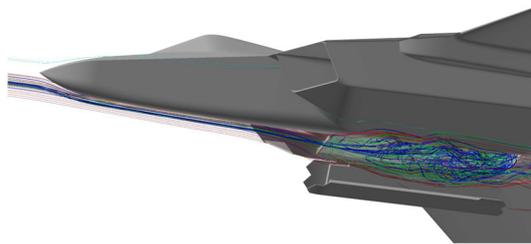


# 航空機設計における大規模非定常 CFD 解析の実用化

## Practical Application of Large-scale Unsteady CFD Analysis for Aircraft Design



吉本 稔\*1

Minoru Yoshimoto

柳 武\*2

Takeshi Yanagi

橋本 敦\*3

Atsushi Hashimoto

石田 崇\*4

Takashi Ishida

青山 剛史\*5

Takashi Aoyama

航空機の設計開発では、空力形状設計、空力性能・荷重評価等の設計プロセスに大規模定常 CFD 解析を多用し、製品競争力向上のための新規設計コンセプトの創出や設計の試作レス化、フロントローディング化による設計開発リスクの抽出と低減が可能となってきた。ただし、高迎角時のバフェットや脚下げ及び搭載物分離時のキャビティ流れ等の大規模非定常 CFD 解析はこれまで精度及び効率の観点から設計適用が限定的であった。そこで当社では、宇宙航空研究開発機構(以下、JAXA)が開発を進めている高速 CFD 解析ツール FaSTAR<sup>(1)-(4)</sup>の非定常解析機能について、JAXA との共同研究により更なる高速化や精度検証を推進し実用的なツールであることを確認の上、実事業にて運用していくこととした。

## 1. はじめに

航空機の設計プロセスにおける空力検討に CFD 解析を用いることは今日では珍しいことではなくなっている。非構造格子を用いることで複雑形状も模擬できるようになり、機体スケールに対して小さなピトー管などの突起物を含むような形態や複数の外部搭載物を搭載した形態といった格子点数が増大する大規模解析の実用的利用も可能となってきた。しかし、これらは多くの場合、定常問題を対象としている。これに対し時間という次元が1つ加わる非定常問題の場合、解析所要時間が急激に増加するため、従来は条件や形状模擬度を限定した現象確認であったりデモンストレーション的な解析に留まっていた。

一方で、世界トップクラスの計算機の性能<sup>(5)</sup>に関しては5年で約 10 倍の速度向上を続けており、近年は並列計算における並列数を増やすことで高速化を図る傾向がある。また、当社が保有する大型計算機についても同様のペース、同様の方法で速度向上を図っている。これに伴い、非定常 CFD 解析の本当の意味での実用化が視野に入りつつあるものの、その実現には単に計算機の能力向上を待つだけでは十分ではなく並列数に応じた高速化が図れるよう CFD 解析ツール側が適切に対応する必要がある。

当社では、上述の通り従来も主として大規模定常 CFD 解析を活用して設計開発の高度化、低コスト化、高速化に取り組んできたが、今後は更なる競争力向上や安全性向上として本格的な大規模非定常 CFD 解析は必要不可欠と考えている。例えば高迎角時のバフェットや脚下げ及び搭載物分離時に生じるキャビティ流れ等といった非定常現象は風洞試験でも Reynolds 数等の違いから評価が容易ではなく、本格的な大規模非定常 CFD 解析の実用化が設計開発リスクや飛行

\*1 総合研究所 流体研究部 主席研究員

\*2 防衛宇宙セグメント 航空機・飛昇体事業部 航空機技術部 主席チーム統括

\*3 宇宙航空研究開発機構 航空技術部門 数値解析技術研究ユニット 主任研究開発員 工博

\*4 宇宙航空研究開発機構 航空技術部門 数値解析技術研究ユニット 工博

\*5 宇宙航空研究開発機構 航空技術部門 数値解析技術研究ユニット ユニット長 工博

試験における安全性リスクの低減に極めて有効な手段となる。

以上のような背景の下、非定常性の強い大規模な CFD 解析を実現する方策として、JAXA が主体となり開発を進めている高速 CFD 解析ツール FaSTAR<sup>(1)-(4)</sup>に着目し、JAXA との共同研究により更なる高速化や精度検証を推進し実用的なツールであることを確認の上、実事業にて運用していくこととした。

## 2. 高速化

ここでは、大規模非定常 CFD 解析への対応として実施した FaSTAR の高速化チューニングについて概略を示す。

### 2.1 コード分析

解析コードの高速化チューニングの最初のステップとして、実際に非定常 CFD 解析を実施しプログラムの各サブルーチンの計算所要時間を計測した上で、上位を占めるもの(ホットスポット)を抽出した。その結果、**図1**に示すように上位5つのサブルーチンで計算時間全体の80%を占めていることが分かった。すなわち、これらのサブルーチンを優先的にチューニングすることが効率的に高速化する上で重要となる。

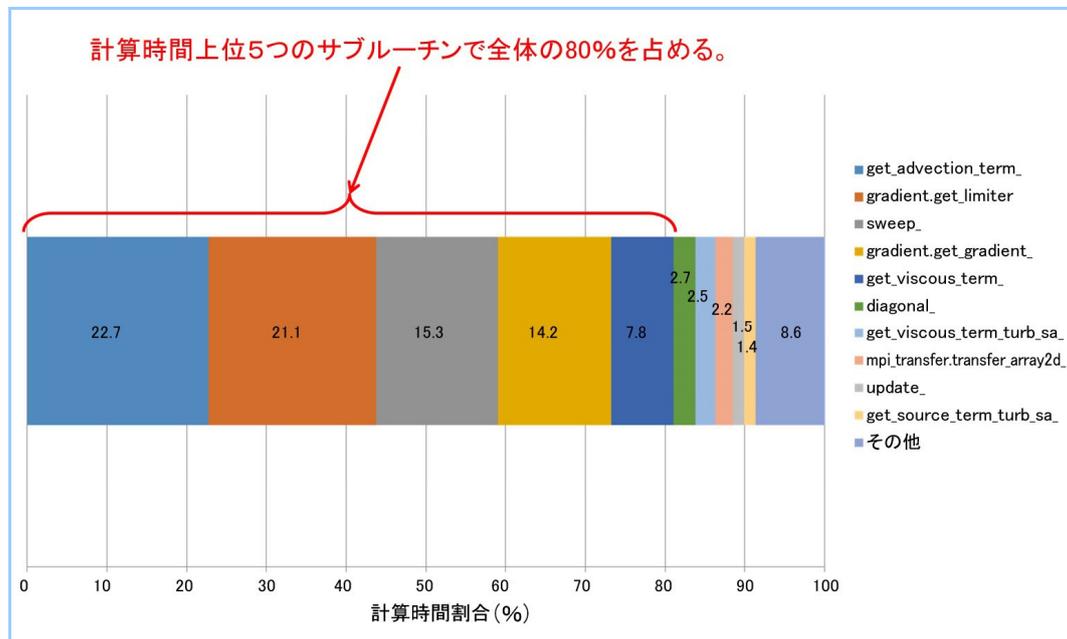


図1 ホットスポット抽出

### 2.2 コードチューニング

ホットスポットとなるサブルーチンに対し、CPU 内で同時実行できる命令が多くなるようにコードを修正するチューニング (software pipelining) を実施した。ここでは詳細説明は省略するが、項目としては最内側ループの展開 (loop unrolling), ループ内のサブプログラム呼び出しの展開 (inline expansion) 等がある。

### 2.3 チューニング結果

上述の計算所要時間上位5つのサブルーチン及びプログラム全体の計算時間について、チューニング前後の比較結果を**図2**に示す。これより、最も計算時間を要していたサブルーチンについては計算時間が半分になるなど効果的にチューニングできており、全体として計算時間が3分の2に短縮、すなわち計算速度が 1.5 倍に高速化されている。更に、**図3**では計算コア数に対する計算速度の増加傾向を示しているが、チューニング前に保たれていた計算コア数に対するスケラビリティを保ったまま 1.5 倍の計算速度向上となっている。

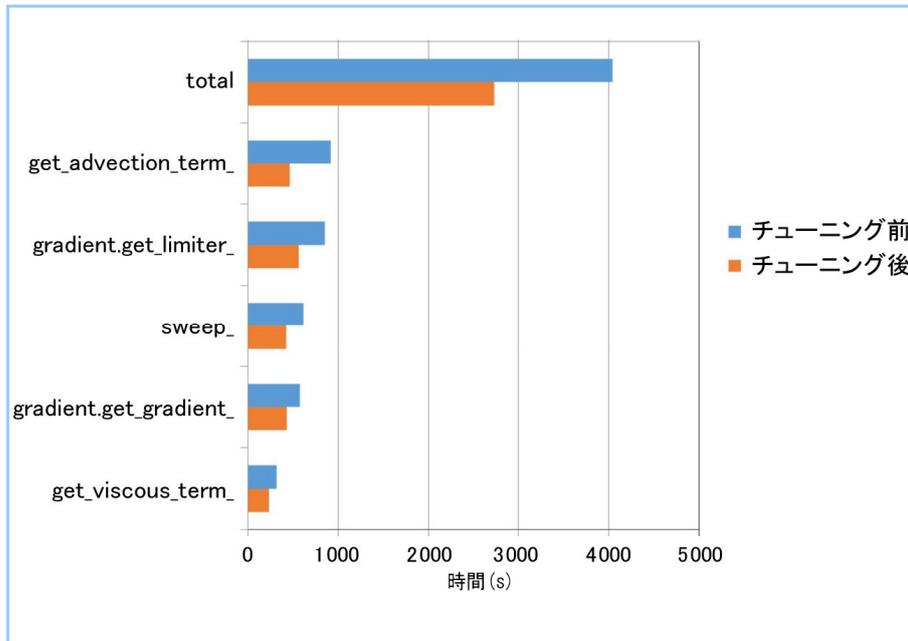


図2 ホットスポットに対するチューニング結果

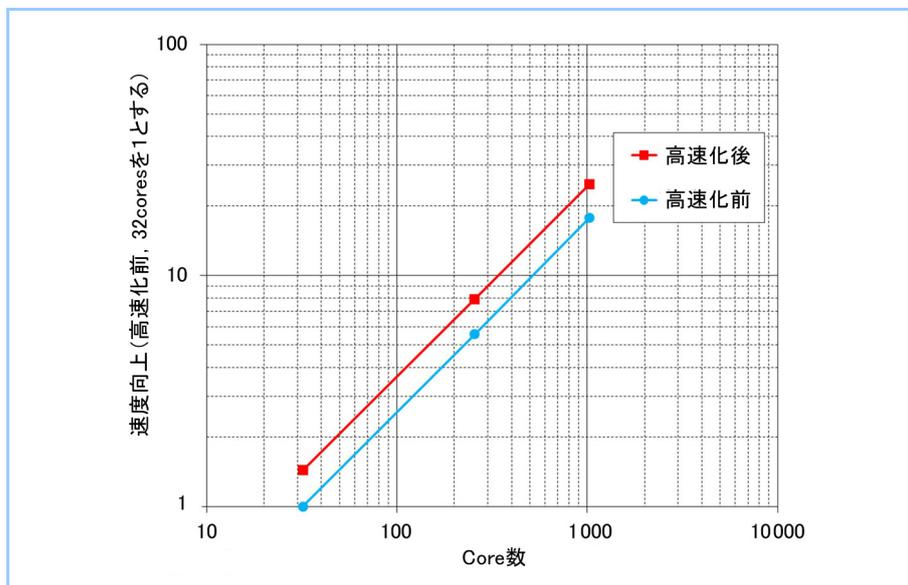


図3 計算速度向上

### 3. 精度検証

ここでは、2種類の公知形状に対して非定常な渦放出を捕捉するという観点で FaSTAR による DES (Detached Eddy Simulation) 解析を実施し、対応する公知の風洞試験データとの比較により精度検証した結果についてそれぞれ示す。

#### 3.1 旅客機形態高迎角流れでの検証

旅客機の安全性を保障するためには、通常の運用では生じないような高い迎角での特性も把握し、正常な迎角に回復できること等を飛行試験で示す必要がある。高い迎角では主翼は大きな剥離渦を伴う非定常な流れ場となる。このような現象が非定常 CFD 解析で予め捕捉可能になると、性能未達や安全性不足といったリスクが飛行試験までに大幅に低減される。

本検証では NASA Common Research Model<sup>(6)</sup> (以下, NASA CRM) を用いた低速、高迎角の非定常 CFD 解析を実施し、European Transonic Wind Tunnel における実機 Reynolds 数相当の風洞試験結果<sup>(7)</sup> との比較を行った。なお、解析の条件は風洞試験と直接比較可能な Mach 数 0.25, 迎角  $18^\circ$ , Reynolds 数  $1.16 \times 10^7$  (主翼代表翼弦長基準) とした。

図4に解析で得られた機体周りの非定常な流れ場の例を示す。また、図5に風洞試験結果との空力係数比較を示す。これらより、FaSTARが大きな渦を伴う複雑な流れ場を捉えているとともに、定量的にも高い精度で揚力や抵抗を評価できることを確認した。

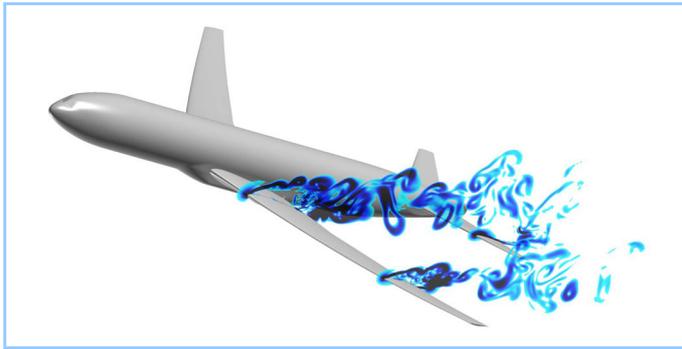


図4 NASA CRM 形状解析結果 — 密度変化の可視化図

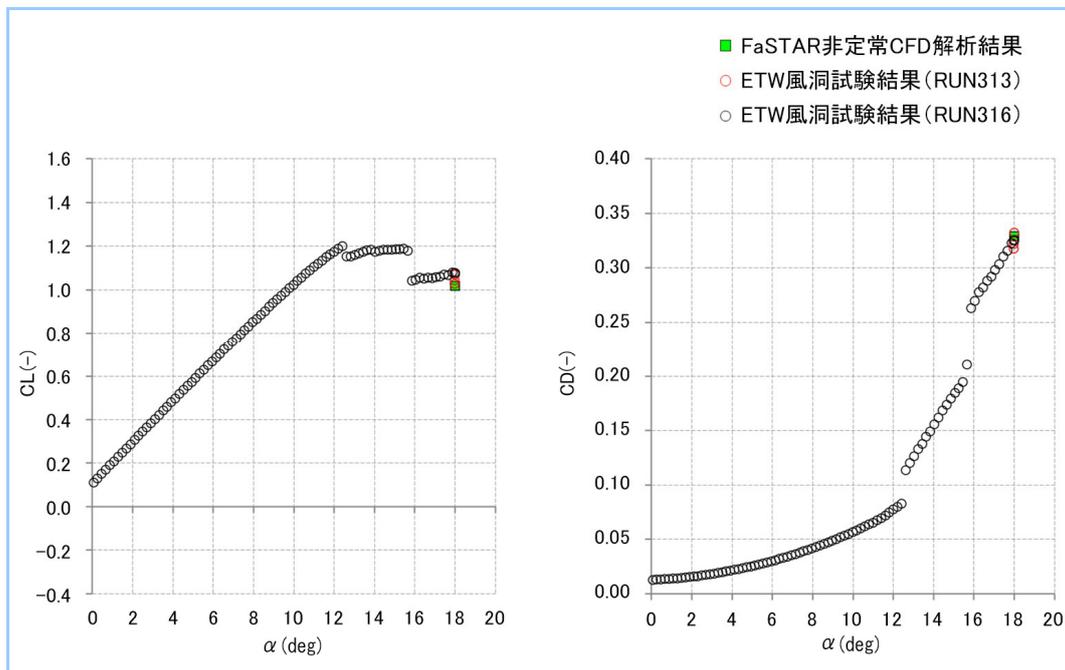


図5 NASA CRM 形状解析結果 — 揚力係数, 抵抗係数

### 3.2 簡易キャビティ流れでの検証

航空機が通常の巡航飛行をする際には、抵抗低減の観点から機体に大きな凹凸が無い形態をとる。しかし、離着陸で脚を下げる場合やステルス戦闘機が機体内部から搭載物を分離するような場合には、図6に示すようにギア・ベイやウェポン・ベイといったキャビティ状の領域が外部流に晒される形態をとる。このようなキャビティがある場合、流れの条件やキャビティの幾何学的条件によっては大きな音響振動が発生することが一般的に知られている。

本検証では、このような流れを念頭に簡易的な公知矩形キャビティ形状に対する非定常解析を実施し、対応する風洞試験データ<sup>8)</sup>との比較を行った。なお、解析の条件は風洞試験と直接比較可能なキャビティ形状(主流方向長さL:深さD:幅W=5:1:1), Mach数0.85, Reynolds数 $7.0 \times 10^6$ (主流方向長さL基準)とした。

本ケースは、キャビティ前縁を起点とする乱れた流れがキャビティ後縁の角部に当たり、その圧力変動が音波として前縁側に伝播し更に擾乱を加えるという一種の共鳴現象となるため、決まった複数の周波数で音響振動強度(音圧レベル)のピークが立つという特徴がある。図7に本解析での流れ場の概略とキャビティ底面における音圧レベルの風洞試験結果との比較を示す。これらより、FaSTARがキャビティ周辺の大きな渦を伴う乱れた流れ場を捉えていると共に、ピーク値やピ

ーク値をとる周波数について風洞試験と同様の特徴を示しており、音響振動特性の予測及び低減検討に有効であることを確認した。

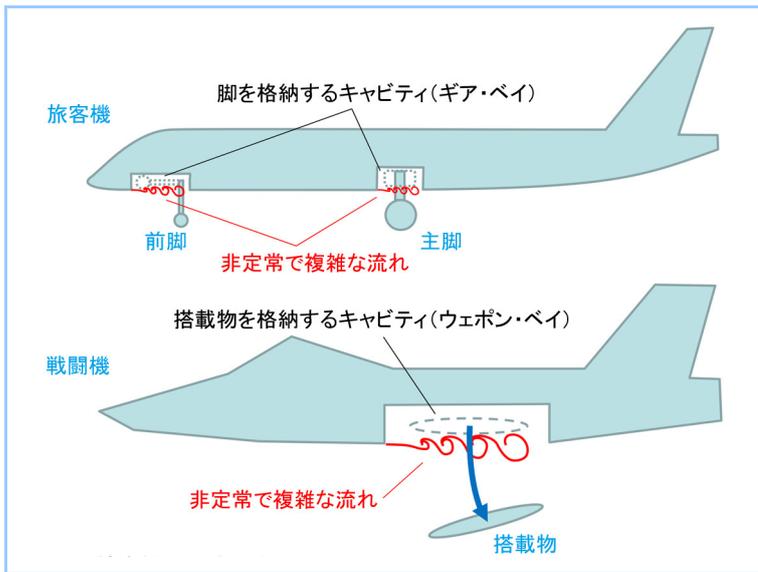


図6 航空機の代表的なキャビティ

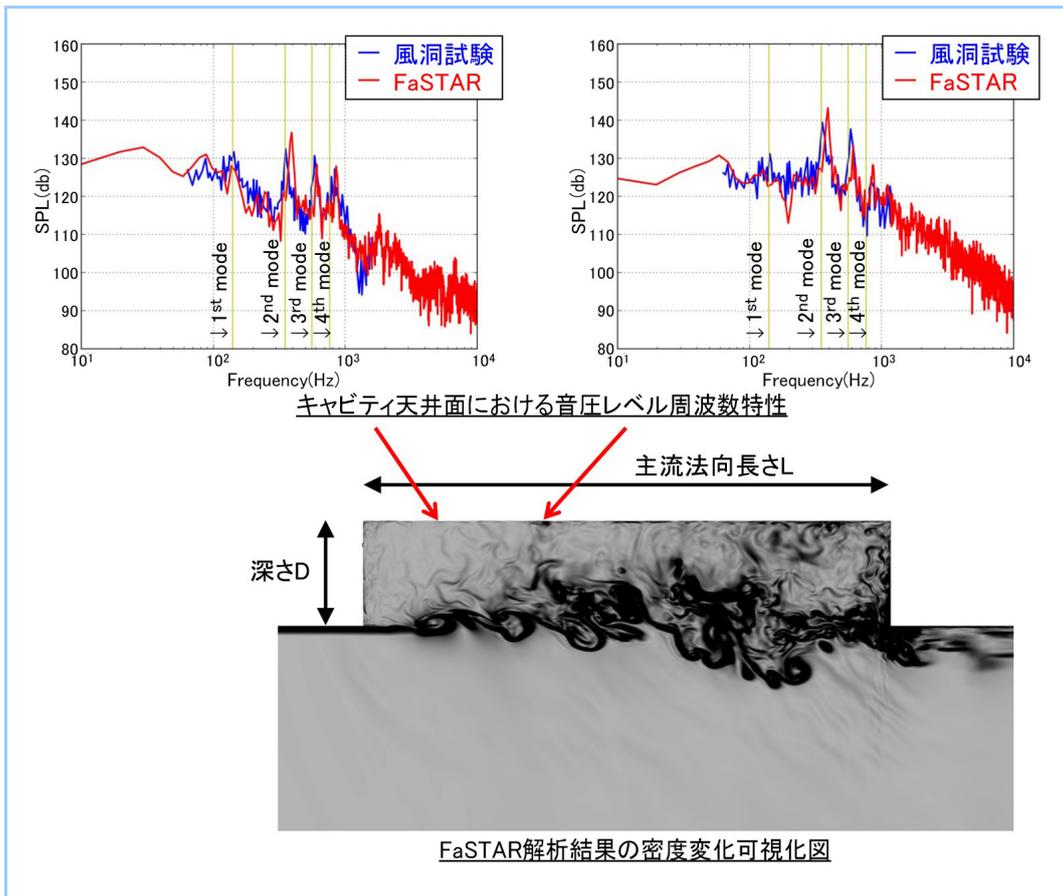


図7 簡易キャビティ流れ解析結果

#### 4. 事業適用

当社では将来戦闘機の開発に向けた様々な研究を実施しており、その1つとして図6に示したようなウェポン・ベイに対する非定常音響振動の予測・低減に積極的に取り組んでいる。この検討では、機体やウェポン・ベイの扉等の影響も含む詳細な形状に対する大規模な非定常 CFD 解析に FaSTAR を活用している。タイトル図及び図8はその解析で得られた流れ場の様子の例を示している。本解析によりウェポン・ベイ周辺の複雑かつ非定常な流れ場の特徴を捉える上で有益な

データが取得できている。

ウェポン・ベイ周辺の流れ以外にも上述したNASA CRMの例のような高迎角時における機体空力特性の把握やエンジン空気取入口内部流れの安定化といった非定常現象を対象とした課題は他にもあり、これらについても FaSTAR を活用している。

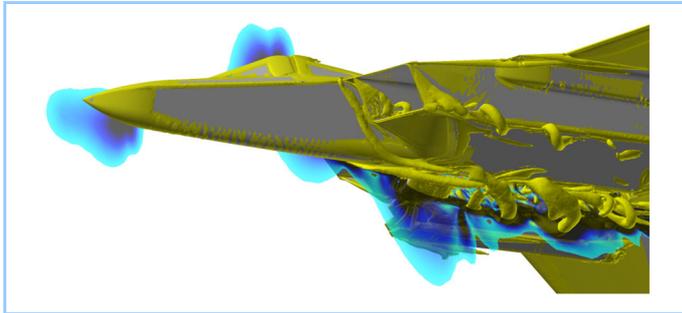


図8 渦構造及び密度変化の可視化図

## 5. まとめ

航空機的设计開発における CFD 解析の果たす役割は、実用上の観点で従来の定常問題を中心としたものに止まらず非定常問題にも本格的な一歩を踏み出しつつある。そのような背景の下、JAXAとの共同研究による計算速度の向上と精度検証を踏まえ、FaSTARを非定常 CFD 解析の実用的なツールとして運用していくこととした。実際の事業適用も開始し、設計検討において有効な成果が得られている。今後も解析目的に応じた検証や改良を実施しながら、様々な課題に適用範囲を広げていく。

また、当社では FaSTAR に対して運動連成機能を追加した FaSTAR-Move についても JAXA との共同研究による検証等を進めており<sup>(9)-(11)</sup>、こちらについても同様に検証や改良を実施しながら実事業での運用を継続していく。

## 参考文献

- (1) 橋本敦ほか、高速流体ソルバ FaSTAR の開発、第 42 回流体力学講演会／航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010, JAXA-SP-10-012, p. 79~84 (2010)
- (2) Hashimoto, A. et al., Toward the Fastest Unstructured CFD Code 'FaSTAR,' AIAA-2012-1075
- (3) 橋本敦ほか、高速な非構造格子流体ソルバ FaSTAR の開発、日本航空宇宙学会論文集, Vol. 63, No. 3, p. 96-105 (2015)
- (4) Hashimoto, A. et al., Fast Parallel Computing with Unstructured Grid Flow Solver, 28th International Conference on Parallel Computational Fluid Dynamics (2016)
- (5) TOP500 - Statistics - Performance Development  
<https://www.top500.org/statistics/perfdevel/>
- (6) NASA Common Research Model  
<https://commonresearchmodel.larc.nasa.gov/>
- (7) The ESWIRP ETW TNA test results  
<http://www.eswirp.eu/ETW-TNA-Dissemination.html>
- (8) Henshaw, M.J. deC. M219 Cavity Case, NATO RTO-TR-26, Verification and Validation Data for Computational Unsteady Aerodynamics
- (9) 上島啓司ほか、移動・変形を伴う物体周りの解析に対応した FaSTAR-Move の開発、第 49 回流体力学講演会／第 35 回航空宇宙数値シミュレーションシンポジウム講演集 1D11 (2017)
- (10) 上島啓司ほか、FaSTAR-Move の実用化に向けた機能向上、第 55 回飛行機シンポジウム講演集 1D01 (2017)
- (11) 吉本稔ほか、物体衝突回避検討に供する大規模運動連成空力解析技術開発、三菱重工技報, Vol. 55, No. 2 (2018)