磁場・音響といったマルチフィジクスを扱うコードとなっている。

非線形性の強い現象を取り扱う中で大変形による有限要素メッシュの歪みや潰れは安定して結果を得る上で、

大きな課題である。そこで当初は1970年代後半に天体物理学での星間現象の解析のために開発されたSmoothed Particle Hydrodynamics⁽²⁾ (以降、SPHと略称)を高速衝撃問題に適用する取組みが1990年代前半にLiberskyら⁽³⁾によってなされた。SPHでは粒子の集合によって構造物の変形を表現でき、合体や分裂も特殊な処理を必要とせずに表現できることから高速衝突による構造物の貫通や飛散などの模擬に適していた。Ansys LS-DYNAにも1990年代後半に実装され、今日においても改良が続けられている。

大変形によるメッシュ歪みは低速においてもゴムやフォーム材などの柔らかい素材の変形にて課題となり、金属では定期的リメッシュしてメッシュ品質を維持するアダプティブ・リメッシング機能を併用することで回避するが、初期座標系を参照する定式化の超弾性体ではリメッシュも困難である。そこで大きなメッシュ歪みに対してもロバストに解析できるElement Free Galerkin⁽⁴⁾ (以降、EFGと略称)がBelytschkoらによって開発され、Ansys LS-DYNAには2000年代初頭の実装された。本報ではリメッシュを併用したEFGの事例についても後程紹介する。余談だが、1990年代は工数削減の需要からFEMのメッシュを作成せずに解析実行できる要素技術という動機からEFGの他にも様々なメッシュフリー法が誕生していた。現在では位置づけが変わり、FEMでは解析が困難な事象に対応するための新たな要素技術という位置づけが合っているのではないだろうか。

過去10年を遡ると、CAE分野では複数CPUを通信によって繋いだ並列計算が普及し、それに伴い解析規模も膨大な要素数になってきた。しかし、材料加工のような破断や切削、穿孔といった非線形現象は未だにFEMだと精度良く再現するのが困難であることや先に紹介したSPHなどでは粒子がバラバラになってしまい、やはり実際の現象の再現とまではいかなかった。そこで材料の大

原稿受付 2021年11月26日

* 1 (株)JSOL エンジニアリング事業本部
〒104-6205 中央区晴海1-8-12
晴海トリトンスクエアZ棟5F
E-mail: kitakaze.shingo@jsol.co.jp

* 2 (株)JSOL エンジニアリング事業本部
〒460-0002 名古屋市中区丸の内2-18-25
丸の内KSビル17F

変形から破断までを従来法に比べて高精度にモデル化可能なSPG⁽⁵⁾がAnsys LS-DYNAの開発者らによって2015年に提案された。この手法はSPHやEFGでの課題を解消し、研究レベルではなく、設計開発の現場で活用できる実用性も兼ね備えている。次章ではSPGの概要と特長について解説していく。

2. SPGの概要と特長

本手法のイメージを端的に表すと、特定の粒子が近傍にある周囲の粒子と仮想的なバネで繋がり、粒子間の力は仮想バネを介して伝達する。また、構造の破断は粒子間バネ接続を解放することで模擬するが、FEMの要素削除と異なり、質量欠損による荷重低下の心配がないため、穿孔や切削などの材料加工の解析以外にも広く材料破壊を伴う現象の表現に対して有効である。

Fig. 1に粒子同士が周囲の粒子と仮想バネで繋がった模式図を示す。粒子1はSupp (x_1) 円内の粒子(番号2, 4, 5, 6, 7, 8, 10)と繋がり、粒子2はSupp (x_2) 円内の粒子(番号1, 3, 8, 9, 10)と繋がる。これらの参照関係は時々刻々変化し、円の大きさも変形に応じて形が変化する。黒の点線で示した粒子1と2の仮想バネがある閾値を超えて解放されたとしても、その他の粒子と仮想バネで繋がっている。

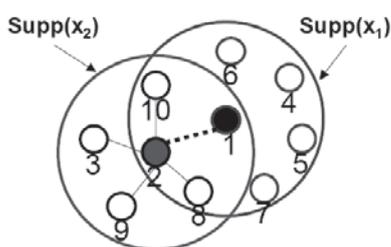


Fig. 1 Illustration of SPG bond failure mechanism

閾値は塑性材料を対象とした場合、相当塑性ひずみをベースとした値となるが、従来のFEMとは異なり、非局所的な処理による平均化が施されることでメッシュサイズに起因する閾値への影響は弱まるため、メッシュサイズに応じた閾値の調整が不要となる利点がある。破断現象ではメッシュサイズの他にメッシュパターンにも影響を受けるが、SPGでは粒子配置が規則的であっても不規則であっても近い結果が得られる利点も備えており、このような特長が設計開発の現場でも適用可能な実用性を兼ね備えていると考える所以である。

他手法との違いを述べると、SPHは従来から引張荷重における変形に対してTension Instability⁽⁶⁾という課題があり、破断閾値前に粒子同士が離れて互いの相互作用が無くなってしまふ。回避策として人工的な粘性を付与して引張に対する疑似的な抵抗力を持つように工夫する。SPGでは引張変形においてもこの問題がなく、速度だけでなく運動量まで保存するスキーム⁽⁷⁾に対応してい

る。また、EFGでは物理量の積分計算のために背景格子を用いるため、材料の破断や分離の取り扱いが困難であるが、SPGでは粒子1つ1つで積分処理することから破断や分離の取扱いも容易である。

3. SPGの性能検証

本章では、980MPa級超ハイテンの材料試験を例題とし、SPGとFEMのそれぞれを用いた解析を行い、破断挙動に対する要素分割の影響を検証する。

3.1 980MPa級超ハイテンの引張試験

超ハイテンを含む鋼板の破断については多く研究がおこなわれており、その破壊挙動や破壊限界ひずみは応力三軸度の影響を強く受けることが知られている⁽⁸⁾。本報告では、板厚1.0mmの980MPa級超ハイテン鋼板に対し、JIS 5号形状を用いた一軸引張試験、R10の切り欠きを左右に入れた平面ひずみ試験、R1の切り欠きを上下に設けたせん断試験の3つの試験片形状に対する引張試験を行った。各試験片の形状をFig. 2に示す。また、試験中の変位は、それぞれ50mm, 20mm, 2mmの長さにて計測した。

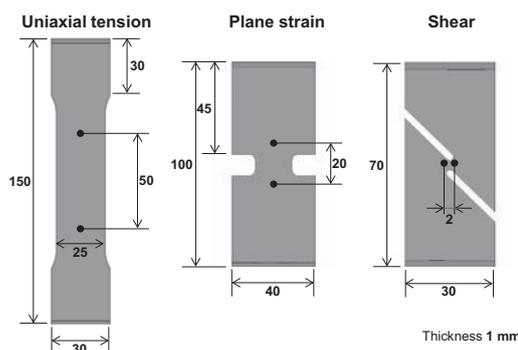


Fig. 2 Shapes and dimensions of the tensile test specimens

試験で観察された破断位置をFig. 3に示す。一軸引張試験では一様な伸び変形を示した後、変形がせん断帯に局所集中し破断に至っている。平面ひずみ試験では切り欠き部の最小幅断面に引張方向と直交方向に、せん断試験では引張方向に破断が観察された。

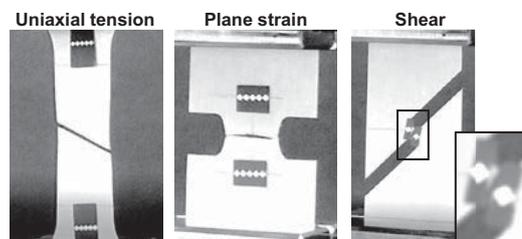


Fig. 3 Specimens after tensile tests

3.2 要素分割の依存性検証 (SPGとFEMの比較)

一軸引張試験で観察されたせん断方向の破断挙動再現と要素分割に対する関係を検証するために、板厚方向の最低分割数が2分割以上になるよう、FEMのソリッ

ド要素ではメッシュサイズ0.5mm, 0.33mm, 0.25mm, 0.1mmの4パターン, SPGはメッシュサイズ0.5mm, 0.25mmの2パターンで解析を行った。FEMのソリッド要素の解析結果をFig. 4に示す。要素サイズが0.25mm以上では引張方向と直交する方向にメッシュ分割に沿って破断が進行し、試験が観察されたようなせん断方向の破断を再現するには0.1mmまでメッシュ分割を細かくする必要があることが確認された。一方, SPGを用いた計算では, 0.5mm間隔で粒子を配置したモデルにてFig. 5に示すように変形がせん断帯に局所集中し, せん断方向に沿った破断する挙動を再現できることを確認した。

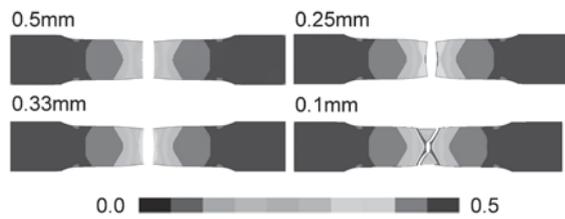


Fig. 4 Contour plots of the equivalent plastic strain distribution after fracture by solid element of FEM



Fig. 5 Contour plots of the equivalent plastic strain distribution after fracture by SPG

各モデルの計算時間をTable 1に示す。なお, SPGについてはCPUに加えて, GPUを用いた場合の計算時間も合わせて示す。なお, CPUを用いた計算はXeon E5-1660 v3にて64コア並列で実施し, GPUを用いた計算はQuadro GV100を用いている。SPGを用いることで, FEMのソリッドに比較して圧倒的に少ない要素と計算コストで一軸引張試験のせん断方向の破断を再現できることがわかる。

Table 1 Computational cost

	mesh size (mm)	Number of elements	CPU time (s)
FEM solid	0.5	33,160	222
	0.33	109,578	849
	0.25	265,280	2,668
	0.1	4,106,940	101,528
SPG on CPU	0.5	33,160	1,146
	0.25	265,380	35,410
SPG on GPU	0.5	33,160	254
	0.25	265,380	3,408

3.3 SPGにおける応力三軸度依存の破断再現性検証

次にSPGにて応力三軸度とロード角に依存した破壊基準であるModified Mohr-Coulombを設定し, 一軸引張, 平面ひずみ, せん断の3つの試験を模擬した解析を行った。設定したModified Mohr-Coulombの破断基準をFig. 6に, 試験と解析の荷重-変位カーブの比較をFig. 7に示す。いずれの試験片形状に対しても, 試験の荷重変位特性と破断のタイミングとも試験とよく一致することが確認できる。

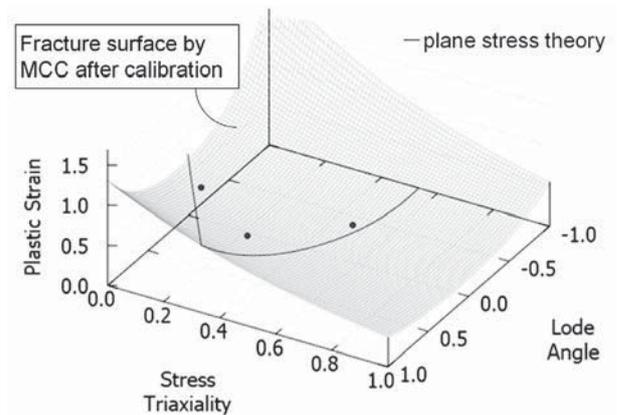


Fig. 6 Illustration of the corresponding fracture envelopes Modified Mohr-Coulomb

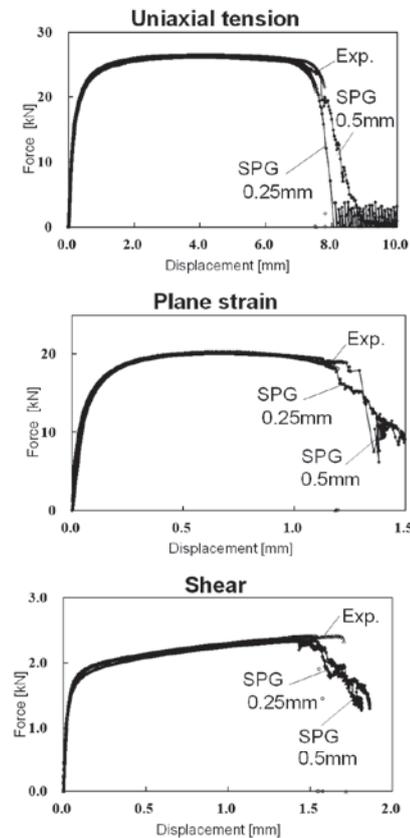


Fig. 7 Force-displacement curves from the experiments and the SPG simulations

4. メッシュフリー法の応用事例

本章では実際の開発現場で扱うような複雑な解析テーマを対象に、幾つかメッシュフリー法の応用事例を示す。

4.1 SPGによるハニカムコアの圧壊解析

ハニカム構造は、安定した圧縮特性を有しており、エネルギー吸収材に応用されている。本節では、SPGを用いて、アルミ材から構成されたハニカムコアをモデル化した事例を示す。ハニカムコアは、薄い素材から構成された六角形のセルを接着剤で積層した構造であり、マクロ特性は強い材料異方性を示す。さらに、ハニカムコアに入力される荷重に分布がある場合には、ハニカムセル間において破断が発生し、局所的に破壊が進行する。ソリッド要素を用いる場合、材料軸に依存した特性を入力可能な材料モデルを用いることで反力を再現することは可能であるが、破断現象をモデル化することは難しい。そこで、破壊の再現性が重要な自動車衝突試験で用いられるハニカムバリアのモデル化では、シェル要素が用いられている。一方、微細なハニカム構造の形状モデル化にシェル要素を用いることで要素数が増大するため、計算コストが課題となる。

メッシュフリー法は、大変形に対する優れたロバスト性を有しており、ハニカムコアの特徴的な高圧縮性を表現するのに適している。また、SPGについては、節点間の結合を解除することで破壊を表現するため、要素削除のように質量を消失することなく、滑らかな破壊面を再現することができる。Fig. 8には、シェルおよびSPGを用いた破壊を伴うハニカムコアの圧壊解析の変形の様子を示す。SPGにおいては、せん断変形による局所的なセルの破壊面を滑らかに再現している。また、SPG要素では、材料異方性を直接入力可能な物性モデルを適用している。セルの大きさに対して節点を二つ配置しており、少ない要素数でハニカムの材料および変形特性を再現することができる。計算時間は、ハニカム構造を直接モデル化したシェルモデルと比較して、およそ半分程度となっている。このように、SPGを用いることで、低コストで変形の追従性や破壊の任意性を高めた解析を実施することが可能である。

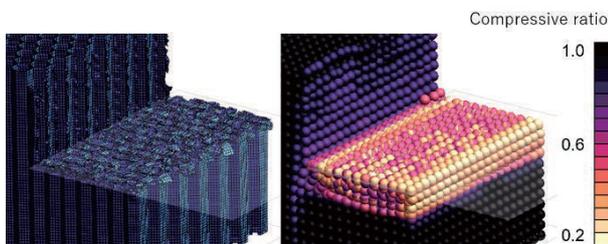


Fig. 8 Crushing analysis of honeycomb core with conventional shell (left) and SPG (right)

4.2 SPG-SPH連成によるWaterJet解析

ここまでの解説でSPGが材料破断を良好に再現できることをご理解頂けたと思う。本節ではさらに別の粒子法

であるSPHを用いて高圧の水を表現したWaterJetによる材料の穿孔解析例を示す。ここでは実機試験との比較ではなく、仮想試験の位置づけとなる。

0.6m四方、厚さ0.3mのアルミニウム相当のブロックをSPGでモデル化し、ブロックから高さ0.3m離れた位置から高速な水塊をSPHでモデル化し、射出する。水塊の速度を600m/sと1600m/sの2通り試行し、速度の違いによる貫通力を比較する。Fig. 9の左側に速度600m/s、右側に1600m/sでの各時系列変化を示す。左側は貫通力が不十分である一方、右側は貫通するのに十分なエネルギーを持っていることがわかる。実際のWaterJetでは研磨材を混ぜて貫通力を高めるAbrasiveJetのような方法もあるが、研磨材相当の硬質な粒をモデル化し、SPHに含めることで同様の解析も可能となる。

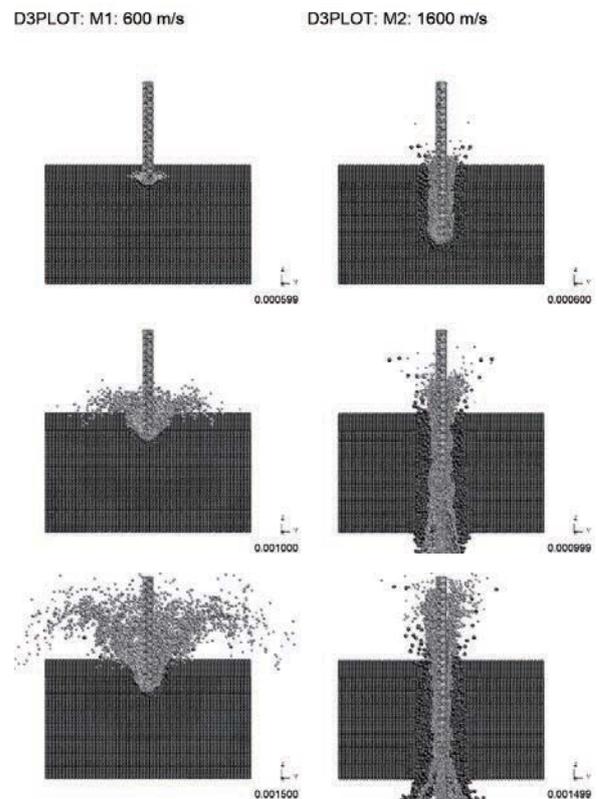


Fig. 9 Penetration behaviors of water jet simulations

4.3 アダプティブEFGによる圧縮成形解析

Ansys LS-DYNAにはメッシュフリー法のElement Free Galerkin (EFG) が実装されている。EFGは粒子を基にしたカーネル関数により計算を行い、通常の有限要素法と比較して大変形挙動を安定して計算することができる。Ansys LS-DYNAのEFGでは、有限要素法のメッシュデータ（節点と要素で構成）を形状データとして入力し、その節点位置に粒子が定義される。入力したメッシュデータはEFGの接触計算でも使用され、変形形状として出力される。さらに、Ansys LS-DYNAにはEFGの拡張機能として、EFGを使用したアダプティブ・リメッシング機能（アダプティブEFG）が実装されて

いる^{(9),(10)}。アダプティブ・リメッシングとは、あるタイミングでメッシュデータを再作成しながら変形解析を行う計算手法であり、モデルが局所的に大変形しても解析計算が止まることなく、変形計算を進めることができる。リメッシングの精度は、物理量のマッピング計算に依存するが、EFGでは粒子の追加や削除が比較的簡単にできるため、リメッシング時の物理量の補間計算の誤差が小さく、解の精度と連続性を保つことができる。このため、メッシュフリー法のEFGは、有限要素法よりもアダプティブ・リメッシングに適している。Fig. 10にアダプティブEFGのリメッシング処理の模式図を示す。粒子間および応力点間でデータマッピングが行われると、応力点の位置は隣接する粒子の位置から計算されて更新される。

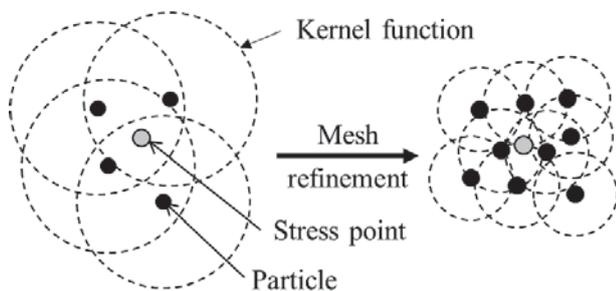


Fig. 10 Mesh refinement procedure in Adaptive EFG

アダプティブEFGを使用した樹脂材料の圧縮成形解析を行った。樹脂材料は溶融温度を超えた熱可塑性樹脂を想定しており、低粘度で変形することができる。Fig. 11は樹脂材料と金型（パンチとダイ）で構成される解析モデルを示しており、パンチにはリブ形状が組み込まれている。Fig. 12にアダプティブEFGによる樹脂材料の圧縮成形解析の変形挙動図を示した。樹脂材料のEFGがリメッシングしながら変形して、リブ内部に充填していくのが分かる。Ansys LS-DYNAのアダプティブ・リメッシング機能では、金型形状の複雑さ（曲率）から樹脂材料が大変形する箇所を予測して、EFGの要素サイズを局所的に小さくする機能が実装されている。これにより、EFGの要素数を大きく増加させることなく、複雑な形状を再現することができる。

次に、アダプティブEFGによる圧縮成形解析を炭素繊維強化樹脂（CFRP）に適用した事例を示す。CFRPは樹脂に炭素繊維を添加した複合材料であり、軽量でありながら優れた機械特性を持つことができるため、金属の代替材料として注目されている。CFRPの強度特性は繊維が長いほど高くなるため、高強度特性を発現する連続繊維CFRPは様々な製品に適用されている。しかし、連続繊維はプレス成形において変形自由度が小さいため、複雑な形状に成形することができない。一方、繊維が不連続の場合、成形過程で比較的自由に移動することができるため、リブの様な複雑な形状に成形することができる。ここで、不連続繊維の長さを1インチ（25.4mm）

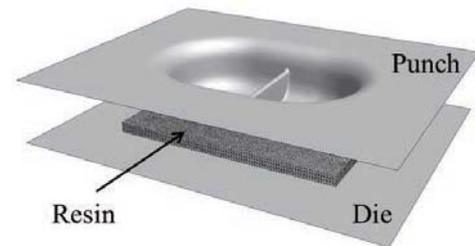


Fig. 11 Compression molding model to form single-rib shaped component

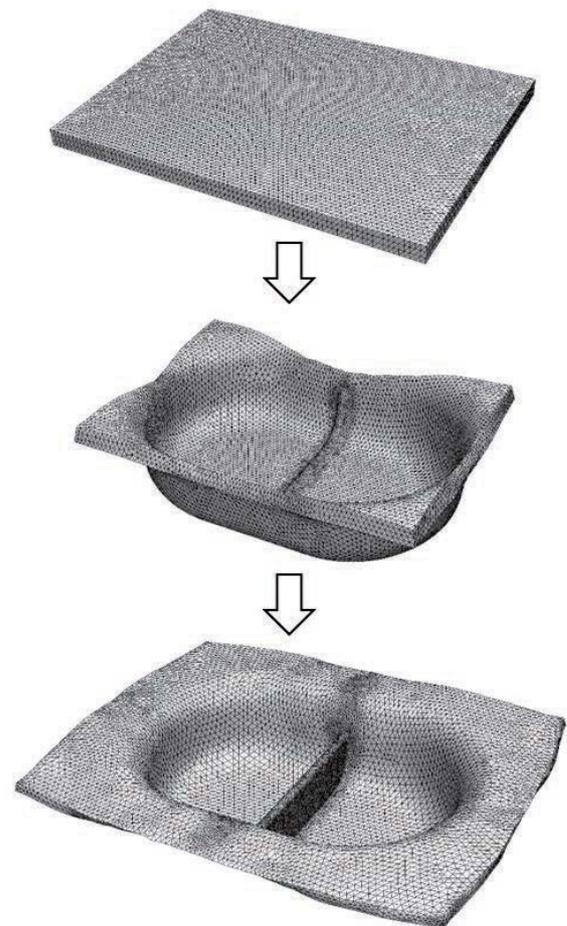


Fig. 12 Deformation behaviour of adaptive EFG as resin

程度にすると連続繊維に匹敵する強度特性を持つことが知られており、これを「不連続長繊維」と呼ぶ⁽¹¹⁾。不連続長繊維CFRPは高い成形自由度と強度を合わせ持つ材料であり、その成形工法として圧縮成形が使用される⁽¹²⁾。しかし、成形中に不連続長繊維は大きく変形し、繊維分布も一様では無くなるため、強度特性は成形により大きな影響を受ける。この課題を解決するために不連続長繊維CFRPの圧縮成形解析が求められ、JSOLはアダプティブEFGによる樹脂材料の圧縮成形解析を不連続長繊維CFRPに拡張する技術開発を行った。その結果、不連続長繊維をビーム要素でモデル化し、アダプティブEFGのマトリックス樹脂とお互いの動きをカップリング計算で連成させる方法を着想し、不連続長繊維CFRPの圧縮成形のための新しい解析技術を開発した⁽¹³⁾。

Fig. 13に、ビーム・ソリッド（アダプティブEFG）カップリング手法による不連続長繊維CFRPの解析モデルを示す。長さ25mmの不連続長繊維1本を、要素長1mmのビーム要素を25本直列につなげてモデル化した。これを1繊維モデルと呼ぶ。1繊維モデルを多数作成して、それらを2Dランダムで配置することにより、2D等方性材料を再現した。

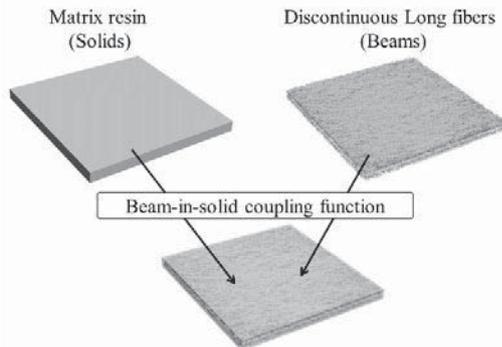


Fig. 13 Discontinuous long fibers modelled by beams and matrix resin by solids

ビーム・ソリッドカップリング手法は、ビーム要素がソリッド要素と節点を共有することなく、互いの要素の節点（カップリングポイント）の速度と加速度をコンストレイント法で連成させることにより運動が計算される¹⁴。なお、本解析手法では、Fig. 14に示すように、ビーム要素の垂直方向に対してのみソリッド要素と連成が行われ、軸方向に対してはソリッド要素との相対的な移動量（すべり量）に応じて反対方向に抵抗力を負荷する摩擦モデルを使用した。これにより、不連続長繊維CFRPが流動した際のマトリックス樹脂内部の繊維の動きを計算することができる。摩擦モデルはJSOLが独自に開発した機能であり、Ansys LS-DYNAのユーザーサブルーチンで計算される¹⁵。

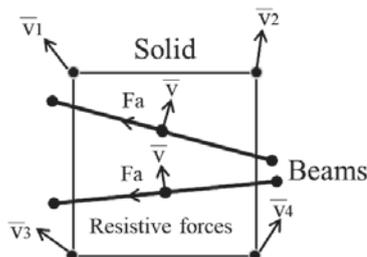


Fig. 14 Coupling method between beams and solid

リブ形状を有する金型モデルを使って、不連続長繊維CFRPの圧縮成形解析を実施した。Fig. 15に、ビーム要素でモデル化された不連続長繊維が変形しながらリブ内部に充填していく解析結果を示す。ビーム要素の分布状態から繊維配向や樹脂リッチ領域を確認して、強度特性を予測することができる。さらに、成形荷重や不連続長繊維のビーム要素に発生する荷重など様々な結果を出力

することが可能である。

今後もJSOLは、不連続長繊維CFRPの圧縮成形解析の予測精度の検証を行いながら、解析手法の改良を進めていく予定である。

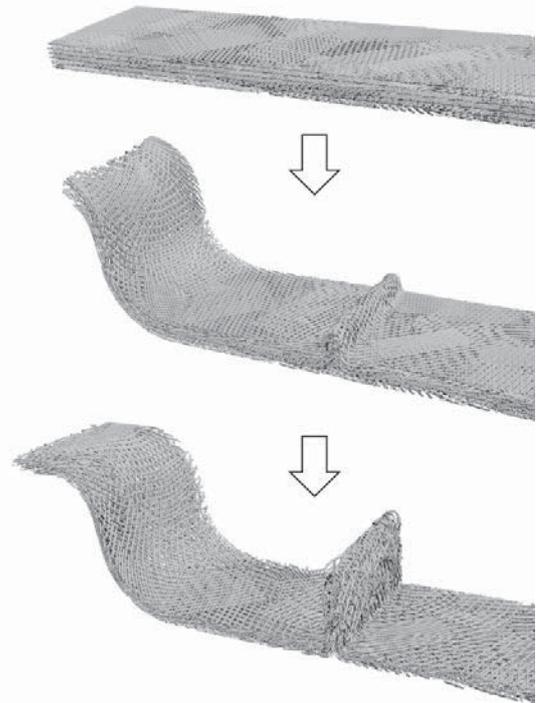


Fig. 15 Deformation behaviour of beams as fibers

5. 結言

本報ではAnsys LS-DYNAという市販構造解析ソフトウェアを通してメッシュフリー法の概要と幾つかの応用事例をご紹介します。従来のFEMでは困難な現象のモデル化が可能であり、課題が克服されるなどの利点をご説明した。ただ、改善が必要な点もあり、例えば薄物などアスペクト比が大きな形状のものを精度良く解析しようとするとメッシュフリー法ではFEMに比べて規模が増大する傾向がある。また、部品単位で高精度に予測できても自動車衝突のような全体挙動を含めた解析では動的陽解法においてメッシュサイズによってクーラン条件から時間刻み幅が決まるため、従来の方法だと評価したい部分だけ詳細なモデルで実施するというアプローチが計算コストの面から採用できない。このような実用上の課題解決に向けた機能改良や新機能開発が現在も継続的に行われており、最後に今後のメッシュフリー法の新しい機能開発の動向をご紹介します。

上記の課題解決のための方法として、全体モデルは従来のFEMのシェル要素主体で構築し、破断の起点となるような高精度予測が必要なSPOT溶接や締結箇所周囲をSPGでモデル化し、両者をカップリングしながら計算する2 scale法が開発されている。このアプローチでは全体モデルの計算コストは据え置きつつ、予測精度を高めたい部分だけSPGでモデル化することで予測精度の改

善と計算時間増加のバランスを取った評価が可能となる。その他の機能としては基板に使われるはんだペーストの流動的な状態から固体に変わる一連の相変態挙動を予測するための陰解法の流体SPG機能⁽⁶⁾や、複合材料に対する材料設計の領域において機械学習技術を併用し、最適化する機能⁽⁷⁾も開発されている。著者らとしては新しく開発された機能を顧客に提供して、モノづくりの現場の課題解決に少しでも貢献できればと考えている。最後に本報が読者のメッシュフリー法に対する理解の一助になれば幸いである。

Ansys[®], 及びその他すべてのANSYS, Inc.の製品名は, ANSYS, Inc.またはその子会社の米国およびその他の国における商標または登録商標です。

参考文献

- (1) ANSYS, Inc. <<https://www.ansys.com/products/structures/ansys-ls-dyna>> (accessed on 24 November, 2021).
- (2) Gingold, R. A., Mohaghan, J. J., Smoothed Particle Hydrodynamics : Theory and Application to Non-Spherical Stars, Monthly Notices of the Royal Astronomical Society, Vol. 181, (1977), pp. 375-389.
- (3) Libersky, L. D., Petschek, A. G., Smooth Particle Hydrodynamics with Strength of Materials, Lecture Notes in Physics, Vol. 395 (1991), pp. 248-257.
- (4) Belytschko, T., Lu, Y. Y., and Gu, L., Element-free Galerkin method, International Journal for Numerical Methods in Engineering, Vol. 37, issue. 2 (1994), pp. 229-256.
- (5) Wu, C. T., Koishi, M., and Hu, W., A displacement smoothing induced strain gradient stabilization for the meshfree Galerkin nodal integration method, Computational Mechanics, Vol.56, (2015), pp. 19-37.
- (6) Iki, N., Kurata, O., Matsunuma, T., Inoue, T., Suzuki, M., Tsujimura, T. and Furutani, H., Micro Gas Turbine Firing Kerosene and Ammonia, Proceedings of ASME Turbo Expo 2015, GT2015-43689 (2015).
- (7) Pan, X., Wu, C.T., Hu, W. and Wu, Y., A momentum-consistent stabilization algorithm for Lagrangian particle methods in the thermo-mechanical friction drilling analysis, Computational Mechanics, Vol.64, (2019), pp.625-644.
- (8) Andrade, F. X. C., Feucht., M., Haufe., A., and Neukamm., F, An incremental stress state dependent damage model for ductile failure prediction, International Journal of Fracture, Vol.200, (2016), pp.127-150.
- (9) Lu H. S. and Wu C. T., A Grid-based Adaptive Scheme for the Three-Dimensional Forging and Extrusion Problems with the EFG Method, 9th International LS-DYNA Users Conference, Dearborn, Michigan, USA, 2006.
- (10) Lu H. S., Wu, C. T., and Xu, J. X., Forging and extrusion analysis with LS-DYNA using 3D adaptive EFG method, 10th International LS-DYNA Users Conference, Dearborn, Michigan, USA, 2008.
- (11) Romanenko V., Duhovi M., Hausmann J., Eschl J., DEVELOPMENT OF ADVANCED 3D PROCESS SIMULATION FOR CARBON FIBER SHEET MOLDING COMPOUNDS IN AUTOMOTIVE SERIES APPLICATIONS, 17th European Conference on Composite Materials (ECCM17), Munich, Germany, 26-30th June 2016
- (12) Howell D. D. and Fukumoto S., COMPRESSION MOLDING OF LONG CHOPPED FIBER THERMOPLASTIC COMPOSITES, CCS Composites, USA, 2014
- (13) Hayashi S., Chen H. and Hu W., Compression Molding Analysis of Long Fiber Reinforced Plastics using Coupled Method of Beam and 3D Adaptive EFG in LS-DYNA, 11th European LS-DYNA Conference 2017, Salzburg, Austria, 2017
- (14) Chen H., An Introduction to *CONSTRAINED_BEAM_IN_SOLID: FEA Information, Page 79-83, Volume 5, Issue 10, October 2016
- (15) Hayashi S., Japan Patent 6420881, 2018
- (16) Pan., X., Wu, C. T., and Hu, W., A semi-implicit stabilized particle Galerkin method for incompressible free surface flow simulations, International Journal for Numerical Methods in Engineering, Vol.121, issue. 17, (2020), pp-3979-4002.
- (17) Li., Z., Wu., C. T., and Koishi, M., Transfer learning of deep material network for seamless structure-property predictions, Computational Mechanics, Vol.64, (2019), pp.451-465.

特集：構造解析技術の最新動向

最新FEMツールを用いた、汎用構造解析ソルバーを拡張運用する き裂進展/損傷破壊解析の技術動向

Technological Trends in Crack Growth/Damage Fracture Analysis Using the Latest FEM Tools to Extend and Operate General Purpose Structural Analysis Solvers



平出 隆一*1
HIRADE Ryuichi

キーワード：き裂進展解析, マルチスケール進展性損傷解析, 疲労寿命, 耐久性評価, 事故評価, 有限要素法解析, 応力拡大係数, FRANC3D, GENOA

Key Words : Crack Growth Analysis, Multi-Scale Progressive Failure Analysis, Fatigue Life, Durability Assessment, Accident Assessment, Finite Element Analysis, Stress Intensity Factor, FRANC3D, GENOA

1. はじめに

アドバンステクノロジーでは、研究開発/設計の効率化を目的に使用する各種CAEソフトウェアを取り扱っている。現在、磁場解析ソフトウェア「Simcenter™ MAGNET™」や、MEMS用統合解析ツール「IntelliSuite」に加え、3次元き裂進展解析ソフトウェア「FRANC3D」、進展性損傷/破壊解析ソフトウェア「GENOA」、材料評価解析ソフトウェア「MCQ」の日本国内での販売、技術サポート、解析業務を行っており、各種FEMツールによる最新のき裂進展/損傷破壊解析技術を国内ユーザーに提供している。本稿では、最新のFRANC3D/GENOAによるき裂/損傷進展解析について紹介する。

2. 3次元き裂進展解析ソフトウェアFRANC3D

2.1 FRANC3D概略

FRANC3Dは、3次元FEMデータと汎用FEソルバーを用いて3次元き裂進展形状/寿命を予測解析するソフトウェア。米国コーネル大学の破壊研究グループ(1)のき裂/破壊工学解析技術から開発された『き裂メッシュ生成機能』、『M積分による応力拡大係数(SIF: Stress Intensity Factor)計算機能』、『汎用FEソルバー(Nastran, ANSYS, ABAQUS)との連携機能』は、使い慣れた汎用構造解析ソルバーのデータ作成作業と信頼性を備えた、高精度3次元き裂進展解析を実現する。

2.2 FRANC3Dのしくみ

FRANC3Dは、汎用構造解析ソルバーと連携して解析

計算を実行する。Fig. 1はFRANC3Dのデータフロー図。き裂進展解析実行の際、ユーザーは下記の操作を行う。

- 1) 完全3DFEモデルを分割し、FRANC3Dへ入力
- 2) 初期き裂メッシュの作成
- 3) き裂を持つ全体FEモデルを作成
- 4) 構造解析ソルバー実行、解析結果データの取得
- 5) M積分によるSIFの算出
- 6) き裂進展予想形状からき裂進展メッシュを作成
- 7) 3) - 6) を繰り返す

これらの操作と構造解析ソルバー実行のデータフローはすべて、FRANC3DのGUI上で管理/実行される。

上記操作の中でFRANC3Dの特徴的な機能は3つ。

- 1) 初期き裂メッシュの生成
- 2) M積分によるSIFの算出
- 3) き裂進展予想形状からき裂進展メッシュを生成

初期き裂メッシュ作成は、Fig. 2に示すGUIウィザードに従い初期き裂の形状タイプ、形状寸法、座標、姿勢を入力することで容易に行うことが可能。また、き裂形

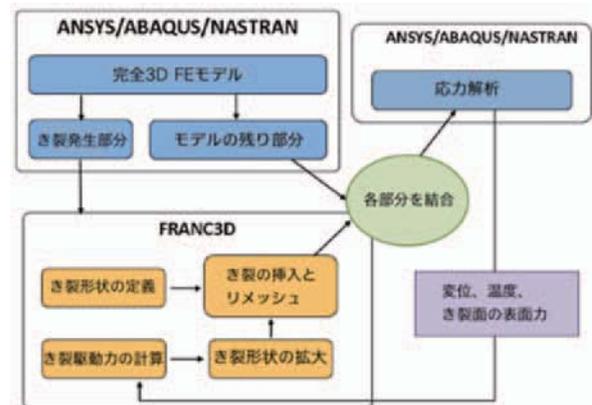


Fig. 1 FRANC3D data flow

原稿受付 2021年11月22日

*1 (株)アドバンステクノロジー
〒141-0022 品川区東五反田1-8-13
E-mail: hirade@ad-tech.co.jp

形状タイプとして3DCADデータの入力も可能であるため、現実のき裂形状の測定情報から作成した3DCADデータがあれば、発生しているき裂の評価解析も可能。生成されるき裂メッシュは、き裂前縁に対して高品質な6面体メッシュで構成されており、高精度解析の土台となっている。また、き裂メッシュの要素構成はパラメータ値による調整も可能としている。

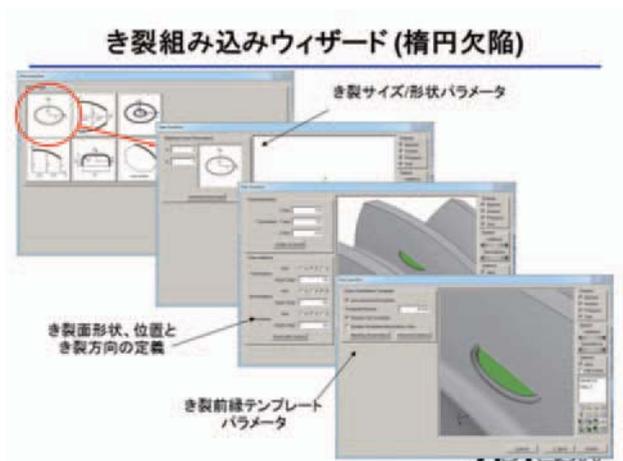


Fig. 2 Initial Crack Generation Wizard

M積分による応力拡大係数の算出によりFRANC3Dは、き裂前縁に沿ったすべての節点のための破壊の3つの「モード」すべてに関連したSIFの、安定した取得を実現している。解析結果の精度検証について、FRANC3Dはベンチマーク情報をWeb公開⁽²⁾している。Raja-Newman (1979; 1986), Murakami (1987) などの理論解と比較し、高精度な結果を確認している。Fig. 3, Fig. 4は、内部45度コインき裂モデル、き裂メッシュ形状、SIFモードI, II, IIIの解析結果グラフを示す。このケースでは、理論解に比べてモードIでは平均誤差0.4%の結果が得られている。

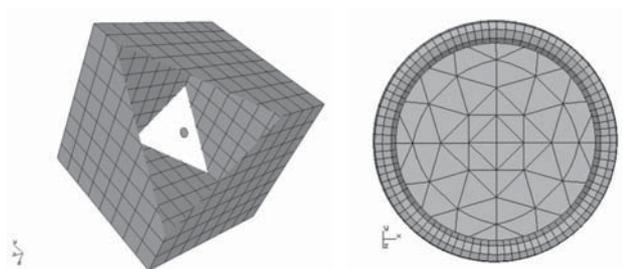


Fig. 3 Internal 45 degree coin crack model and Crack mesh

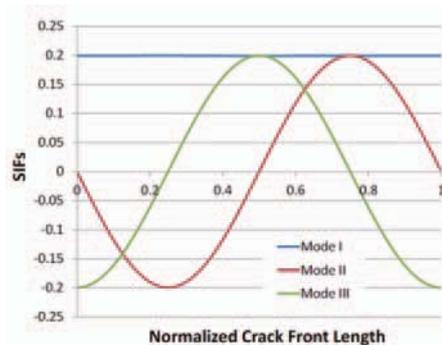


Fig. 4 SIF result (3 mode) of 45 degree coin crack model

FRANC3Dは応力値から算出したSIFに、キンク角/進展相対量,疲労則 (パリス則, NASGROデータ) /進展前縁のスムージング条件を加え、き裂進展予測形状情報を算出、進展したき裂メッシュを生成する。Fig. 5は、現在のき裂前縁と進展する前縁のイメージ図。き裂前縁上の各ノードで得られるSIFと各種条件から予測前縁ノードを算出、ノードからスムージングした前縁ライン (red) を定め、き裂進展予測形状を算出する。各種条件はGUIウィザードに従い入力することで容易に行うことが可能。

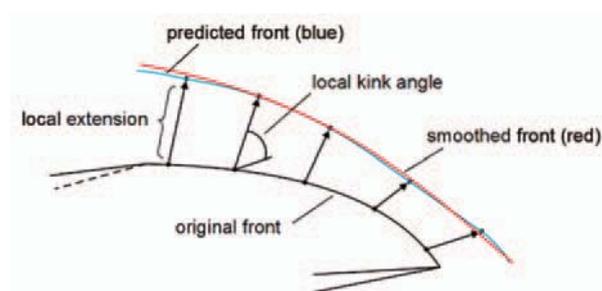


Fig. 5 Progress of crack front

き裂モデルのソルバー実行からSIF算出、き裂進展メッシュ生成、のサイクルを繰り返すことで、き裂の進展形状とき裂履歴情報が生成される。FRANC3Dではこれらの情報から耐久性評価、疲労寿命予測計算が可能。Fig. 6に示すように、荷重サイクルに対するき裂進展長グラフなどを取得することが可能。寿命計算にも計算処理ウィザードが搭載されており、容易な操作での疲労寿命予測データの取得を可能としている。

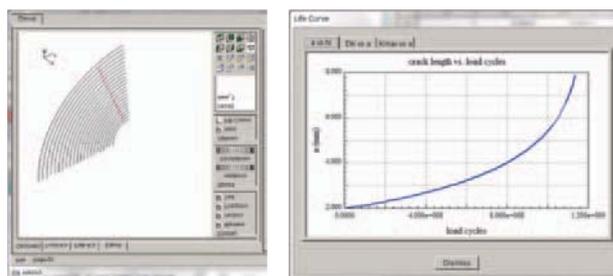


Fig. 6 Crack history and Cycle vs. Crack Path length

2.3 FRANC3D事例

FRANC3Dの主要な使用分野が航空宇宙分野であることもあり、具体的な事例情報の取得は難しい。本稿では、限られた公開情報の一部を紹介する。

Fig. 7は小型回転ディスクの解析事例。き裂進展部付近のみをき裂進展メッシュの作成対象とし、その他の部位は初期メッシュを維持することで、効率的かつ安定したき裂進展解析を実行している。き裂進展解析を40ステップ繰り返し、ディスク全体が持つ境界条件と進展する各き裂形状でのSIFを算出。3次元のき裂形状とSIF履歴を取得している。

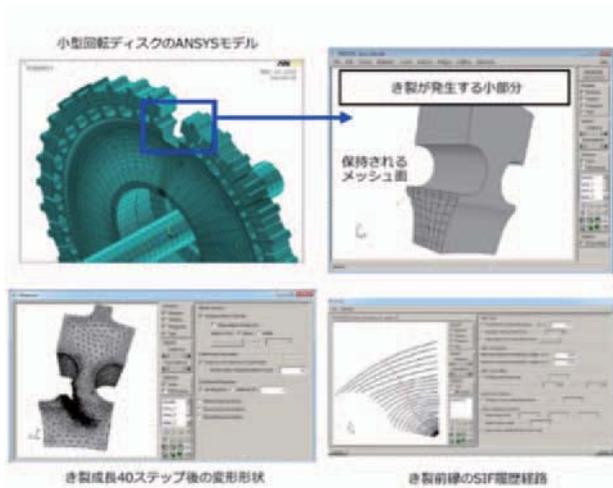


Fig. 7 Crack analysis of small rotating disk (ANSYS model)

Fig. 8, Fig. 9は、ボルボの協力のもと行われた、大型トラックのフレームレールの破損の故障解析の論文発表事例³⁾から引用した解析結果と実測画像。リアドライブ車軸へのトルクロッドコネクションのフレームで観測された破損に対する、多軸のモード荷重が負荷される状態のき裂進展解析を実行、耐久トラックテストの結果と比較評価し、高精度な解析結果を確認している。

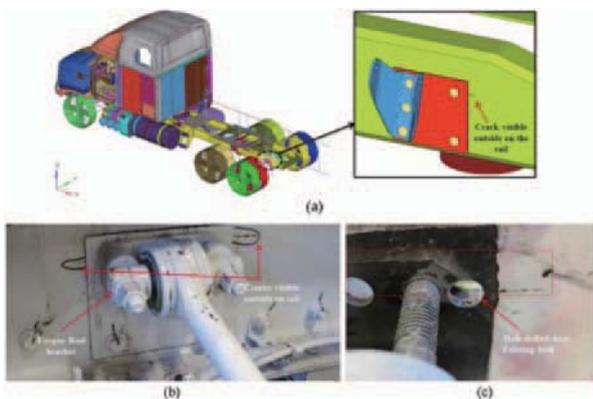


Fig. 8 Vehicle simulation model and actual crack image (a) Overall layout of the vehicle and failure locations (b) Crack in the frame near the torque rod connection (c) Crack path in the frame behind the outer reinforcement plate.



Fig. 9 Frame crack during physical test compared with simulation result obtained using full vehicle response based 3D crack growth process.

またFRANC3Dには、弾塑性の挙動を表すJ積分を計算する機能が追加されている。Fig. 10は、FRANC3Dの非線形 J-integral オプションの設定ダイアログ。この機能は現在、ABAQUSとの解析でサポートされており、ABAQUSやANSYSの湾曲したき裂前縁のJ値によく見られる振動を避けることが出来る。

ほかにもFRANC3Dは、異方性材料の単結晶ニッケル合金、ブレード、ガスタービンボルト、航空機隔壁部材、航空エンジンファン蟻継ぎ接続部のフレッチング疲労など、異方性材料や複雑形状など、様々なケースで使用されている。

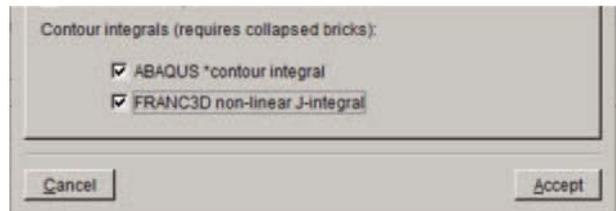


Fig. 10 The FRANC3D non-linear J-integral option accessed from the ABAQUS Local Model Output dialog.

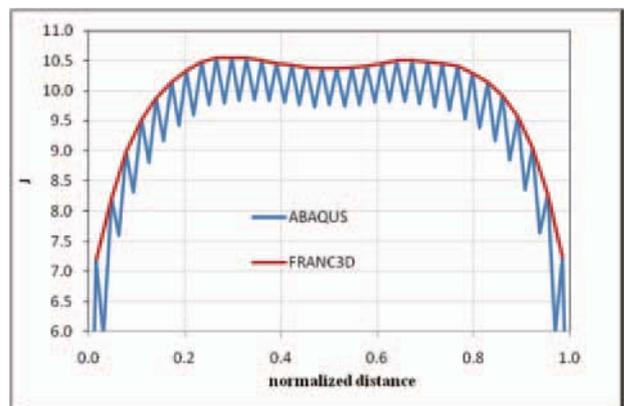


Fig. 11 Plot of the computed J distribution along a crack front in a half-penny surface crack

3. 進展性損傷/破壊解析ソフトウェアGENOA

3.1 GENOA概略

GENOAは、米国AlphaSTAR社で開発された材料特性、耐久性 & 損傷トレランス (Durability & Damage Tolerance : D&DT), 信頼性エンジニアリングの統合ソフトウェア。NASA, FAA (連邦航空局) などの航空宇宙分野をはじめ, 自動車分野, インフラ分野で実績を持つ。MS-PFA (Multi-scale (Micro-macro) Progressive Failure Analysis) 機能により, ユーザーが持つ既存の汎用構造解析ソルバー (NASTRAN, ABAQUS, ANSYS, OptiStruct, RADIOSS, LS-DYNA) の機能をマルチスケールおよびMicromechanics解析まで機能拡張し, 進展性損傷解析の実行を可能とする。

3.2 GENOAのしくみ

GENOAは、非均質化法を用いたMS-PFA機能と汎用構造解析ソルバーを連携し、繊維樹脂複合材/金属材構造で、いつ、どこで、どのような損傷/破壊状態が発生/進展するのかを予想解析する。Fig. 12は、GENOA内部での材料情報とFEモデルのデータフローイメージ図。GENOAのGUI上でFEモデルに繊維/積層構成情報、材料物性値情報、欠陥情報を入力、汎用構造解析ソルバーを実行、取得した応力結果からMS-PFA機能を用いて損傷/破壊評価を算出、損傷/破壊状態のFEモデルを生成する。汎用構造解析ソルバーで得られた応力値は、その部位の材料構成情報に基づいて分解され、Fig. 13に示すように、FEモデルから繊維、母材、界面などマイクロ/ナノスケールでの損傷評価計算で使用される。そこで損傷発生と判定されると、損傷/破壊状態をFEモデルに還元する。損傷状態の場合は損傷内容に応じて、材料の劣化を物性値変化で表現する。破壊状態の場合は、き裂発生/進展する状態をVCCT: Virtual Crack Closure Technique, DCZM: Discrete Cohesive Zone Model, 要素消滅機能を用いたメッシュモデルで表現する。損傷/破壊判定は多種の応力/ひずみクライテリアの選択使用が可能。Fig. 14の事例では、剥離実験のき裂発生/進展を要素消滅で表現している。

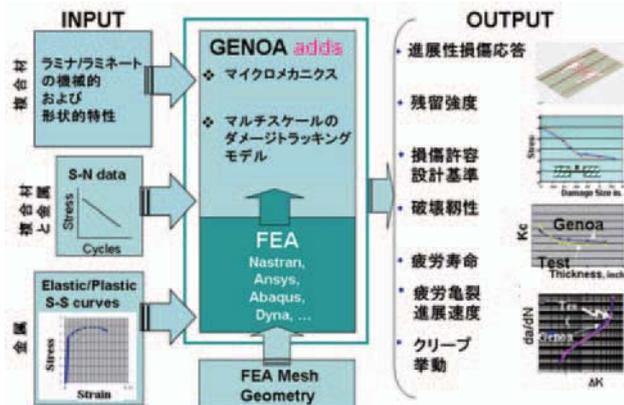


Fig. 12 GENOA data flow

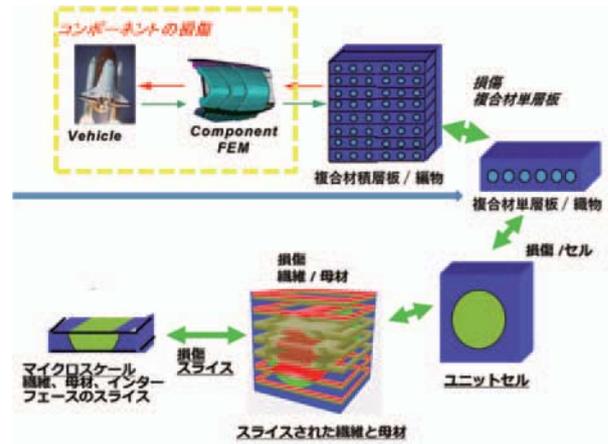


Fig. 13 Multi-scale Progressive Failure Analysis

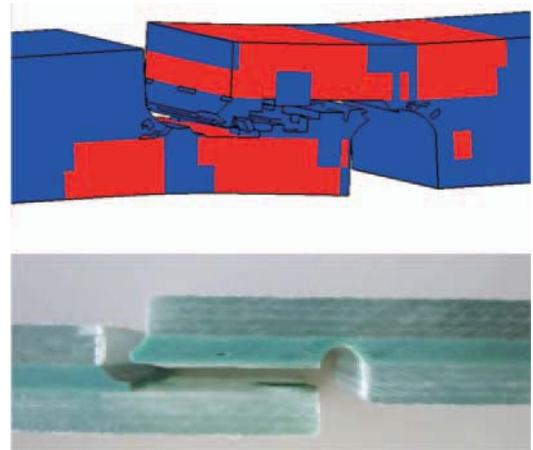


Fig. 14 Delamination experiment of GFRP composite part and GENOA analysis results

さらに、均質化法のFEモデルを用いた材料モデリングと異なる、Micro-nano-mechanics理論をベースにした非均質化法を使用するGENOAでは、不均質な材料構成情報が分布している構造体に対して、厳密かつ現実的な計算ボリュームの解析モデル化をサポートする。

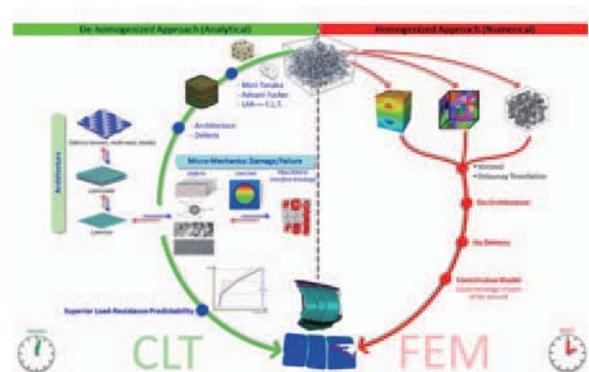


Fig. 15 De-homogenization and Homogenization method

3.3 GENOA事例

非均質化法を用いた損傷/破壊解析事例として、Fig. 16とFig. 17にJCCM-12で発表した、金沢工業大学、島津製作所との共同研究による『不連続炭素繊維積層材の

X線位相イメージによる繊維配向解析と配向データを用いた損傷解析』⁽⁴⁾の不連続繊維積層板の繊維配向解析作業フローと繊維配向分布/引張試験/損傷破壊計算結果を示す。

UDテープをカット、積層、プレス成型した成形シートを試験片として、引張試験を実施。不連続炭素繊維ランダム配向積層板の実験情報をする。一方では、X線CT撮影とX線位相イメージング撮影を実施し、試験片内部の繊維うねり、繊維配向テンソルの測定分布データを取得。GENOA上で測定分布データをマッピングした試験片モデルを作成、引張試験を模した損傷破壊解析を実行し、解析結果と実験情報を比較した。また、試験片の面外方向に対して2種類（単層/3層）の測定解像度で解析モデルデータを作成している。Fig. 17に各試験片の繊維配向ベクトルカラーマップ、引張試験DIC画像、引張試験後外観写真、損傷破壊解析結果（単層/3層：2種類）を示す。外観写真と解析結果のき裂発生/進展位置に一致が見られる。また、試験片モデルの解像度条件の向上による、破壊位置精度の向上も確認している。

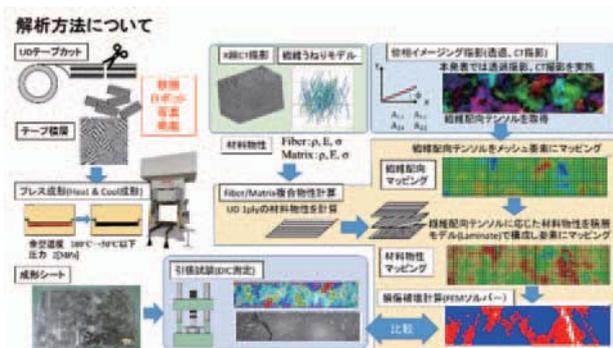


Fig. 16 不連続繊維積層板の繊維配向解析作業フロー

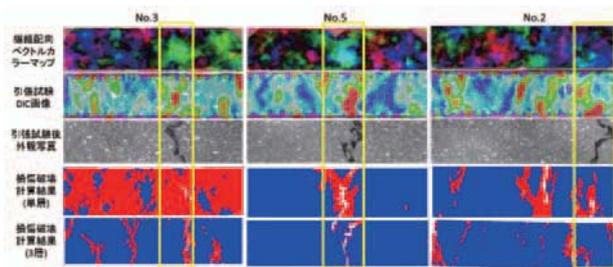


Fig. 17 Fiber Orientation Distribution/Tensile test/Damage and Fracture Calculation Results

Fig. 18, Fig. 19に American Society of Composites-30th Technical Conferenceに掲載された米国トヨタとの共同論文から『不連続繊維構造体の衝突試験解析』の結果グラフとモデル画像を示す。右に示されるFEモデルは多種カラーの要素で構成されている。これは、各要素が繊維配向の異なる材料情報を持つことを示しており、ランダム配向分布の状態がモデル化されていることを示している。このFEモデルでは、Moldx3Dの樹脂流動解析結果データから配向分布データを取得し、GENOA上

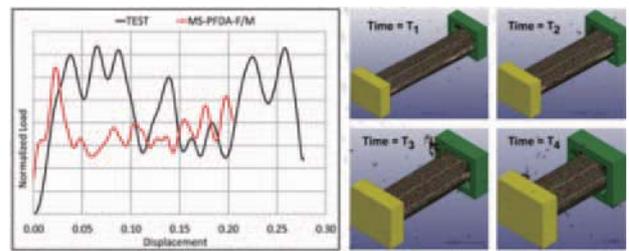


Fig. 18 Impact analysis validation using GENOA's non-homogenized method material modeling

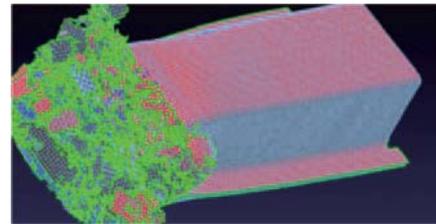


Fig. 19 Impact Fracture Analysis Model of Chopped Fiber Structure

でFEモデルに繊維配向の異なる材料情報をマッピングしている。

航空機胴体に付加部品を搭載する際、胴体にもたらす影響の評価が必須とされる。Fig. 20, Fig. 21, Fig. 22は、アンテナを航空機胴体に付ける場合に必須なFAA認証を、Certification by Analysis-Supported-by-Test (CAST) に従い、GENOAを利用して取得した事例⁽⁵⁾。Fig. 21に示すように、多数のき裂が同時に進展する状態であるため、き裂間の相互作用の評価が必要であり、解析実行には安定したリメッシュ機能が必要な解析モデルとなっている。GENOAを用いた解析結果の精度などの条件が、FAAの要求基準(14CFR-23.573)に達したため、CASTのケースとして、FAA認証を取得するための実験数を削減することが可能と評価された。Fig. 23には、ハネカム構造の航空機胴体パネルを対象に、実験値と比較することで、GENOAの解析結果の精度を示している。

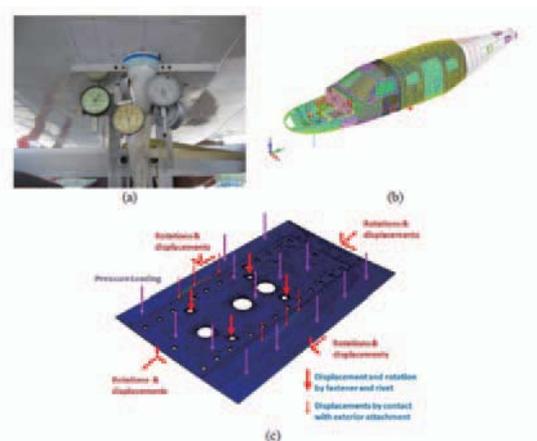


Fig. 20 Example of FAA approval work by GENOA: (a) Measurement experiment (b) Overall FE model for load analysis (c) Outline of loading conditions

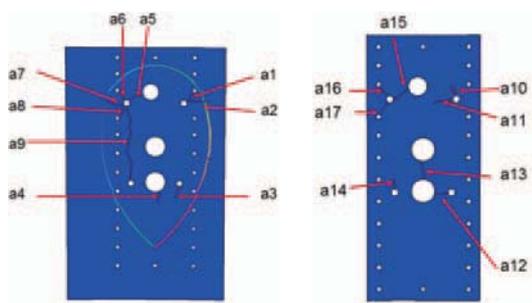


Fig. 21 Widespread Fatigue model

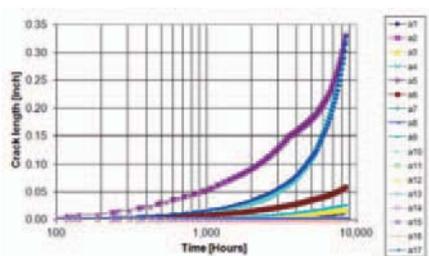


Fig. 22 Flight time vs. crack length plot of each crack

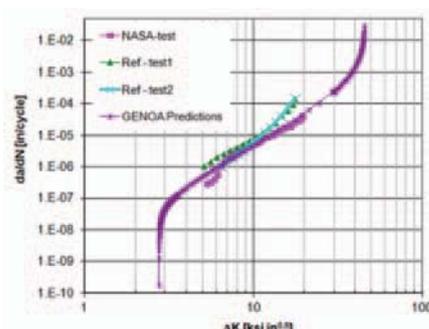


Fig. 23 Comparison of experimental and GENOA fatigue analysis results

GENOAは、成形工程で発生する影響の評価解析が可能なソフトウェアであり、プリプレグ成形時のCuring影響などにも対応している。最近の動向として金属/繊維樹脂の3DPrinterに対応し、成形影響による損傷発生評価、成形条件の最適化設計で使用されている。Fig. 24, Fig. 25, Fig. 26は、不連続繊維複合材の3DPrinterで作成した自動車ボディの事例。成形工程の熱影響による物性値、繊維配向、欠陥情報を算出し、Fig. 25に示す残留応力、変形、損傷発生を評価している。Fig. 26は発生している剥離状態。解析結果から3DPrinterのプ

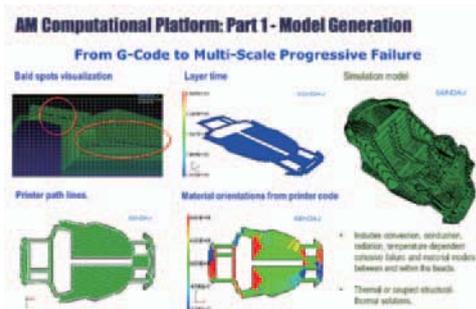


Fig. 24 3DPrinter molding process simulation

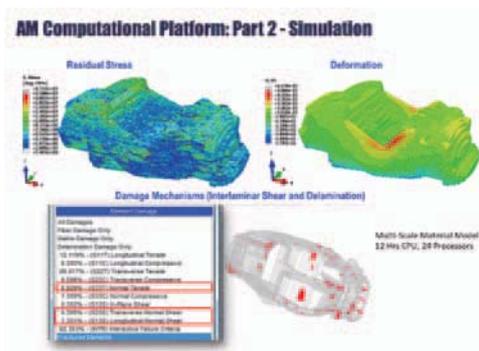


Fig. 25 Residual stress and damage results due to molding process effects

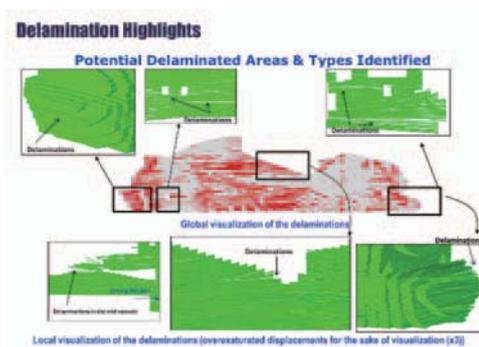


Fig. 26 Location of delamination

リントヘッドの移動スピードなどの変更し、損傷発生を低減する成形を実現している。

4. まとめ

アドバンステクノロジーでは、き裂解析に関して複数のソフトウェア、手法を取り扱っている。本稿では、き裂解析事例の一部を紹介した。詳細情報や他の事例情報については、弊社Web⁽⁶⁾に一部掲載されているが、より詳細な情報については、お問い合わせいただきたい。

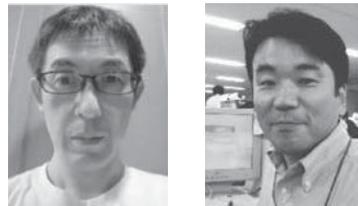
参考文献

- (1) Cornell Fracture Group <<https://cfg.cornell.edu/>> (参照日2021年11月30日)
- (2) Fracture Analysis Consultants, Inc <<http://fracanalysis.com/index.html>> (参照日2021年11月30日)
- (3) Rao, V.N. and Eischen, J.W. (2016) Failure analysis of mixed mode crack growth in heavy duty truck frame rail. Case Studies in Engineering Failure Analysis, Volumes 5-6 (April 2016), pp. 67-74.
- (4) 白井 武広, 鶴澤 潔, 木村 健士, 土岐 貴弘, 森本 直樹, 黄 緒明, 不連続炭素繊維積層材のX線位相イメージによる繊維配向解析と配向データを用いた損傷解析, JCCM-12, 3D-03.
- (5) Nikbin, K.; et al; "An Analysis Approach Toward FAA Certification for Damage Tolerance of Aircraft Components", Aeronautical Journal, Volume 118 (February 2014), p. 181.
- (6) 株式会社アドバンステクノロジー <<https://www.ad-tech.co.jp/>> (参照日2021年11月30日)

特集：構造解析技術の最新動向

最新スパコンとそれを活用した大規模構造解析の紹介

Introduction of the Latest Supercomputer and Large-scale Structural Analysis Using It



金堂 剣史郎*¹ 金澤 宏幸*²
KONDO Kenshiro KANAZAWA Hiroyuki

キーワード：「富岳」, FX1000, スーパーコンピュータ, Ansys LS-DYNA, CAE, 衝突解析, 有限要素法
Key Words : Fugaku, FX1000, supercomputer, Ansys LS-DYNA, CAE, crash analysis, FEM

1. 緒言

製造業の製品開発における開発期間短縮、製品品質の向上、コスト削減などの課題に対し、CAE (Computer Aided Engineering) を活用したコンピュータシミュレーションは幅広く活用されている。理化学研究所の「富岳」や「富岳」と同じアーキテクチャを持つ富士通のPRIMEHPC FX1000のような最新スパコンは、従来のコンピュータより処理能力が向上し、複雑な物理現象のシミュレーションも可能となった。これらのスパコン上で計算効率良くコンピュータシミュレーションを使いこなすには、利用するソフトウェアやハードウェアの特性を知り、適切なパラメタ設定やアプリ実行方法など使いこなしのノウハウ、技術が必要である。

本稿では、最新スーパーコンピュータ「富岳」、PRIMEHPC FX1000の概要を紹介し、「富岳」でCAEソフトウェアを用いた大規模な解析を行う上で重要となる並列化の手法と高速化についてバードストライク解析の事例を基に紹介する。最後に「富岳」でCAEソフトウェアを使用するためのポイントを構造解析ソフトウェアAnsys LS-DYNA⁽¹⁾使用して説明する。

2. 最新スパコン富岳の紹介

2.1 PRIMEHPC FX1000と「富岳」

富士通は1977年に日本初のスーパーコンピュータを開発して以来、40年以上にわたり最先端技術を投入したスーパーコンピュータを開発してきた。PRIMEHPC FX1000は、理化学研究所と富士通が共同開発したスーパーコンピュータ「富岳」の開発を通じて培った技術を適用した、富士通の最新のスーパーコンピュータである。

PRIMEHPC FX1000と「富岳」は、Armアーキテクチャ (ARM社が開発したRISC型マイクロプロセッサのアーキテクチャ) を採用し、富士通がHPC (High Performance Computing), AI領域向けに設計したA64FX プロセッサと、10万ノードを超える超並列システムを構築できるインターコネクトであるTofu インターコネクトD (以降 TofuD と表記) を採用し、高性能、高拡張性、高信頼性に加え、世界最高レベルの超低消費電力を実現した⁽²⁾。

2.2 A64FXプロセッサ

富士通が新たに開発したA64FX⁽³⁾は、Armv8.2-A命令セットアーキテクチャーをスーパーコンピュータ向けに拡張した「SVE (Scalable Vector Extension)」を、世界で初めて実装したCPUである。最先端の7nmプロセスで製造され、48個の演算コアと2個または4個のアシスタントコアを持ち、倍精度浮動小数点演算で3.3792 TFLOPSの理論ピーク性能を実現した。加えて、単精度/半精度浮動小数点演算や、8bit/16bit整数演算も512bit幅のSIMDによる高いスループットで演算できるため、AIなどの処理において高い効果を発揮する。

A64FXのマイクロアーキテクチャーは、スーパーコンピュータ「京」や従来のPRIMEHPCシリーズで用いられた、メニーコアCPUでのスケーラブルな性能向上を実現するCMG (Core Memory Group), 高効率なハイブリッド並列を実現するVISIMPACT (Virtual Single Processor by Integrated Multi-core Parallel Architecture), アシスタントコアによるOS割込み処理の実行, MPI (Message Passing Interfaceの略。並列コンピューティングを利用するための標準化された規格) 通信の非同期実行を継承するとともに、SIMD (Single Instruction/Multiple Dataの略。コンピュータで並列処理を行うための設計仕様の一つで、一つの命令を同時に複数データに適用する並列化の形態) 機能などをエンハンスした。

原稿受付 2021年11月18日

* 1 富士通(株) コンピューティング事業本部
〒261-8588 千葉市美浜区中瀬1-9-3
E-mail: kondo.kenshiro@fujitsu.com

* 2 富士通(株) インフラストラクチャシステム事業本部
〒211-8588 川崎市中原区小田中4-1-1
E-mail: kanazawa.h@fujitsu.com

1 ノードは1 プロセッサから構成され、汎用CPUとしては世界で初めてHBM2 (High Bandwidth Memory) メモリを採用、1 ノードあたり1,024GB/sという非常に高いメモリバンド幅を実現した。

2.3 TofuインターコネクTD (TofuD)

TofuD は、A64FX に内蔵された、6次元メッシュ/トラス・ネットワークで10万ノードを超える超並列システムを構成できる。

6次元のうちX, Y, Z 軸はシステム構成により長さが可変で、残りのA, B, C 軸は長さが2, 3, 2 に固定で、6次元での相互接続のため、各ノードは10個の接続ポートを備えている。

ユーザービューのネットワークトポロジーは、1次元/2次元/3次元の仮想的なトラスとなる。ユーザーが指定した次元数、大きさの仮想トラス空間は6次元メッシュ/トラス・ネットワーク上にマップされ、ランク番号に反映され、この仮想トラス方式により故障ノードを含む領域をトラスとして利用できるため、システムの耐故障性、可用性が向上する。

2.4 ミドルウェア

PRIMEHPC FX1000と「富岳」のOSは業界標準のRed Hat Enterprise Linux (以降RHELと表記) であり、ソフトウェアスタックは、大規模システムで豊富な実績があるFUJITSU Software Technical Computing Suiteを継承し、高い運用性/安定性を実現している。

アプリケーション開発環境としては、RHEL に含まれるGCC (GNUプロジェクトが開発しているコンパイラ) などに加えて、性能を最大限に引き出すためのFujitsu Development Studio が搭載されている。Fujitsu Development Studio は、演算コア、ノード内、ノード間の各階層の高速化に対応したFortran/C/C++コンパイラ・ランタイム、数学ライブラリ、および開発支援ツールを提供する。C/C++コンパイラは、オープンソース開発でよく使われているClang/LLVM (オープンソースとして開発されているC/C++言語のコンパイラ) と互換性があるclangモードを持ち、容易にアプリケーションを動作させることができる。

3. CAEソフトウェア Ansys LS-DYNA

Ansys LS-DYNA (以降LS-DYNAと表記) は、実世界の複雑な問題を模擬する商用の有限要素法 (FEM: Finite Element Method) プログラムである。米国ANSYS社で開発が行われており、特に短時間に物体の状態が大きく変化する次のような現象を表すのに能力を発揮する。

- ・自動車の衝突
- ・コピー機や携帯電話の落下
- ・航空機エンジンのファンブレード破断

衝突シミュレーションを多用する自動車業界や電機業界などの製造業において高いシェアを誇る。また、種々の

解法 (メッシュフリー法、粒子法など) や物理現象 (熱流体、音響、電磁場など) や、これらを組み合わせた連成解析も可能であり、適用可能分野も広がっている。富士通は日本におけるLS-DYNAの拡販、顧客サポート、受託解析などの活動を行ってきた。この過程で得た知見や顧客の声を開発元にフィードバックし、新機能追加や諸機能の改善にも取り組んでいる。

LS-DYNAは、早くからMPP (Massively Parallel Processing: 超並列処理) 版やHybrid並列版の開発に着手していた。MPP版やHybrid並列版では、大規模CAEシミュレーションを実施するために、一つの計算モデルを分割した並列計算処理を行う。MPP版の並列処理では、複数プロセスに別々のメモリ領域を割り当てて別個に計算を行う、分散メモリ方式が用いられる。一方のHybrid並列版では、MPP版の処理に加えて各プロセスが共有メモリ方式により複数スレッドで計算を行う。富士通はこれらMPP版やHybrid並列版の開発に協力してきた。また、ANSYS社と協働でLS-DYNAをスーパーコンピュータ「富岳」やPRIMEHPC FX1000向けに移植を進めてきた⁽⁴⁾。

4. 大規模CAEシミュレーション

本章では、LS-DYNAを用いたファンブレードのバードストライクの大規模CAEシミュレーションを紹介する。一般的に大規模CAEシミュレーションには大規模な計算資源と膨大な計算時間を要するため、効率的な計算を行う必要がある。本事例では、簡易なテストモデルを使いLS-DYNAの大規模並列時の高速化を検討し、得られた知見を活用して実用モデルの解析を行った。

4.1 簡易モデルによる計算高速化検討

Fig. 1はバードストライクの衝突部位を模擬した人工鳥 (鳥を模した試験用の飛翔体のこと) が平板に衝突するテストモデルの変形図である。計算手法として、平板にはFEM、人工鳥にはSPH (Smoothed Particle Hydrodynamics) を用いて、これらの手法を連成した計算を行う。FEMとは、物体を重なりのない有限要素 (FE) と呼ばれる格子に分割して近似計算を行う、数学的にも物理学的にも信頼性の高い解法である。一方のSPHとは、粒子と呼ばれる物理量を持った評価点を物体に配置して計算を行う、粒子法と呼ばれる計算手法の一種である。SPHは有形の計算格子を用いないため、水やオイルのような流体や飛散する固体などの表現に適している。Fig. 1では、平板に衝突した人工鳥が飛散し、衝突を受けた平板が大きく変形する様子が表現できている。本節では、このモデルを用いたLS-DYNAの高速化施策として高い効果を得られた、Hybrid並列版の適用と計算領域分割の最適化を紹介する。

4.1.1 Hybrid並列版の適用 LS-DYNAのHybrid並列版とMPP版の性能比較をTable 1に示す。並列数は1,024と2,048で評価した。同一並列数の計算時間は、いずれの

並列数でもHybrid並列版の方が優れた性能である。次に同並列方式で並列数を2倍にした際の性能向上倍率について見ると、MPP版は計算時間0.44倍と性能劣化したのに対して、Hybrid並列版は1.55倍という良好な結果となった。

Table 1 Performance comparison of Hybrid and MPP parallel

Model size				
Airtificial bird(SPH): 40,000 particles	computation time classification	(a)	(b)	ratio (a)/(b)
Thin plase(FE): 20 million elements		MPP version	Hybrid version	
(x) 1,024 parallel	Total time(sec)	1,470.46	312.12	4.7
MPP : 1,024 processes	Contact computation(sec)	612.00	1.99	307.5
Hybrid: 128processes x 8threads	Element computation(sec)	858.46	310.13	2.8
(y) 2,048 parallel	Total time(sec)	3,309.81	201.24	16.4
MPP : 2,048 processes	Contact computation(sec)	2,559.00	2.40	1,066.3
Hybrid: 256processes x 8threads	Element computation(sec)	750.81	198.84	3.8
ratio (x)/(y)	Total time(sec)	0.44	1.55	
The ideal is double	Contact computation(sec)	0.24	0.83	
	Element computation(sec)	1.14	1.56	

LS-DYNAの処理の内訳には大きく要素計算 (Element computation) と接触計算 (Contact computation) がある。要素計算とは、FEや粒子といった計算単位ごとに変形を求める計算である。接触計算とは、接触対象の探索や接触した物体の反力計算を指す。MPP版やHybrid並列版で行われる複数プロセスによる並列計算では、各プロセスの計算領域内の処理の後にプロセス間の同期処理を行うが、特に接触計算は接触対象の探索の通信コストが大きく、プロセス数が増えると通信相手となるプロセス数が増加するため総通信時間も増える。MPP版における1,024並列は言葉のとおり1,024プロセスの並列であるが、Hybrid並列版では総並列数をスレッド数で割ったものが総プロセス数であり、当解析ケースの場合は128プロセス (=1,024並列/8スレッド) である。つまり、MPP版では同並列数のHybrid並列版に対して通信するプロセス数が8倍にもなるため、プロセス間の通信時間は長くなる。並列数を1,024から2,048に2倍にした際には更に通信時間が増え、結果的に性能劣化を招いた。以上より、Hybrid並列版ではMPP版に比べてプロセス数の増加を抑えながら高い性能を出すことができることが分かり、その有用性が示された。ただしHybrid並列版を用いた場合でも、モデル規模や模擬する現象によっては、本事例におけるMPP版の振る舞いと同様にプロセス間の通信が性能劣化の原因となることがある。このた

め、Hybrid並列版を用いる際にも一概に並列数を増やせばよいわけではなく、設定する並列数には留意する必要がある。

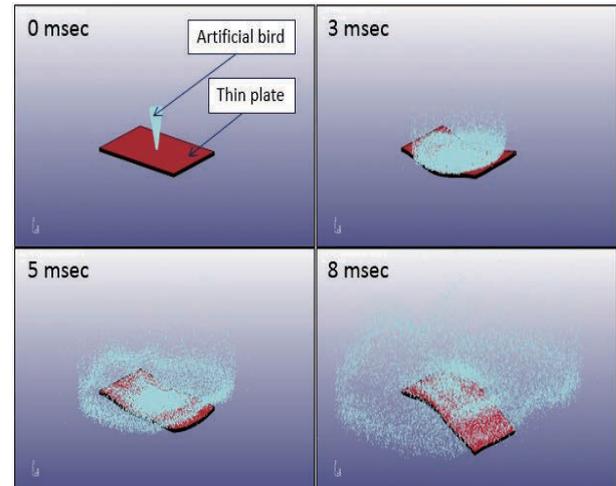


Fig. 1 deformation diagram of a fan blade bird strike simulation model

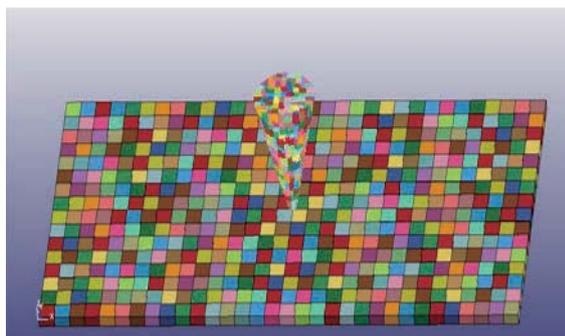
4.1.2 Hybrid並列版の領域分割の最適化 複数プロセスによる並列計算では、各プロセスは割り当てられた個々の領域のみを計算するため、各々のプロセスの計算時間が均等であるほど並列実行の性能は理想的な値に近づく。本項ではLS-DYNAの処理方法を考慮した領域分割の工夫で実行性能が向上することを示す。Fig. 3 (a)は単純に解析対象全体をデフォルト設定で分割したものを示す。人口鳥が4色で表示されている。これは本領域に割り当てられた4つのプロセスが計算することを意味する。Fig. 3 (b)は人工鳥と平板のそれぞれを512領域 (=4,096並列/8スレッド) に分割したものである。分割(a), (b)のように領域を分割したときの1,024 (128×8) 並列と4,096 (512×8) 並列実行の計算時間をFig. 3 (c)に示す。分割方法を(a)から(b)にすると、それぞれの並列数で性能が改善されたことが分かる。これは、SPH粒子を各領域に均等に割り振り、計算時間の偏りを減らすことに成功したためである。LS-DYNAでは、FEMの計算が完了した後にSPHの計算が始まるため、SPH粒子を割り当てられなかったほかのプロセスはSPH計算の間は待ち状態になる。その証拠に、一部の領域にしかSPH粒子を含まない分割(a)では、並列数を増やした場合に性能劣化が見られ要素計算時間が大きく増えた。分割(a)の場合、並列数が増えたことによりSPH粒子が含まれるプロセスには更に偏りが生じ、要素計算時間のバランスが大きく崩れてしまったことで、このような結果となった。一方の分割(b)では、SPH粒子も全てのプロセスに割り振ったため、要素処理が効率良く行われ、実行性能が向上した。

4.2 実用モデルの大規模CAEシミュレーション結果

人工鳥を模したモデルに対して、複合材の材料特性を持たせたファンブレードモデルを衝突させる計算モデルにより、ファンブレードのバードストライクのシミュ



(a): default decomposition (512 divided)



(b): Artificial bird and thin plate divided into 512 respectively

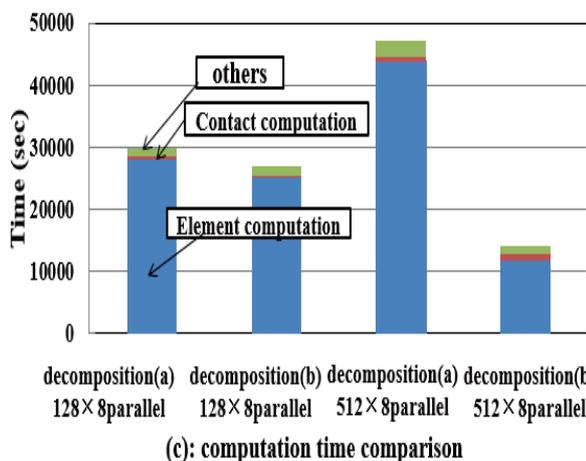
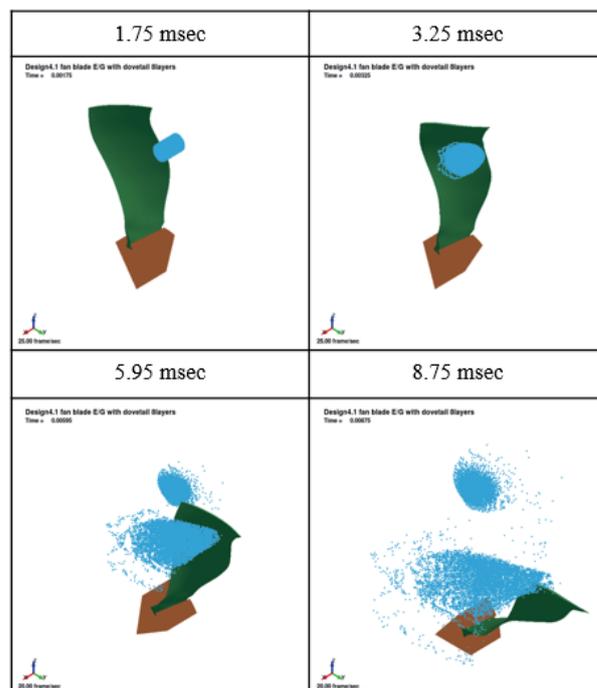


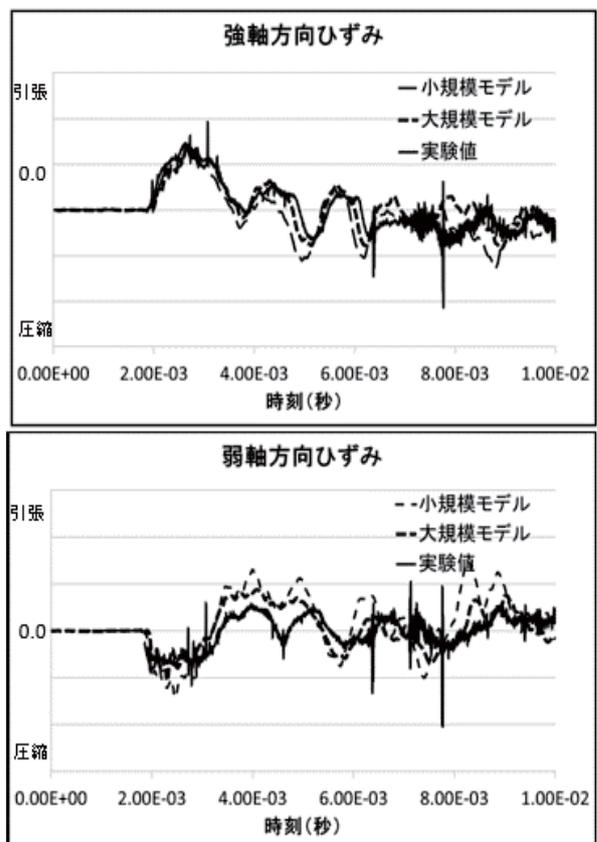
Fig. 3 decomposition diagram and computation time of test model

レーションを行った。現象の時間は10ミリ秒で、2ミリ秒経過前に人工鳥との衝突が始まる。計算結果をFig. 4に示す。(a)は実用モデルの変形図、(b)はファンブレードの一部のひずみ(物体の伸縮の比率)の時刻歴である。太い破線の大規模CAEシミュレーションの結果、細い破線は従来の計算環境でも長時間を費やせば実行可能であった比較的小規模なデータの結果、実線は実験値を表す。

Fig. 4 (b)のグラフでは、小規模データの結果に比べて大規模CAEシミュレーションの結果の方がより実験値に近い結果となっている。今回得られた結果は小規模データ、大規模データのいずれのモデルでも大まかには



(a) Deformation diagram



(b) time history of strain
※ Data provided: IHI Corporation

Fig. 4 a fan blade bird strike simulation

類似と言うことができる。従って、定性的挙動を知りたいのなら小規模データモデルでも目的を満足できるかもしれない。しかしながら、ファンブレードの破壊という極限状態や、さらにその後飛散した物体の挙動をより正

確に評価しようとする、この精度の差は結果に顕著な影響を及ぼす可能性が高く、現象をより精度よく評価できる大規模CAEシミュレーションの必要性が伺える。

5. 「富岳」でのLS-DYNA活用

LS-DYNAは、「富岳」では3万並列、PRIMEHPC FX1000では3千並列を超える高並列での動作実績がある。本章では、「富岳」で大規模モデルを解析する際の次の点について説明する。

- ・メモリ不足への対応
- ・同一並列数でプロセス数とスレッド数の変更時の性能
- ・ラージページ機能とノーマルページの性能
- ・「富岳」環境でのポスト処理

5.1 メモリ不足への対応

「富岳」のノードあたりの物理搭載メモリは32GiBであり、アプリケーションの使用可能メモリ空間は約29GiBである。このため、対策をせずに大規模モデルの解析をすると、メモリ不足で異常終了することがある。メモリ不足は、初期化部分またはソルバ計算部分で発生することが多い。初期化部分とソルバ計算部では、メモリ不足への対策が異なり各々での対処法を説明する。尚、メモリ使用量は、ジョブスケジューラの出力ファイルより「MAX MEMORY SIZE (USE)」の値で確認できる。約29000MiB程度でジョブが異常終了していれば、メモリ不足による影響の可能性が高い。

5.1.1 初期化部分のメモリ不足対応 初期化部分は、入力データを読み込み計算モデルの解析空間を複数プロセス数に分割（領域分割処理）を行う。ファイル入出力が主な処理であり、マスタープロセスがこれらの処理をする。このため、マスタープロセスのメモリ使用量は、スレーブプロセスのメモリ使用量より突出して大きく、マスタープロセスが動作している計算ノード上でメモリ不足が発生する。通常のLS-DYNAの処理では、自動で初期化部分とソルバ計算処理は一連で行われる。しかし、この実行方法では、大規模モデルを解析する際に、メモリ不足が生じる。この問題を回避するには、LS-DYNA側とシステム側で対応が必要である。LS-DYNA側の対応は、2段階の処理に分離実行させる。1段階目では領域分割処理を行い、2段階目でソルバ計算処理を行う。1段階目の実行は逐次（1プロセス）で実行して、2段階目の並列計算用に領域分割の中間ファイルを作成する。この方法であれば、スレーブプロセスが起動しないため、その分のメモリ量が削減できる。2段階目では、1段階目で作成されたファイルを入力データとして読み込み並列計算処理を行う。この方法では、領域分割の情報を中間ファイルに含んでおり、マスタープロセスでの突出したメモリ使用量も回避できる。しかしながら、本方法でも1段階目においてメモリ不足が発生するケースもある。この場合、LS-DYNA側での更なる対応が困難であり、システム側での対応が必要となる。「富岳」に関連の計

算機システムには、プリポスト処理の用途でXEONプロセッサ搭載の計算機（プリポスト環境）が複数台設置されている。搭載メモリ量が192～6144GBであり、1段階目の処理にプリポスト環境を活用することでメモリ不足を回避できる。「富岳」とプリポスト環境のエンディアン形式は、共にリトルエンディアンであり、1段階目にプリポスト環境で作成したバイナリファイルを「富岳」で利用できる。また、プリポスト環境と「富岳」のDISKは共有されているのでファイル転送は不要である。

5.1.2 ソルバ計算処理のメモリ不足対応 ソルバ計算処理のメモリ不足への対応法を2つ紹介する。1つ目の方法は、プロセス数とスレッド数の組合せ検討である。前章でHybrid版の有効性を示した。Hybrid版での並列数はプロセス数とスレッド数によって決まる。「富岳」の1ノードには、48個の演算コアがあり、1ノード内のプロセス数とスレッド数の組合せは、24プロセスx2スレッド、12プロセスx4スレッドなど、幾つかの組合せが検討可能となっている。今回は、「富岳」と同じアーキテクチャを持つFX1000で自動車のオフセット衝突解析（Fig. 5が解析イメージ図）を16ノード（16x48）、768コア並列で評価を行った。Table 2は実行結果を示す。(a)～(d)の4パターンのプロセス数とスレッド数の組合せでノードあたりの使用メモリ量を比較した。「MAX MEMORY SIZE per node」（16ノード内で最大の使用メモリ量）であり(a)が最小で(b), (c), (d)と続く。この結果からプロセス数が多い場合にメモリ使用量が大きくな

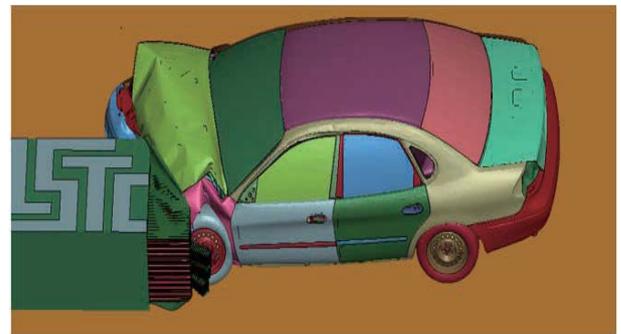


Fig. 5 Car crash simulation (30 msec)

Table 2 performance and memory size comparison of Hybrid parallel

Car crash model(FE): 10 million elements	Performance		MAX MEMORY SIZE per node (MiB)
	Total time (sec)	ratio	
(a) 96 processes x 8 threads	4,254	1.00	13,122
(b) 192 processes x 4 threads	3,448	1.23	15,128
(c) 384 processes x 2 threads	3,379	1.26	21,818
(d) 768 processes x 1 threads	N/A	N/A	28,893

ることが確認できる。このことから使用メモリ量を小さくしたい場合は、プロセス数を減らしスレッド数を増やすことが有効となることが分かる。

5.1.2.1 プロセス数とスレッド数を変更時の性能 性能 (Performance) に関しては(a)を基準とした場合、(c)が最速で1.26倍(a)より高速、同様に(b)が1.23倍と続く。(d)はメモリ不足で実行ができなかった。プロセス数が減りスレッド数が増えればメモリ量の減少が可能となるが、その場合の性能は最適ではないことが確認できる。但し、最適なプロセス数とスレッド数の組合せによる性能は、モデルの規模、通信と演算の割合で変わるため一概に決めることはできない。このため、本計算を実施する前に、物理現象時間を短くしたテスト計算で最適値を確認した上で本計算することが重要である。

5.1.2.2 ラージページとノーマルページの性能比較

2つ目のメモリ量削減方法は、ノーマルページ利用の検討である。「富岳」では、性能を向上させる機構として、Linuxの標準機能である HugeTLBfs を拡張し、大規模なデータを扱うアプリケーションプログラムに対して、通常のページ (ノーマルページ) より大きなページサイズのメモリ (ラージページ) を割り当てることで、OSのアドレス変換処理によるコストを低減し、メモリアクセス性能を向上させるラージページ機能がデフォルト値で設定されている。Table 3は自動車衝突解析シミュレーションをノーマルページとラージページで実行した際の比較結果である。本データでは、ラージページでの実行がノーマルページの実行より10%程度高速であることが確認できる。しかしながら使用メモリ用は26.9GiBから28.7GiBへ1.06倍増加している。性能とメモリ使用量は入力データや実行するプログラムに依存する。以上から通常はラージページで実行を最優先で行いメモリ不足の問題が生じた場合はノーマルページの使用を検討する選択肢も採用可能である。

Table 3 performance and memory size comparison of Normal page and Large page

Car crash model(FE): 15 million elements	Performance		MAX MEMORY SIZE per node (GiB)
	Total time	ratio	
(a) Normal page	60h10m55sec	1.00	26.9
(b) Large page	54h32m56sec	1.10	28.7

5.2 ポスト処理

解析結果のポスト処理は、富岳プリポスト環境 (OSはLinux) で実施できる。処理の方法としては、富岳ログインノードからジョブを投入するバッチ処理または富岳ログインノードからインタラクティブモードでプリポ

スト環境の計算ノードにログインして処理する。ポスト処理プログラムがバッチ処理に対応しているならば、パラメトリックスタディのように多数のケースを処理するならばバッチ処理が有効となる。解析結果を直ぐに確認したいならばインタラクティブモードで使うことが有効となる。

ポスト処理プログラムによっては、X11グラフィックス機能などが必要となってくるので、クライアント側の端末にXサーバーの機能を有するターミナルエミュレーターを事前にインストールしておくことが必要である。

5.3 相談窓口

FUJITSU Supercomputer PRIMEHPC FX1000向けのLS-DYNAの利用に関する相談窓口は以下である。

富士通株式会社
コンピューティング事業本部
計算科学事業部
LS-DYNAサポート
Email: fj-tcsu-cae-dyna@dl.jp.fujitsu.com

6. まとめ

最新スーパーコンピュータ「富岳」、PRIMEHPC FX1000を紹介するとともに、Ansys LS-DYNAを使用してバードストライクの大規模モデルを解析する際のHybrid並列版のMPP版に対する優位性、「富岳」で大規模モデルを実行するためのポイントについて説明した。

謝辞

本稿掲載の事例の一部は、JAXAの「aFJRプロジェクト」の委託を請け富士通が実施した内容であり、事例掲載のご協力頂いたJAXA 北條氏に謝意を表する。

参考文献

- (1) Ansys LS-DYNA
<https://www.ansys.com/ja-jp/products/structures/ansys-ls-dyna>
- (2) 57th edition of the TOP500 (June 2021)
<https://www.top500.org/lists/top500/2021/06/>
- (3) 高性能・高密度実装・低消費電力を実現するスーパーコンピュータ「富岳」のCPU A64FX
<https://www.fujitsu.com/jp/documents/about/resources/publications/technicalreview/2020-03/article03.pdf>
- (4) PRESS RELEASE
<https://www.ansys.com/ja-jp/news-center/press-releases/10-15-2021-ansys-enables-more-sustainable-product-development-with-fujitsu>
- (5) 雑誌FUJITSU 新しい価値創出に貢献する大規模CAEシミュレーション
<https://www.fujitsu.com/jp/documents/about/resources/publications/magazine/backnumber/vol67-6/paper14.pdf>
2016年11月

特集：構造解析技術の最新動向

プリプロセッサの技術動向

Meshing Pre-process Technology Trends



塚本 昌美*¹
TSUKAMOTO Masami

キーワード：メッシング、構造解析、流体解析、自動化、機械学習

Key Words：Meshing, Structural analysis, Fluid analysis, Automation, Machine learning

1. はじめに

計算機の演算能力の向上やプリプロセッサの進歩により、これまでは精度が低く、計算に時間がかかり実務に堪えなかった分野でも、今日では当たり前のように数値解析を適用できるようになった。また、近年ではAI、機械学習などの技術も組み込まれ、判断や自動化を助けるようになってきている。

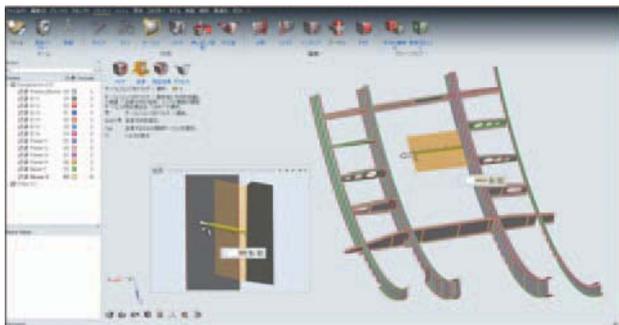


Fig. 1 High performance preprocessor (HyperWorks)

数値解析を行うには、形状情報からメッシュを作成することが必須である。本稿では、2次元の図面から3次元へと進化してきた形状情報の変化と、プリプロセッサの技術動向について考察する。なお、考察の対象は特別なプリプロセッサではなく市販されている汎用プリプロセッサ⁽¹⁾である (Fig. 1を参照)。

2. 2次元情報での形状設計

設計者が部品形状を紙の図面に作成していた時代、解析技術者はメッシュ作成時に必要な寸法を紙面から読み取り、プリプロセッサ内で形状を再構築していた。

その後、図面が紙から2次元CADに移行し、CADから直接寸法を再構築できるようになる。作業効率が飛躍的に向上しただけでなく、2次元CADをプリプロセッサで読み込むことで、メッシュ作成時に考慮するメッシュの分割数やメッシュ品質の試行錯誤が容易になった。プリプロセッサ側のアルゴリズムの改良も進み、以前では経験豊富な技術者でないと作成できないような高品質なメッシュを、短時間かつ自動で作成できるようになった (Fig. 2を参照)。

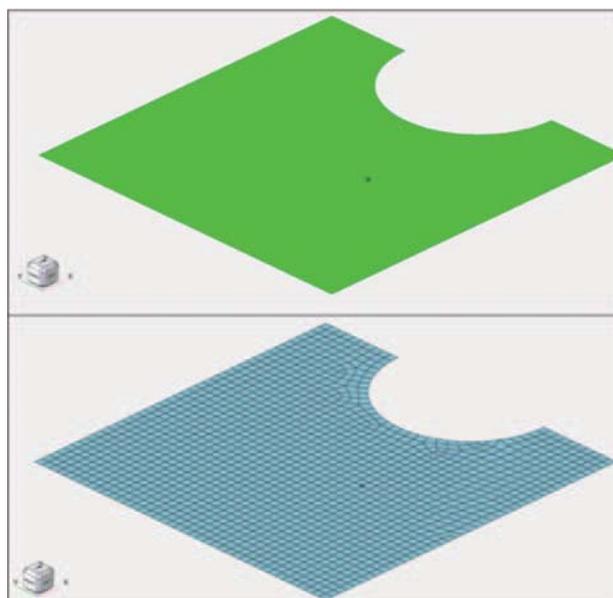


Fig. 2 2D CAD geometry and 2D mesh

原稿受付 2021年12月15日

* 1 アルテアエンジニアリング(株)
技術本部
E-mail: tsukamoto@altair.com

3. 3次元情報での形状設計

やがてCADシステムの高度化が進み、形状設計が2次元から3次元に移行していく。それに伴い、プリプロセッサも3次元CADへ対応しはじめたが、初期のうちはCADデータが3次元であっても数値解析は2次元メッシュを使用することが主流であった。

3次元の形状を2次元で表現するため、平板構造内に仮想の中立面を作成する技術が開発されたが、平坦でない部品形状に対しては単純な処理が困難となり、これもまた経験豊富な技術者が修正することが常であった。

近年ではプリプロセッサが改良され、高品質な中立面を作成し、同時にメッシュも自動作成する機能が一般的になっている (Fig. 3を参照)。メッシュの修正も、対象メッシュに再度基準を設定すれば自動修正される機能が備わるなど、技術者が形状を確認して手動で修正する従来の手順は不要になっている。

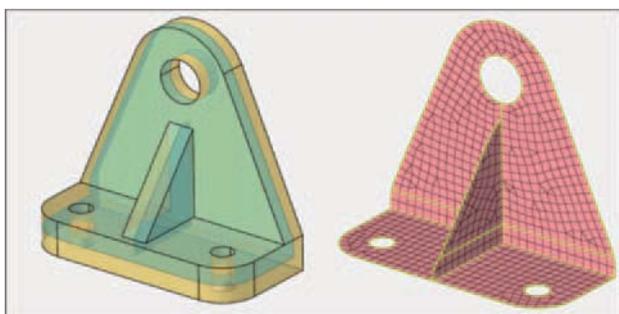


Fig. 3 Mid surface and 2D mesh

近年は3Dプリンター等の製造技術の向上や、樹脂材料などの新素材の採用から設計形状の自由度が広がり、形状の複雑化が進んでいる。これまでのように2次元メッシュで形状を模擬することが困難となり、3次元でメッシュを作成することが格段に増えている (Fig. 4を参照)。ところが、3次元メッシュは、3角形から構成される4面体と、4角形から構成される6面体で解析精度に大きな違いが生じてしまう。理想は6面体で作成することだが、高性能なプリプロセッサでも6面体でのメッシュ作成は要素品質の妥協を求められ、熟練の技術者でも修正は非常に困難であるため、形状を簡素化するか4面体で作成するか、検討が必要になることが多い。現在は、音響解析用メッシュ作成機能 (ラッピングメッシュ) やシュリンクラップ機能の普及により6面体メッシュの作成が比較的容易にはなったが、課題はまだ多い。



Fig. 4 Hexa mesh and tetra mesh

ここからは、プリプロセッサの最新の技術動向について解説する。

4. レイヤーメッシュ

レイヤーメッシュとは、応力評価をする際に構造表面の応力の計算精度を確保するため内側に設ける1~2層のメッシュである。レイヤーメッシュを手動で作成するのは困難だが、プリプロセッサのレイヤーオプションで自動作成が可能になっている (Fig. 5を参照)。

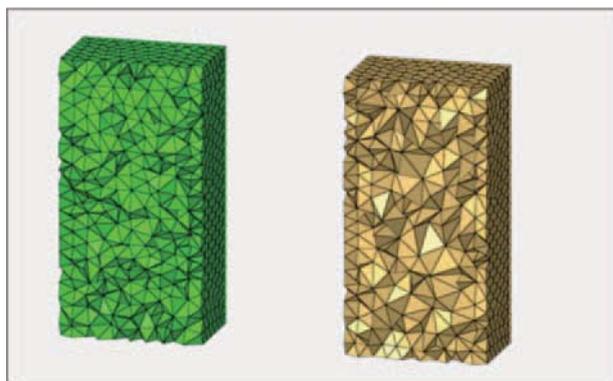


Fig. 5 Non-layer mesh and layer mesh

5. 点群情報からのメッシュ作成

実機測定の点群情報からサーフェイスを自動作成（リバースエンジニアリング）することもできる。CAD形状がない状況でもメッシュ作成でき、このメッシュからCAD変換することも可能である（Fig. 6を参照）。



Fig. 6 Modeling from reverse engineering data

6. 溶接部のモデル化

2次元メッシュでスポット溶接を模擬する場合、板厚分の隙間があるため母材部を模擬したメッシュと剛体で結合するか、節点共有で結合する。しかし、構造物によってはスポット溶接の箇所が数百～数千点になることもあり、手動で作成することは非現実的である。現在では、スポット溶接の位置と溶接される部材を設定するだけで自動作成できるようになった（Fig. 7を参照）。また、溶接の母材、端部は疲労評価で重要になるため、8～16角形のワッシャー径も考慮した母材のメッシュを作成する必要がある。これも手動では困難な作業だが、高性能なプリプロセッサは自動作成できる。

アーク溶接を模擬する場合は、溶接の厚みを2次元メッシュで再現することが難しい。疲労評価方法に工夫が必要だが、プリプロセッサで疲労強度を判定できる。

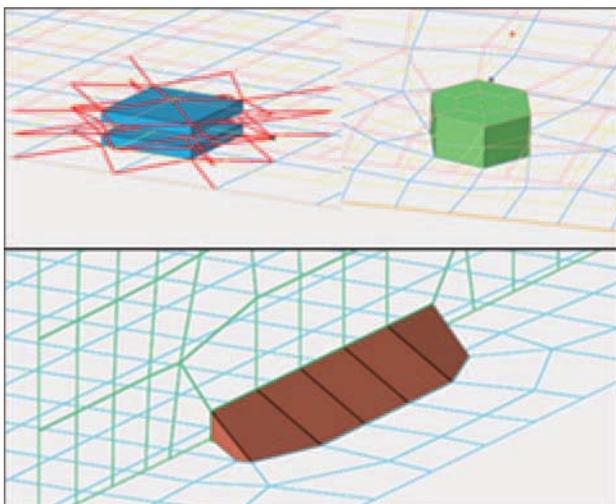


Fig. 7 Welding modeling by 2D mesh

3次元モデルの場合は部材の板厚も再現されたメッシュのため、厚みがある溶接状態を詳細に模擬することが可能である。溶接部の節点共有化は煩雑な作業になるが、高性能なプリプロセッサでは溶接ラインを指定するだけで自動作成する機能がある。さらに詳細な応力評価をするために溶接部表面の処理を模擬する機能もある（Fig. 8を参照）。

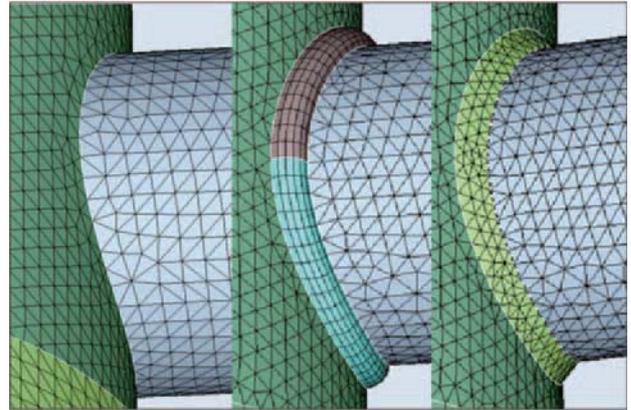


Fig. 8 Welding modeling by 3D mesh

7. 形状が更新されたメッシュ差替え

性能評価の結果、メッシュを詳細化したり部品形状を変更し、再度性能評価を行うことがある。従来は変更後に緒言等に関連付けたり、他部品との結合を再度設定する必要があった。これは手動による設定ミスの危険があり、作業確認の工数も必要となる。現在では、プリプロセッサにメッシュ差替え機能があり、自動で関連付けや再結合を実施できる（Fig. 9を参照）。

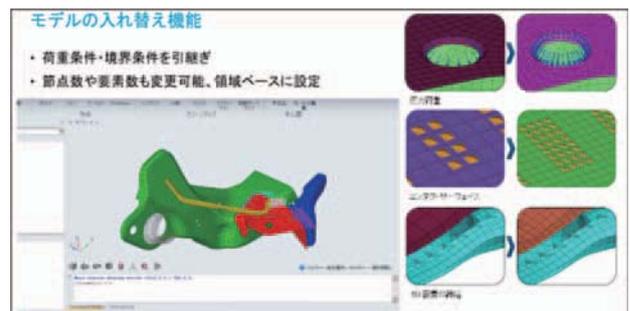


Fig. 9 Mesh replacement

8. 音響評価用の空間のモデル化

強度、振動性能の評価だけでなく、音響性能の評価も近年では重要になっている。音響空間のメッシュは、CADが存在しないため既存の構造体のメッシュを補完して空間を作成する。この補完作業および複雑な空間に音響用メッシュを作成する作業は、困難かつ多くの工数が必要だが、ラッピング機能により半自動で補完、空間作成が可能となる（Fig.10を参照）。

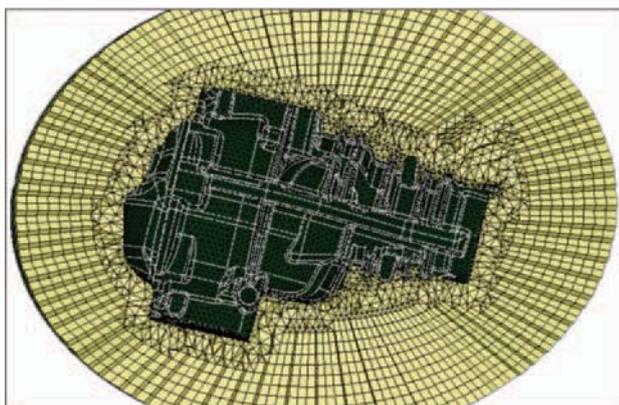


Fig. 10 Acoustic mesh

9. 流体評価のモデル化

流体評価のメッシュは構造評価と異なる基準がある。従来のプリプロセッサは構造評価専用、流体評価専用と別れていたが、音響評価で使用されているラッピング機能を流体評価にも適用し、閉じた空間内のメッシュの作成基準を切り換えることで、両方に対応したメッシュ作成が可能になっている (Fig. 11を参照)。

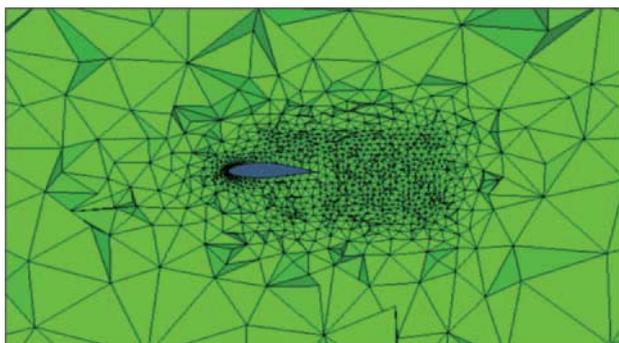


Fig. 11 Fluid mesh

10. モーフィング機能

位相が極端に変わらない程度に形状を変更する場合は、再度メッシュを作成するのではなく、モーフィング機能を用いたほうが良い場合がある。新規のCAD形状が無い状況でも変更に必要な寸法等の情報があればモーフィング可能である。

モーフィングにはいくつかの手法があり、目的に合った手法を適用することで効率的にメッシュを作成できる。またモーフィングの変更量をパラメータにした実験計画法の活用等で形状最適化にも発展可能である (Fig. 12を参照)。

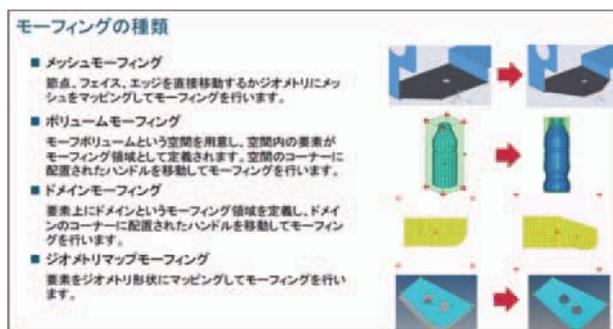


Fig. 12 Morphing type

11. AIによる形状比較

製品開発段階では様々な要因で部品の形状変更が頻繁に発生する。位相を含む全体形状が変更される場合もあれば、部分的な変更の場合もあるが、重要なのは、その形状変更が着目している性能評価に影響する度合を見極めることで、非効率な作業を抑制できる点である。

従来は目視による形状差異の確認が主流であったが、プリプロセッサにAI技術が搭載され、現在は自動でCADデータ、FEデータとその組合せの形状差異を検知できる (Fig. 13を参照)。形状変更がなくとも、締結位置が変更されている場合や同じ形状の部品が他にも存在するかの検知も可能である。さらに、検知結果をドキュメントファイルとして保存し、設計変更履歴として活用することもできる。



Fig. 13 comparison by AI

12. CADデータ品質検査

一般的な解析プロセスでは、設計者が作成したCADデータからメッシュを作成して各部品を結合して解析データを作成するが、このプロセスで問題になりやすいのは、複数の設計者がアセンブリ単位でCADデータを作成するため、部品の位置合わせや締結用のボルト穴忘れ等の連携ミスが起こることである。

この不完全なCADデータでメッシュを作成すると修正工数が発生してしまうため、作業効率化の観点からメッシュ作成作業の前にCADデータの品質検証を実施することが望ましい。そのための自動検知機能が現在のプリプロセッサには搭載されている (Fig.14を参照)。形状比較、貫通、干渉等の形状位置、ボルト等の締結部の位置、結合等が無い浮き部品、スポット等の溶接の板

組み、打点間隔等を、部品点数によるが、半日程度で自動的に検証する。検証で問題が発生した項目を別ファイルで保存し管理する機能もある。将来的にはAIを活用して自動形状修正機能も期待されている。

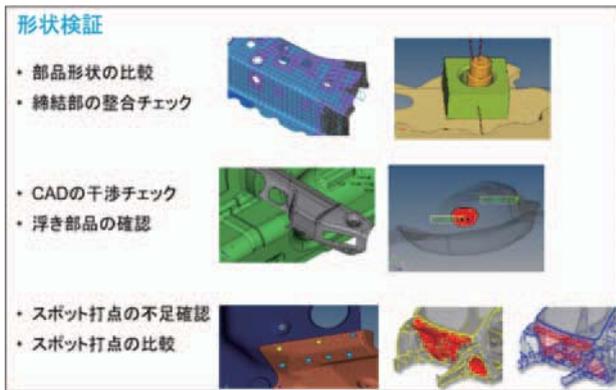


Fig. 14 Model Verification Director

13. CADデータに依存しないメッシュ作成

これまででは設計者がCAD形状を作成、変更することが当然であったが、近年はCAD形状が無くても寸法からベアリングやボルトを作成する機能がプリプロセッサに用意されている (Fig. 15を参照)。性能評価者がCADデータを自ら編集することなく再評価が可能になるため、設計者に形状を提案する効率が向上した。

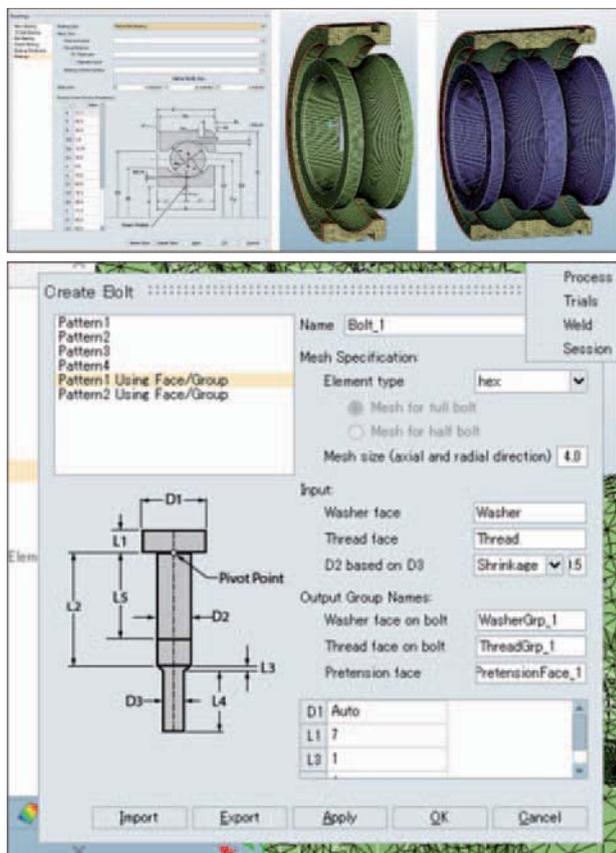


Fig. 15 Geometry and parametric modeling

14. メッシュ作成の自動化

用途にあったモデルを組み合わせた後、不足部品をメッシュ作成後の部品で差し替えるなど、CADデータと部品構成アセンブリを自動管理することも可能になっている (Fig. 16を参照)。

一部のCADシステムには形状データ内にボディ名称やサーフェスの属性、材料情報が管理されているが、この情報とメッシュ作成ロジックを関連付けることで意図した構成でのメッシュ作成を自動化することも可能である。例えば、同じ形状からから振動解析用モデルデータと衝突解析用モデルデータの異なる基準のメッシュの作り分けができる。また、局部を詳細に評価する場合や計算機負荷低減のための解析モデルの簡素化も可能である。

この自動化の利点は、安定したメッシュ品質や、解析データ品質が保たれたデータを短期間で作成できることである。

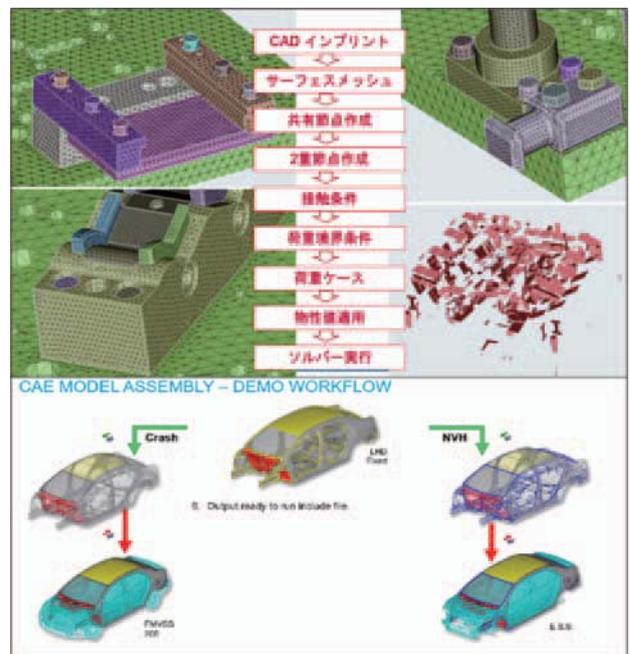


Fig. 16 Modeling automation and management

15. PDMと連携した自動メッシュ作成

さらに、メッシュ作成自動化の発展形として、何かの要件でCADデータが更新された場合、データ格納された時点で形状比較、CAD品質検査を実行し、問題があれば設計者に検査結果を共有、問題がなければメッシュを作成し既存のメッシュと差し替えるまでを自動化することができる (Fig. 17を参照)。計算機のソルバーと連動させることで性能評価も同時に実行可能である。

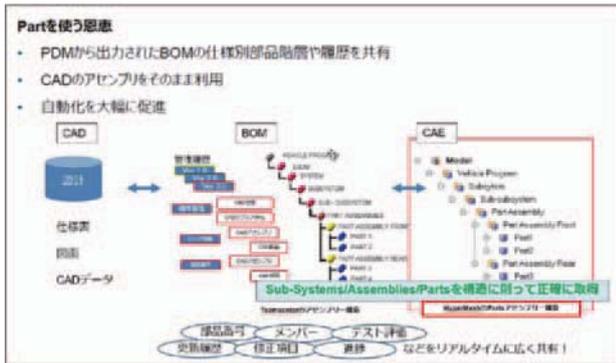


Fig. 17 Model Verification and Modeling automation on PDM system

16. 自動レポート作成機能

データ作成の自動化と並び、解析結果の判定レポート作成の自動化も近年のトレンドである。

プリプロセッサで解析結果を読み込み、評価に必要な情報から分布図やグラフを自動で作成、評価基準と比較して性能を判定し、性能未達であった場合は解析モデルから対象部品の緒言や材料情報を取得してレポートに追加する。評価式を自動化処理に組み込むことで、性能評価に解析結果のデータを演算させることができ、評価箇所が複数ある場合でも短時間で判定できる。パワーポイントやワード等のファイルに任意のレイアウトで結果をまとめて出力できる (Fig. 18を参照)。

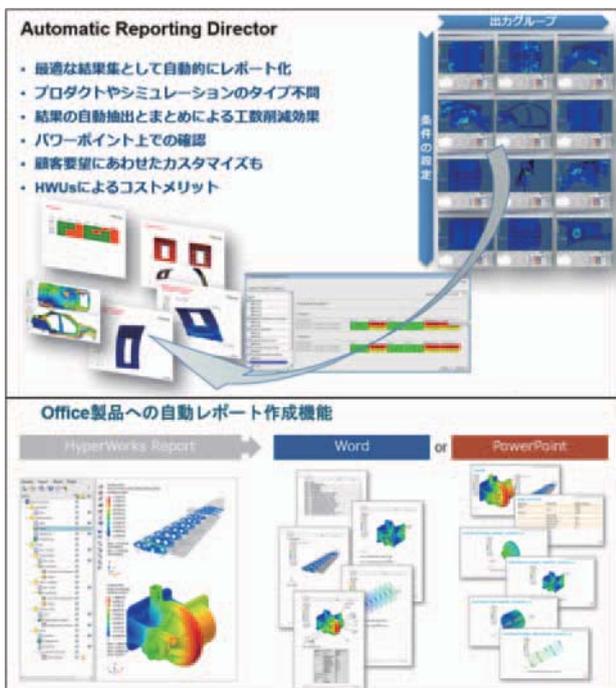


Fig. 18 Automatic reporting director

17. AI 機械学習の学習データとの連携

メッシュ作成の自動化と実験計画法等によるパラメータスタディを組み合わせることで性能評価を行い、結果と解析モデルを学習データとしてAIに学習させることで、要因分析や予測モデルを作成することも可能である (Fig. 19を参照)。人による分析では得られなかった新たな知見を得られる可能性がある。



Fig. 19 Machine learning

18. まとめ

計算機の演算能力の向上に伴い、設計部品のデータの複雑化、高度化、属性やアセンブリ構成の大量化が進んでいる。それに伴いプリプロセッサへの機能要求も複雑化しており、現在ではプリプロセッサは、従来のような作業の補助的な位置付けから、設計の核となるプラットフォームとなっている。さらに、AIや機械学習などの新しい技術を取り入れることで、繰り返し作業の自動化の段階を越え、特定の基準による判断も自動化できるようになっており、今後は判断だけでなく新たなアプローチが生まれる可能性も十分に考えられる。プリプロセッサは新たな技術を取り込みながら、今後も急速に開発が進むと考えられる。

参考文献

- (1) 有限要素モデリング・シミュレーション Altair HyperWorks™ <<https://www.altairjp.co.jp/hyperworks/>> (参照日 2021年12月15日)。
- (2) 熱・流体シミュレーション Altair CFD <<https://www.altairjp.co.jp/fluids-thermal-applications/>> (参照日 2021年12月15日)。
- (3) 機械学習ソリューション Altair® Knowledge Studio® <<https://www.altairjp.co.jp/knowledge-studio/>> (参照日 2021年12月15日)。

特集：構造解析技術の最新動向

デジタル画像相関法によるCAE解析結果の妥当性確認の実用例

Practical Procedures for Validation of Numerical Simulation Results Using Digital Image Correlation



青木 壮太*¹
AOKI Sota

キーワード：デジタル画像相関法 (DIC), CAE, ひずみ計測, 3D変形計測, V&V

Key Words : Digital Image Correlation, DIC, CAE, Strain Measurement, 3D Deformation Measurement, Verification & Validation

1. 緒言

数値解析やCAE (Computer-Aided Engineering) 技術は現実の製品試験や製造工程の事前予測が可能のため、製品設計や開発の段階でのコスト削減に欠くことのできないツールである。実際の物理現象を高精度且つ効率的に模擬した解析結果を得るためには、要所で解析結果の妥当性確認のための実証実験とその計測が欠かせない⁽¹⁾。解析種類、形状モデル、材料物性パラメータ、境界条件といったモデル化の仮定あるいは単純化が適切に行われているかを解析結果と実測値と比較しなければ、解析結果からもたらされる予測の信頼性や確からしさを担保することが困難なためである。

CAEの結果の妥当性確認を目的とした試験において、変位やひずみを計測するための手法には様々なものが存在する。従来からある接触式測定器の代表例としては、現在も産業分野を問わず幅広く活用されている加速度センサやひずみゲージがある。しかし、これらは簡便である一方で課題も多い。いずれも測定点がセンサを貼り付けた箇所に限定されることに加え、前者は後処理が煩雑で且つ有線であるため回転体の測定は難しく、後者は感度を有する方向・ゲージ長・有効レンジも固定されてしまうことから、熟練者でないと取り扱いが難しい⁽²⁾。

非接触計測技術はこのような課題に対する一定の解決策を提供することができる。近年、コンピュータ処理速度やデジタルカメラ解像度・フレームレートの飛躍的な向上と低価格化に伴い、デジタル画像処理による非接触計測技術は静的三次元形状測定において既に実用的な手法へと発展している。変位やひずみを計測する分野においても様々な手法が提案されており、変形過程を連続撮影した画像から分析するものとしては、モアレ干渉法、

ホログラフィ干渉法、電子スペククルパターン干渉法、デジタル画像相関法などがある⁽³⁾。

本稿ではそれらのうち、デジタル画像相関法 (DIC: Digital Image Correlation) による変位とひずみの計測手法を解説する。その解説にあたり、弊社取扱いのドイツGOM社製品である3D DICシステムARAMIS® (アラミス) に実装されている諸原理や測定事例を用いる⁽⁴⁾。

2. DIC (デジタル画像相関法)

2.1 DICの基礎原理

DICは、測定対象の表面に塗布されたランダムパターンをモノクロのデジタルカメラで撮影し、画像解析から変形前後の変位やひずみを算出する非接触計測手法である。

変形前の状態を基準画像として、サブセットと呼ばれる一辺が20ピクセル程度の小さな正方形領域を作る。その中にある画素の濃淡値分布を求め、変形過程の時系列順にパターンマッチングを行うことで全画像に渡って追跡し、そのサブセット中心点の運動を特定する。Fig. 1の左側が変形前、右側が変形後の画像の例である。四角形の枠がサブセット、そのサブセット内にある十字線がサブセット中心を表している。

隣接するサブセットについても同様に追跡し画像全域でこの処理を繰り返す。サブセット間の距離およびサブセットの大きさはピクセル単位で調整可能である。

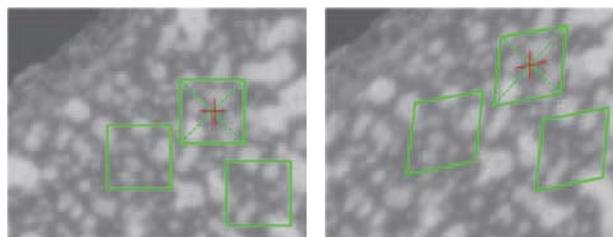


Fig. 1 Subsets in each original state (left) and deformed (right)

原稿受付 2021年10月14日

* 1 丸紅情報システムズ株

〒169-0072 新宿区大久保3-8-2

E-mail: gom_info@marubeni-sys.com

ARAMIS[®]ではその精度や実用性の向上のため、パターンマッチング処理には離散的なグレースケール濃淡値の分布特徴だけでなく、濃淡値の勾配ベクトルも用いて、画素サイズ以下のサブピクセル精度でサブセット変位を検出している。変形前後でのパターンマッチングを二つの連続関数の距離の最小二乗問題として捉え、その計算過程においては変形前後で濃淡値の分布の差異が最も少なくなるよう、数学的にフーリエ空間上へ濃淡値勾配情報を変換したのち、一致度の最も高い位置を特定するアルゴリズムによるパターンマッチングを行う。この計算の流れを図式化したものをFig. 2に示す⁽⁵⁾。

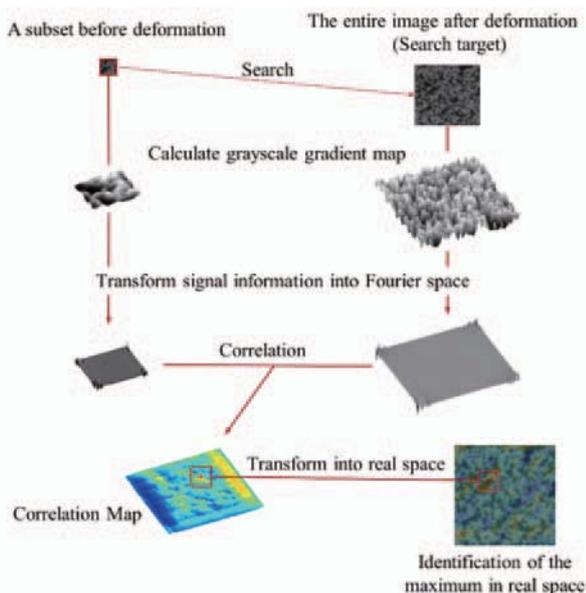


Fig. 2 Pattern matching using grayscale gradient signal

最終的にはサブセット中心点を標点（有限要素解析でいうところの節点）とした、測定物表面の局所変形に追従したメッシュが各画像のランダムパターン上の全域に形成される（Fig. 3）。形状や変位は各標点で取得され、ひずみはこのメッシュから有限要素を構成して求めていく。一連のパターンマッチング処理に相関関数を使用することから、デジタル画像相関法と呼ばれている。

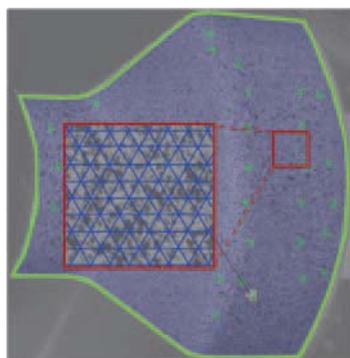


Fig. 3 Surface mesh on a stochastic pattern

2.2 ステレオカメラによる三角測量を用いた3D DIC

デジタルカメラ1台によるDICでは、画像の奥行方向の次元は計測不能のため、画像面内へ投影された2D変位と表面ひずみとして分析することになる。一方で、デジタルカメラ2台を既定の相対距離・角度に固定し、同期撮影可能なステレオカメラとして校正した場合には、レンズのディストーション補正と測定エリアの空間スケール校正が実施され、さらにカメラAとBの相対距離Lと角度 α と β が既知となることで（Fig. 4）、三角測量の原理により左右2枚のカメラ画像からサーフェス上における任意点Pの三次元座標を高精度に算出できるようになる。

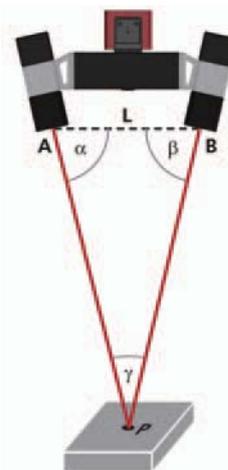


Fig. 4 Triangulation principle using 2 cameras

パターンマッチング処理を、左右のカメラ画像を対象に実施することで、三角測量による標点の三次元座標取得が可能になる（Fig. 5）。

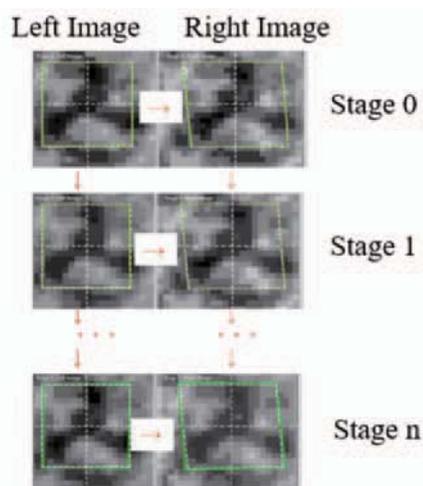


Fig. 5 Subset matching from L to R image

二種類のパターンマッチング処理の結果として、撮像タイミング（＝ステージ）毎に3Dサーフェスマッシュが取得される。

2.3 ひずみの計算方法

得られた二次元または三次元の座標情報をもとにひずみを算出する方法について、ARAMIS®を例に用い説明する⁽⁶⁾。ARAMIS®では3Dサーフェスマッシュ上のひずみを計算するために、標点のメッシュから要素を構成する。

各標点において、隣接する六個の標点を用いて六角形要素を作り、その最小二乗平面上に写像された二次元ひずみを計算する方式を採用している (Fig. 6)。

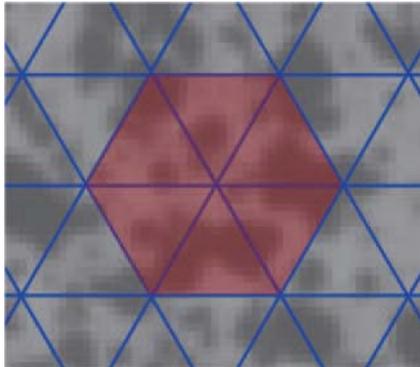


Fig. 6 Hexagonal element building

ある標点*p*における変形後の要素*p'*は変形勾配テンソル*F*を使って次式(1)で記述される。

$$\vec{p}'_i = \vec{u} + F \cdot \vec{p}_i \tag{1}$$

これを図式化するとFig. 7のようになる。

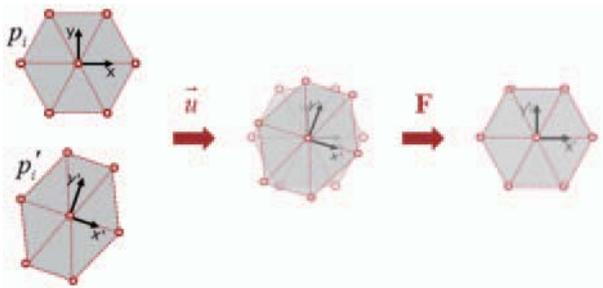


Fig. 7 Graphical representation of 2D strain

ベクトル*u*は元の位置から変形後の位置への剛体変位ベクトルである。

変形勾配テンソル*F*はベクトルを変形・回転させる作用を表し、数学的には右極分解によって回転テンソル*R*とストレッチテンソル*U*に分離することができる。図式化するとFig. 8のようになる。

導出されたストレッチテンソル*U*から各種ひずみを次式(2)(3)から算出することができる。

方向ひずみ：

$$U = \begin{pmatrix} \Lambda_x & \Lambda_{xy} \\ \Lambda_{yx} & \Lambda_y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 + \epsilon_x & \epsilon_{xy} \\ \epsilon_{yx} & 1 + \epsilon_y \end{pmatrix} \tag{2}$$

せん断角度：

$$\theta_x = \arctan\left(\frac{\epsilon_{xy}}{\epsilon_x + 1}\right) \quad \theta_y = \arctan\left(\frac{\epsilon_{yx}}{\epsilon_y + 1}\right) \tag{3}$$

最大主ひずみと最小主ひずみは式(4)にある通り、*U*の固有値からその大きさが、固有ベクトルからはこれらの方向が求められる。

$$\lambda_{1,2} = 1 + \frac{\epsilon_x + \epsilon_y}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{\epsilon_x - \epsilon_y}{2}\right)^2 + \epsilon_{xy}^2} \equiv \epsilon_{1,2} + 1 \tag{4}$$

その他、ミーゼスひずみやトレスカひずみといった相当ひずみや体積一定の仮定の下での板厚減少率なども合わせて算出される。

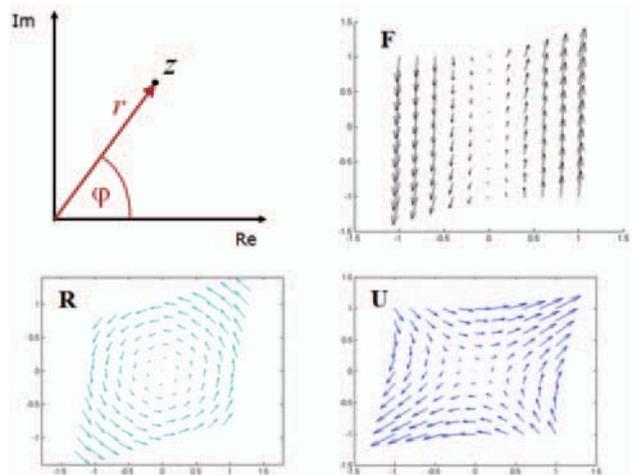


Fig. 8 Polar decomposition

なお、ひずみの表記としては、公称ひずみ、真ひずみ、グリーンひずみ、どれでも表記可能である。

こうして求められた結果は、Fig. 9に示すようなひずみ分布として、画像または3Dサーフェスマッシュ上に表示される。

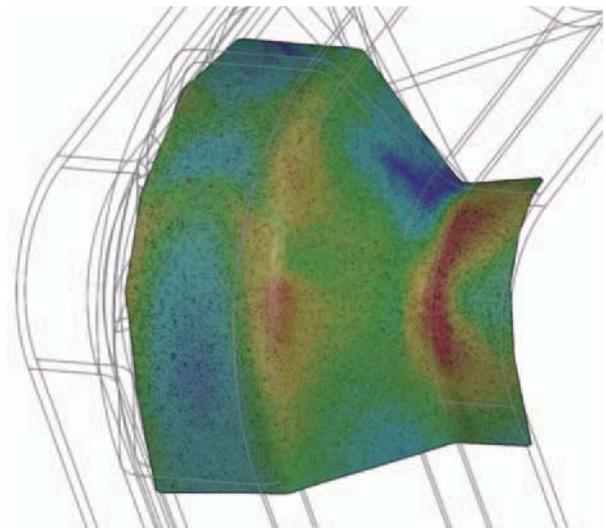


Fig. 9 Measurement result example of strain distribution.

3. DIC計測によるCAE解析結果の妥当性確認の手順

3.1 試験計測

まず試験体の準備として、ランダムパターンを塗布する。Fig. 10ではスプレーを用いて塗布する様子を示す。コントラストのある白黒のランダムなパターンさえ塗布できるならば、ブラシやペンを用いるなどの他の方法でも構わない。一方、対象が高温となる場合では耐熱性の塗料を用いる。



Fig. 10 Surface preparation with a stochastic pattern

測定はセンサを対象に向けて、測定したい範囲と使用するレンズに応じた適切な距離で設置し、試験速度に適した撮影サンプリング速度（フレームレート: frame/sec）で撮影を実施する。このとき、のちのCAE解析結果の妥当性確認を行うための、構造解析等のCAEによる解析の際の負荷荷重と試験の負荷荷重、および画像取得したタイミングがそれぞれ同期した状態となるよう取得する必要がある。ARAMIS[®]ではFig. 11に示すように⁽⁷⁾、試験機から出力した荷重等の値を、アナログ電圧値によってリアルタイムにコントローラに入力し撮影と同時に記録することで、試験機と撮影画像を同期することが可能である。

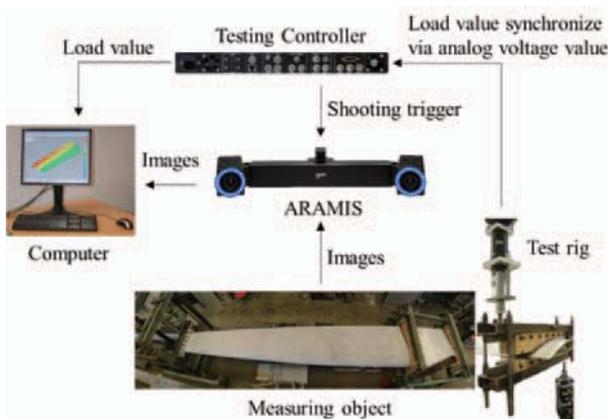


Fig. 11 Measurement setup synchronizing with test rig.

試験内容に応じ、Fig. 12に示すようなさまざまな撮影タイミングの任意指定や、試験中のサンプリング速度の任意のタイミングでの変更も可能である。

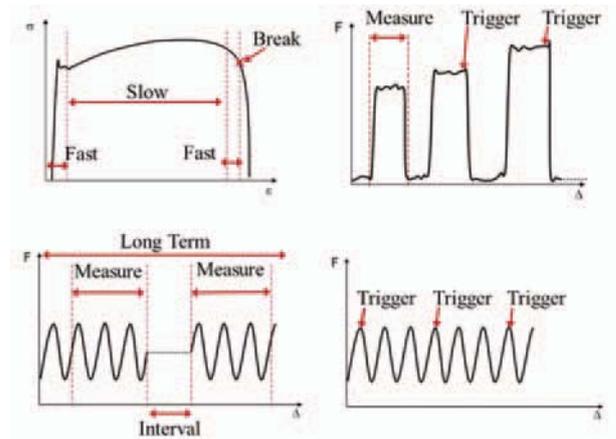


Fig. 12 Schematic diagram of various measurement sequences depending on the test

3.2 解析結果とDICの比較事例①：ローターブレード⁽⁸⁾

ここでは小型ヘリコプターのローターブレードの静的な片持ち曲げを例に、DICによる計測結果と解析結果を比較し、解析結果の妥当性の確認を行う手順を解説する。

解析はANSYS[®]ソフトウェアによる有限要素法を用い、解析モデルは線形モデルを適用した。この解析結果をARAMIS[®]付属ソフトウェアであるGOM Correlate Pro[®]にインポートし、実測の結果と比較を行った。解析ソフトウェア側からは、試験測定時に取得した撮像タイミングと同一の荷重条件およびステップ数となるよう出力した。

なお、GOM Correlate Pro[®]がインポートできるフォーマットが出力可能なソフトウェアはANSYS[®]、ABAQUS[®]、LS-DYNA[®]である。

測定対象はFig. 13に示す全長が1540 mmの炭素繊維強化プラスチック製ローターブレードであり、解析においてひずみの大きい箇所にはひずみゲージも設置した。これにランダムパターンを塗布し、画像右側をクランプして画像左側が画像手前方向に変位する曲げ荷重を与えた。

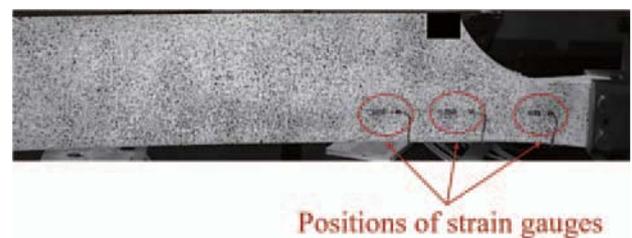


Fig. 13 Rotor blade as a measuring object and gauge position.

DICの計測結果の例をFig. 14に示す。図は荷重が5.11 kNのときのブレード根元付近の長手方向のひずみ分布の計測結果である。図中の「High Strain Area」と矢印で示した部位が圧縮ひずみの大きい箇所である。図の丸で示した箇所は解析結果を参照してひずみゲージを設置した部位である。DICによるひずみ分布の計測結果から

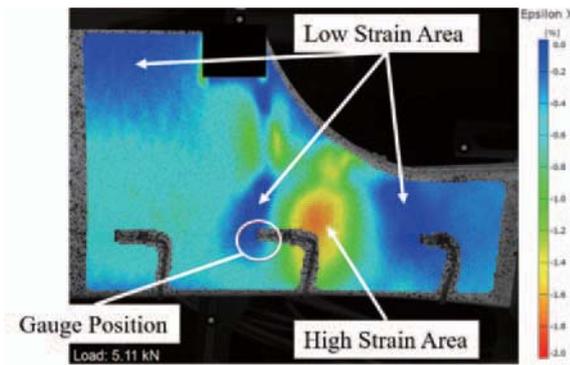


Fig. 14 Longitudinal strain distribution of DIC results.

は、ひずみゲージ設置個所は実際の現物のひずみ集中箇所から外れた位置にあることがわかる。

つぎに解析の結果をGOM Correlate Pro[®]にインポートし、これをDIC測定結果である3Dサーフェスマッシュと位置合わせを行った後に、解析結果の数値情報を投影する。Fig. 15は3.37 kNの荷重負荷時の結果を示しており、左側に解析の結果を、右側にDICの結果を示している。

DICの結果と解析結果のそれぞれの3Dデータの同一座標系上への位置合わせには、基準部位の座標情報を用いるなどの様々な方法があるが、ここでは解析のメッシュのすべての節点とDICの計測結果メッシュのすべての標点の座標が平均的に最も近い位置になるよう最小二乗法によるベストフィット位置合わせをGOM Correlate Pro[®]上で実施した。解析結果のDIC計測メッシュへの投影では、解析メッシュ節点とDIC計測メッシュ標点の位置が厳密に一致することはないため、DIC計測メッシュ標点と最短距離にある解析メッシュサーフェス上において内挿値を取得し、それをDIC計測メッシュへ投影している。

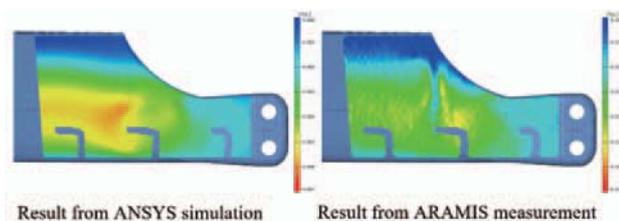


Fig. 15 Result of numerical simulation (left) mapped on DIC mesh, and DIC measurement result (right).

GOM Correlate Pro[®]は解析の結果と実測の結果のそれぞれの分布および数値情報同士を直接比較することが可能である。すでにDICの結果の3Dサーフェスマッシュを構成する標点上には計測結果としての数値が既に存在した状態であり、そこに解析結果の数値情報も投影された状態である。したがってあとはこの同一点上の二つの数値情報の差異を算出するのみである。Fig. 16の下部にはこの差分を示す分布、および上部に任意の線上の各数値情報をグラフで示した。

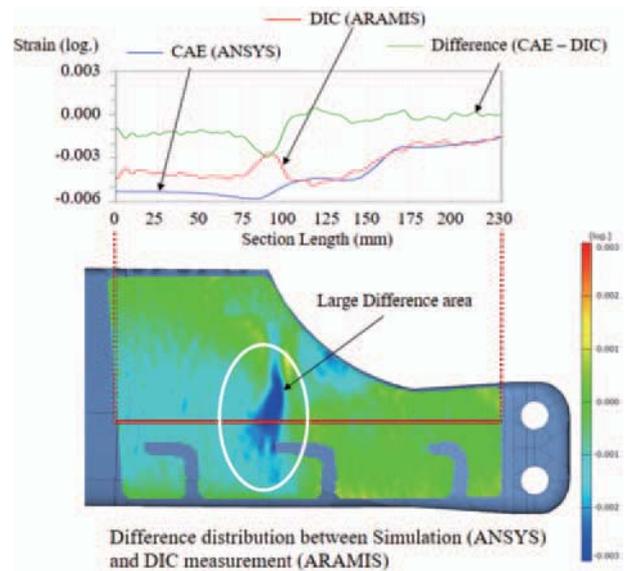


Fig. 16 Qualitative and quantitative analysis of differences between Simulation and DIC measurements of roter blade.

以上の結果から、本事例においては、解析結果は実験と一致しておらず、解析の結果をもとに設置したひずみゲージ位置が妥当でないことがわかった。結果をもとにつぎに検討することとして、不一致の要因が拘束条件の不一致によるものなのか解析モデルの選択が妥当でなかったのか、といったように、その要因を洗い出し軌道修正の方針を立てることである。要因と対策は対象や状況によってさまざまであるが、その事例の一端を次項で解説する。

3.3 解析結果とDICの比較事例②：

PA6マトリクス素材の繊維強化プラスチック部品⁹⁾

繊維強化プラスチックにマトリクス素材としてしばしば使用される熱可塑性プラスチックのPA6は、素材の吸湿性が高いため材料特性が時間とともに変化し、例えば製造から6か月後の弾性率は製造時と異なる。本事例ではPA6がマトリクス素材として使用された繊維強化プラスチック製の部品の挙動を適切に予測するために、シミュレーションモデルの最適化を行うことを目的として3D DICによる全領域ひずみ測定を実施した (Fig. 17)。



Fig. 17 Test setup for fiber-reinforced PA6 plastic parts

解析にはANSYS®を用いた。DICの計測結果と解析結果を比較した結果をFig. 18に示す。図の右側に各荷重時の計測・解析のそれぞれの加力部の変位のグラフを示し、左側に上が計測結果、下が解析結果の最大主ひずみの分布を併せて示した。いずれも差異がみられた。

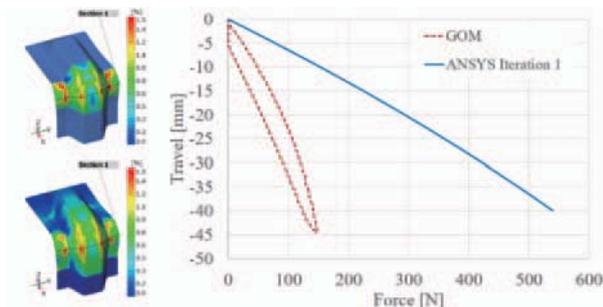


Fig. 18 Comparison between DIC and Simulation

そこで解析における拘束条件を見直した。Fig. 19の左図の部品下部の濃い色で示された四角枠内の部位に関して、この部位をクランプした完全拘束の条件で解析していたところを、試験治具の状態に近い状態になるよう、X、Y、Zの各平面に水平な面に関して、それらの方向の並進方向の拘束のみとし、そのほかの方向および回転についてはフリーとした。

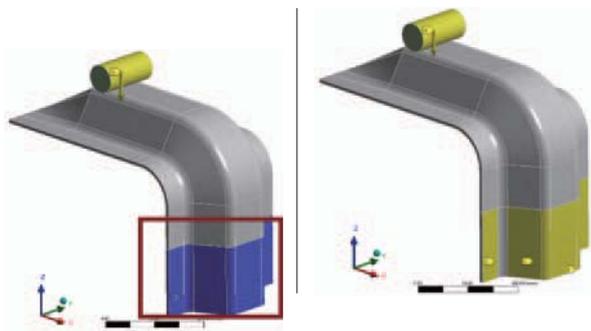


Fig. 19 Constraint before (Left) and after (Right) optimizing

拘束条件を見直す前後でのDICによる実測測定結果とCAEの解析結果の最大主ひずみ分布の差分の分布をFig. 20に示した。

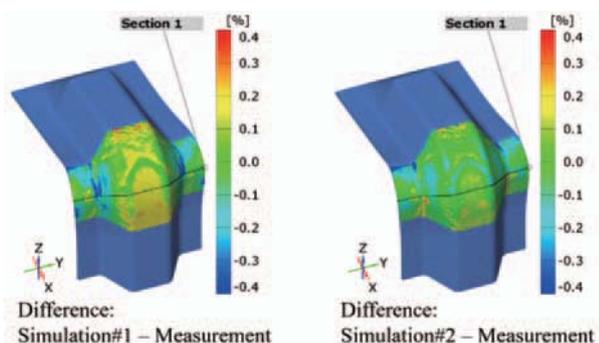


Fig. 20 Difference between DIC and CAE checking optimized CAE result . Before (Left) and After (Right) optimizing.

また定量的にも、DICの測定結果および拘束条件を見直す前後のCAEの結果について、それぞれの試験機の荷重と変位量の関係を示すグラフをFig. 21に示した。

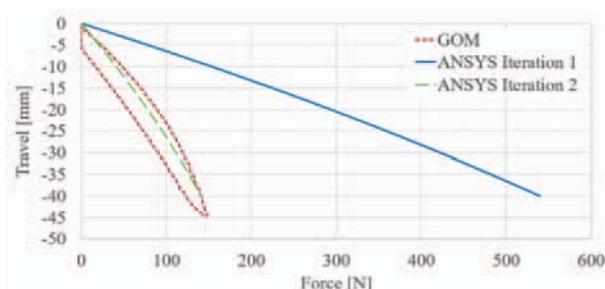


Fig. 21 Quantitative analysis of CAE optimization result using DIC measurement result.

拘束条件を見直したことで、解析結果はDICの測定結果と良い一致が見られるようになった。適切な解析条件が割り出されたことにより、時間変化による弾性率の変化の影響調査や、射出成型時の成形条件による繊維の配向への影響の調査、および樹脂流動解析の検証など、その後の解析においてこの解析条件が役立てられている。

3.4 回転体の測定事例¹⁰⁾

回転体の計測とその結果の活用方法の具体例として、自動車のエンジンルームのクーリングファンの測定事例を紹介する。対象とするファンは設計・解析上の問題がないにもかかわらず、50℃以上の高温下でノイズが発生する不具合が生じており、その要因分析を目的とした計測事例である。Fig. 22に測定対象および測定の様子を示す。

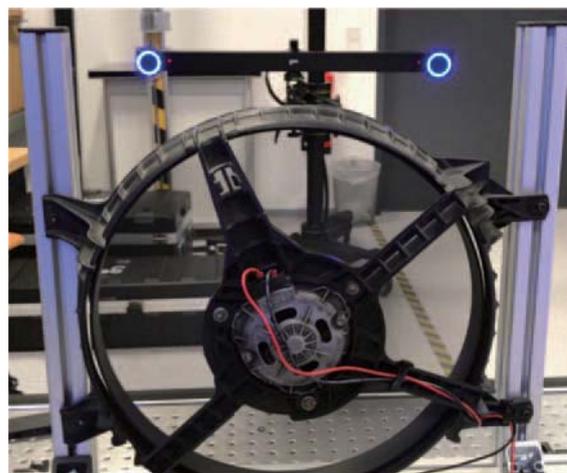


Fig. 22 Measuring object and setup for cooling fan rotation

測定を簡単にするために、測定対象部位にはランダムパターンの代わりに円形マーカースールを貼り付け、その面外方向の変位量を計測した。計測はファンの始動開始から3000 rpmに達するまでを連続的に500 frame/secで撮影した。GOM Correlate Pro®ソフトウェア上でファ

ンの回転挙動分の変位を除くことが可能であり、これにより測定データのうち回転分を含まない面外方向変位量のみを算出した。測定結果はFig. 23に示すように面外方向の変位量がベクトルで表示し、これをCADモデルやCAEメッシュに重ねて表示することで、3Dデータ上で面外変位量を可視化した。

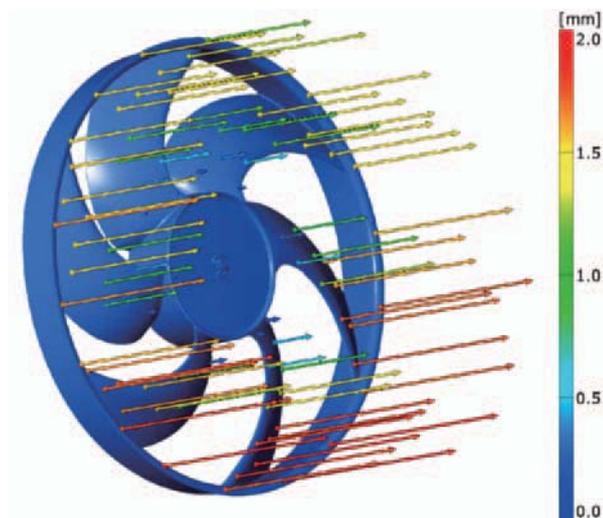


Fig. 23 Out-of-plane displacement of the fan rotation

またファンの各点の面外変位量の時間変化も併せて確認した。Fig. 24の右図は横軸に時間軸を示し、左図に示された各点の面外変位量を縦軸に示している。Fig. 23のベクトルで表示された結果およびFig. 24の時間変化を評価した結果から、ファンの下部が上部に比べて大きな面外変位量となることが示された。

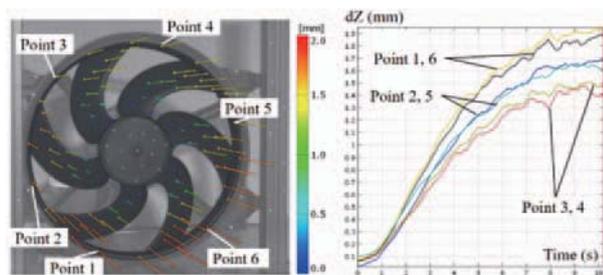


Fig. 24 Out-of-plane displacement of the fan rotation

この結果から、ファンの下部の剛性が上部に比べて低いために、羽根のたわみにアンバランスを生じ、軸ブレや周囲との干渉を起こすことによって異音が発生していたことが判明した。この結果をもとに設計・製造工程・金型の見直しを行い、それぞれの羽根が均等なたわみとなるような対策を施すことで異音不具合を解消した。

4. 結言

DICを用いた計測技術は、CAE解析結果の妥当性確認を目的として、本稿に挙げた事例のように既に広く利用されており、解析結果と直接比較することで、解析条件の最適化や製造工程の見直しのための手がかりとして活用されている。近年では、例えばデータ同化の手法を導入することで、DICの計測値を直接利用して材料パラメータや境界条件を迅速に推定し、解析結果を改善する取り組みなどがみられ⁽¹⁾、解析精度の向上のためにDICの活用が今後さらに進むことが見込まれる。

参考文献

- (1) 泉聡志, 設計者がCAEを正しく使い正しい結果を得るための実践的知識, 機械設計, Vol. 83, No. 5, (2019), pp. 10-13.
- (2) 畝田道雄, 奥畑峻, 石川 憲一, デジタル画像相関法を用いた全視野変形・ひずみ測定の精度評価研究, 日本機械学会論文集, Vol. 76, No. 763 (2010), pp. 587-594.
- (3) John Tyson, Noncontact Full-Field strain measurement with 3D ESPI, Sensors, Vol. 17, No. 5 (2000), pp. 62-70.
- (4) 宮下進太郎, 画像相関法に基づく3D動的変形システムARAMIS, 軽金属溶接, Vol. 56, No. 5 (2018), pp. 190-194
- (5) Dominik Lilje, Get the best out of Digital Image Correlation: Theory and Principles, GOM Webinar series, November 3, (2020), p. 1-38, GOM GmbH
- (6) GOM GmbH, Digital Image Correlation and Strain Computation Basic - GOM Testing Technical Documentation, (2017), p. 9-28, GOM GmbH
- (7) Fedorov Vladimir, Bend-twist coupling effects in wind turbine blades. (2012), p. 9-46, DTU Wind Energy, Denmark.
- (8) GOM GmbH, GOM Webinar - Optical 3D Metrology for Aerospace Testing <<https://youtu.be/78kRGW1a9HA>> (参照日2021年10月8日)
- (9) GOM GmbH, GOM Webinar - Validating Numerical Simulation with Optical 3D Metrology <<https://youtu.be/TbLIv4Ckh3E>> (参照日2021年10月8日)
- (10) GOM GmbH, GOM Webinar - Optical 3D Metrology for Automotive Testing <<https://youtu.be/BIAGrLCm1IU>> (参照日2021年10月8日)
- (11) 綿引 壮真, 佐々木 健吾, デジタル画像相関法を用いた逐次データ同化による材料パラメータと境界条件推定, 日本機械学会第32回計算力学講演会講演論文集, Vol. 32, (2019), DOI: 10.1299/jsmecmd.2019.32.090.

特集：第49回定期講演会 報告

第49回日本ガスタービン学会定期講演会 全体報告

Report of the 49th GTSJ Annual Conference (Online)

渡邊 裕章*1

WATANABE Hiroaki

1. 市民フォーラム

定期講演会の前日10月12日(火)、ガスタービン市民フォーラムを開催した。このフォーラムは、当学会の活動対象であるガスタービンおよびエネルギー関連技術について、学生や一般の方々に広く知っていただくことを目的としている。例年、定期講演会の開催地域の大学や高専と共同して実施するものであるが、昨年度と同様に、定期講演会がオンライン開催となったことに伴い、ガスタービン市民フォーラムもオンライン開催とした。

オンライン開催のメリットを活かし、大学、高専、および関係企業に広く広報を行った。その結果、昨年度とほぼ同数の参加登録者244名、うち学生76名という多数の参加者を得ることができた。運営にあたり、Zoomの双方向オンライン会議形式に加えて、YouTubeのストリーミング同時配信も実施することでZoomライセンス数を超える参加者も受講可能なシステムを構築した。また、ネットワーク配信の品質を担保するため、事前に収録した講演動画を再生後、質疑応答に移る形式を採った。

今回の講演は、木下康裕氏（川崎重工業）による「時代のニーズと航空機用エンジンの技術開発～カーボンニュートラルに向けた水素航空機～」であった。講演は第一部「時代のニーズと航空機用エンジンの技術開発」と第二部「カーボンニュートラルに向けた水素航空機」の二部構成とし、それぞれ質疑応答時間を設けた。第一部では、超音速機用エンジンや亜音速機用エンジンを対象とした国際共同開発の経験から、低燃費化や低NOx化等の社会ニーズにどのように対応してきたかお話を聞いた。第二部では、水素サプライチェーンの構築から、水素航空機運用を支える空港インフラ整備、水素航空機的设计に至る様々な課題の検討状況をお話を聞いた。盛りだくさんの内容を学生・一般向けに具体的で分かりやすい説明が印象的であった。ガスタービン業界の将来を担う学生や若手技術者にとって、航空エンジン開発の歴史から最先端の技術開発にまで触れることができる大変有意義な機会になったものと思われる。

2. 定期講演会

市民フォーラムに続き、10月13日(水)および14日(木)に、

原稿受付 2021年11月16日

*1 九州大学

〒816-8580 春日市春日公園6-1

E-mail: whiroaki@tse.kyushu-u.ac.jp

第49回日本ガスタービン学会定期講演会を開催した。前述の通り、新型コロナウイルスの影響によりオンライン開催とした。運営は、Zoomの双方向オンライン会議形式で行った。一般講演、および先端技術フォーラムの講演については、ネットワーク配信の品質を担保するため、事前に収録した講演動画を委員会が用意したネットワーク回線が安定している放送室から再生し、その後双方向の質疑応答に移る形式を採用した。放送室は、独立したネットワーク回線をもつ主室と副室の2室を用意し回線トラブルに備えた。期間中何度か主・副切り替えを行う場面に遭遇したが、これにより致命的な回線断を避けることができた。企業展示についてもオンラインで実施した。各企業の紹介動画を講演会参加者専用ポータルからオンデマンド方式で視聴できるようにするとともに、希望する企業にはZoom会議室を貸与し、個別面談ブースとして利用して頂いた。また1日目の昼休み前のセッションにおいて、企業紹介プレゼンテーションの時間を設けた。結果として3社の出展を得た。

講演会の参加者は170名、うち学生は30名であった。オンライン開催としては初めてであった昨年度よりも1割程度の参加者増であり、通常の対面開催の規模に回復してきている。これは会員各位がオンラインイベントに慣れてきたことにもよると考えられる。

今回の定期講演会でも、昨年度新たな試みとして取り入れた1日目冒頭のプレナリーの基調講演、ならびに2日目冒頭の平行的招待講演を実施した。現在、ガスタービン業界を始めとして、社会全体がカーボンニュートラル化へ急加速していることから、後述する先端技術フォーラムのテーマ設定と併せて、この分野を牽引する有識者の方々にご講演を頂いた。1日目の基調講演は、渡辺紀徳氏（東京大学）による「脱炭素社会に向けたガスタービン関連技術の展開と産官学連携」であった。当学会の産官学連携委員会やガスタービンを考える会、調査研究委員会等が主導した発電用ガスタービン技術開発に関する国家プロジェクトの実施例を振り返りつつ、今後の水素利用を見据えた産官学連携による研究開発の展望について議論がなされた。2日目の招待講演は、神永晋氏（ロールス・ロイス ジャパン）による「航空推進：ガスタービンの進化と将来技術」、および松崎裕之氏（東北発電工業）による「低炭素、脱炭素時代のエネルギーベストミックス」であった。神永氏からは、2050年におけるCO₂排出量ネットゼロを目指した取り組みと

して、ガスタービンの効率向上とともに、航空機の大きさや航続距離に応じて、SAF (Sustainable Aviation Fuel) や電動化、水素燃料電池、水素燃焼ガスタービン等の種々新技術を適切に導入していく計画が示された。松崎氏からは、再生可能エネルギーの大量導入と系統安定性の維持の観点から、変動電源のオフグリッド化と水素製造によるエネルギー貯蔵の提言がなされた。いずれの講演についても、ガスタービン業界が直面する諸課題に挑む技術者にとり極めて示唆に富むタイムリーな内容であり、有意義な企画になったものと思われる。

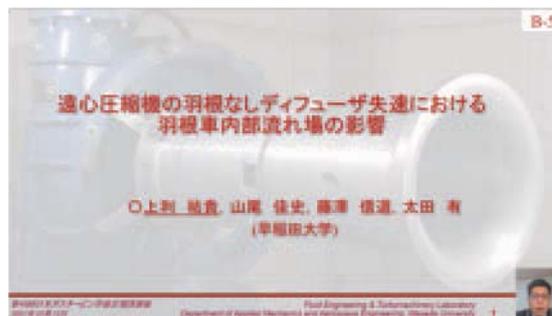
一般講演は49件の発表件数を集め、2パラレルにて運営した。その内訳は、空力：17件、材料：10件、燃焼：10件、性能：8件、二相流・相変化：3件、および伝熱：1件であった。水素・アンモニア燃焼を中心に燃焼分野の発表件数の増加が顕著であった。どのセッションにも多くの参加者があり、闊達な議論が行われていた。

2日目最後のセッションでは、「脱炭素社会実現に向けたガスタービン技術開発の最前線」と題して、先端技術フォーラムが開催された。始めの講演会形式では、赤松史光氏 (大阪大学) を座長として、古谷博秀氏 (産総研) から「パリ協定からカーボンニュートラルへ移り変わる世界とガスタービンに望まれること」、岡井敬一氏 (JAXA) から「バイオジェット燃料における燃焼・排気特性と関連技術研究」、内田正宏氏 (IHI) から「2 MW級ガスタービンのアンモニア噴霧燃焼技術の開発」、堂浦康司氏 (川崎重工) から「中小型ガスタービンにおける水素燃焼技術の紹介」、谷村聡氏 (三菱重工) から「水素・アンモニアガスタービンの開発」がそれぞれ話題提供された。続く総合討論では、5名の講演者をパネリスト、赤松史光氏を座長として、脱炭素社会実現に向けたガスタービン技術の展望について活発な意見交換が行われた。こちらの詳細については、本紙の別記事にて報告されているので、参照されたい。

今回も、学生登壇者からエントリーのあった22件の講演を対象として、学生優秀講演賞の審査が実施された。審査委員会は2日目のプログラム終了後に開催され、厳正な審査の結果、上利祐貴さん (早大院、講演題目「遠心圧縮機の羽根なしディフューザ失速における羽根車内部流れ場の影響」) および鮎川真也さん (京大院、講演題目「アンモニア燃焼の着火遅れ時間、層流燃焼速度およびMarkstein長さに関する評価」) の2名に対して学生優秀講演賞が授与された。審査結果は学会Webページを通じて発表された。発表スライド表紙とともに受賞者の写真を掲載する。なお、審査委員の評価コメントは、全学生登壇者に対して指導教員を通じてフィードバックを行った。

3. 見学会

初めての試みとして講演会翌日の10月15日(金)にオンライン見学会を実施した。より多くの方々に参加して



学生優秀講演賞：上利祐貴さん (早大院)



学生優秀講演賞：鮎川真也さん (京大院)

頂けるよう集会行事委員会との共催とし、講演会参加登録者以外の会員や会員外の学生も参加可能とした。参加者266名、うち学生は93名であった。見学先は、川崎重工の「水素GT実証プラント」、本田技術研究所の「ジェットエンジン関連施設」、および三菱重工の「ガスタービン関連施設」であった。極力同業他社の縛りを無くすよう見学先関係者にお願ひし、見学内容を調整して頂いた。各社とも創意工夫により、大変見応えのある内容であったと思う。事後アンケートから、オンライン見学会は大成功であったと感じている。なお、外為法対応のため、事前登録制とし、参加者の国籍、居住者・非居住者の別、および身元確認を行うとともに、入室時の参加登録番号と登録氏名との照合を確実に実施した。参加者各位にはご不便をお掛けする場面があったこととお詫びするとともに、快く照合作業にご協力頂いたことを感謝いたします。

4. 来年度の開催

来年度の第50回定期講演会は2022年10月12・13日、福岡市における対面形式での開催を目指し、準備を進めている。是非多くの参加者によるface-to-faceの交流が実現できることを祈っている。

謝辞

基調講演・招待講演、および先端技術フォーラムへのご登壇、講演論文投稿、参加登録、出展企業、見学先企業等、大変多くの方々に多大なるご協力を頂きました。関係の皆さまに心より御礼申し上げます。

(学術講演会委員会委員長)

特集：第49回定期講演会 報告

先端技術フォーラム

「脱炭素社会実現に向けたガスタービン技術開発の最前線」

Advanced Technology Forum “Gas Turbine Development Technologies for a Decarbonized Society”



赤松 史光*1

Akamatsu Fumiteru

キーワード：脱炭素社会、水素、エネルギーシステム、ガスタービン、ジェットエンジン

Key Words：Decarbonized Society, Hydrogen, Gas Turbine, Jet Engine

1. はじめに

昨年度に続き、コロナ禍でオンライン開催となった第49回定期講演会の先端技術フォーラムは「脱炭素社会実現に向けたガスタービン技術開発の最前線」をテーマとし、関連分野で活躍されている5名の講演者から最新の研究開発動向をご紹介いただくとともに、個別の講演に対して質疑応答を行っていただき、最後に総合討論として活発な議論が行われた。

資源小国の日本にとって、エネルギー安全保障の観点から海外からの化石燃料依存を低減する必要がある。同時に地球温暖化防止に貢献するためにCO₂の排出量を削減することが求められている。パリ協定の批准により、2030年度に2013年度比で-26.0%の水準（約10億4,200万t-CO₂）、2050年度に-80%の水準を達成することが掲げられた。2018年6月に出されたエネルギー白書では、低炭素・脱炭素を進めるにあたって、太陽光・風力や、水素エネルギーの活用に重点がおかれている。また、2019年6月に軽井沢で開催されたG20エネルギー・環境大臣会合の前日に、日本政府の要請を受けIEA（International Energy Agency）が、水素に関する初のレポートを作成し、水素エネルギー活用の重要性を発表した。その後、2020年10月26日に、菅首相の所信表明演説にて、温室効果ガスの排出量を2050年までに実質ゼロにする目標が掲げられ、2021年4月22日に、菅首相が気候変動サミットにて、2030年度までの二酸化炭素排出量の削減目標を、2013年度比で-46.0%に大きく割り増しすることが表明された。

また、2050年の温暖化ガス排出量を実質ゼロにする目標を明記した改正地球温暖化対策推進法が、2021年5月26日に成立した。これは2050年までに温暖化ガスの排出

量と森林などによる吸収量を均衡させる「実質ゼロ」を実現するとの政府目標を基本理念として条文に明記した上で、政権が代わっても将来にわたって政策を継続させることを約束し、企業の中長期にわたる投資を促すものである。脱炭素の実現には日米欧と中国の4地域だけでも2021～2050年に必要な投資が8,500兆円に及ぶとの試算もある。この脱炭素の機運の高まりを契機に、日本国内のエネルギー自給率を向上させるという悲願を達成するためには、国内の再生可能エネルギーの導入量を最大化させる必要がある。その際には、大規模蓄電池では費用面での対応が困難とされる数週間のインターバルがある長雨などを要因とする電力需給調整と、数ヶ月間のインターバルのある季節間の電力需給調整の規模を拡大させる必要がある。そのための手段の1つとして、“ケミカルストレージ”と呼ばれる、化学物質を用いた再生可能エネルギーの貯蔵方式がある。そのケミカルストレージとして注目を集めている化学物質として、カーボンフリー燃料としての水素・アンモニア、カーボンニュートラル燃料としてのSAF（Sustainable Aviation Fuel）、等が挙げられる。

このような背景のもとで開催された今回の先端技術フォーラムでは、まず、産総研の古谷博秀氏から全体統括として、パリ協定からカーボンニュートラルへ移り変わる世界情勢とそれに対応するためのガスタービン開発に望まれることに関して基調講演が行われた。続いて、JAXAの岡井敬一氏から、バイオジェット燃料による燃焼・排気特性と関連技術研究、(株)IHIの内田正宏氏から、2MW級ガスタービンのアンモニア噴霧燃焼技術の開発、川崎重工(株)の堂浦康司氏から、中小型ガスタービンにおける水素燃焼技術、最後に三菱重工(株)の谷村聡氏から、水素・アンモニアガスタービンの開発に関する最新動向について紹介がなされ、各講演に対して質疑応答がなされた。またこれらの講演に引き続き、総合討論が行われた。

原稿受付 2021年12月3日

* 1 大阪大学大学院工学研究科 機械工学専攻燃焼工学研究室
〒565-0871 吹田市山田丘2-1
E-mail: akamatsu@mech.eng.osaka-u.ac.jp

本稿では、これらの講演に対する質疑応答と総合討論について報告する。なお、質問者はチャットに名前を書き込み、座長から指名された質問者等がマイクをオンにして発言する形式とした。

2. 講演

2.1 全体総括

[S-1] パリ協定からカーボンニュートラルへ移り変わる世界とガスタービンに望まれること

産業技術総合研究所 古谷 博秀 氏

質疑応答

座長（赤松）：カーボンフリー、カーボンニュートラル燃料を導入するには、やはりコストの面があるかと思いますが、これに関しては二酸化炭素税の導入というようなこともあるかと思いますが、また、電子基板の鉛はんだが使用禁止となった時のように、市場のニーズから対応せざるを得ないこともあるかと思いますが、そのどちらもが重要な要因となると考えられますが、2050年に向けたカーボンニュートラルに向けて、日本としてどのような施策を打つべきだとお考えでしょうか。

古谷：重要なポイントであるかと思います。一つはできるだけ技術開発によってコストを圧縮していくことが大前提だと思っています。その上でどうしても足りないところは、何らかの公的な資金でフォローする形でないと、なかなか始動できないということが現実であると思う。これに関しては、二酸化炭素を出すものに炭素税をかけてそれを公的な資金源にするのか、別の形で支援のための資金を持つてくるのかと言うことになるかと思っています。もう一つの大事なことは、実は省エネルギーを徹底して、必要となるエネルギーの量をいかに減らすことが、重要ではないかと思っています。エネルギーの使用量を減らせば、コストで高い燃料でも使用していけるという方向性があると思っています。今まで我々が使用しているエネルギーの量と同じ量をそのまま代替燃料として持つてくるということは現実的ではないかと思っていますので、その意味では、輸入するとしたら日本国内、地域であれば地域中で、様々な手段で徹底的に省エネルギーを行ってエネルギーの使用量を減らした上で、代替燃料を導入するという方向性が非常に重要であるかと思っています。そうすれば、代替燃料の価値が上がっていきますので、その価値分を使用者全体で払っていけるという方向性もあるかと思っています。

座長：ありがとうございます。

久野（本田技術研究所）：様々な指針を示していただき、ありがとうございました。日本での取り組みに関するお話があって、世界との比較もされておりましたが、世界的に見た場合には、大きく分けると、中国、アメリカ、ヨーロッパだと思うのですが、これらの国々は、日本と違う方向に行くのか、それとも日本はそれらの国に合わせるべきなのか、どうお考えでしょうか。

古谷：現在では既に金融機関や投資家が動き、カーボンニュートラルを宣言している国が100カ国を超えています。二酸化炭素の排出量から見てみても60%を超えると言う状況です。やはり、日本は原料を輸入し加工して輸出する産業構造の国であるので、世界並みにカーボンニュートラルを実現していく方向が重要であることは間違いないと思います。ヨーロッパでは水力、風力、太陽光、原子力のような形でゼロエミッション電源を実現するという意味では、現状でもかなり良いミックスになっている状況です。アメリカ、中国等の広大な国土を有している国では、太陽光でも風力でも大量のエネルギーを生み出すことができます。それに対して日本では、技術開発でその部分をリカバーする以外ないと思っています。できるだけカーボンニュートラルに近づける技術開発をしっかりと行った上で、その技術をテコにして世界のカーボンニュートラル化に貢献していくことが重要であると思っています。世界的に見ると、リニューアブル水素を輸出しますと言っているオーストラリアやチリと言った国々もあります。そのような国々に日本の技術を導入して、できるだけ早い時期にカーボンフリー燃料を導入するとともに、先ほどの議論と同じになりますが、省エネによりエネルギーの価値を上げる活動を地道に行っていくことが重要であると思っています。

久野：世界の方向性と日本は事情が違うということがあり、日本は水素をベースとした技術開発が非常に重要であり、世界の後追いをするのではなく、日本は独自の形でカーボンニュートラルを進めて行く必要があるという理解でよろしいでしょうか。

古谷：そうですね。ちょっと嫌な言い方ですけども、おそらく、欧州、米国、中国と比べると日本が一番難しい状況にあるかと思っています。したがって、逆に言うとそのための日本独自の技術開発が必要になってくると認識しています。そのうちの 하나가水素であり、水素キャリア全般への技術開発が必要になるだろうと思っています。

2.2 パネルセッション

[S-2] バイオジェット燃料による燃焼・排気特性と関連技術研究

JAXA 岡井 敬一 氏

質疑応答

久野：SAFは現実的であるということがよく理解できました。ご講演ではお話しがなかったタービンの腐食とか寿命に対する影響について、試験結果等で分かった知見を披露していただけないでしょうか？また、SAFではススの生成が少ないということですが、何か良い効果はあるのでしょうか？また、SAFは現状どれくらいの価格となっているのか、大体のオーダーがお分かりであれば教えていただきたいと思っています。

岡井：ご質問ありがとうございます。いずれも重要な観点だと思っています。タービンに対する燃料の成分の影響ですが、おっしゃるように、不純物の含有量、ススの生成

が現在のジェット燃料と比較して相対的に少ないことは、タービンの寿命に関して良い方向であると言われております。特に、硫黄成分がほぼないということと、ススの生成が少ないということは非常にプラスの観点であると言えます。一方、純粋なSAFは潤滑性がやや乏しいという懸念もあり、検証をする必要があると考えております。これまでのモデルのエンジンなどを使用した我々と高知工科大学での試験などでは、運転時間が限られておりますので、その辺りはまだ明確になっておりませんが、重要な課題として認識されております。SAFの価格については、色々な情報があり正確には言えない状況ですが現状の技術を使用し商用規模で製造した場合、原料および製造法により違いがあるもののおおよそ現行のケロシン価格から最大で10倍程度の価格と言われております。その程度のオーダーから従来のジェット燃料と同等の価格に下げようとしているというところでは、既に運用が始まっているカリフォルニアでも、固有の設備を作るコストがかかり、相対的に割高になってはいますが、やはり使用量が増えてまいりますと、設備投資も含めてコストが下がっていくことが期待されており、SAFの使用の取り組みが進んでいくものと考えております。

久野：ありがとうございます。

渡辺（東大）：貴重なお話をありがとうございました。SAFはこれから大量に使われていくことになるかと思っておりますが、供給可能性というか供給能力に対して世界的にどのような予測がなされているのでしょうか。

岡井：重要なお質問ありがとうございます。やはり製造・供給のためのコストと、SAFの原料を収集するための可能性というものが重要になってきます。当然ながら、食物との競合がないことも大前提になってきます。そういった観点では、安価に利用できる廃棄物や食物残渣等の中で、収集量が確保でき、低価格のものが適していると言われております。木質バイオマスは、日本の中ではある程度量が確保できるといわれています。一方で、イギリス等で実証がある程度進んでいる一般廃棄物を原料とするものもあるのですが、成分のばらつきや含水量が課題となります。脱水プロセスには多くのエネルギーが必要となるので、なかなか難しい問題です。

【S-3】2MW級ガスタービンのアンモニア噴霧燃焼技術の開発

(株)IHI 内田 正宏 氏

質疑応答

谷村：ありがとうございます。エンジンテストでのNO_x排出量について、NO_xへの転換率で表示されていたと思いますが、実際のNO_x濃度としては何ppm程度でしたでしょうか。

内田：混焼率によって変化しますが、良い条件では200ppm以下のレベルになります。このグラフだと分かりに

くいのですが、アンモニアの供給量は右上がりになっていて、NO_xへの転換率は右下がりになっていくということで、どこかで極値を持つという分布が得られます。

谷村：ありがとうございます。

黒瀬（京大）：大変興味深いお話ありがとうございます。液体アンモニアの微粒化・蒸発に関する内容に関して、蒸発についてはかなりケロシンと違いがあるということであったかと思いますが、微粒化特性についてはいかがでしょうか。

内田：今回の講演ではお示ししていませんが、微粒化に関しては、共同研究先の東北大学の小林先生の研究室の方で検討いただいております。ケロシンとは全く異なり、微粒化は非常に良好で、早く微粒化するという理解でよろしいかと思っております。

黒瀬：それは燃料の粘性係数の違いによるということですか。

内田：そうですね。表面張力と粘性係数からきてはいると思いますが、ケロシンに対して噴霧の液滴粒径、微粒化に要する距離の観点から言うと、どちらも小さくなると理解していただいてよろしいかと思っております。

黒瀬：ありがとうございました。

座長：液体アンモニアですと、フラッシュボイリングが起こって、非常に速い粒径変化が起こって、従来の位相ドップラー流速計のような計測手法で燃料液滴の粒径を測ることがかなり難しいと思っております。この辺りは機密事項となるかもしれませんが、粒径に関しては計測できていますでしょうか。

内田：現在、小林先生（東北大）と色々議論しているところです。計測できてはいるのですが、問題はその値が真値かどうかということですね。誤差がどの程度含まれているのか、あるいは他のエラーはないかということ、現在、確認しているというステータスになっています。

【S4】中小型ガスタービンにおける水素燃焼技術の紹介 川崎重工(株) 堂浦 康司 氏

質疑応答

座長：液化水素ですと多量の冷熱があると思うのですが、例えば、空気冷却によりガスタービンの高効率化に冷熱を利用する取り組みはあるのでしょうか。

堂浦：おっしゃる通り、冷熱利用については重要な課題ですので、例えば神戸市のポートアイランドでの水素ガスタービンコージェネレーションシステムの方で取り組むことも検討しています。

富永（JFEエンジ）：燃焼器を従来のものから入れ替えるだけで済むようにということは大変良いと思いますが、タービンへの影響という意味でおそらくパターンファクターが変わってくると思いますが、どのようにお考えでしょうか。要するに燃焼器だけ交換すればいいというレベルで済むような形となるということではよろしいでしょ

うか。

堂浦：現在の開発中の燃焼器の出口のパターンファクターを確認し、天然ガスと同等になるようにしており、タービンへの影響が無いように開発を進めております。

古谷：非常に興味深い発表ありがとうございます。水素専燃用のマイクロミックスバーナーに関して、非常に多くのノズルがあるので、水素が均等に配分されることは結構難しいと思いますが、その辺りはどのような工夫があるのでしょうか。

堂浦：基本は噴射孔のところできっちり差圧を取っています。噴射孔の前で十分なボリュームを取って差圧を取るということで、水素の供給の均等化を図っています。おっしゃる通り難しいところがあると考えていましたが、実際の運転では、各ノズルに均等に水素が供給されていることを確認しています。

古谷：燃料側はもともと液体水素なので結構圧力を稼いでもそれほどロスがないと思うのですが、空気側の方もかなり均等性が必要となるかと思いますが、空気側は差圧をそれほどつけれないと思いますが、いかがでしょうか。

堂浦：マイクロミックスバーナーの上流側に整流板を設置しており、少ない差圧の中で空気が均等に流れるように工夫しております。

古谷：この点が一番の工夫どころであるということですね。ありがとうございます。

久野：タービンの腐食に関しては、実際運転されて、従来の天然ガスとは燃料成分が異なっていることによる影響は特にないでしょうか。

堂浦：現在、水素は液体水素を気化することで供給しており、純度が高いために、腐食に効くような有害成分がほとんど入っていないため、全く問題がありません。

久野：逆にこれは、タービンの寿命を伸ばす方向になり得るということでしょうか。

堂浦：天然ガスに有害物質が含まれている場合と比べると、いい方向になると思います。ただ、それは燃料が水素だからというよりは有害物質の有無の話だとは思いますが。

久野：今後、水素にも有害物質が入ってくるようになるのでしょうか。

堂浦：液体水素では純度の高い水素を供給できると思いますが、水素の供給方法によっては、有害物質の影響について、実際の案件の中でウォッチしていくことになるかと思えます。

久野：液体水素を用いる場合には、トータルで考えますと、これだけでもコストメリットが出そうだということですね。

【S-5】水素・アンモニアガスタービンの開発

三菱重工(株) 谷村 聡 氏

質疑応答

古谷：ご講演ありがとうございます。大変勉強になりました。水素ガスタービンで非常に素晴らしい成果を挙げておられますが、既存のガスタービンでのタービン入口温度を1700℃とする研究開発が進められていますが、その先の高効率化についてはどのような状況でしょうか。タービン入口温度については上限に近づいており、今後は、燃料を水素にする方向でしばらくやっていく形となるのでしょうか。

谷村：タービン入口温度を上げていく事も、もちろん少しずつですが行っております。材料開発、タービンプレードの遮熱コーティング技術、冷却技術の開発に加えて、現在、CFDが発達していて、コンプレッサーの性能、タービンそのものの空力性能を改善することを含めて、ガスタービンの効率をあげていくことに取り組んでおります。タービン入口温度1700℃という温度自体が目標ではなくて、やはり、発電効率65%を目指すというところで努力を続けております。

古谷：わかりました。水素においても総合的に高効率化を目指しておられているということですね。

山下(東北大)：アンモニアを燃料とするガスタービンにおいて、大型ガスタービンではアンモニアを排熱により熱分解して水素として使用されるということでしたが、やはり大型ガスタービンにおいてアンモニアを直接燃焼利用することは難しいのでしょうか。

谷村：Fuel NO_xとサーマルNO_xの両方を扱う中で両方を低減しないといけないということは相当難しいことになります。現在行っている天然ガス焼き・水素焼きのガスタービンの開発に関しては、シール空気や冷却空気を限界まで削って燃焼用空気を確保するというところを行っている中で、二段燃焼するために複雑な仕組みを持ち込むことはかなり困難ですので、まずは一旦、中小型のガスタービンの開発の方で色々な試みを行い、ある程度の目処がついてからアンモニアを直接燃焼利用することを検討したいと思っていますので、しばらく時間がかかるかと思えます。

3. 総合討論

座長：航空機用と発電用のガスタービンで、新しい燃料を導入する際にかかなりの違いがあるように思っております。航空機であれば、遠くに早く行かないといけないということで、乗客もそのニーズに応じてそれなりの料金を払われるということになるかと思えますので、エアライン企業の方で先導的に進められているとお聞きしています。それに対し産業用のガスタービンにおいては、新しい燃料を大量に導入しないといけないということで、LNGが導入された時のように、電力分野での大量導入によりインフラが整備されることが重要であると認識し

ております。この点について、講師の皆様にお聞きしたいと存じますが、まず、岡井様の方に、航空機用と産業用のガスタービンでの新燃料の導入の違いについてご意見いただければと思いますがいかがでしょうか。

岡井：正確に回答することは難しいかと思いますが、航空機用の場合は、ガスタービンでは、もともと様々な燃料を多様に燃焼させることができるのですが、一方で、安全性・信頼性を含めて規定がかなり決まっています。そういった観点で、条件に基づいて使用する燃料についても、ほぼASTMで規定され、水素についても何らかの規格・規準に向けて取り組みがあると思っています。そういった前提の下で、各エアラインでは、やはり現在の環境問題への取り組みというものが、利用促進に直結することを強く認識されていらっしゃると思いますので、乗客も含めてそういった観点が重要であると思います。インフラのこともありましたけども、バイオ燃料についても、やはり供給拠点を作ることが、今のところ試行錯誤で行われている状況にありますので、そういったことから、さらに水素の利用に向けては、これまでのインフラとはかなり違うものになってきます。そういったものを作っていくということがまず大きな違いではないかと思っています。一方で、自動車などと比較しますと、安全性と危険性については、航空機では燃料給油/充填に関しては、深い知識をもった専門職員が資格を持って行うこととなりますので、違いはあるかと思っています。

古谷：やはり使い方から考えると、飛行機ではどうしても安全性が一番優先されるかと思っています。なおかつ、飛ぶためには燃料の保有するエネルギー密度が重要になります。重量に対しても体積に対しても非常に重要な点であるかと思っています。SAFに関してももちろんですが、安全性を確保した上で発展していくことが重要となります。液体水素に関しては、容積に対してはそうでもないですが、重量に対するエネルギー密度が一番高いことが挙げられます。その意味では液体水素への燃料転換もあり得ることであるかと思っています。逆に産業用に関しては、新燃料に対するライバルというのは、従来燃料を使いながらCCSをしていく、つまりCO₂をキャプチャーし液体CO₂として海外のCCSができる所に持って行くという解もあります。発電用ガスタービンでは、ある意味でコスト競争になりますので、新燃料のコストの障壁は、航空機用ガスタービンの場合とは結構違ってくるのではないかと思っています。また、それによって新燃料の導入時期や導入量が変わってくるかと思っています。IEAをはじめとして、様々な機関で分析がなされており、2050年のスコープを見てもかなりの量の燃料が導入されることが予測されています。特に、航空用では新燃料の導入が進むということが示されていますので、我々が議論しているようなイメージの通りとなるのではないかと思っています。

内田：一般的に良いということでは、社会実装に

向けてどう動いていくかということだと思うのですが、非常に難しい状態にはあるかと思っています。まず一つは、現時点ではアンモニアは安価に入手できません。鶏と卵の議論になってきて、普及が先なのかそれとも価格が下がるのが先なのかということが一つですね。それからエネルギーキャリアの場合ですが、最終的に海外から持ってくることを考えると、大型タンカーで輸送してハブ基地に入れることになるかと思いますが、その先の供給ネットワークをどう構築していくのかというところがまた課題になっているところがあります。この問題をどのようにしてクリアしていくかというのは非常に大きな関心があるところではあるのですが、なかなか現状では難しい問題であるかと思っています。

堂浦：産業用に限った話になるのですが、やはり水素になると供給量をこれからどのようにして増やしていくかということが大きな課題となります。実際、グリーンイノベーションとして国としての政策が出されて、2030年に向けて水素の供給量を増やしていこうということがありますので、国内としては供給量を増やしてネットワークを作っていくことが一つの重要なポイントだろうと思います。それまでは、各工場で生成される水素を使用して実績を作っていくことが重要であるかと思っています。水素の供給の観点から見ると、海外の方が水素利用についての展開が早いような感がありますので、遅れないようにしないといけないかと考えています。

谷村：やはり、日本では再エネそのものの賦存量が国内に少ない、それからCO₂を貯留する場所が国内に少ないという地理的特性がありますので、どうしても、海外から新燃料を運ぶこと、貯留したCO₂を海外に運ぶというワンクッションがあるので、どうしても、水素・アンモニアあるいはCO₂の輸送のための費用が上がってしまうという特性があります。日本においては、SIP やNEDOのプロジェクトにおいて、キャリアの開発に注力しているということが日本の特徴です。一方、海外において早く進むところは、近くに岩塩洞窟があるような所です。岩塩洞窟では、非常に安価に水素が貯留できます。また、海外においては水素パイプラインで運ぶことができるので、普及が早く安価にできるところが、アメリカやヨーロッパの特徴になっています。古谷様からも指摘がありましたが、実は我々も行っているCO₂のpost-combustionでの回収が実はコストが一番安価となります。ただ、装置が大きいのでそのような広大な土地を確保できるのかということ、やはり、水素やアンモニアの出番が出てくると考えています。バッテリーをはじめとして、様々な蓄エネシステムと全てミックスして一番安価な方法を選ぶ必要があり、どれかだけにしてしまうと電気料金が高騰して、消費者の大きな負担となるので、ベストミックスをうまく見つけていくのは、政府を含めての今からの重要な仕事であるかと思っています。実際に、EUでも去年まではグリーン水素でないといけないと一

辺倒に主張していましたが、やはり、化石燃料由来の水素を利用して安価にインフラの構築することに舵を切り直していますので、そういったところをうまく組み合わせることが大事なところになってくるかと思っています。

渡辺：今の議論と関連するかと思うのですが、国内の水素やアンモニアの輸送・貯蔵のためのインフラ整備について、水素ステーションをどのように置くのか、各空港に液体水素をどのように貯留するのか、そのあたりの国内の今後の計画などについてはどのような状況になっているのか、古谷様にお聞きしたいと思うのですがいかがでしょうか。

古谷：すいません、その矢が飛んでくると思わなかったもので、どちらかというところ、川崎重工様、三菱重工様にお答えいただくのが適切ではないかと思いますが、現在までのところ、そこまではっきりした計画がなされているという所まで行っていないのではないかと考えております。液体水素に関しては、貯蔵・輸送に関して、LNGに近いタンクの設計を行い、その実証試験を行っている段階であると認識しています。航空機用ガスタービン用の新燃料に関しては、使用量が航空機の運用計画で決まっているということなので、かなり現実的であると思いますが、皆様いかがでしょうか。

谷村：航空機での水素利用の場合は、水素の貯留の場所の確保の問題もありますし、水素を利用する場合には、水素のエネルギー密度が低いので、航空機自体も大型化することになるかと思っています。そうするとボーディングブリッジも含めて供給インフラをすべて変えていく必要があるため、水素航空機を普及させるための空港インフラに関しては、現在、多くの議論があって、ターミナルブリッジまで変える必要があるという議論になり、なかなか収拾してないということが私の知っている現実です。発電所等の燃料の供給インフラに関しては、供給・貯蔵の問題がありますが、現在、国土交通省で検討されているカーボンニュートラルポートの計画の中で輸入のベース基地を決めて、貯留と供給のインフラを整備していこうという計画が既に始まっているという所です。水素に関しては、神戸・関西圏、中部圏、東京湾で計画が進んでいますが、どのようにしてパイプラインを引こうかといった所が、現在、計画されているというステージにあるので、発電の方は、燃料をLNGに転換した際の記憶が皆様まだあるので、そういったことをもう一回やればいいのかということ、話が前に進んでいると考えております。

堂浦：インフラの点では、最近、液体水素の運搬船の就航がありまして、今は国内の近海での航行テストを実施しており、少しずつではありますが進んでいっている状況にあるかと思っています。こういった所の流れを途切らすことなく、2030年に向けて進めていくことが重要であるかと思っています。

岡井：航空機での水素燃料の導入の件、様々なインフラ

の整備も含めて、重要だと思いますが、特に、旅客機の場合は限られた時間内で全てターンアラウンドするか、すなわち、乗客の乗り降りから様々な物品の出し入れ、燃料給油/充填をどのように行うかということが非常に大きな課題です。現在、行われているターンアラウンドタイムを守ることが民間航空機として重要であるかと思っています。航空機の場合は電動化も非常にホットなトピックスになっています。燃料供給とか充電と言った視点で安全にかつ限られた時間で行うことが非常に大きな課題になっています。そういったものを含めての取り組みが急がれている所です。

内田：アンモニアについてですが、ロードマップ的なものはなんとなく考え始められているという所であるかと思うのですが事業者に対するCO₂削減のプレッシャーが非常に大きい中で、そちらの方で先行して進むのではないかというイメージを私は持っております。そうすると、そこを中心にアンモニア供給のハブができて、その周辺で利用されることから普及が進んでいくというシナリオもありえるかなという印象を持っております。

渡辺：ありがとうございます。ガスタービンの方は学会の方々の話も含めて色々な事をお聞きすると、皆様の技術力で実現されるのだろうという安心感があるのですが、それを使いこなす周辺技術がやはり少し遅れ気味なのかという印象を持っていたので、今回のお話を聞いて、着々と進んでいるのだという印象を持つことができました。

座長：なかなか答えにくいかもしれませんが、2050年のカーボンニュートラルに向けて、何が一番キーになるとお考えでしょうか。卵が先か鶏が先かの話がありましたし、古谷様からは金融の流れのお話しもあつたと思います。アップル社などの大手の最終製品のメーカーがCO₂に配慮した製品しか買わないといった流れもあると聞いていますし、その辺りの皆様のご意見をお聞きしたいと思います。

古谷：まずは省エネにより使用するエネルギーを減らすことが第一で、その次が再エネでカーボンニュートラル化をしていくということだと思います。最後は今日議論したように新燃料をいかに導入していくかということですが、導入のための技術は非常に重要ですが、新燃料の導入量を減らしてトータルのコストを削減することも重要であるかと思えます。先ほど谷村様も仰っていましたけれども、CO₂は運んで埋める事も出来るので、そういった技術も含めて、いかに全体的なソリューションを見つけていくかということが大事だと思います。最後の最後は、本当にカーボンニュートラルにしたければ、CO₂のダイレクトエアキャプチャーのような技術を使わざるを得ないかと思いますが、これはまさにコストそのものになります。ある意味で金融も大事ですが、現実的にはそのようになるかと思っています。

岡井：航空機に特化した話になりますが、バイオ燃料な

どSAFに関しましては、いかに低コスト化していくかにかかっているかと思います。水素燃料については、様々なインフラを含めたことについては、地上で実績のある日本の技術がいかに活かされるかが重要だと言うことに加えて、航空機に関しては、そもそもCO₂の排出量の低減は燃費改善にもつながるので、規制の対象ではありませんでした。京都議定書をきっかけとして、国際海運と国際航空が初めて削除目標の対象になってきたわけですが、かなり急激な削減目標を達成するためには、ある種の規制とかそういった政策誘導と、それに見合う技術開発というものがうまく組み合わせられることが重要ではないかと考えています。このような状況の中で、是非、日本の技術が航空機に活かされていくことを期待しています。

内田：私は古谷様の意見に近いのですが、火力発電に対してアンモニアや水素を導入するということがあったとしても、2030年、2050年の切り口で現状の目標をそれだけで達成することは難しいだろうと思います。重要なことは、再エネをいかに普及させていくかという所であるかだと思います。全ての技術を総合的にミックスしてソリューションを作っていくということが最も重要になると思います。

堂浦：2050年に再生可能エネルギーが世の中を席捲するようなことになった時に、ガスタービン発電装置の役割がどういうところにポジションを取るのかということが一番考えないといけないことであると思います。その意味では、コージェネレーションによる熱利用が一つの重要なポイントであると思います。

谷村：堂浦様のガスタービンがどう生き残っていくかということに関して、再エネは必ず変動するものですので、その変動を補うためにガスタービンは必ず必要になってくると考えております。ですので、再エネは電気では貯められないものを燃料に変換してガスタービンで使用する。また、再エネの変動をガスタービンのレスポンスの良さで平準化するところで必ず生きる道があると考えております。また、金融機関や投資家からの圧力の方ですが、これは非常に大事なところで、温暖化の本来の議論

というのは温暖化で被害を受けている人がいるわけですね。その人達にどのように補償するかについて、現在のままでは、大手のエネルギー企業は訴訟リスクを抱えることになります。そういったことをどのようにして回避していくかについて、金融機関や投資家は敏感になっていて、このままでは大変なことになりますよということを知らしめるためにプレッシャーをかけているのであると思いますが、そういう所も考えながら、今後、我々技術者も行動していかないといけないと思っています。

座長：詳細な議論をいただき誠にありがとうございます。法律の専門家に聞いたところでは、アメリカでは既に訴訟が起こっているという話を聞いたことがあります。これは非常に大きな問題です。日本は災害が多いので、災害が起きてから災害復旧を考えるということではなくて、国土強靱化の観点からも、温暖化による被害の復旧にかかる費用も含めて、技術に特化した集中的な予算を投じる事も必要ではないかなと思います。

4. おわりに

パリ協定からカーボンニュートラルへ移り変わる世界情勢と、その流れに対応するためのガスタービン開発に関する最新の技術動向を5名の講師の皆様にご講演いただき、世界的にカーボンニュートラルの実現に向けた動きが早まっていることがあらためて感じられた。また、総合討論も含め、新たなエネルギーインフラ構築に向けた学会の役割を再認識することができた。今後も最新情報の収集や発信、情報交換の場として、本学会の場を活用していただくことができれば幸いに存じます。

謝辞

昨年度に続き、オンラインでの開催となった今回の先端技術フォーラムの準備段階から当日の運営まで、多大なご尽力いただいた学術講演会委員会の皆様に、深く謝意を表します。また、ご多用の中、最新情報を分かり易くご説明いただいた講師の皆様をはじめとして、活発な議論をいただいた参加者の皆様に心から御礼申し上げます。



世界一を目指して挑戦 Challenge to Aim at No.1 in the World



大槻 幸雄*¹
OTSUKI Yukio

先輩たちの涙ぐましい努力によって、世界第二位の経済大国になり、世界のGDPに占める日本の名目GDPの割合は、2000年（平成12年）には14.4%に達したが、2019年には僅か5.8%に落ちている。このままではやがて日本は没落すると危惧する。

リスクを冒せばトラブルを起こすことは必然 国家、企業の繁栄・発展は何と言ってもイノベーションである。科学的根拠を基にした深い洞察力と鋭い先見の明をもって、国家・企業の持てる総合力とは無関係に、リスクを冒して具体的な高い目標を掲げて、その目標を達成するという強い意志と気概をもって奮励努力することが肝要である。リスクを冒して開発した特徴のある優れた製品は、販売初期に何らかのトラブルを起こすものである。このような場合に、冷静に、的確な判断を下し、早急にトラブルを克服するファイト、忍耐力と責任感を持つことが必要である。

今や、ライセンスによらない独自の技術で、世界市場で十分競合できる製品を開発しない限り、現在いかに優秀な企業でも明日は没落し、ひいては国家を衰亡に導くことになる。

高い目標でも達成できる 尋常ではとても達成するとは考えられないほどの非常に高い目標でも、“目標を必ず達成する”という強い意志と情熱をもって、合理的なやり方で、忍耐強く想像を絶する奮励努力をすることによって達成できるものです。

1960（昭和35）年ごろ、欧米ではガスタービンのコンバインド・サイクル発電が採用され始めた。そして、東芝、日立、三菱などが、GE、Westinghouseなどと矢継ぎ早に技術提携をしてガスタービン発電装置の生産を始めた。

このような状況の中で、川崎重工も産業用ガスタービンを持たねば重工業会社と言えぬと、1971年にガスタービン事業を始めることになった。ガスタービン開発の経験が全くないにもかかわらず、ライセンス生産を考えず、純国産ガスタービンの開発を目指した。

そのため、まず小型ガスタービンを開発して、技術を蓄積しながら逐次大型ガスタービンを開発することにした。初めて開発したガスタービンは、性能はともかく、所期の回転数でトラブルことなく回るようにして、技術を蓄積しようと、船用ディーゼルエンジンの過給機に燃焼器を装着したシンプルながスタービンとした。わずか一年で、計画通り300馬力を達成して、開発技術者は大いに自信を持った。1972年に開発したので「KG72」と命名した。

KG72開発成功の自信の下に、300馬力級で世界最高の熱効率を示すS1Aガスタービンを用いた発電機を用いて、1976年に、日本で初めて非常用発電機業界に進出した。ガスタービン発電機の優れた特徴によって、新しい事業を起こすことができた。そして、発売開始以来ほぼ70%のマーケットシェアを確保し続けている。

2016年に開発した30MW級のL30A-01の熱効率は40.1%で世界一、2017年に開発したM5A-01の発電端効率は32.6%で世界一であり、コージェネレーション・システムとして最高の総合効率84.6%を発揮している。現在すべてのガスタービンは40,000時間以上で連続運転ができ、常用としても可能である。現在、20KWから30MWまで世界で最も豊富な製品系列を有し、中・小型ガスタービン業界では世界一の競争力を持っている。

第二次世界大戦で敗れたが、世界最強の性能を誇った“零戦”や世界を震撼させた超弩級戦艦“大和”を建造して、圧倒的な技術力を誇った当時の技術者が血と汗の出る努力で築かれた日本人の優秀性に誇りを持ち、彼等先輩が残した不撓不屈の“開発魂”を鏡として、今後、世界市場で誇るに足る優れた特徴のある世界一の製品をどしどし開発して、国家の繁栄に貢献する心構えを我々は忘れてはならない。

参考文献

大槻幸雄，純国産ガスタービンの開発，（2019）三樹書房

原稿受付 2021年9月20日

* 1 日本自動車殿堂者
日本ガスタービン学会名誉会員
元 川崎重工(株)
〒651-2124 神戸市西区伊川谷町純和1306-4

日本ガスタービン学会学生優秀講演賞選考結果について

表彰委員会
学術講演会委員会

2021年10月13日(水)、14日(木)にオンライン開催されました第49回日本ガスタービン学会定期講演会における「日本ガスタービン学会学生優秀講演賞」の選考結果についてご報告いたします。

本年この学生優秀講演賞の対象となった講演は、空力関係：8件、燃焼・伝熱関係：4件、性能関係4件、相変化関係：3件、材料関係：1件の合計20件でした。発表内容・発表態度等について、複数の審査員により厳正な評価を行い、全ての審査対象講演の終了後に審査会を開催し、以下のとおり授賞が決定されました。

早稲田大学大学院 基幹理工学研究科 機械科学・航空宇宙専攻修士2年 上利 祐貴 君
講演題目：「遠心圧縮機の羽根なしディフューザ失速における羽根車内部流れ場の影響」

京都大学大学院 工学研究科 機械理工学専攻修士1年 鮎川 真也 君
講演題目：「アンモニア燃焼の着火遅れ時間、層流燃焼速度およびMarkstein長さに関する評価」

今回、学生優秀講演賞の対象講演20編の発表はいずれも素晴らしく、積極的にご参加頂いた学生の皆様に感謝申し上げますと共に、審査をお願いした方々には、全ての審査対象講演の聴講や審査会の開催など貴重なお時間を頂戴いたしましたことを、この場を借りて御礼申し上げます。

日本ガスタービン学会学生優秀講演賞

遠心圧縮機の羽根なしディフューザ失速における羽根車内部流れ場の影響

早稲田大学大学院基幹理工学研究科機械科学・航空宇宙専攻修士2年
上利 祐貴



この度、日本ガスタービン学会定期講演会において学生優秀講演賞をいただきまして、大変光栄に思っております。

今回の講演では、遠心圧縮機のディフューザ失速に対する羽根車失速の影響について、実験とCFD (DES) 解析より調査した結果を報告させていただきました。今後もディフューザ失速の非正常挙動および発生原因の解明に向けて、日々の研究に精進していきたいと思っております。

最後に、太田教授、藤澤講師をはじめ、日頃ご指導をいただいている皆様には、この場をお借りして心より御礼申し上げます。

アンモニア燃焼の着火遅れ時間、層流燃焼速度およびMarkstein長さに関する評価

京都大学大学院工学研究科機械理工学専攻修士1年
鮎川 真也



この度は学生優秀講演賞に選んで頂き誠に有難うございます。

これまでの研究成果を学生優秀講演賞という形で評価していただき大変嬉しく思います。

このような成果を上げることができたのは、黒瀬先生の厳しくも熱心なご指導があったのことに思っております。

また、一緒に議論してきた熱物理工学研究室の皆様にも心から感謝しております。この場をお借りして、改めてお礼申し上げます。

カーボンフリー社会実現に向けて、アンモニア発電におけるガスタービン技術の進歩に貢献できるよう、今後も研究に邁進していきたいと思っております。

○本会協賛行事○

主催学協会	会合名	協賛	開催日	詳細問合せ先
コージェネレーション・エネルギー高度利用センター	コージェネシンポジウム2022	協賛	2022/2/4	URL : https://www.ace.or.jp
日本陸用内燃機関協会	陸内協令和3年度講演会	協賛	2022/2/17	URL : https://www.lemma.or.jp/
東京大学生産技術研究所 革新的シミュレーション 研究センター	第2回「富岳」流体予測革新プロジェクトシンポジウム	協賛	2022/3/9	URL : https://www.iis.u-tokyo.ac.jp/ja/
日本マリンエンジニアリング学会	第66回特別基金講演会「カーボンニュートラルに向けた船用業界の取り組み」	協賛	2022/3/11	URL : https://www.jime.jp



▷ 入 会 者 名 簿 ◁

〔正会員〕

中司 龍太(IHI)

島村 和孝(IHI原動機)

矢崎 由実子(ダイハツディーゼル)

八須 光司(IHI)

田村 俊介(川崎重工業)

一瀬 莞(防衛装備庁)

山崎 雄太(IHI)

小山 智紀(大同キャスティングス)

高山 祐輔(三井E&Sマシナリー)

〔学生会員〕

榎木 崇人(東京大学)

馬場 一郎(東京大学)

水本 幸二郎(東京大学大学院)

甲斐 耀里(東京理科大学大学院)

毛 宇升(早稲田大学)

加藤 泰斗(東京大学)

山田 笙一郎(東京大学)

武藤 拓志(東京大学大学院)

高 羽欣(東京理科大学大学院)

酒井 しん(東京大学)

岡本 すず菜(東京大学大学院)

和気 大河(東京大学大学院)

長尾 将寛(東京理科大学大学院)

2021年度役員名簿

会長 太田 有 (早大)

副会長 福泉 靖史 (三菱重工)

法人管理担当執理事 大石 勉 (IHI), 黒木 英俊 (三菱重工) (兼務), 鈴木 雅人 (産総研), 辻田 星歩 (法政大), 笠 正憲 (川崎重工)

公益目的事業担当執理事 石坂 浩一 (三菱重工), 及部 朋紀 (防衛装備庁), 黒木 英俊 (三菱重工), 鈴木 伸寿 (東芝エネルギーシステムズ), 鈴木 雅人 (産総研) (兼務), 高橋 徹 (電中研), 新関 良樹 (徳島文理大), 姫野 武洋 (東大), 渡邊 裕章 (九州大), 渡邊 啓悦 (荏原)

理事 岩井 裕 (京大), 桂田 健 (JALエンジニアリング), 清野 幸典 (東北電力), 福谷 正幸 (本田技術研究所), 藤原 仁志 (JAXA)

監事 今成 邦之 (IHI), 二村 尚夫 (JAXA)

2021年度委員名簿 (順不同)

2021年12月17日現在

○は委員長

倫理規定委員会 ○笠 正憲 (川崎重工), 大石 勉 (IHI), 黒木 英俊 (三菱重工), 辻田 星歩 (法政大), 姫野 武洋 (東大)

自己点検委員会 ○笠 正憲 (川崎重工), 大石 勉 (IHI), 黒木 英俊 (三菱重工), 辻田 星歩 (法政大), 姫野 武洋 (東大)

運営委員会 ○辻田 星歩 (法政大), 大石 勉 (IHI), 黒木 英俊 (三菱重工), 酒井 義明 (東芝ESS), 鈴木 雅人 (産総研), 塚原 章友 (三菱重工), 寺本 進 (東大), 新関 良樹 (徳島文理大), 姫野 武洋 (東大), 松沼 孝幸 (産総研), 村田 章 (東京農工大), 笠 正憲 (川崎重工)

企画委員会 ○黒木 英俊 (三菱重工), 鈴木 雅人 (産総研), 塚原 章友 (三菱重工), 辻田 星歩 (法政大), 新関 良樹 (徳島文理大), 姫野 武洋 (東大), 村田 章 (東京農工大), 安田 聡 (三菱重工), 笠 正憲 (川崎重工), 輪嶋 善彦 (本田), 渡辺 紀徳 (東大)

国際委員会 ○渡辺 紀徳 (東大), 伊藤 優 (東大), 太田 有 (早大), 岡井 敬一 (JAXA), 岸根 崇 (三菱重工), 渋川 直紀 (東芝ESS), 鈴木 雅人 (産総研), 谷 直樹 (IHI), 都留 智子 (川崎重工), 寺本 進 (東大), 福田 雅文 (高効率発電システム研究所), 船崎 健一 (岩手大), 邊 英智 (本田), 山根 敬 (JAXA), 山本 誠 (東京理科大)

学術講演会委員会 ○渡邊 裕章 (九大), 岡嶋 芳史 (三菱重工), 岡本 光司 (東大), 尾関 高行 (電中研), 糟谷 宏樹 (東芝ESS), 岸部 忠晴 (三菱重工), 北村 英二郎 (本田), 富永 純一 (JFEエンジニアリング), 中山 健太郎 (川崎重工), 平川 香林 (IHI), 平野 孝典 (拓殖大), 范 勇 (産総研), 藤澤 信道 (早大), 古澤 卓 (東北大), 水野 拓哉 (JAXA)

集行事務委員会 ○姫野 武洋 (東大), 安藤 友香 (防衛装備庁), 石坂 浩一 (三菱重工), 伊藤 祐太 (本田), 尾崎 喜彦 (川崎重工), 桂田 健 (JALエンジニアリング), 河上 誠 (日立), 小島 充大 (富士電機), 澤 徹 (東芝ESS), 泰中 一樹 (電中研), 西江 俊介 (三井E&Sマシナリー), 西村 英彦 (三菱重工), 久枝 孝太郎 (IHI), 吉田 征二 (JAXA)

ガスタービン技術普及委員会 ○高橋 徹 (電中研), 石田 克彦 (川崎重工), 井筒 大輔 (三菱重工), 岡田 満利 (電中研), 岡村 直行 (JAXA), 小田 豊 (関西大), 垣内 大紀 (IHI), 窪谷 悟 (東芝ESS), 寺本 進 (東大), 長谷川 晃 (JALエンジニアリング), 林 明典 (三菱重工), 林 明宏 (富士電機), 姫野 武洋 (東大), 村田 章 (東京農工大), 山本 誠 (東京理科大), 渡辺 紀徳 (東大)

学会誌編集委員会 ○新関 良樹 (徳島文理大), 壹岐 典彦 (産総研), 岩井 裕 (京大), 大塚 裕也 (本田), 加藤 千幸 (東大), 金子 雅直 (東京電機大), 黒瀬 良一 (京大), 古池 隆洋 (東京ガス), 酒井 英司 (電中研), 阪井 直人 (川崎重工), 佐藤 哲也 (早大), 渋川 直紀 (東芝ESS), 鈴木 雅人 (産総研), 清野 幸典 (東北電力), 田尻 敬次 (荏原エリオット), 寺本 進 (東大), 中野 賢治 (IHI回転機械エンジニアリング), 野原 弘康 (ダイハツディーゼル), 八田 直樹 (三井E&Sマシナリー), 原 浩之 (三菱重工), 福谷 正幸 (本田), 藤原 仁志 (JAXA), 北條 正弘 (JAXA), 松崎 裕之 (東北発電工業), 三ヶ田 一裕 (JALエンジニアリング), 宮入 嘉哉 (防衛装備庁), 村上 秀之 (NIMS), 室岡 武 (IHI), 森澤 優一 (東芝ESS), 山下 一憲 (荏原), 渡邊 啓悦 (荏原)

論文委員会 ○山本 誠 (東京理科大), 青塚 瑞穂 (IHI), 壹岐 典彦 (産総研), 岩井 裕 (京大), 大北 洋治 (JAXA), 小田 剛生 (川崎重工), 鈴木 雅人 (産総研), 田頭 剛 (JAXA), 寺本 進 (東大), 中谷 辰爾 (東大), 姫野 武洋 (東大), 山田 和豊 (岩手大), 山本 武 (JAXA), 吉岡 洋明 (東北大)

ガスタービン統計作成委員会 ○村田 章 (東京農工大), 飯塚 清和 (IHI), 井田 真澄 (ターボシステムズユニテッド), 恵比寿 幹 (三菱重工エンジン&ターボチャージャ), 榊 誠司 (川崎重工), 澤 徹 (東芝ESS), 前田 泰宏 (ヤンマーパワーテクノロジー), 眞鍋 社 (三菱重工), 山上 展由 (三菱重工)

産官学連携委員会 ○岸部 忠晴 (三菱重工), 壹岐 典彦 (産総研), 今村 満勇 (IHI), 岡崎 正和 (長岡技科大), 及部 朋紀 (防衛装備庁), 北山 和弘 (東芝ESS), 幸田 栄一 (電中研), 野崎 理 (高知工科大), 原田 広史 (超合金設計研究所), 二村 尚夫 (JAXA), 松崎 裕之 (東北発電工業), 笠 正憲 (川崎重工), 輪嶋 善彦 (本田), 渡辺 紀徳 (東大)

広報委員会 ○鈴木 伸寿 (東芝ESS), 壹岐 典彦 (産総研), 尾関 高行 (電中研), 酒井 義明 (東芝ESS), 谷 直樹 (IHI), 長谷川 晃 (JALエンジニアリング), 山本 誠 (東京理科大), 吉田 征二 (JAXA)

表彰委員会 ○福泉 靖史 (三菱重工), 黒木 英俊 (三菱重工), 新関 良樹 (徳島文理大), 姫野 武洋 (東大), 笠 正憲 (川崎重工)

将来ビジョン検討委員会 ○高橋 徹 (電中研), 小田 豊 (関西大), 賀澤 順一 (JAXA), 酒井 義明 (東芝ESS), 柴田 貴範 (岩手大), 柴田 良輔 (本田), 半澤 徹 (東北電力), 寺本 進 (東大), 仲俣 千由紀 (IHI), 姫野 武洋 (東大)

男女共同参画推進委員会 ○川澄 郁絵 (本田), 猪亦 麻子 (東芝ESS), 川岸 京子 (NIMS), 都留 智子 (川崎重工), 森川 朋子 (三菱重工), 山上 舞 (IHI)

調査研究委員会 ○川岸 京子 (NIMS), 大北 洋治 (JAXA), 岡崎 正和 (長岡技科大), 岡田 満利 (電中研), 長田 俊郎 (NIMS), 笈 幸次 (東京都立大), 金久保 善郎 (IHI), 岸部 忠晴 (三菱重工), 東部 泰昌 (川崎重工), 野上 龍馬 (三菱重工航空エンジン), 日野 武久 (東芝ESS), 輪嶋 善彦 (本田)

創立50周年記念事業実行委員会 ○渡辺 紀徳 (東大), 太田 有 (早大), 佐藤 哲也 (早大), 鈴木 伸寿 (東芝ESS), 高橋 徹 (電中研), 新関 良樹 (徳島文理大), 姫野 武洋 (東大), 船崎 健一 (岩手大), 松沼 孝幸 (産総研), 山本 誠 (東京理科大)

IGTC2023準備委員会 ○寺本 進 (東大), 大石 勉 (IHI), 太田 有 (早大), 小田 豊 (関西大), 岸根 崇 (三菱重工), 黒瀬 良一 (京大), 酒井 祐輔 (川崎重工), 鈴木 正也 (JAXA), 玉井 亮嗣 (川崎重工), 塚原 章友 (三菱重工), 姫野 武洋 (東大), 平川 香林 (IHI), 武藤 昌也 (名城大)

◇2022年度会費納入のお願い◇

2022年度会費（2022年3月1日～2023年2月末日）の納入をお願いいたします。会費は、下記の通りとなっておりますので、2022年4月30日までに納入下さいませようお願い申し上げます。

なお、口座自動振替をご利用の方は、2022年3月23日にご指定の口座よりお引き落としさせていただきます。

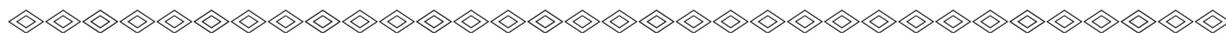
<2022年度会費（不課税）>

正会員	8,000円
正会員（65歳以上*）	5,000円
学生会員	2,500円
賛助会員 1口	70,000円
（*2022年3月1日現在）	

【納入先】

郵便振替： 00170-9-179578
 銀行振込： みずほ銀行 新宿西口支店
 普通預金口座 1703707
 いずれも口座名は、
 シャ) ニホンガスタービンガッカイ です。
 振込手数料は貴方にてご負担願います。

※会費の納入には、簡単・便利な口座自動振替をお勧め致します。自動振替をご利用されますと、振込手数料は学会負担となります。ご希望の方は巻末の「預金口座振替依頼書」にご記入の上、学会事務局までお送りください。



次号予告 日本ガスタービン学会誌2022年3月号（Vol. 50 No. 2）

特集 ガスタービン・航空宇宙分野におけるAdditive Manufacturing適用の最前線

論説・解説

巻頭言 京極 秀樹（近畿大学）

TiAlの選択的レーザー溶融 笈 幸次，水田 和裕，藤井 達也，後閑 一洋（東京都立大学）

レーザ積層造形プロセスのマテリアルズインテグレーション技術開発 渡邊 誠（物質・材料研究機構）

大阪大学異方性カスタム設計AM研究開発センター JST-CREST ナノ力学

日本学術振興会 学術変革領域A 超温度場3DPでの研究活動によるAM展望（仮） 小泉 雄一郎（大阪大学）

日本電産マシントールのDED方式金属3Dプリンタ紹介 倉本 博久（日本電産マシントール）

我が国の基幹ロケットにおける金属3Dプリンタの適用計画と将来展望 堀 秀輔（JAXA）

Advances in Build Plate Design to Reduce Additive Manufacturing Cost and Development Time

Lucas Moreland, Joshua Summers & Dr. Garrett Pataky (Clemson University), Max Miller & Scott Johnson (GE Gas Power)

Additive Manufacturing for Thermal Management Applications

Dr.Sankaranarayanan Seetharaman (Additive Manufacturing Industrialisation, Advanced Remanufacturing and Technology Centre)

ガスタービン部品へのAM技術実用化について 本山 宜彦（三菱重工業）

エネルギー分野における金属積層造形技術の適用事例 - DED開発を中心に - 坂根 雄斗，佐藤 貴克，岩崎 勇人（川崎重工業）

航空エンジン補機部品への金属積層造形の適用検討 吉川 尚孝，杉原 晶雄（IHI）

喫茶室 「写真考」 藤谷 康男

※タイトル，執筆者は変更する可能性があります。

編集 後記

会員の皆さま、あけましておめでとうございます。本誌をご覧になったときに、お気づきになられた方も多いたと思いますが、今年は本学会の創立50周年にあたるので、表紙に50周年記念ロゴが掲載されています。

さて、本誌では、航空機エンジンやガスタービンの設計において、重要な役割を果たしている構造解析技術に関する特集を企画いたしました。担当委員から提案されたいくつかの候補案の中から本特集の選定にあたっては、過去の学会誌の特集も調査して、その調査範囲では構造解析技術の特集が見つからなかったことが大きな理由となりました。また、構造解析技術の分野においては、現在も新しいモデリング法の研究開発が進められており、汎用の構造解析ソフトウェアも日々進化していることから、それらをご紹介したいという思いを込めて、本特集のタイトルを「構造解析技術の最新動向」としました。

まずガスタービンメーカーにおいて実際に設計で構造解析業務を担当されている皆さまに、航空機エンジンやガスタービン設計における構造解析の事例をご紹介いただきました。構造解析ソフトウェアのベンダーの皆さまには、モデリングやメッシング等に関する最新の技術動向をそれぞれご紹介いただきました。特に、昨年より運用が開始されたスーパーコンピュータ「富岳」について、開発を担当された富士通殿にご紹介いただくことができました。また、構造解析業務においては、解析結果の検証や妥当性確認も重要であるため、近年、活用が増えているデジタル画像相関（DIC）法についてもご紹介いただきました。巻頭言は、大規模解析等の構造解析技術に関するご研究をされている東京大学生産技術研究所の

吉川暢宏教授にご執筆いただきました。なお、構造解析技術の分野は広範囲に及んでいるため、本誌でご紹介できた内容は、その一部に過ぎないということをご了承ください。

最後になりましたが、本号の特集の企画から編集にご協力いただきました担当委員や事務局の皆さま、編集委員会の皆さま、また解説記事の依頼を快くお引き受けくださり、ご多忙の中、ご執筆いただきました著者の皆さまに厚くお礼申し上げます。

(北條 正弘)

- 1月号アソシエイトエディタ
北條 正弘 (JAXA)
- 1月号担当委員
田尻 敬次 (荏原エリオット)
三ヶ田 一裕 (JALエンジニアリング)
宮入 嘉哉 (防衛装備庁)
金子 雅直 (東京電機大学)

(表紙写真)

今回の表紙については、【論説・解説】の著者より流用およびお借りしています。

詳細については、下記記事をご参照ください。

- ・「航空機用エンジンにおける構造解析の技術動向」
..... (P.2 ~ 7)
- ・「川崎重工における構造解析の活用事例」... (P.8 ~ 13)
- ・「ジェットエンジンのファン動翼における鳥衝突簡易評価手法の紹介」..... (P.14 ~ 19)

だより

✪事務局 ✪

寒い日が続きますが、皆さまいかがお過ごしでしょうか？ 昨年も新年1月号を担当させていただき、悩みながら原稿を書いたのですが、あれからもう1年かと思うと、本当に月日が経つのが早いです。でも、こうしてまた新しい年を無事に迎えられることの有難さは、昨今のコロナや温暖化による自然災害の増加などを考えると、年々重みを増しているような気がします。(もちろん、歳のせいも大有りです(笑))

そして、新型コロナの発生からは2年が過ぎ、基本的な感染対策は変わらないながら、社会全体としては少しずつ元の生活が戻ってきました。とは言え個人的には、ずっと続けてきた自粛生活がもはやスタンダードとなってしまう、このままでもそれほど不自由を感じなくなってしまうような・・・(汗)。

さて、すでに表紙の記念ロゴにお気づきのことと思いますが、本会は今年で創立50周年を迎えました。設立は1972年、今では昭和レトロと呼ばれる時代です。調べてみると、上野動物園に初めてパンダ（カンカン&ランラン）が来日したのもこの年で、今話題の双子パンダ以上に日本中が大フィーバーだったことを、子供心に覚えています。パンダも今年で来日50周年なんですね。学会では、50周年を記念して、会誌の特集号をはじめ、行事や記念誌の作成など、色々な企画が進行しております。どうぞ楽しみにお待ちください。

この2年の間、開催行事はすべてオンラインとなり、皆さまの交流の場を設けることができないままでしたが、今年こそは対面行事が再開できますことを願っております。2022年もどうぞよろしくお願ひ申し上げます。(山本由香)

学会誌編集および発行要領（抜粋）

2018年7月13日改定

1. 本会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 依頼原稿：学会誌編集委員会（以下、編集委員会）がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は本学会会員（以下、会員）外でもよい。
 - B. 投稿原稿：会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - C. 学会原稿：本学会の運営・活動に関する記事（報告、会告等）および会員による調査・研究活動の成果等の報告。
- 1.2. 技術論文の投稿については、「技術論文投稿要領」による。
- 1.3. 英文技術論文の投稿については、Instruction to Authors, JGPP (International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems) による。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、論説・解説、講義、技術論文、寄書（研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介）、随筆、書評、情報欄記事の掲載欄に掲載することとし、刷り上がりページ数は原則として以下のとおりとする。

論説・解説、講義	6ページ以内
技術論文	「技術論文投稿要領」による
寄書、随筆	3ページ以内
書評	1ページ以内
情報欄記事	1/2ページ以内
3. 原稿の執筆者は、本会誌の「学会誌原稿執筆要領」に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局（以下、編集事務局）まで原稿を提出する。編集事務局の所在は付記1に示す。
4. 依頼原稿は、編集委員会の担当委員が、原稿の構成、理解の容易さ等の観点および図表や参考文献の書式の観点から査読を行う。編集事務局は査読結果に基づいて、執筆者への照会、修正依頼を行う。
5. 投稿原稿のうち技術論文以外のものは、編集委員会が審査し、本会誌への掲載可否を決定する。
6. 投稿原稿のうち技術論文の審査、掲載については、「技術論文投稿要領」に従う。
7. 依頼原稿の執筆者には、学会事務局から原則として「学会誌の執筆謝礼に関する内規」第2条に定めた謝礼を贈呈する。
8. 非会員の第一著者には掲載号学会誌1部を贈呈する。
9. 本会誌に掲載された著作物の著作権は原則として本学会に帰属する。本学会での著作権の取扱いについては別途定める「日本ガスタービン学会著作権規程」による。
10. 他者論文から引用を行う場合、本会誌に掲載するために必要な事務処理及び費用分担は著者に負うところとする。

付記1 原稿提出先および原稿執筆要領請求先（編集事務局）
 ニッセイエブプロ(株) 企画制作部
 学会誌担当：高橋 邦和
 〒105-0003 東京都港区西新橋1-18-17 明産西新橋ビル
 TEL：03-5157-1277
 E-mail：eblo_h3@eblo.co.jp

技術論文投稿要領（抜粋）

2021年7月11日改定

1. 本学会誌に投稿する和文技術論文（以下和文技術論文）およびJGPPに投稿する英文技術論文（以下英文技術論文）は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 和文技術論文の責任著者は、論文投稿時および論文掲載時に、本学会の正会員または学生会員であること。英文技術論文についてはこの限りではない。
 - 2) ガスタービン及びエネルギー関連技術に関連するものであること。
 - 3) 和文技術論文は「学会誌原稿執筆要領」に従って執筆された日本語原稿、英文技術論文は「Instruction to Authors」に従って執筆された英語原稿であること。
 - 4) 一般に公表されている刊行物に未投稿であること。ただし、以下に掲載されたものは未投稿と認め技術論文に投稿することができる。
 - 本学会主催の学術講演会・国際会議のプロシーディングス
 - 特許および実用新案の公報、科学研究費補助金等にかかわる成果報告書
 - 他学協会の講演要旨前刷、社内報・技報、官公庁の紀要等の要旨または抄録
2. 技術論文のページ数は、和文技術論文は原則として刷り上がり8ページ以内とする。ただし、「学会誌の掲載料に関する内規」第2条に定めた金額の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。英文技術論文は「Instruction to Authors」に定める。
3. 和文技術論文のカラー図は電子版と本学会ホームページ上の「技術論文掲載欄」に掲載し、冊子体にはモノクロ変換した図を掲載する。著者が「学会誌の掲載料に関する内規」第3条に定めた金額を負担する場合には、冊子体もカラー印刷とすることができる。
4. 投稿者は、「学会誌原稿執筆要領」「Instruction to Authors」に従って作成された原稿電子データを、「技術論文原稿表紙」とともに技術論文投稿システム(Editorial Manager)から提出する。
5. 投稿された論文は、論文委員会が「論文査読に関する内規」に従って査読を行い、掲載可否を決定する。
6. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
7. 和文技術論文の著作権に関しては、別途定める「日本ガスタービン学会著作権規程」、および「学会誌編集および発行要領」第5章第16条を適用する。英文技術論文の著作権に関しては、別途定める「日本ガスタービン学会著作権規程 (Copyright Regulations of the Gas Turbine Society of Japan)」, および「英文論文集発行要領」第6章を適用する。

日本ガスタービン学会誌
Vol. 50 No. 1 2022.1

発行日 2022年1月27日
 発行所 公益社団法人日本ガスタービン学会
 編集者 新関 良樹
 発行者 太田 有
 〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
 第3工新ビル402
 Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
 郵便振替 00170-9-179578
 銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店
 (普) 1703707
 印刷所 ニッセイエブプロ(株)
 〒105-0003 東京都港区西新橋1-18-17
 明産西新橋ビル
 Tel. 03-5157-1277

©2022. 公益社団法人日本ガスタービン学会

複写複製をご希望の方へ

公益社団法人日本ガスタービン学会では、複写複製に係る著作権を一般社団法人学術著作権協会に委託しています。当該利用をご希望の方は、学術著作権協会 (<https://www.jaaccc.org/>) が提供している複製利用許諾システムを通じて申請ください。