

宇宙開発における数値シミュレーション利用 と JAXA 情報・計算工学(JEDI)センター

藤井 孝藏 JAXA 情報・計算工学センター/宇宙科学研究本部宇宙輸送工学研究系

CFD in Space Development and the Role of JAXA's Engineering Digital Innovation Center by Kozo Fujii

Abstract

This article presents CFD activities required in space development and the role of JAXA's Digital Engineering Innovation (JEDI) Center recently established to initiate such activities. Former part of this article shows the background why and how this center was newly established in JAXA. First key issue here is that CFD activities in JAXA have been focused on high-speed flow simulations mostly for aircraft but space development requires flow simulations in other areas too. Second key issue is that CFD in space development has been used mostly when problems occur in the development process but such is only a small portion of CFD capability. We believe that CFD can do much more especially if CFD is used in the preliminary and main design process. JEDI center focuses on the CFD tools in such design stages in addition to the activity making CFD more useful in solving the problems in the development process. Latter part of this article shows the background CFD technology. Two examples are shown. First is how to reduce the computational cost with keeping sufficient accuracy for flow simulations. Second is how to enable CFD being useful in the preliminary design stage. These will become key CFD technologies in the JEDI activity.

1. はじめに

1970年代以降、航空宇宙分野が計算技術、応用といった面で CFD 実利用をリードしてきたことから、一般に CFD 利用に関して航空宇宙分野はその先端を進んでいると考えられている。実際、周知の通り、航空機の開発では CFD を中心とした数値シミュレーション技術は設計および開発の各段階で不可欠となっている。また、宇宙開発においても、シャトルやカプセルの再突入時の耐熱や空力設計という輸送系に絡む「機体」空力シミュレーションにおいて CFD 技術は大いに利用されてきた。衝撃波付近で生ずる非物理的な振動を除去する TVD 法は、高速流れのシミュレーション技術として定着したが、これなども 1980 年代に盛んとなった大気再突入における熱課題を解決する過程で生まれたものである。

しかし、宇宙開発における空力シミュレーションを一步広げた視野で見た場合、ロケットや再使用宇宙機の機体だけでなく、格段に広い領域での流体の数値シミュレーションが要求される。例えば、過去の打ち上げ失敗からもわかるようにロケットエンジンは輸送系の信頼性を左右する構成要素である。その中心となるターボポンプを例にとれば、インデューサではキャビテーションを含む複雑な内部流れを扱う必要が、燃焼器では、状態にもよるが液滴を含む流れに燃焼が絡むといったモデル化さえままならない複雑な流れ現象を扱う必要がある。固体モータでは、アルミナ粒子などによる壁面浸食などが問題となるが、これも混相流れで、壁面への熱的、また機械的な作用を扱うことが要求される。衛星においても、みどり II で問題になった帯電やスラスターによる衛星の汚染などの課題があり、これらはプラズマ流体や粒子系の流体シミュレーションという範疇に属するものである。さらには、衛星の熱設計、機器配置の最適化などシミュレーションを含めた計算工学の利用領域はかなり広い。

これらの応用に対しては、航空宇宙がリードしてきた CFD 技術は非力であり、むしろ機械系、原子力系、天文系といった分野の CFD 技術が必要となる。残念なことに、宇宙開発における CFD はその分野を先導してはいない。総合的に考えたとき、宇宙開発における CFD はまだまだ期待に応えられていないというのが現状であろう。

宇宙航空研究開発機構(JAXA)は、これらの点を意識して 2005 年 10 月に本部独立組織として JEDI センターを発足させた。その活動はまだ始まったばかりであるが、センターの目的、重点項目などを通じて今後の宇宙開発における CFD 技術の利用の将来像が見えるかもしれない。本稿では、センターの紹介と活動の背景となる最近の技術動向を示し、私見を述べてみたい。

2. JAXA/JEDI センターの発足

JAXA 内においては、旧航技研や宇宙研を中心として OREX, HYFLEX といった再使用宇宙機開発に向けた研究などで数々の成果をあげてきた。また、SRB のトラブルなどロケットの不具合に対しては、組織横断でグループを組織し、課題解決に向けた数値シミュレーションを行ってきた。

旧 NASDA 技術研究本部(現 JAXA 総研本部)においては、宇宙3機関統合以前から CFD 技術を利用したロケットエンジン課題への取り組みを継続してきた。小さなグループながら、これらの成果が実を結び、ここ数年輸送系プロジェクトの現場からのシミュレーション技術への期待感も高まりつつある。

このような個別の努力はそれぞれ成果を挙げてきてはいるが、宇宙開発における多岐にわたる課題を俯瞰し、将来も含めた重要項目への取り組みを開始するには、既存の枠組みから一歩踏み出した組織が必要となる。

このような背景から、多様を極める宇宙開発プロジェクトの現

場に「生きた CFD 技術」を活用することを目標の1つとして、昨年 10 月に情報・計算工学センターが発足した。このセンターは機構全体を意識した JAXA4本部と独立な理事長直轄組織であり、数値シミュレーション以外に、JAXA 統合スパコンの運営、情報化技術の JAXA 事業への展開を併せて担当するセンターである。英文名は JAXA's Engineering Digital Innovation Center, 略して JEDI センターと呼ばれる。

3. センターの重点項目と背景となる技術

センターの目的は数値シミュレーションだけではないが、シンポジウムのテーマを考え、ここでは数値シミュレーション関連の活動に関してのみ述べる。

センターでは発足時に当面解決すべき4つの目標を掲げた。現中期計画があると1.5年で終了することを考え、この4つの研究事業に関する成果の実現を目指した実作業を優先し、次期中期計画を含めた中・長期的な課題と戦略の議論は、並行して行うこととした。4つの研究事業は、JAXA 事業にとって重要な課題で、緊急度が高く、短期的にも数値シミュレーションによる効果が期待できることを考慮して以下のものを選択した。

1. ロケットエンジン関連(特にターボポンプ、燃焼器、ノズルなど)
2. プルーム音響評価
3. プラズマ流体解析
4. 概念設計用計算手法の開発

は、プロジェクトの抱える現実課題解決と中・長期的な JAXA および開発メーカーの技術力アップの必要性から選ばれている。現在の解析例を図1、図2に示す。2に関しては、当面 HIB に伴う音響環境の評価が期待されるが、HII や M-V についても以前から未解決課題として残っていたもので、長期的には信頼性の高い評価方法の確立を目指している。3は衛星の帯電事故、スラスター等からのコンタミといった課題からイオンエンジン、磁気プラズマセイルなどの開発利用に関わるものであり、JAXA 長期ビジョンにおいて月・惑星探査が重点項目の1つに唱われていることに対応したものである。4は予算規模は小さいが、以後に述べるような数値シミュレーション利用の変化を先取りして概念設計レベルでの利用に的を絞った手法を世界的に先駆けて標準化していこうという試みである。これらの詳細とその成果は、今後シンポジウム等の場で順次公開されていくので、そちらを参考にさせていただきたい。

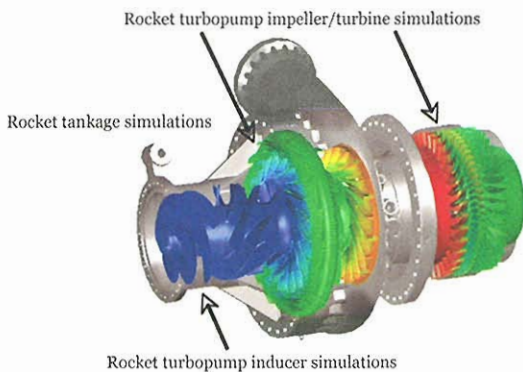


図1 ロケットエンジン供給系シミュレータの開発

4. JEDI センターと今後の CFD 技術利用

昨年公表された JAXA 長期ビジョンの重要課題を見たとき、シミュレーションを中核とした計算科学技術には、新規アイデアの創出、輸送系や衛星、探査機の信頼性向上、開発期間の短縮化、経費の削減、といった観点で十分な貢献が期待される。

一方、JAXA においては、特に航空機を中心に総合技術研究本部の各研究者が評価に値する流体数値シミュレーション技術を有している。これを踏まえ、JEDI センターの活動を下記の様に定義した。

- * 開発すべきソフトウェアと利用すべきソフトウェアの判断に関する議論によって新たな方向づけを行う。
- * 成熟した技術、現場的なシミュレーションは開発等を担う各本部が本部事業内で実施する。JEDI センターは現状未開拓と考えられているシミュレーション技術利用分野への展開および応用研究を実施する。また、JAXA プロジェクトを支える計算工学という切り口から先行的な研究や技術開発を実施する。
- * JAXA プロジェクトが抱える緊急課題に対しては、他本部と協力し、JAXA が持つ数値シミュレーション技術を結集して解決にあたる。

実際に、上記重点課題の2は総研計算科学グループと共同作業として、3は宇宙研のプラズマ系研究者や大学研究者と一体となって進めている。また、プロジェクトが抱える課題への対応は、JEDI センターに閉じず、総研メンバーも加えたレビュー会を適宜開催し、JAXA 全体の数値シミュレーション技術が有効に機能するよう工夫している。

JAXA に話題を絞って述べてきたが、宇宙開発においては JAXA、大学、企業の果たす役割が複雑に入り組んでいる。JAXA の持つ人員、技術も限られており、効率よく企業や大学と連携することが必要である。さらに、開発企業自身が実施する CFD シミュレーション、JAXA が実施する CFD シミュレーション、大学の協力に基づく CFD シミュレーションなどの進め方は、必要な利用分野、その分野での JAXA、企業、大学、さらには海外の技術力などを分析し、議論を経て進めていく必要があると考えている。今後の分析、シミュレーション実施に関して、関連企業から大学まで幅広い協力をお願いすることになるだろう。

CFD 技術は、これまでも宇宙開発のいろんな局面で利用さ

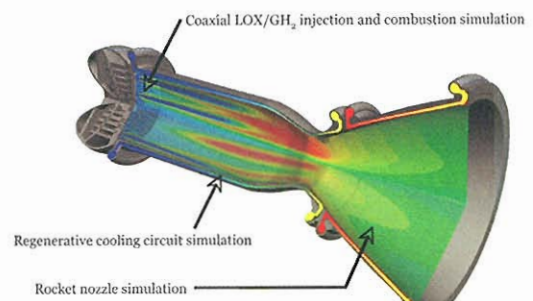


図2 ロケットエンジン燃焼系シミュレータの開発

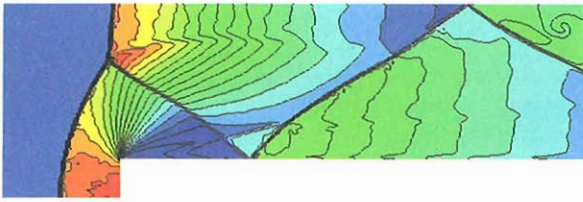


図3 7次精度 WCNS 法による計算結果の例

れてきた。しかしその多くは、開発途上もしくは実利用の途中で出てきた課題に対して「課題解決手段」の道具の1つとして利用されてきたものである。航空機のように開発プロセスに組み込まれ、風洞試験や過去の経験則から(開発の見地での)精度保証や使い方といったものが確立し、実用されているわけではない。膨大な宇宙開発の費用と時間を短縮していくには、「課題解決型」という受け身の利用から、「初期設計型」の攻めの利用へと転換を図る必要があるだろう。学会解説記事等で述べてきたように⁽¹⁻³⁾、CFD の利点が概念検討での利用にあることを考えると、さらに進んで「概念検討型」の利用により新しい概念を輸送系や感星探査に持ち込むことができれば、さらに CFD の価値は高まるものと思う。

これを実現するにはそれなりの時間が必要となる。一方で、課題解決型の利用にしても、経験や精度保証が不十分なため、担当者は多少の不安を抱えながら結果を示しているのが実情ではないだろうか。日本の宇宙開発は、目の前にたくさんの課題を抱えており、課題解決型においても CFD が果たすべ

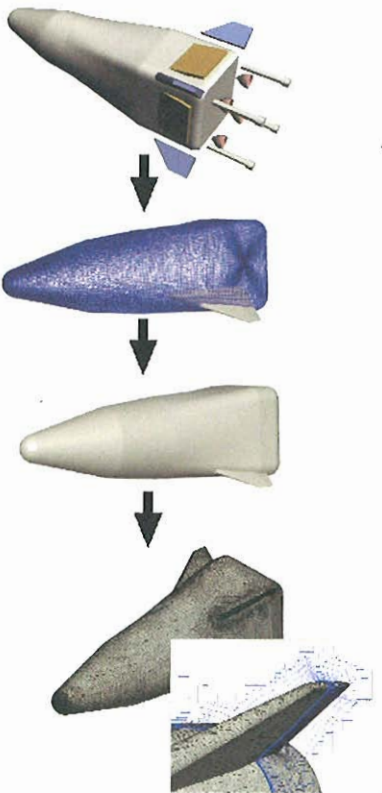


図4 直交格子+局所格子(生成 10 分)

きことが目白押しで、信頼性を確保しつつ結果を出していくことが期待されている。

JEDI センターは発足以降の半年、課題の分析に多くの時間を割いてきており、新しく立ち上げたテーマに対する成果が出るのはこれからである。今期中期計画が終わる 2007 年度末までに評価に値する成果を挙げることを目指している。また、次期中期計画に向けて、明確な目標設定を準備しているところである。

5. 背景となる技術例

以下は、JEDI センター活動の紹介ではなく、一般的な CFD の動向に関する記述である。JEDI センターの今後の技術開発にも関係する2つの話題を紹介する。

スペクトル的な解像度を有する高精度計算法

計算機の能力が向上し、PC レベルでもかなりの格子点数を扱うことが可能になってきた。一方で、航空宇宙で重要な高速流体等のシミュレーション手法は乱流モデルを利用する RANS から LES もしくは LES/RANS ハイブリッド手法へと変化してきており、例えば私たちが多くの経験を有する機体まわりのシミュレーションを想定した場合でも、かなりの計算機メモリーと計算時間が必要になる。得られるデータは非定常であり、対象となる流れ場にもよるが、経験上時間的な平均場をそれなりの精度で評価するには 10-20 万時間ステップ程度の時間積分が必要となる。

80年代後半からしばらく停滞した計算手法に関して、高精度手法が実用に利用されるようになってきている。例えば、構造格子系ではスペクトル的な手法であるコンパクト法⁽⁴⁾や WCNS 法⁽⁵⁾(図3参照、詳細は本資料の野々村らの論文を参照)が実用に供されているが、これらの手法では1つの波動周期を捉えるために必要な一方向の格子点数は既存の手法の 1/5 程度の格子点数に抑えられる。物体適合格子の影響もあるが、LES やハイブリッド的なシミュレーションでは空間内はある程度一定に近い格子幅であると考え、かなりの格子点数が節約

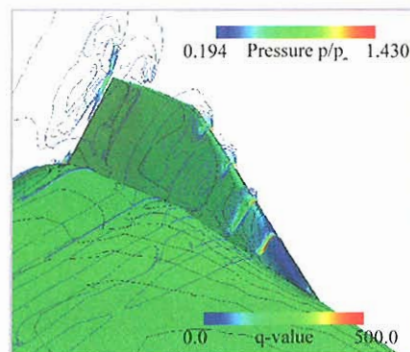
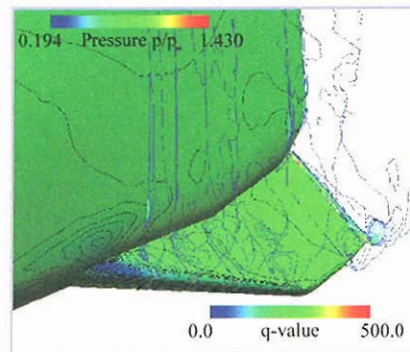


図5 計算結果の例

できる。格子幅を5倍にできると 5^3 、すなわち1/125近く格子点数を減らすことが可能である。計算格子幅が大きくなると、同時に時間刻み幅もある程度かせげるので、実際は、この比よりも更に計算時間を減らすことができる。非構造格子系は一般に構造格子に比べて実利的な意味での解像度が低く、また高次精度化が難しいと考えられてきた。しかし、非構造格子系においても、ここ1、2年 Discrete Galerkin 法、Spectral Element 法といった高次精度化手法利用の可能性が示されている^(6,7)。構造格子の典型的な例を用いて、表1にシミュレーションに必要な格子点数を記す。あくまで1つの例であり、プログラムの組み方等によって大きな差異は出ることを念頭においていただきたい。

次に計算時間を考えよう。概要は表2に示した。具体例として、相模原にあるベクトル計算機1ノード(8cpu)を利用したシミュレーションを考えよう。 10^5 程度のレイノルズ数のLESシミュレーションを既存の手法で実行すると、現状15,000時間程度がかかる。スペクトル的な手法を利用すれば1/125になり、120時間程度とかなり現実的な数字になる。相模原の計算機は1世代前のもので、数年後の計算機性能はこの10-15倍程度に向上すると想定されるので、10時間程度でMAVや火星航空機の機体まわりのシミュレーションが可能になる。レイノルズ数が一桁上がると100倍の格子解像度が必要と言われており、計算時間も100倍以上になる。従って、風洞試験レベルの 10^6 のレイノルズ数を考えると、通常的手法で1ノード(8cpu)を利用して1,500,000時間、スペクトル法でも12,000時間、すなわち1つのシミュレーションに11年程度を要する。ただし、数年後の性能ではこれが800時間程度で可能となる。

LES/RANS ハイブリッド法⁽⁸⁾では計算時間も格子点数も1/500程度さらに減らすことができるので、ハイブリッド法が利用できる諸問題に対してはかなり現実的なシミュレーションが数年後実現できるようになると思われる。

これら新しい手法が実問題で使える目処が経ったことを踏まえ、JEDIセンターの重点4分野の1つとしてブルーム音響解析をとりあげている。JAXA次期導入マシンによって、より正確な音源の探索と伝播に把握が期待でき、これに構造系のシミュレーションを加えることでペイロード衛星に与える音響振動環境を見積もることが次期中期計画の成果として可能になって欲しいと考えている。

以上は、機体まわりのクリーンな高速流体の場合であった。最初に述べたように、宇宙開発では、航空系に加えて機械系の数値シミュレーションが必要となる。これらより複雑な物理を含む流れ場に対しては、未知な点がまだまだたくさんあり、今後どのようにアプローチすべきか現在検討を続けている。

概念設計に向けたシミュレーション手法の確立

数値計算作業の負担を軽減化することはもちろん重要であるが、CADデータなど形状データからスタートして、格子生成、数値シミュレーション、結果の表示、データの解析、と進む一連の作業全体の効率化は大きな課題である。解決の1つの方法として90年代後半あたりから直交格子を利用した数値シミュレーションが再び注目を集めるようになった⁽⁹⁻¹¹⁾。すでにNASA Ames研究所のCART3Dなどはシャトルの事故における利用で注目を集めているし、国内でも理研のグループなど工学分野全般で利用が高まりつつある。CART3Dは非粘性解析を対象としたソフトウェアであるが、私たちが扱う宇宙輸送系などでは流れの剥離現象を取り扱うことが必要である。粘性流れ、それも剥離現象を直交格子のみで扱う手法としてカットセルなどの方法が提案されているが、やはり物体近くは物体適合的なプリズム的な格子を利用するのがしばらくは得策であろうと思われる。このような背景から、私たちは直交格子+局所格子というアプローチで効率的な数値シミュレーション作業手段の構築を目指してきた。開発中のプログラムは概念設計をターゲットにしているため、形状の複雑性はある程度に留ま

ると考え、胴体、主翼、尾翼、などの形状コンポーネントをさまざまに変更して数値シミュレーションを行う component-based approach をとっている⁽¹²⁾。図4は単段の繰り返し利用ロケットの概念設計の例である。物体形状がコンポーネントごとにCAD等のデータとして与えられた場合、物体形状の定義、外部の直交等間隔格子の生成、物体表面格子の生成、直交等間隔格子と物体格子との接続、など一連の作業が10分程度の時間で可能となる。似たような手法は論文等でも紹介されているが、格子生成のみが示され、実際の流れ場計算は示されないことが多い。過去の成果は、(1)あるレベルで流れ場数値計算が実現できること、(2)具体的に種々の物体形状に適用した際に起こる課題に対処できること、の2点が欠如したものが多し。(1)に関しては、図5にシミュレーション結果を示す。現在、様々なケースを対象に計算を行うことで手法の信頼性評価を進めている。(2)に関しては、これまで経験した範囲は解決済みであるが、今後広い適用において生ずる問題解決はこれからの課題である。このような手法では、必ず問題ごとに課題が出るので、現状のプロトタイプを洗練して汎用プログラムにして行く過程でケースごとの課題を解決する方法を組み込んでいく予定である。最初に述べたように、このプログラムは宇宙開発の概念設計を主な利用対象として考えているので、市販のソフトウェアのように「どんな複雑な物体形状でも計算可能」は考えていない。そう制限することで、ケースバイケースの課題も限られた範囲でおさまらるだろうと考えている。

6. まとめとお願い

宇宙開発におけるCFDとJAXA情報・計算工学センターについて述べてきた。前半部は、平成17年10月に発足したJEDIセンターに関する紹介を、後半部はJEDIセンター活動にも今後関連してくる基盤的な数値シミュレーション技術を2つ紹介した。

JAXAにおける数値シミュレーション技術は、航空分野からスタートしたこともあって高速気流を中心とした流れ解析に特化していた。宇宙開発における流体関連の数値シミュレーションには、より複雑な物理を含む流れを扱うことが要求される。また、流体以外の分野の活動も大いに進めなければならない。JAXAのみでこれを実行することは難しく、大学、企業との連携を国内だけでなく海外にまで広げて考えていくことが必要であろう。私たちとしては、1.5年を残す現中期計画期間中にこれらの道筋をつけたいと考えている。今後の議論に関して、大学や企業の方々のご協力をお願いする次第である。

なお、本原稿ではシンポジウムの性格を考慮してCFDという言葉を中心に利用してきたが、実際には計算工学全般と置き換えて読んでいただければ幸いである。

参考文献

1. 藤井孝蔵, CFDは何を変えたか?—航空宇宙CFDの30年から見るCFDの将来—第18回数値流体力学シンポジウム特別講演, 講演論文集, Dec. (2004).
2. Fujii, K., Progress and Future Prospects of CFD in Aerospace—Wind Tunnel and Beyond,” Progress in Aerospace Sciences, Vol. 41, No. 6, pp. 455-470, Elsevier, (2005).
3. 藤井孝蔵, 流体シミュレーション: 過去, 現在, 未来, 計算工学, Vol. 11, No. 1, 10周年特別号, Jan. 2006.
4. Gaitonde, D. V. and Visbal, M. R., Further Development of a Navier-Stokes Solution Procedure based on Higher-order Formulas, AIAA Paper 99-0557, (1999).

5. Deng X. G., Liu, X., and Zhang, H., Investigation of Weighted Compact High-order Nonlinear Scheme and Application to Complex Flow, *ALAA Paper* 2005-5246, (2005).
6. Jaap, J. W., Vegt, v. d. and Xu, Y., Space-Time Discontinuous Galerkin Method for Large Amplitude Nonlinear Water Waves, pp. 20-21, Abstract of 4th ICCFD, Ghent, July, (2006).
7. Wang, Z. J., Sun, Y., Liang, C. and Liu, Y., Extension of the Spectral Difference Method to Viscous Flow on Unstructured Grids, pp. 129-131, Abstract of 4th ICCFD, Ghent, July, (2006).
8. Kawai S. and Fujii K., Analysis and Prediction of Thin-Airfoil Stall Phenomena with Hybrid Turbulence Methodology, *AIAA Journal*, Vol. 43, No. 5, pp. 953-961 (2005).
9. 小野謙二, 設計における直交格子法の利用, *ながれ*, Vol. 21, No. 1, pp. 16-25, (2002).
10. Lahur, P.R., Hexahedra Grid Generation, 第17回数値流体力学シンポジウム講演集, F8-4, (2003).
11. Afrosmis, M. J., Berger, M. J. and Murman, S. M., Application of Space-Filling Curves to Cartesian Methods in CFD, *AIAA Paper* 2004-1232, (2004).
12. 藤本圭一郎, 藤井孝蔵, 格子生成自動化による設計CAE技術の高度化, 第18回計算力学講演会, 講演論文集, Nov. (2005).

	Re=10 ⁵ 以下 火星飛行機, 模型飛行機, MAV など	Re=10 ⁶ 風洞試験レベル	Re=10 ⁷ 以上 民間輸送機 など
通常手法格子点数 (必要メモリー)	12.5 億点 (1 TB)	1250 億点 (100 TB)	1 兆点 (10 PB)
スペクトル的手法格子点数 (必要メモリー)	1000 万点 (8GB)	100×1000 万点 0.8 TB	10 ⁴ ×1000 万点 80 TB

表 1 高度(LES)シミュレーションと必要格子点数および必要メモリー容量

	Re=10 ⁵ 以下 火星飛行機, 模型飛行機, MAV など	Re=10 ⁶ 風洞試験レベル	Re=10 ⁷ 以上 民間輸送機 など
通常手法 必要計算時間	1 ノード 8cpu で 15,000 時間 現 ISAS マシン規模で 1000 時間程度	1 ノード 8cpu で 1,500,000 時間 現 ISAS マシン規模で 100,000 時間, 11 年程度	1 ノード 8cpu で 150,000,000 時間 現 ISAS マシン規模で 1100 年程度
スペクトル的手法 必要計算時間	1 ノード 8cpu で 120 時間 現 ISAS マシン規模で 8 時間程度	1 ノード 8cpu で 12,000 時間 現 ISAS マシン規模で 800 時間程度	1 ノード 8cpu で 15,000 時間 現 ISAS マシン規模で 80,000 時間程度

表 2 高度(LES)シミュレーションと必要計算時間