

宇宙航空研究開発機構研究開発資料
JAXA Research and Development Memorandum

ITBL 環境におけるヘリコプタの BVI 騒音解析ツール
MENTOR – FWH

Calculation Tool for Helicopter BVI Noise in ITBL Environment :
MENTOR – FWH

梁 忠模^{*1}, 青山 剛史^{*1}, 甫喜山 潔^{*2}, 岩宮 敏幸^{*3}

Choongmo YANG^{*1}, Takashi AOYAMA^{*1}, Kiyoshi HOKIYAMA^{*2}
and Toshiyuki IWAMIYA^{*3}

- * 1 研究開発本部 数値解析グループ
Numerical Analysis Group, Aerospace Research and Development Directorate
- * 2 機算力学研究センター
Research Center of Computational Mechanics, Inc.
- * 3 研究開発本部 研究推進部
Program Management and Integration Department, Aerospace Research and Development Directorate

2009 年 2 月
February 2009

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

Chap 1. ITBLプロジェクト	1
Chap 2. MENTORの概要と解説	4
2.1 MENTORの概要	4
2.2 BVI騒音	5
2.3 MENTOR-FWHコードの概要	5
Chap 3. プログラムの使用法	5
3.1 ジョブの実行準備	5
3.2 観測点1点における騒音計算	11
3.3 半球面上の騒音計算	16
3.4 異常終了の時	19
Chap 4. まとめ	21
Chap 5. 補足1 TMEの構成定義	21
Chap 6. 補足2 TMEアイコンのコピーと構成定義の変更方法	22
Chap 7. 補足3 実行中の構成定義の状態表示	26
Chap 8. 補足4 MENTOR-Singleコードの概要	27
8.1 基礎方程式と離散化	27
8.2 計算領域外の渦からの影響	28
8.3 翼端渦モデル	28
8.4 翼端渦の幾何学的な形状	28
Chap 9. 参考文献	29

ITBL環境におけるヘリコプタのBVI騒音解析ツール MENTOR – FWH *

梁 忠模^{*1}、青山 剛史^{*1}、甬喜山 潔^{*2}、岩宮 敏幸^{*3}

Calculation Tool for Helicopter BVI Noise in ITBL Environment : MENTOR – FWH *

Choongmo YANG^{*1}, Takashi AOYAMA^{*1}, Kiyoshi HOKIYAMA^{*2} and Toshiyuki IWAMIYA^{*3}

ABSTRACT

This is a report on a part of multidisciplinary simulation software package, MENTOR (Multidisciplinary Euler/Navier-Stokes Tool for Rotorcrafts), which JAXA has developed to be utilized in the ITBL (Information Technology Based Laboratory) environment. In this environment, ITBL middleware manages the computer resources registered on the network and visualizes workflows. Hence, it is not necessary to be conscious of individual computer resources and application software can be run easily and effectively. The Blade-Vortex Interaction (BVI) noise of helicopter is predicted by an acoustic code based on the Ffowcs-Williams and Hawkings (FW-H) equation, MENTOR-FWH. This report explains how to use these application tools in the ITBL environment.

Keywords: ITBL, Helicopter, Noise, Blade-Vortex Interaction

緒言

ITBL (Information Technology Based Laboratory) プロジェクトは、近年飛躍的にその帯域を広げてきた広域ネットワーク上に接続されているスーパーコンピュータやデータベース等の計算資源を有効に活用するための仕組みと、その上で利用可能な計算科学アプリケーション・ソフトウェアを開発することを目的として平成13年度から開始されたプロジェクトで、科学技術庁（現在は文部科学省）傘下の6機関が中心となって役割分担をしながら進めてきたものである。ITBLの提供する基盤ソフトウェアを用いることにより、仮想化された環境の中で計算機資源との距離を意識することなく作業をすることができるようになり、ITBL環境を有効に活用することができ

る。

本報告では、ITBL環境において活用されるソフトウェアとして開発してきた、ヘリコプタ統合解析プログラム MENTOR (Multidisciplinary Euler/Navier-Stokes Tool for Rotorcrafts) の一部である MENTOR-FWH を用いた解析方法についての解説を行う。MENTOR-FWH は、Lighthill の音響アナロジーに基づく Ffowcs-Williams and Hawkings (FW-H) 方程式を用い、任意の観測点における音圧の時間変動を求める解析プログラムである。

Chap.1 ITBL プロジェクト

ITBL (IT-Based Laboratory) プロジェクトは、研究機関の持つスーパーコンピュータやデータベース等を高速ネットワークで接続することにより、複雑で高度なシミ

* 平成21年2月4日受付 (received 4 February, 2009)

*1 研究開発本部 数値解析グループ (Numerical Analysis Group, Aerospace Research and Development Directorate)

*2 株式会社計算力学研究センター (Research Center of Computational Mechanics, Inc.)

*3 研究開発本部 研究推進部 (Program Management and Integration Department, Aerospace Research and Development Directorate)

ュレーションや遠隔地との共同研究を容易にする仮想研究環境 (ITBL仮想研究環境) を構築し、スーパーコンピュータ等の計算資源を有効活用して研究を高度化することを目指すものである。そこでは、高速ネットワークによって接続されたスーパーコンピュータなどの計算機群が論理的に束ねられ、ITBLに参加した研究者は、計算機の所在やアーキテクチャを気にすることなく計算資源を利用できる。またキャビネットやフォーラムなどの情報伝達サービスにより、研究者間での情報共有やコミュニケーションが可能となっている。

ITBL仮想研究環境を実現するための基盤となる一群のソフトウェアのことをITBL基盤ソフトウェア¹⁻⁵⁾と呼んでおり、日本原子力研究所(現 独立行政法人 日本原子力研究開発機構)が開発を担当した。この種のソフトウェアは、OSとアプリケーション・ソフトウェア⁶⁾の間であって、特定の目的のための高度な機能を提供することから、一般にミドルウェアと呼ばれている。ITBLでは、ITBLサーバとその管理下にある複数の計算機から構成される運用上独立とみなせる単位のことをサイトと呼び、複数のサイトをネットワークで繋ぐことで仮想研究環境

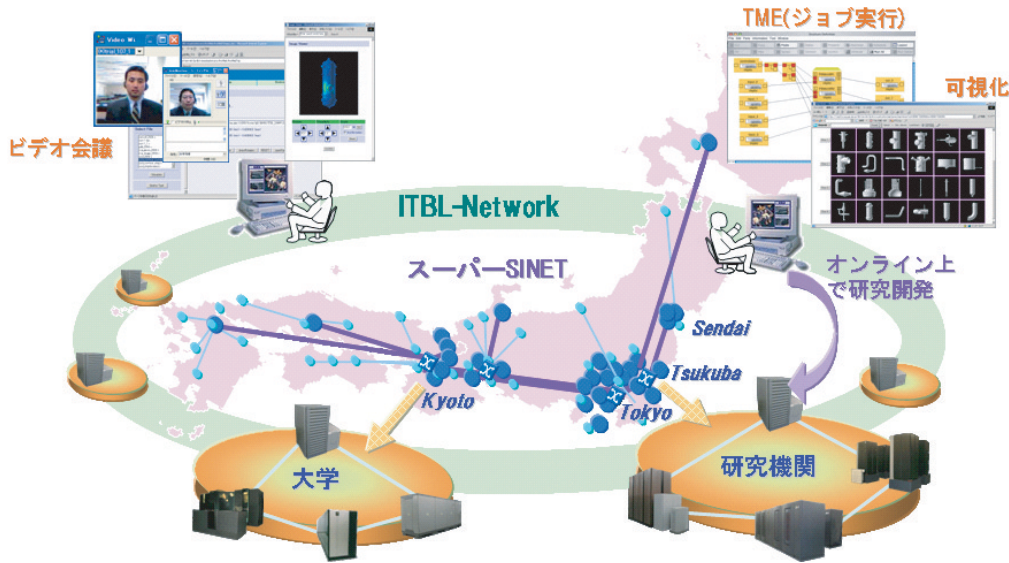


図 1-1. ITBL の概念図

仮想研究拠点：13サイト（12機関）、接続計算機：27台（20機種、約57TFlops）

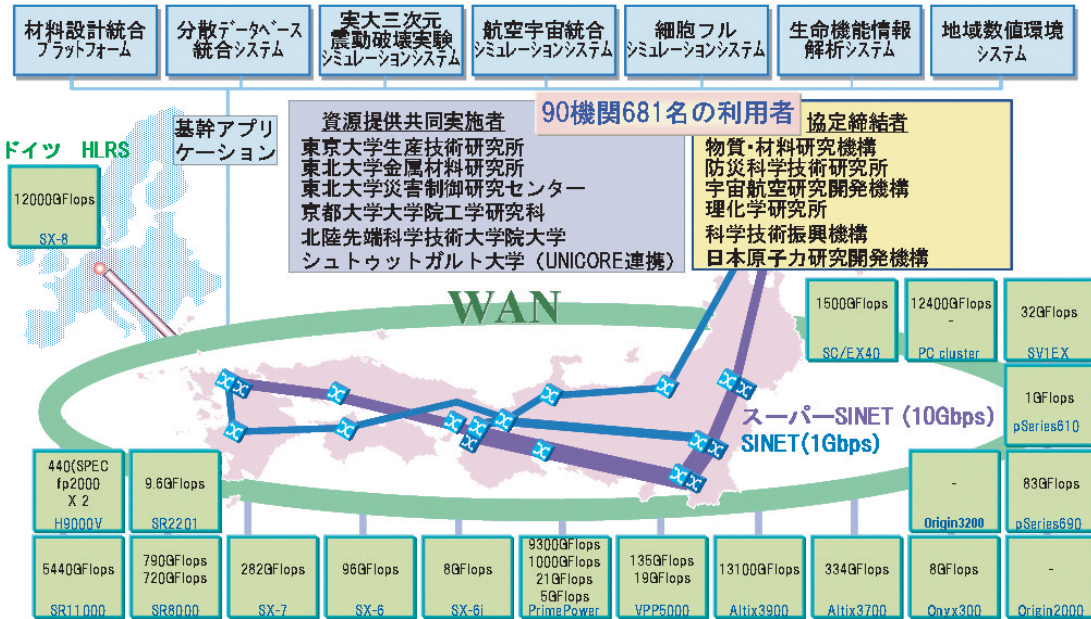


図 1-2. ITBLに接続されているサイトと計算機資源

を実現している。基本的に全てのサイトは管理上等価であり、サイトに上位/下位などの概念はなく、フラットな構造を有している。このような環境の中で利用者の特定と利便性を同時に実現するための仕組みが認証 (authentication) である。ITBL を利用できる利用者 (以下、ITBL 利用者と呼ぶ) を登録できるサイトは1つだけであり、そのサイトをとくに事務局サイトと呼んでいる。事務局サイトには、登録用端末と証明書管理用 Web サーバが設置され、ITBL 利用者のための証明書の発行を行っている。ITBL 利用者はどこか1つのサイトに所属し、その所属するサイトにだけログインすることができる。ITBL 利用者が所属するサイトのことを、その利用者の拠点サイトと呼ぶ。ITBL 利用者は拠点サイトにログインすることによって、そのサイトや他のサイトの計算機資源を利用できるようになる。

ITBL サーバは ITBL の中核となるサーバ群で、各サイトに1セットずつ設置され、計算機群の管理や ITBL 利用者へのユーザインタフェースを提供する。ITBL のセキュリティを確保するため、ITBL フロントサーバ、ITBL データサーバ、ITBL 中継サーバの3台のサーバから構成される。

ITBL フロントサーバ (以下、フロントサーバと呼ぶ) は、インターネットからアクセス可能なネットワークに接続され、ITBL 利用者に ITBL を利用するためのインタフェースを提供する⁷⁻¹⁰⁾。また、サイト同士が連携する際の窓口となる。ITBL データサーバ (以下、データサーバと呼ぶ) は、ITBL の運用に必要な管理データと研究コミュニティで扱う共有データを格納する。セキュリティ確保のため、インターネットから直接アクセスされないネットワークに接続されている。ITBL 中継サーバ (以下、中継サーバと呼ぶ) は、スーパーコンピュータなどの計算機群と直接やり取りを行なうため、構内 LAN などの内部ネットワークに接続される。また、フロントサーバとはファイアウォールを越えて通信が行えるようになっている。サイトを構成する計算機群のうち、ITBL サーバ以外の計算機を、計算ジョブ実行用計算機 (以下、実行計算機) と呼ぶ。これらは、ITBL 利用者が実際に研究を行なうための計算機資源であり、利用者のアプリケーションプログラムが実行される環境でもある。これらのサーバ上には、“Task Mapping Editor” (TME) を使って行なう ITBL 基盤ソフトが実装され、中継サーバ、フロントサーバを介して、ITBL 利用者に研究環境を提供する。

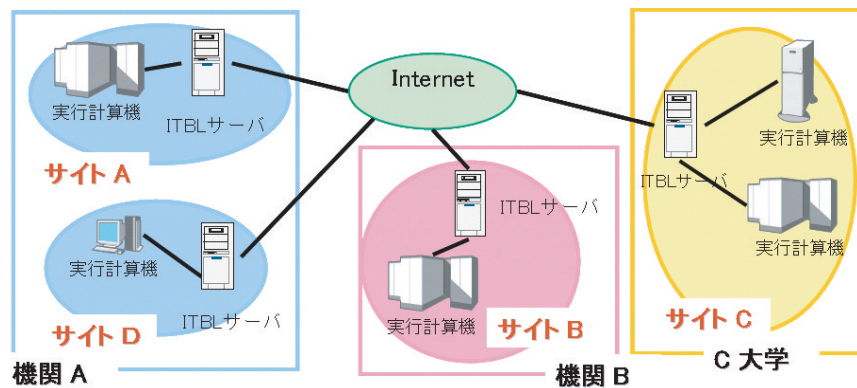


図 1-3. ITBL 仮想研究環境のしくみ

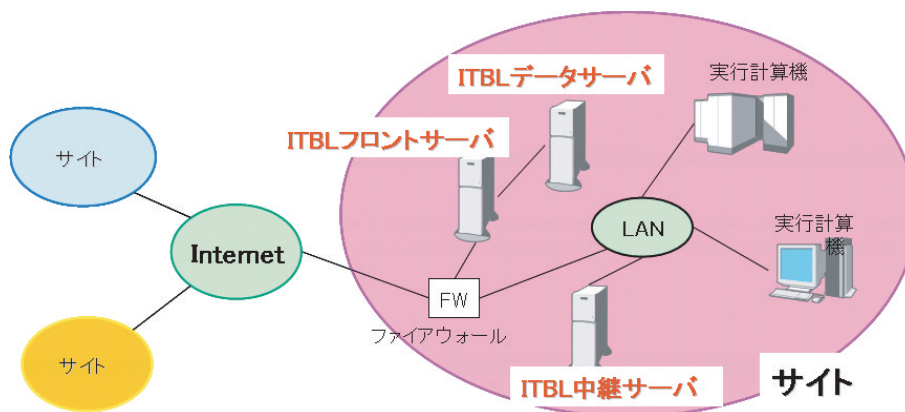


図 1-4. ITBL サーバの構成

TMEの具体的な方法は補足1, 2, 3を参照のこと。利用者端末とは、ITBL利用者がITBLのユーザインタフェースを使ってITBLを利用するための端末環境のことである。WebブラウザとJava環境が使えるPCあるいはワークステーションであれば、利用者端末として使用することができる。また、ITBLを利用するためには、利用者端末上のWebブラウザにITBL事務局が発行した証明書を組み込む必要がある。ITBLでは、ITBL事務局から発行されるクライアント証明書を使ってシングルサインオン（ユーザが一度認証を受けるだけで、許可されているすべての機能を利用できるようになる仕組み）を実現している。証明書には、ITBL利用者にユニークに割り当てられたグローバルIDの情報が含まれており、この証明書をWebブラウザに取り込むことにより、ITBL基盤ソフトは利用者端末を認識する。

ITBLでは、実行計算機資源を利用できる機能のほかに、仮想研究環境を実現するための中核として研究コミュニティという概念がある。複数のITBL利用者がコミュニティを形成することにより、そのメンバー内でデータ（文書）の共有をしたり、電子的に意見を交換することができるようになる。具体的なサービスとして、キャビネットサービスと会議室サービスがある。キャビネットサービスはデータの格納や他のITBL利用者とのデータ共有を行なうためのサービスを提供する。会議室サービスはメッセージの投稿／閲覧をするためのサービスである。この機能を利用して、他のITBL利用者と情報や意見を公開／交換することができる。

Chap.2 MENTORの概要と解説

2.1 MENTORの概要

垂直離着陸し、かつ空中に静止することができるヘリコプタは、ドクターヘリ、消防・防災ヘリ、報道ヘリ等、様々な分野で活用されている。また、最近では空力的デザインの改善等によって高速前進飛行も徐々に可能となっており、ますます都市間交通の手段として活躍が期待されている。JAXAでは、現在及び将来のヘリコプタの解析や設計などの基盤を支えるため、統合的なヘリコプタ解析ソフトウェアMENTOR (Multidisciplinary Euler/Navier-Stokes Tool for Rotorcrafts) を開発してきた。MENTORは、将来的にコンピュータの中にエンジンも含むヘリコプタ全機を再現して、離着陸やマヌーバ飛行などの非定常飛行も含むあらゆる状態でヘリコプタの性能（空力性能、構造強度、運動特性・飛行安定性、騒音・排出物特性など）を模擬することを目指している。現状のMENTORはCFDによる空力解析部分と波動方程式を解く音響解析部分に分かれており、それぞれが2種類の

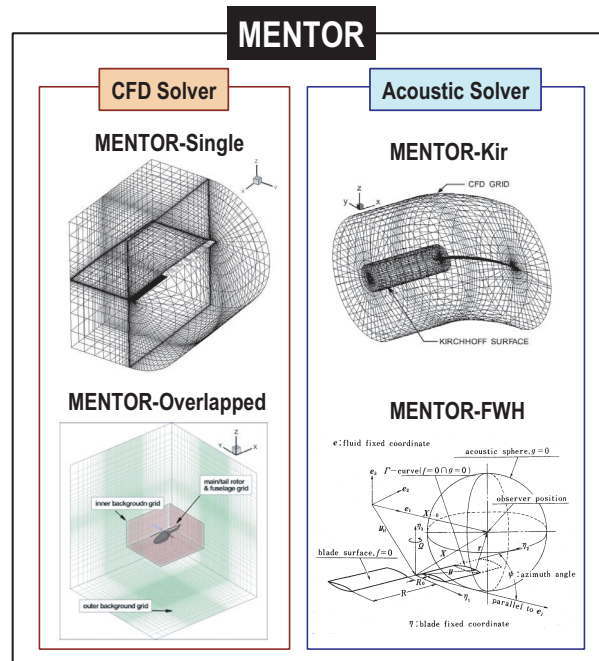


図2-1. MENTORの構成

コードからなっている（図2-1）。

MENTOR-Singleは、ヘリコプタの単一ブレード用CFD解析プログラムで、ブレード周りの流れ場をEuler方程式、またはNavier-Stokes方程式に基づいて解析する。CFDの計算領域外に形成された渦の影響を考慮するために、Field Velocity Approach (FVA) を適用している。一方、MENTOR-Overlappedはヘリコプタ全機の詳細な解析を目指して開発された大規模CFD解析コードである。移動重合格子を適用した計算格子は、メインロータとテールロータの個々のブレードを覆うブレード格子、胴体周りの胴体格子、機体全体を包む内側背景格子、さらにその外に配置された計算領域全体に及ぶ粗い外側背景格子からなっている。これにより、ヘリコプタ全機の解析やマヌーバ飛行などの解析も可能となっている。表2-1は、MENTOR-SingleとMENTOR-Overlappedにおいて、標準的な格子数と計算時間、解析結果の正確度、使用目的を比較している。

表2-1. MENTOR-SingleとMENTOR-Overlappedの比較

格子形式	MENTOR-Single	MENTOR-Overlapped
格子数	0.5 ~ 5 millions	20 ~ 60 millions
計算時間	1 ~ 10 hr/case	100 ~ 500 hr/case
正確度	moderate	excellent
使用目的	設計・産業用	学問的な研究用

音響解析コードのMENTOR-FWHは、Lighthillの音響アナロジーに基づくFfowcs-Williams and Hawkings (FW-H) 方程式を用いており、任意の遠方観測点における音圧の時間変動を求めるものである。4極子の音源項を無視しているため、回転するブレードと、先行するブレードから放出された翼端渦との干渉によって発生するBVI (Blade-Vortex Interaction) 騒音のように、双極子音が卓越する音響解析に適している。一方、MENTOR-Kirは、波動方程式にGeneralized Derivativeの概念を導入して導出されたKirchhoff方程式を用いており、ヘリコプタの高速前進飛行時に発生する高速衝撃(High Speed Impulsive: HSI)騒音のように、4極子音が卓越する音響解析に適している。

本報告書では、MENTOR-FWHを用いたBVI騒音の解析法について解説する。

2.2 BVI 騒音

ヘリコプタが都市上空で飛行する際には、主にロータ・ブレードから発生する騒音が問題となり、これがヘリコプタの柔軟な運用を妨げる要因となっている。様々なヘリコプタの騒音の中でも、とくに、着陸時に顕著となるBVI騒音は住民への被害が大きいため、その低減が喫緊の課題となっている。この騒音は、回転するブレードと、先行するブレードから放出された翼端渦との干渉によって発生する騒音(図2-2参照)であり、その低減を目的として様々な実験的、理論的研究が行われているが、CFD技術を適用した数値解析による手法は、騒音発生メカニズムの理解や騒音レベルの予測に有効な手段として、とくに注目されている。

MENTORを用いてBVI騒音予測法する場合には、MENTOR-SingleコードもしくはMENTOR-Overlappedコードを用いたCFDによる空力解析の結果を入力とし、MENTOR-FWHによって任意の観測点における騒音を予測するハイブリッド手法を用いている。その際、MENTOR-Singleコードでは、ブレードの翼端渦による誘導速度や渦の配置を予測するため、渦モデルとBeddoes generalized wake modelを組み合わせている。具体的な方法

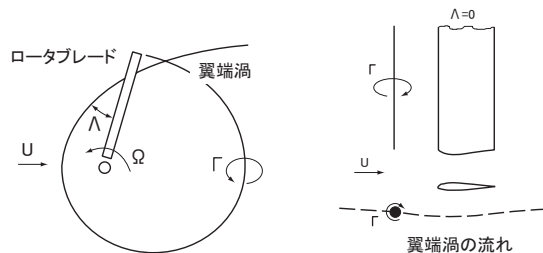


図 2-2. BVI の概念図

は補足4を参照のこと。MENTOR-Singleコードを用いた手法は、予測精度に劣る部分はあるものの、計算負荷が少ないという点で実用的であり、MENTOR-Overlappedコードを用いた手法は、ブレードの翼端渦をCFDで直接計算するので詳細な流れ場の把握に適している。

2.3 MENTOR-FWH コードの概要

MENTOR_FWHでは、Lighthillの音響アナロジーに基づく波動方程式の解であるFW-H式¹¹⁾のFarassat Formulation 1¹²⁾と呼ばれる以下の形式を用いて音響解析を行う。

$$p(x,t) = \frac{1}{4\pi} \times \left(\frac{\partial}{\partial t} \int \frac{\rho v_n}{r\Lambda} d\Sigma + \frac{1}{a_\infty} \frac{\partial}{\partial t} \int \frac{B \cos\theta}{r\Lambda} d\Sigma + \int \frac{P_b \cos\theta}{r^2\Lambda} d\Sigma \right) \quad (1)$$

ここで、 Λ は

$$\Lambda \equiv (1 + M_n^2 - 2M_n \cos\theta)^{1/2} \quad (2)$$

で定義される。この式の右辺第1項は、ブレードの運動によって押しのけられた空気によって生じる音で翼厚音(thickness noise)と呼ばれ、第2、第3項はブレード表面の圧力変動によって生じる音で荷重音(load noise)と呼ばれる。翼圧音は単極子音、荷重音は双極子音に属する。また、荷重音のうち距離 r に比例して減少する項をfar-field noise、 r^2 に比例して減少する項をnear-field noiseと呼ぶ。音源にはこれ以外にも流れの乱れを音源とする4極子以上の成分が存在するが、BVI騒音では双極子以下の音源が支配的であるため、それよりも高次の音源を除外した式(1)を用いて計算を行う。この式は、ブレードの運動とMENTOR-Singleコード、もしくはMENTOR-Overlappedコードを用いたCFDによって計算されたブレード表面の圧力変動を入力として、任意の観測点における音圧の変動を与えることができる。他の手法によって計算されたブレード表面の圧力変動を入力として、MENTOR_FWHによる騒音を解析することも可能である。

Chap 3. プログラムの使用方法

3.1 ジョブの実行準備

ジョブの実行は、ITBL基盤ソフトに実装されている“Task Mapping Editor”(TME)を使って行なう。計算の準備として、例題の計算に必要なファイル類の展開と公開されているTMEアイコンを参照した後、計算条件等を設定し計算を実行する。アイコンの参照は最初に一度行なえばよい。具体的な方法は補足1, 2, 3を参照のこと。

以下の例題を行なうために、まずホームディレクトリにデータファイル“mentor.tar”をアップロードする。フ

ファイルのダウンロード・アップロードについては、ITBL 基盤ソフトのキャビネット機能を経由して行なう。具体的な方法は「ITBL 基盤ソフト ユーザーマニュアル共通画面編」¹⁻⁴⁾を参照のこと。

操作手順

(1) 最初にデータファイルをホームディレクトリに展開

する。ここでは“ITBL”の“chofu.java”をクリックし、“secure3-s1”を使用する計算機として選択する。次に、データファイルを圧縮したファイルを展開する。さらに、ターミナルを起動するボタン“Terminal”が“Programing tools”の下にあるので、“Programing tools”をクリックする。

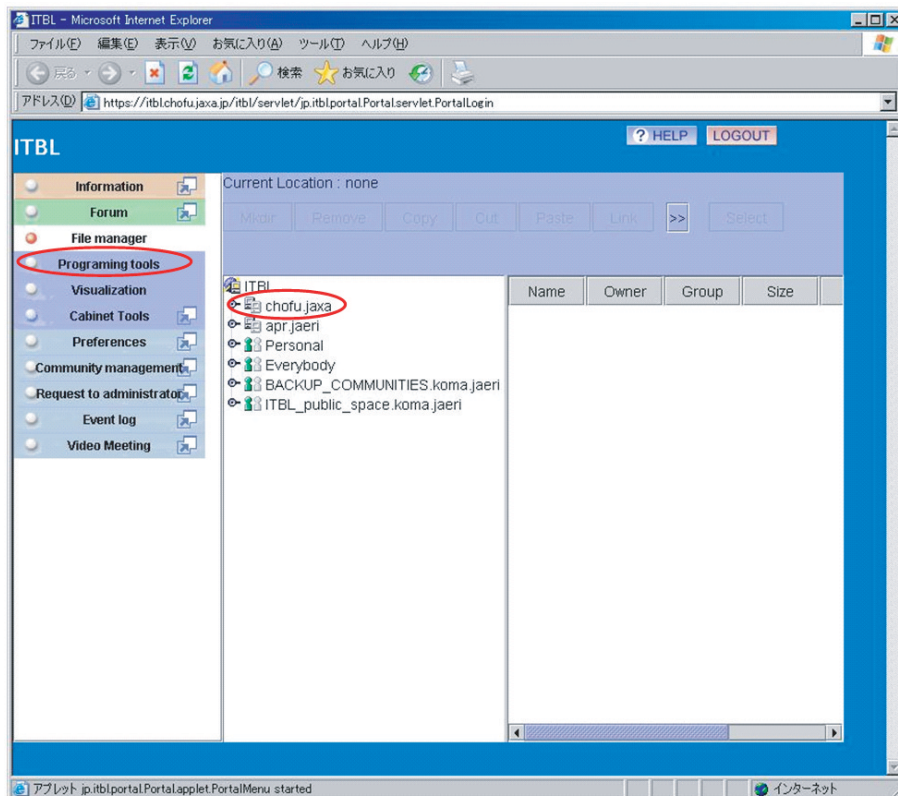


図 3-1-1. ITBL 基盤ソフト起動時の画面例

(2) 計算機を選択すると“secure3-s1”のホームディレクトリまで展開される。“Terminal”のボタンは隠れているので、現れるまで“>>”をクリックする。

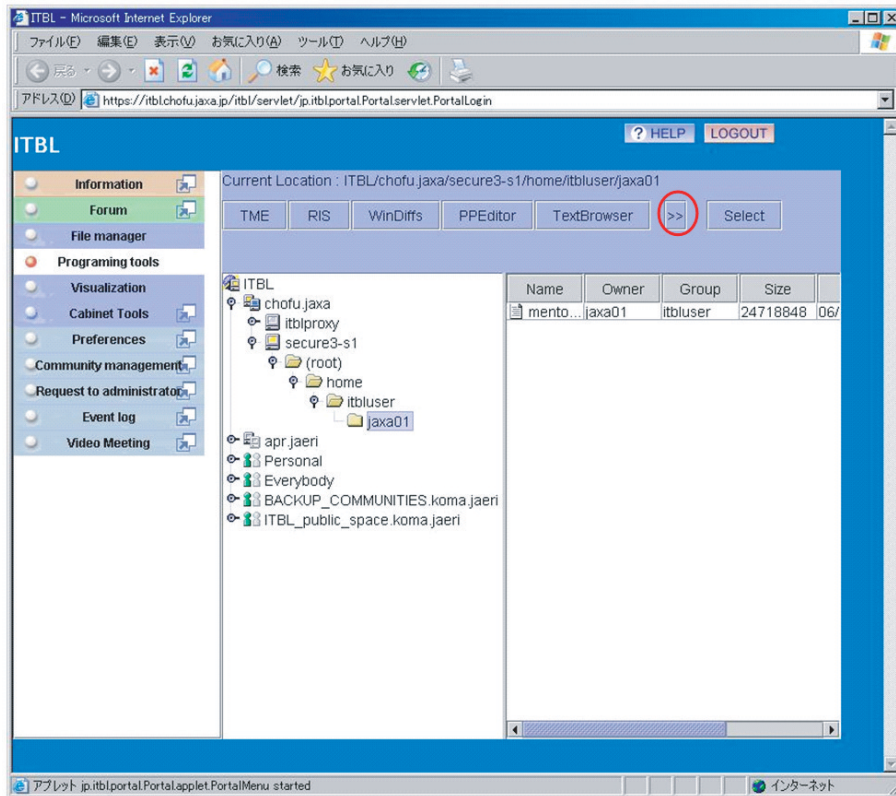


図 3-1-2. ホームディレクトリまで展開された画面例

- (3) “Terminal” のボタンが現れたらそれをクリックする。

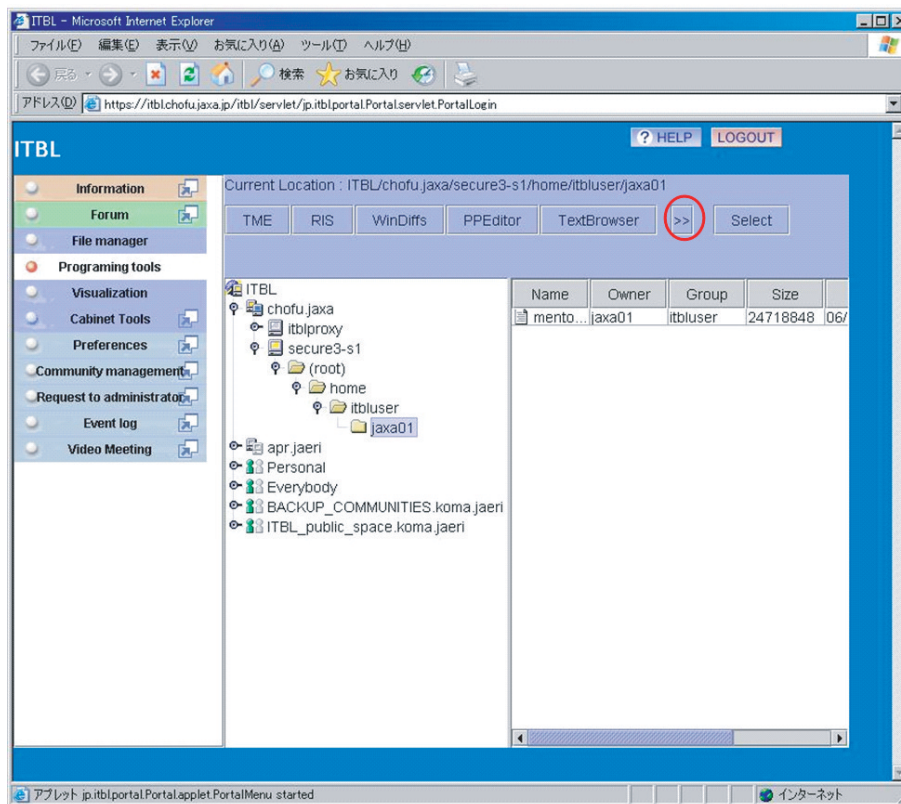


図 3-1-3. “Terminal” の起動ボタンが表示されている画面例

- (4) ターミナルが起動したら“tar xf mentor.tar”とコマンドを打ち込み、ファイルを展開する。展開終了後、“Quit”をクリックしてターミナルを終了する。
- (5) ホームディレクトリ下に“mentor”が作成され、その中に“naca0012.dat”と“mentor.dat”の2つのファイルが作成されていることを確認する。次に“TME”を起動する。“TME”の起動ボタンが左側に隠れてしまっているので、表示されるまで“<<”をクリックする。

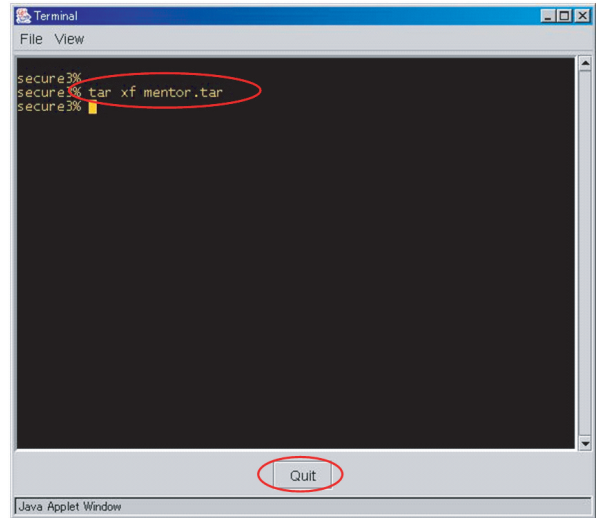


図 3-1-4. ターミナル画面例

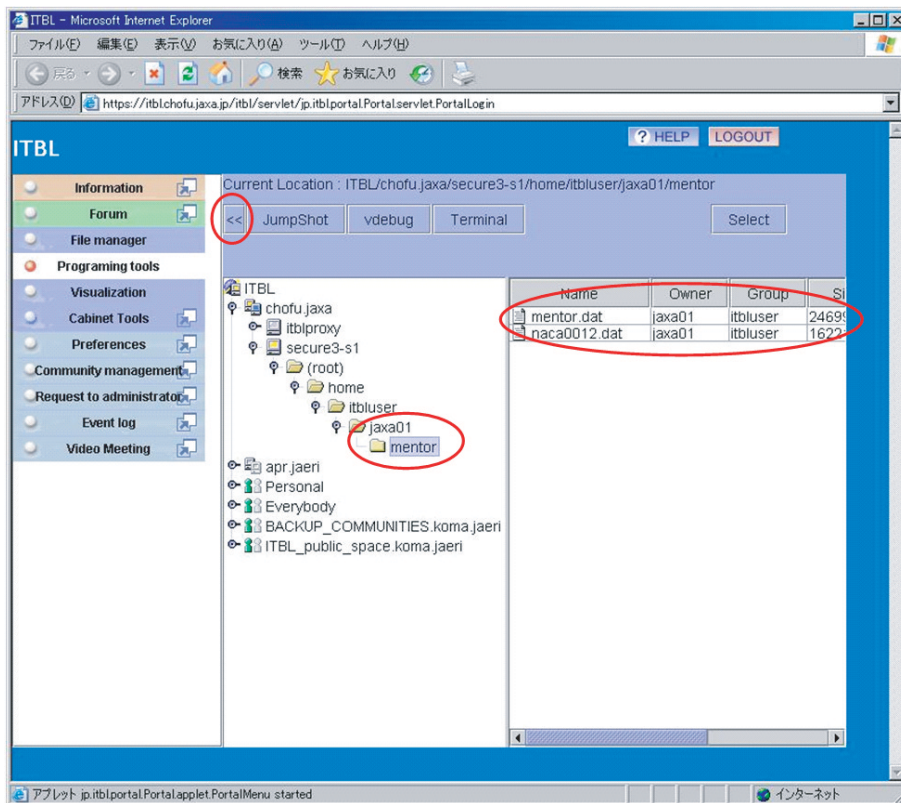


図 3-1-5. 展開されたファイルの確認画面例

(6) “TME” のボタンが現れたらそれをクリックする。

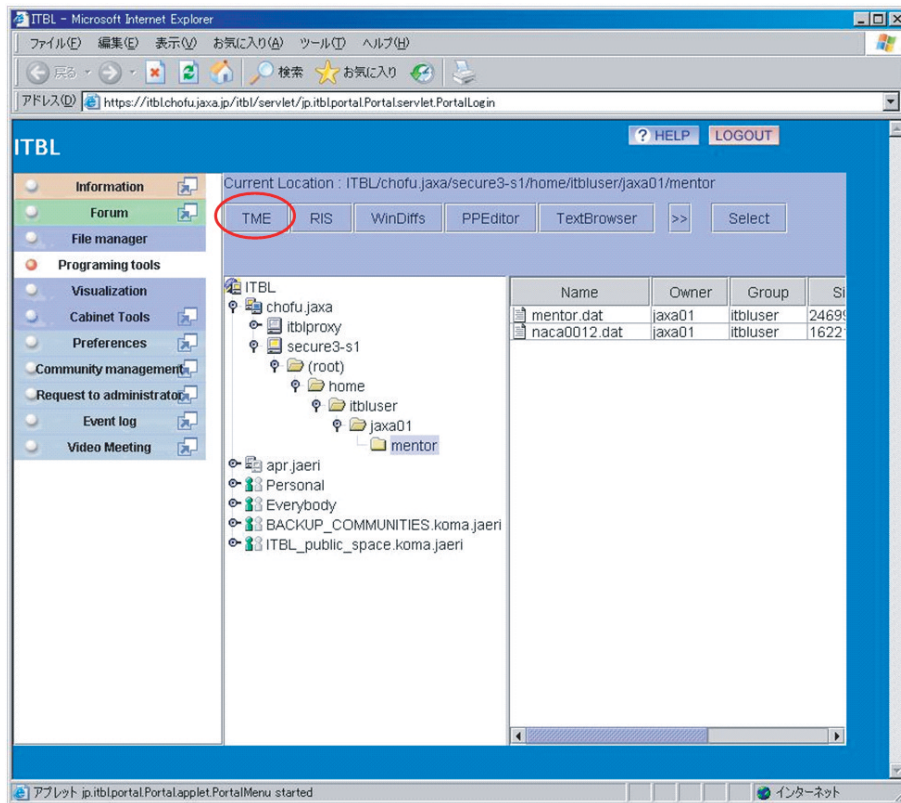


図 3-1-6. “TME” の起動ボタンが表示されている画面例

(7) 新しく “Workspace List” が表示される。

(8) 公開されている TME アイコンの参照を行なうため、“Public - Reference” を選択する。

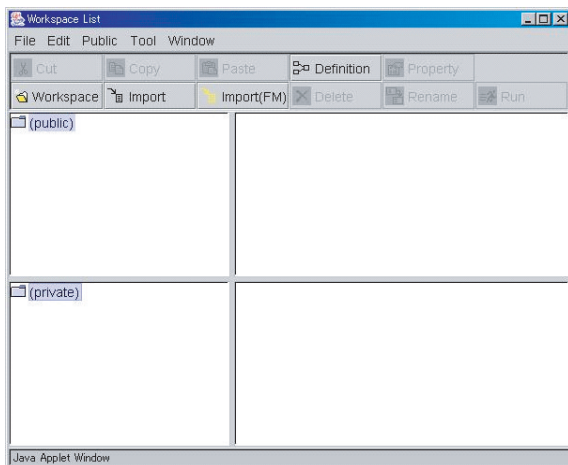


図 3-1-7. “Programming tools - TME” 選択時の画面例

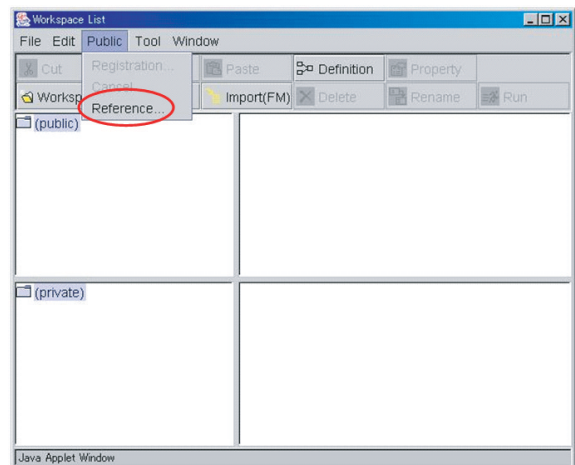


図 3-1-8. “Workspace List” の画面例

- (9) TMEアイコンを公開している人の“User ID”入力画面が起動する。

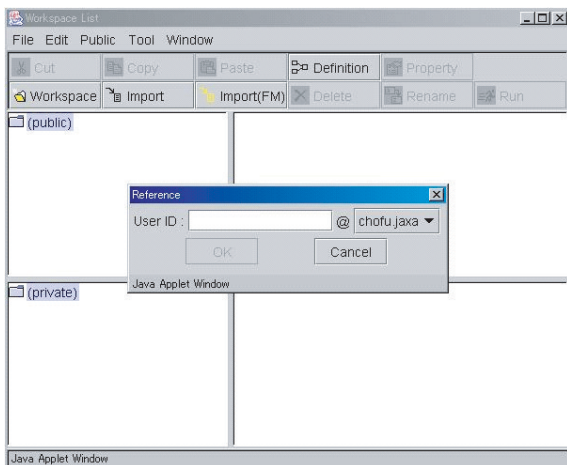


図 3-1-9. “User ID” の入力画面例 (1)

- (10) “User ID” に“0030102Z00001002”を入力する。右側の“@”以降は“chofu.jaxa”を設定し、“OK”をクリックする。

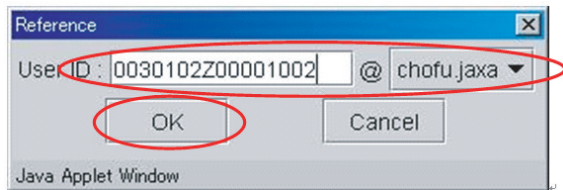


図 3-1-10. “User ID” の入力画面例 (2)

- (11) “public” 以下の“0030102Z00001002@chofu.jaxa”をダブルクリックする。

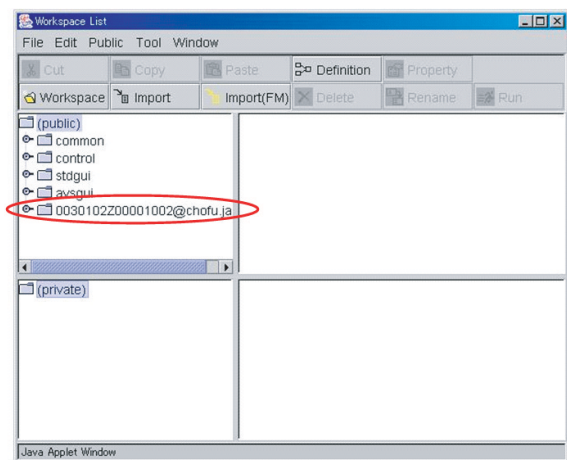


図 3-1-11. “public” に取り込みが完了した画面例

- (12) “0030102Z00001002@chofu.jaxa” の下の“mentor_mod” (TME アイコングループ名) をクリックする。

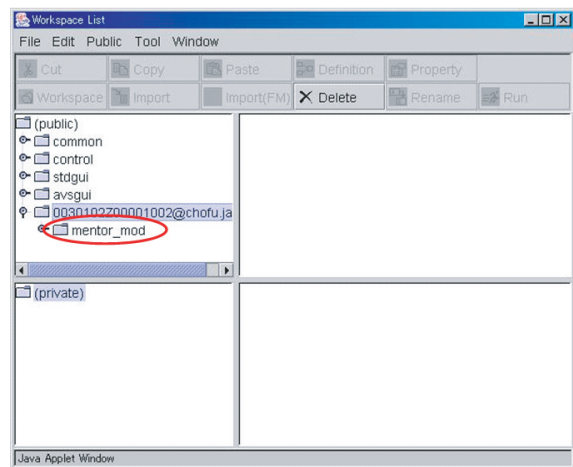


図 3-1-12. 公開されている TME アイコングループの参照画面例

- (13) 公開されている TME アイコンが表示される。これで TME アイコンの参照は完了した。

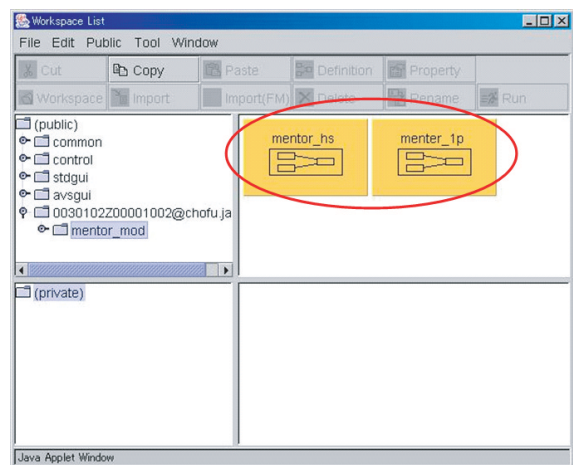


図 3-1-13. TME アイコンの参照完了画面例

ジョブ実行時の注意

- “Programming Tools” ボタンをクリックし、“TME” ボタンをクリックした時に表示される“Workspace List” ウィンドウを閉じると、実行中、待機中に関係なく全てのジョブは終了する。
- ターミナルより、バッチジョブを `qdel(-k)` でキューから削除すると、TME 上では“Abnormal End”となる。
- ジョブが異常終了した時は、3.4 節を参照のこと。
- ITBL 基盤ソフトの操作をしても反応が鈍くなりフ

リーズしたように感じることもある。Java コンソールを表示してログが出力されていれば実行中であると簡単に判断できるが、出力されていない場合はフリーズしたと考えるしかない。

- Java コンソールは、タスクバーの Java のアイコンの上で右クリックをし、“コンソールを表示”を選択することで表示することができる。
- ITBL 基盤ソフトの反応が鈍くなった場合は、ブラウザを立ち上げなおすことを勧める。

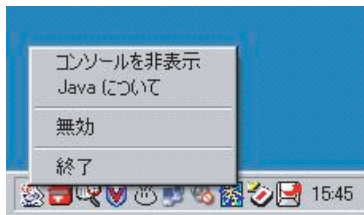


図 3-1-14. Java コンソールの表示方法

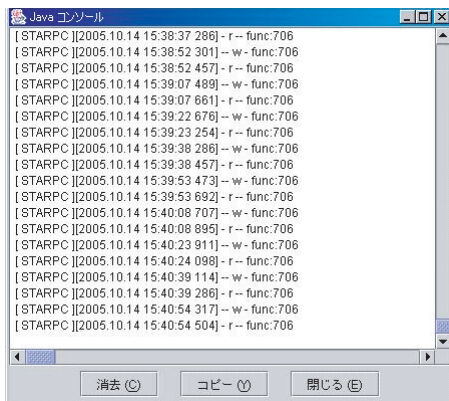


図 3-1-15. 表示された Java コンソール

3.2 観測点 1 点における騒音計算

入力データファイル

入力データファイルは以下の 3 つである。全てのファイルが“Working directory”にあるとする。(デフォルトではホーム下の mentor)

- ブレード表面の圧力分布 : CFD で作成する。ファイル名はデフォルトで“mentor.dat”となっている。
(装置番号 : 11、ファイル名変更可)
- ブレードの形状データ : ファイル名はデフォルトで“naca0012.dat”となっている。
(装置番号 : 50、51、フ

ファイル名変更可)

- 1P_condition.minp

: 計算条件に関する設定ファイル (GUI 操作で作成されるファイル)。
(装置番号 : 16)

ファイルフォーマット

(1) ブレード表面の圧力分布

ブレードの表面圧力分布は CFD 計算の結果として出力される。データの入力文は以下の通り。翼の定義は図 3-2-2 を参照のこと。

```
INTEGER LC2 ! コード方向のグリッドの数
INTEGER LS2 ! スパン方向のグリッドの数
INTEGER NW2 ! 方位角方向のグリッドの数
```

```
REAL CRR(LC2) ! コード方向の座標値
REAL XRR(LS2) ! スパン方向の座標値
```

```
REAL PDISTU(LC2, LS2, NW2) ! 翼上面の圧力データ
REAL PDISTL(LC2, LS2, NW2) ! 翼下面の圧力データ
```

```
READ(11) LC2, LS2, NW2
READ(11) (CRR(I), I=1, LC2)
READ(11) (XRR(I), I=1, LS2)
DO 8188 LL = 1, NW2
  READ(11) PSAL(LL)
  READ(11) ((PDISTU(IC, IS, LL), IC=1, LC2), IS=1, LS2)
  READ(11) ((PDISTL(IC, IS, LL), IC=1, LC2), IS=1, LS2)
8188 CONTINUE
```

図 3-2-1. ブレード表面の圧力分布のファイルフォーマット

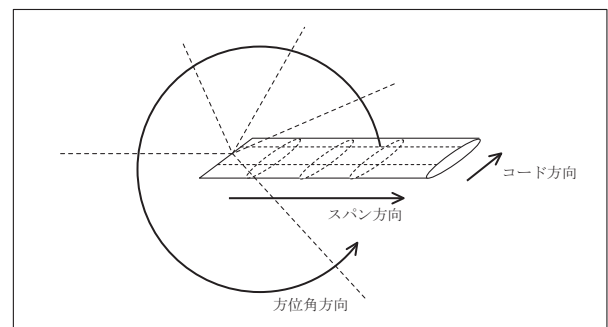


図 3-2-2. 翼の定義

(2) ブレードの形状データ

例題の“naca0012.dat”には NACA0012 のデータが格納されている。

```

NACA0012 (NAL DATA)
ISYM      NU      NL
286 286
X          Y          (UPPER SURFACE)
0.00000000e+00 0.00000000e+00
1.2065635e-04 1.9476307e-03
2.7146307e-04 2.9145211e-03

<略>

0.99987936 1.2769280e-03
0.99996984 1.2642322e-03
1.0000000 1.2599998e-03
X          Y          (LOWER SURFACE)
0.00000000e+00 0.00000000e+00
1.2065635e-04 -1.9476307e-03
2.7146307e-04 -2.9145211e-03

<略>

0.99987936 -1.2769280e-03
0.99996984 -1.2642322e-03
1.0000000 -1.2599998e-03
    
```

図3-2-3. ブレードの形状データのファイルフォーマット

ジョブの実行

(1) 図3-1-13の画面で“mentor_1p”を選択し、“Run”をクリックする。

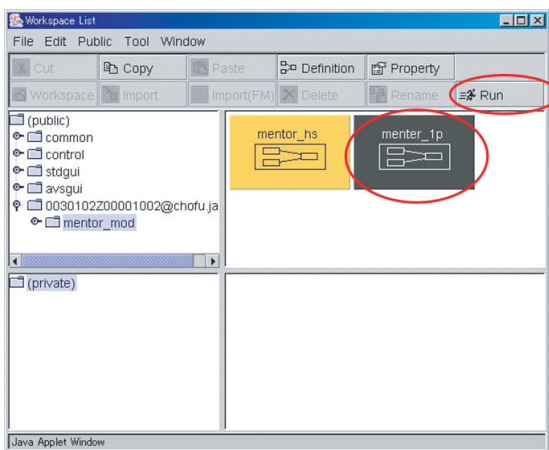


図3-2-4. “mentor_1p”の起動操作画面例

(2) 条件入力用の画面が起動する。以下、入力する変数やボタンの機能等について、画面を5つに分けて説明する。各パラメータの入力・確認終了後、“Set”ボタンをクリックすることで変数として確定し、全ての変数が確定した時点でジョブはスタートする。

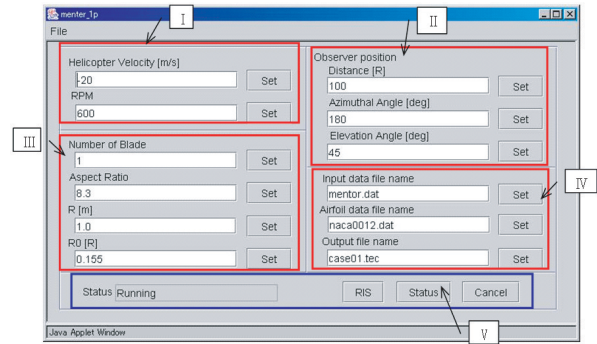


図3-2-5. “mentor_1p”のGUI画面例

Iの部分について

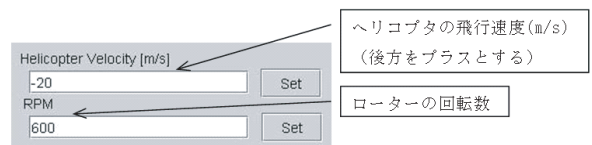


図3-2-6. ヘリコプタ飛行条件の入力部分

IIの部分について

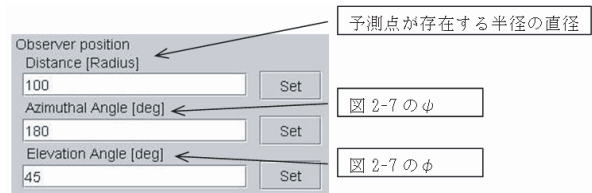


図3-2-7. 観測点の入力部分

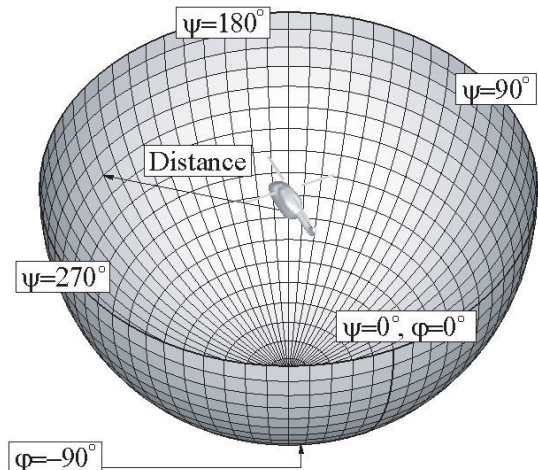


図3-2-8. 計算空間

IIIの部分について

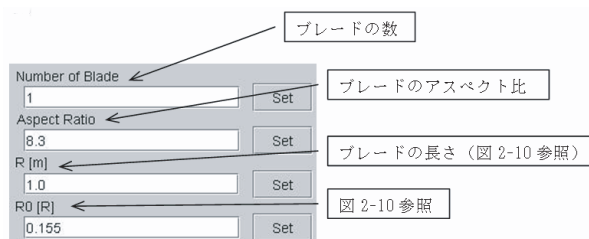


図 3-2-9. ブレード条件の設定部分

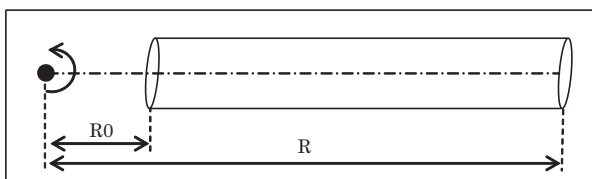


図 3-2-10. ブレードの形状

IVの部分について

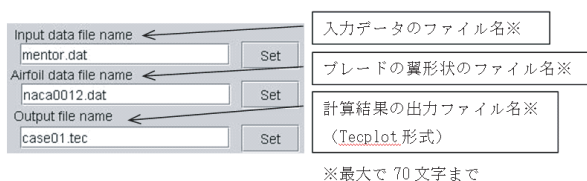


図 3-2-11. 入出力ファイルの設定部分

Vの部分について

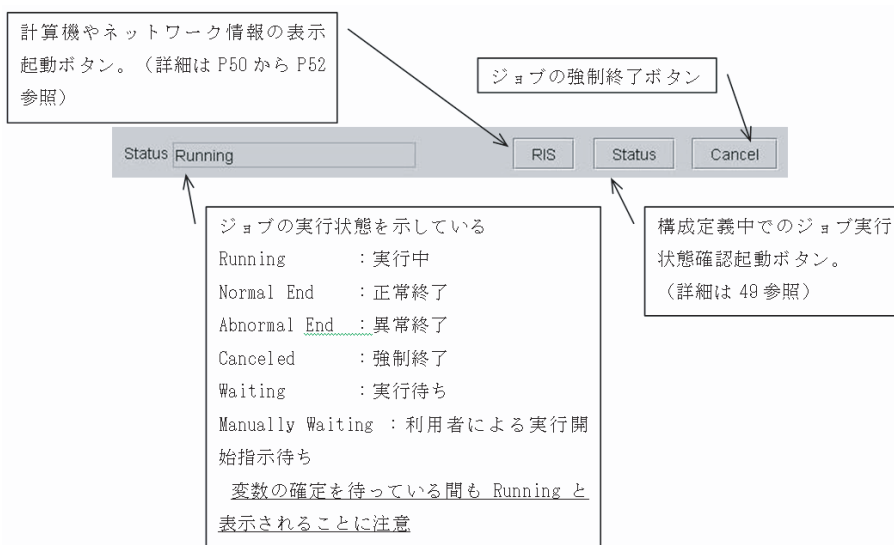


図 3-2-12. ジョブコントロール部分

(3) ジョブ実行中に、“Cancel” ボタンをクリックしたり “File - Close” で GUI 画面を終了すると実行中のジョブは終了する。

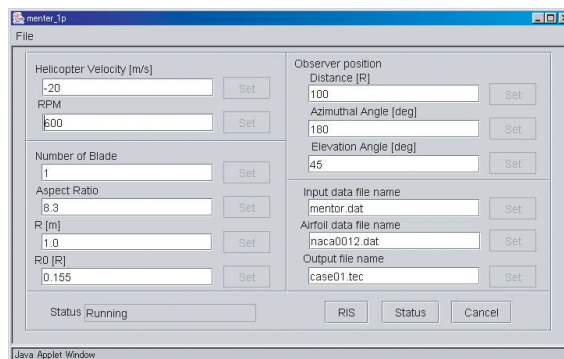


図 3-2-13. ジョブ実行中の画面例

(4) “Status” が “Normal End” と表示されれば正常終了したことを示す。これでグリッドデータの作成は完了した。“File - Close” で GUI 画面を終了する。(異常終了や強制終了した時も、同じ方法で GUI 画面を終了する) 異常終了の時は 3.4 節を参照のこと。

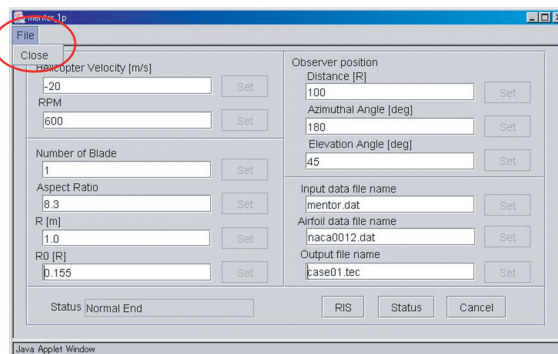


図 3-2-14. “mentor_1p” の正常終了画面例

(5) ログファイル等が出力されているか確認をする。

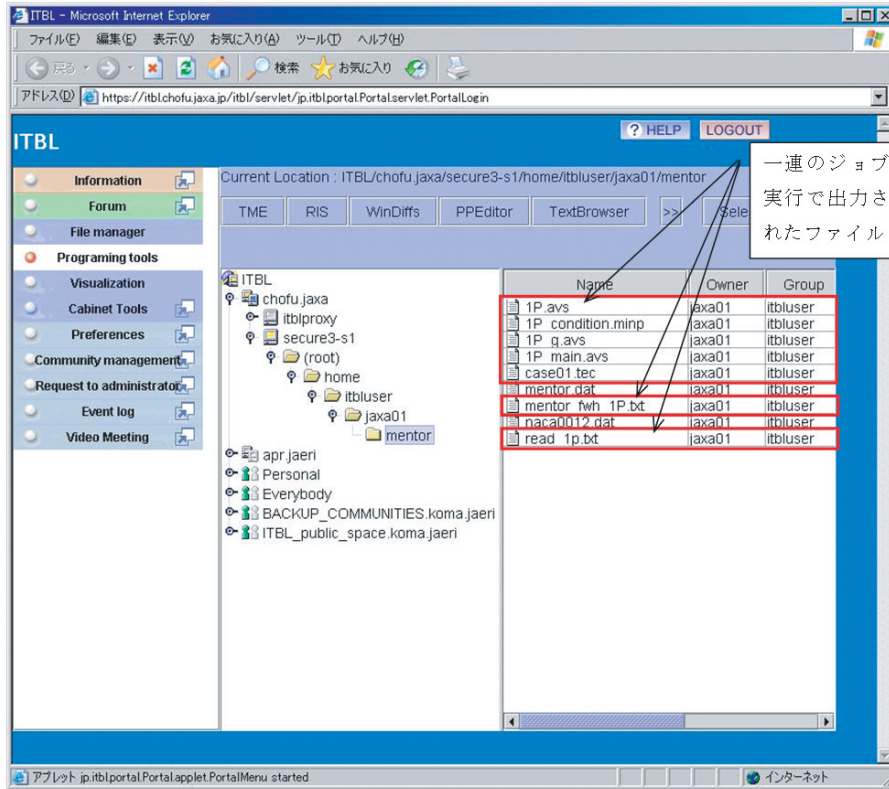


図 3-2-15. ファイル出力の確認画面例

計算で出力されるファイル

計算終了後に出力されるファイルは以下の通りである。

- 1P_condition.minp :騒音プログラムの入力ファイル (GUI で入力した項目) (装置番号 : 16)
- read_1p.txt :入力ファイル作成時のログファイル (装置番号 : 40)
- mentor_fwh_1P.txt :騒音計算時のログファイル (装置番号 : 40)
- 1P_main.avs :AVSヘッダーファイル (装置番号 : 82)
- 1P.avs : AVS データファイル (装

置番号 : 81)

- 1P_g.avs :AVSグリッドファイル (装置番号 : 80)
- case01.tec : Tecplot 形式の計算結果ファイル (装置番号 : 11、ファイル名変更可)

ファイルフォーマット

出力ファイルのフォーマットについて簡単に説明する。

- (1) Tecplot 形式の計算結果ファイル
ファイルフォーマットは以下の通り。


```
# Observer Position
# r/R = 100.000 Psi = 180.000 Phi = 45.000
# I, 1-TIME,2-THICKNESS,3-FAR,4-NEAR,5-TOTAL,6-ALL BLADE
# 512 62.832
TITLE = "BVI"
VARIABLES="N","Time","Thick","Far","Near","Total","All Blade"
ZONE I= 512 , F=POINT
1 0.0000E+00 0.0000E+00 0.0000E+00 0.1232E-03 0.1232E-03 0.1232E-03
2 0.1953E-03 -0.1787E-02 0.3611E-02 0.1255E-03 0.1950E-02 0.1950E-02
3 0.3906E-03 -0.1798E-02 0.3565E-02 0.1277E-03 0.1894E-02 0.1894E-02
4 0.5859E-03 -0.1810E-02 0.3564E-02 0.1300E-03 0.1884E-02 0.1884E-02
<略>
509 0.9922E-01 -0.1726E-02 0.3293E-02 0.1145E-03 0.1681E-02 0.1681E-02
510 0.9941E-01 -0.1738E-02 0.3322E-02 0.1166E-03 0.1700E-02 0.1700E-02
511 0.9961E-01 -0.1751E-02 0.3351E-02 0.1187E-03 0.1719E-02 0.1719E-02
512 0.9980E-01 -0.1763E-02 0.3434E-02 0.1209E-03 0.1792E-02 0.1792E-02
```

図 3-2-16. Tecplot 形式の計算結果ファイルのフォーマット

ここで、変数は以下の通り。

- Time : 時間
- Thick : 翼厚騒音
- Far : 遠方場騒音
- Near : 近傍場騒音
- Total : 騒音の合計
- All Blade : ブレードの枚数を考慮した騒音の合計

以下に可視化例を示す。

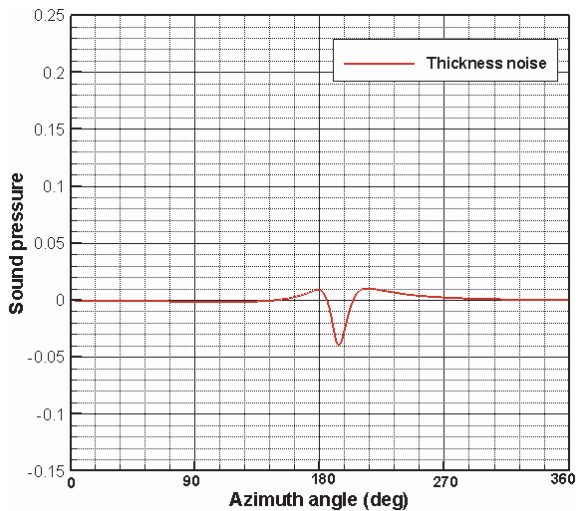


図 3-2-17. 可視化例 (Thick)

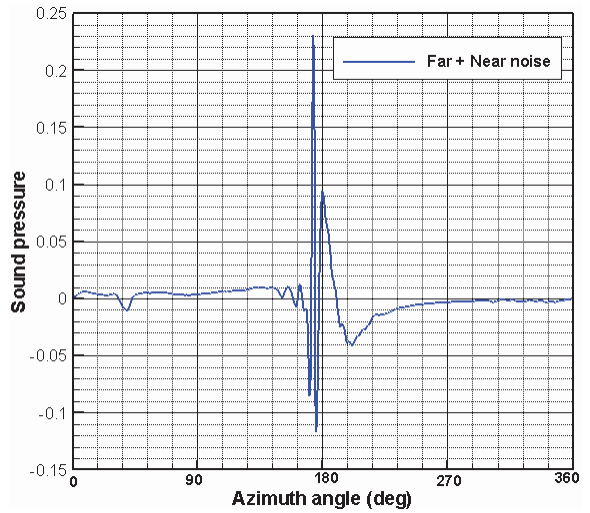


図 3-2-18. 可視化例 (Far + Near)

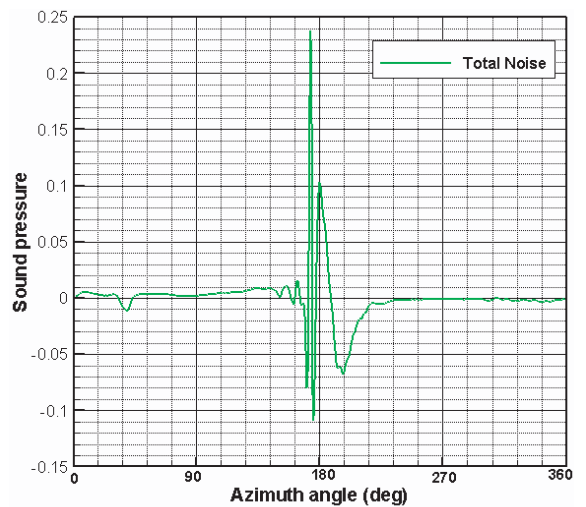


図 3-2-19. 可視化例 (Total)

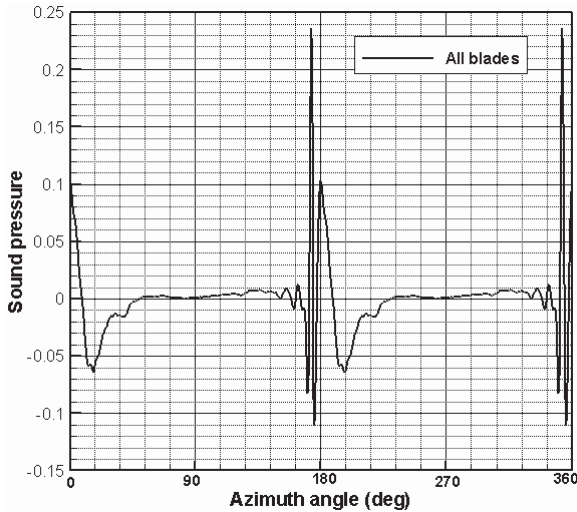


図 3-2-20. 可視化例 (All Blade)

(2) AVS 形式のファイル

ITBL 基盤ソフトに実装されている Web 可視化機能を使うために出力するもの。出力内容は、Tecplot形式のものと同様である。

3.3 半球面上の騒音計算

入力データファイル

入力データファイルは以下の3つである。全てのファイルが“Working directory”にあるとする。(デフォルトではホーム下のmentor)

- ブレード表面の圧力分布 :CFDで作成する。ファイル名はデフォルトで”mentor.dat”となっている。
(装置番号:11、ファイル名変更可)
- ブレードの形状データ :ファイル名はデフォルトで”naca0012.dat”となっている。
(装置番号:50、51、ファイル名変更可)
- HS.minp :計算条件に関する設定ファイル (GUI操作で作成されるファイル)。
(装置番号:60)

ファイルフォーマット

データファイルのフォーマットは、3.2節を参照のこと。

ジョブの実行

- (1) 図3-1-13の画面で“mentor_hs”を選択し,”Run”をクリックする。

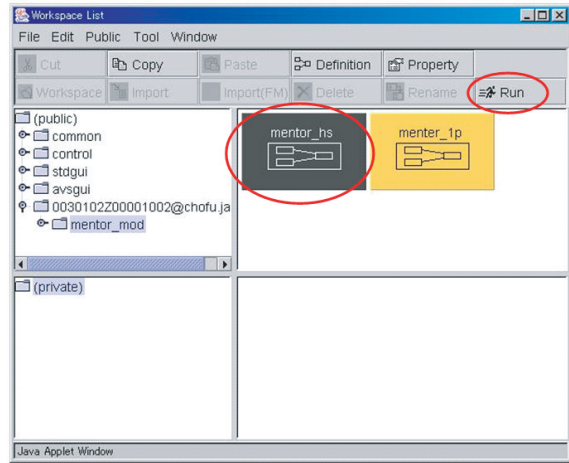


図 3-3-1. “mentor_hs” の起動操作画面例

- (2) 条件入力用の画面が起動する。以下、入力する変数やボタンの機能等について、画面を5つに分けて説明する。各パラメータの入力・確認終了後、“Set” ボタンをクリックすることで変数として確定し、全ての変数が確定した時点でジョブはスタートする。

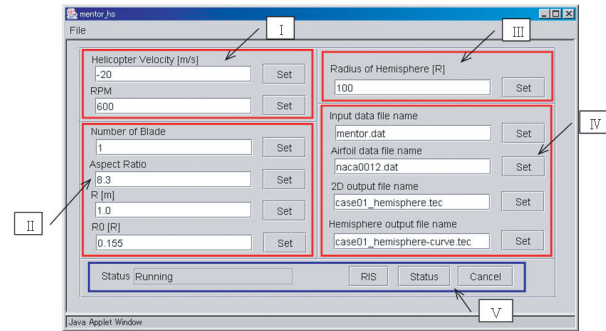


図 3-3-2. “mentor_hs” の GUI 画面例

I の部分について

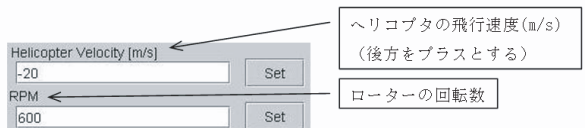


図 3-3-3. ヘリコプタ飛行条件の入力部分

II の部分について

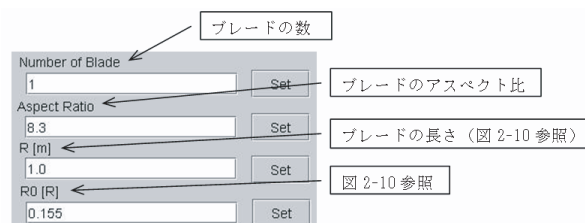


図 3-3-4. ブレード条件の設定部分

III の部分について



図 3-3-5. 観測点の設定部分

IV の部分について

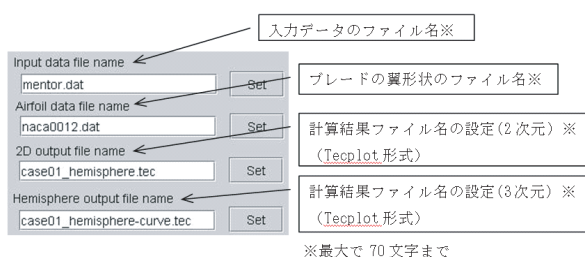


図 3-3-6. 入出力ファイルの設定部分

V の部分について

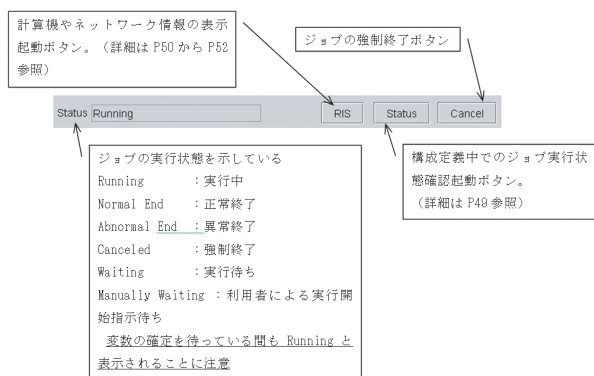


図 3-3-7. ジョブコントロール部分

(3) ジョブ実行中,” Cancel” ボタンをクリックしたり “File - Close” で GUI 画面を終了すると実行中のジョブは終了する。

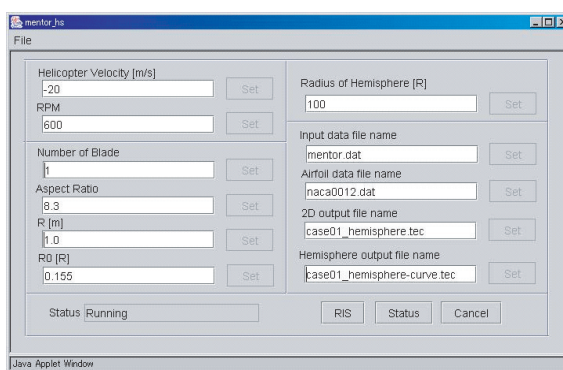


図 3-3-8. ジョブ実行中の画面例

(4) “Status” が “Normal End” と表示されれば正常終了したことを示す。これでグリッドデータの作成は完了した。“File - Close” で GUI 画面を終了する。(異常終了や強制終了した時も、同じ方法で GUI 画面を終了する) 異常終了の時は 3.4 節を参照のこと。

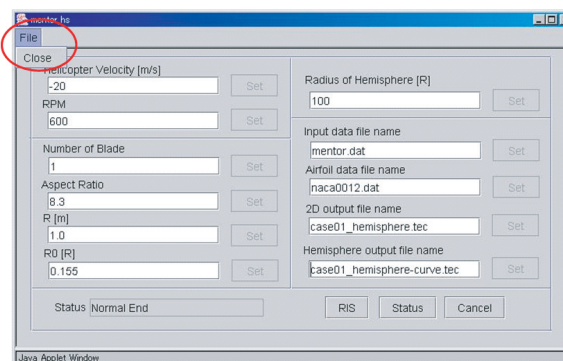


図 3-3-9. “mentor_hs” の正常終了画面例

(5) ログファイル等が出力されているか確認をする。

計算で出力されるファイル

計算終了後出力されるファイルは以下の通りである。

- HS.minp : 騒音プログラムの入力ファイル (装置番号 : 40)
- mentor_fwh_HS.txt : 騒音計算時のログファイル (装置番号 : 40)
- mentor_hs.dat : 騒音のデータファイル (装置番号 : 16)
- mknoisesphere.txt : 可視化ファイル作成プログラムのログファイル (装置番号 : 40)
- HS_main.avx : AVS ヘッダーファイル (装置番号 : 82)

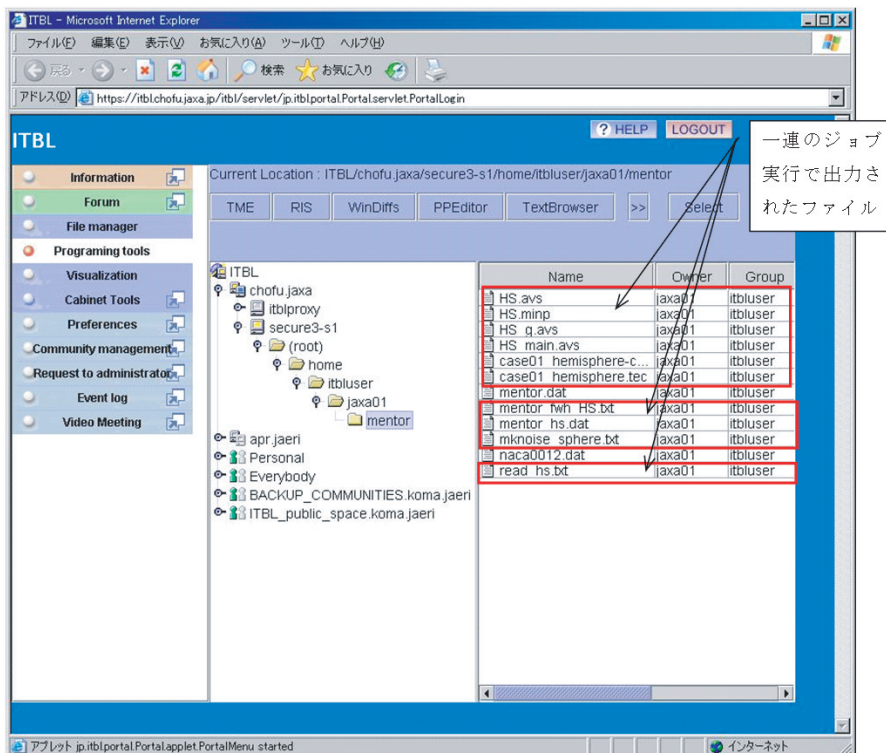


図 3-3-10. ファイル出力の確認画面例

- HS_avs : AVS データファイル (装置番号 : 81) 算結果ファイル (装置番号 : 1、ファイル名変更可)
- HS_g_avs : AVS グリッドファイル (装置番号 : 80)
- Hemisphere-Curve.tec : Tecplot 形式の 3 次元の計算結果ファイル
ファイルフォーマット
出力ファイルのフォーマットについて簡単に説明する。
(装置番号 : 1、ファイル名変更可) (1) Tecplot 形式の 3 次元の計算結果ファイル
ファイルフォーマットは以下の通り。
- Hemisphere.tec : Tecplot 形式の 2 次元の計

```

TITLE = "HEMISPHERE"
VARIABLES="X","Y","Z","Qmax"
ZONE I=73, J=19, K=1, F=POINT
5.000000000000000 0.000000000000000E+00 0.000000000000000E+00 2.224770000000000E+03
4.980973490753313 0.4357787103711626 0.000000000000000E+00 2.225340000000000E-03
4.924038766234899 0.8682408816773708 0.000000000000000E+00 2.223620000000000E-03
4.829629134069759 1.294095215718145 0.000000000000000E+00 2.222680000000000E-03

<略>

5.876675496469425E-08 -1.574650747249878E-08 -4.999999999999999 4.152780000000000E-02
5.991552826719063E-08 -1.056472712025057E-08 -4.999999999999999 4.152780000000000E-02
6.060830822864867E-08 -5.302542816705478E-09 -4.999999999999999 4.152780000000000E-02
6.083982237533141E-08 0.00000000E+00 -4.999999999999999 4.152780000000000E-02
    
```

図 3-3-11. Tecplot 形式の 3 次元の計算結果ファイルのフォーマット

ここで、変数は以下の通り。

- X : X 座標
- Y : Y 座標
- Z : Z 座標
- Qmax : 騒音の最大値

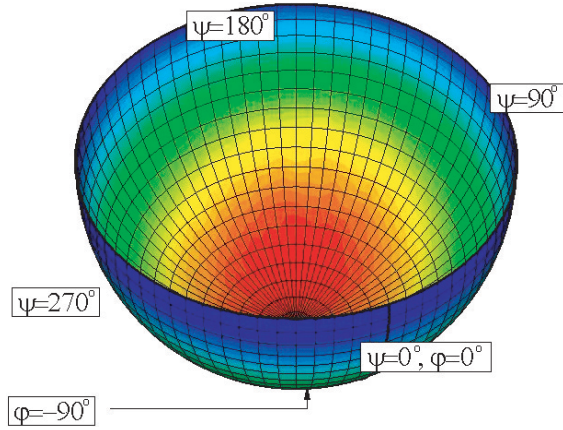


図 3-3-12. 可視化例

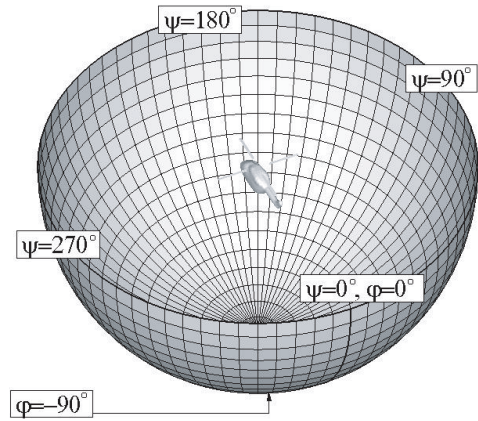


図 3-3-14. 計算領域の座標

- (2) Tecplot 形式の 2 次元の計算結果ファイル
ファイルフォーマットは以下の通り。

```
TITLE = "HEMISPHERE"
VARIABLES="Azi", "Elv", "Qmax"
ZONE I=73, J=19, F=POINT
0.00000000E+00 0.00000000E+00 2.2247700000000000E-03
5.00000000 0.00000000E+00 2.2253400000000000E-03
10.0000000 0.00000000E+00 2.2236200000000000E-03
15.0000000 0.00000000E+00 2.2226800000000000E-03
< 略 >
345.000000 -90.0000000 4.1527800000000000E-02
350.000000 -90.0000000 4.1527800000000000E-02
355.000000 -90.0000000 4.1527800000000000E-02
360.000000 -90.0000000 4.1527800000000000E-02
```

図 3-3-13. Tecplot 形式の 2 次元の計算結果ファイル
のフォーマット

ここで、変数は以下の通り。

- Azi : 図 3-3-14 の ψ
- Elv : 図 3-3-14 の ϕ
- Qmax : 騒音の最大値

- (3) AVS 形式のファイル

ITBL 基盤ソフトに実装されている Web 可視化機能を使うために出力するもの。出力内容は、Tecplot 形式の 3 次元の計算結果ファイルと同様である。

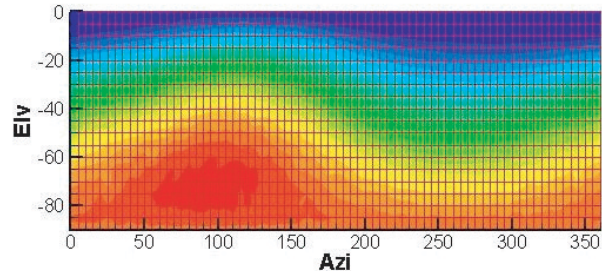


図 3-3-15. 可視化例

3.4 異常終了の時

終了時の Status が “Normal End” 以外の場合は異常終了したことを示している。TME で出力されるログファイルや計算のログファイルを見ることで異常終了の原因を知る手がかりをつかむことができる。

TME で出力されるログファイルの確認

TME で出力されるログファイルを確認する。

- (1) 異常終了した場合は “Status” をクリックし、どこで異常終了したかを確認する。

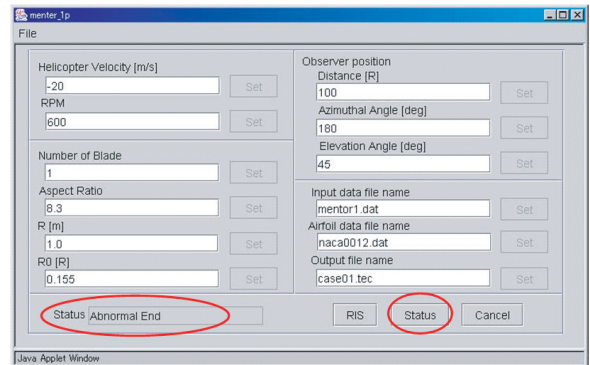


図 3-4-1. 異常終了時の画面例

(2) ”Status” が表示される。この画面では、赤くなっている部分で異常終了が発生したことを示している。図3-4-2では”mentor_1P.exe”で異常終了したことがわかる。”Reason”のボタンをクリックすると、ログファイルが表示される。

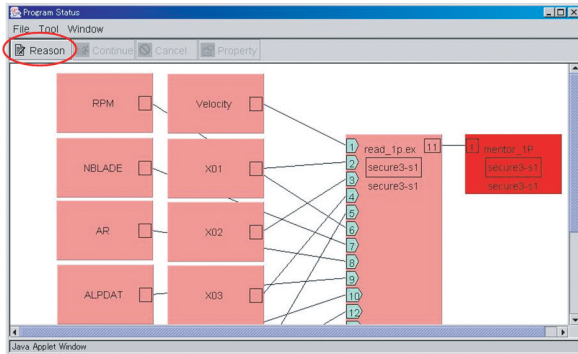


図3-4-2.”Status”表示画面例

(3) 終了するときは”File – Close”で終了する。

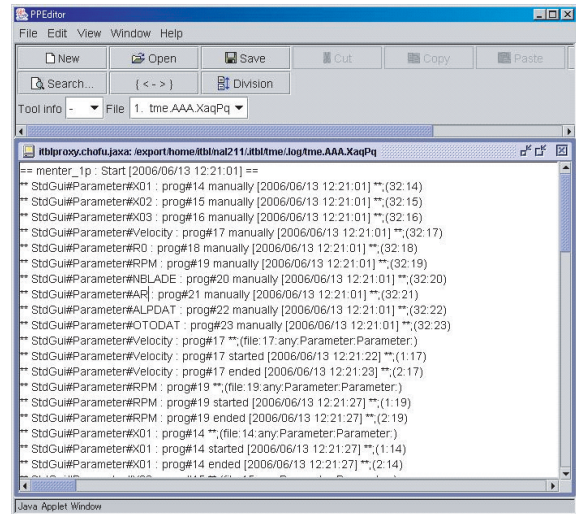


図3-4-3. ログファイル表示画面例

プログラムの異常終了の理由は、以下の赤い文字の部分で説明されている。

```

** read_1p.exe : prog#1 **: (file:1:x-rfile://secure3-1.chofu.jaxa/opt/ITBLapl/mentor_mod/read_1p.exe:ITBL)
** read_1p.exe : prog#1 submitted [2006/06/13 12:24:44] **: (16:1)
** read_1p.exe : prog#1 started [2006/06/13 12:24:45] **: (1:1)
## mentor_1P.exe : prog#12 message : Warning: This program was not executed.
** read_1p.exe : prog#1 abnormal ended <code = 200> [2006/06/13 12:24:46] **: (4:1)
== menter_1p : Abnormal End [2006/06/13 12:24:46] ==; (4:0)

```

例えば、ファイル読み込みエラーのときは、以下のよう
に出力される。

```

## mentor_1P.exe : prog#12 message : jwe0021i-s line 440 An endfile record was detected in a READ statement (unit=11).
## mentor_1P.exe : prog#12 message : error occurs at MAIN_ line 440 loc 000141b8 offset 00001250
## mentor_1P.exe : prog#12 message : MAIN_ at loc 00012f68 called from o.s.
## mentor_1P.exe : prog#12 message : jwe0903i-u Error number 0021 was detected. maximum error count exceeded.
## mentor_1P.exe : prog#12 message : error summary (Fortran)
## mentor_1P.exe : prog#12 message : error number error level error count
## mentor_1P.exe : prog#12 message : jwe0021i s 1
## mentor_1P.exe : prog#12 message : total error count = 1
** mentor_1P.exe : prog#12 abnormal ended <code = 16> [2006/06/13 12:21:38] **: (4:12)
== menter_1p : Abnormal End [2006/06/13 12:21:38] ==; (4:0)

```

ここでは、装置番号11番のファイル読み込みに失敗している。

GUI操作のログファイルの確認

read_1p.txtとread_hs.txtは、GUI画面で入力したパラメータを解析プログラムの入力用のデータフォーマットに変換する際のログである。実数や整数でなければならない変数に文字列が指定されている場合、以下のエラ

ーが出力される。

出力例) “The character is substituted for xxx.”: 変数 xxx に文字列が指定された

また、入力欄が空白のまま “Set” をクリックして、変数の確定をし、ジョブを実行した場合、以下のエラーが出力される。

出力例) “The number of initial parameter is shortage.”

Chap. 4 まとめ

本報告では、ITBL環境において活用されるソフトウェアの一つとして開発が進められてきた、ヘリコプタの統合解析コード (MENTOR) の機能のうち、ヘリコプタの BVI 騒音を予測する部分について解説を行った。MENTOR では、煩雑になりがちな計算条件の設定を、ITBL環境で提供されている Task Mapping Editor の機能を使ってわかりやすい GUI 操作で設定できるようにした。ITBL 環境では、こうした環境構築をアプリケーションプログラムに合わせて容易に構築できる。環境構築が完了すれば、ジョブ投入、ジョブ監視は自動的にシステムが行なうので、PC の前に張り付いてジョブの投入タイミングを待つ必要はなく、ソフトウェアの開発者や IT の専門家だけでなくソフトウェアを容易に利用できるようになる。しかも、計算を実行する計算機や可視化に必要な計算機等についての細かい知識は必要ない。このように ITBL 環境はネットワーク上の計算資源をあたかも自分の手元にある PC と同様に扱うことができる機能を有している。しかしながら、現在提供されている機能はまだ改良すべき余地がある。例えば、ジョブ実行中は ITBL 基盤ソフトを起動しておく必要があるが、バックグラウンドで動

作しているものではないので、誤って WEB ブラウザを終了させてしまうと、実行中のジョブまで処理を終了してしまう。これは、ユーザーを戸惑わせる原因になる。

Web 可視化の機能は、ITBL 基盤ソフトと可視化用計算機のアカウントがあれば誰でも利用でき、大変便利である。しかし、現状の可視化処理は、可視化用計算機で AVS を実行して画像を作成し、その画像をクライアント PC に送って表示するので、可視化結果の移動や回転、拡大・縮小の操作に時間がかかってしまう。詳細に可視化結果を見る場合は、計算格子ファイルや計算結果ファイルから注目する部分だけを抜き出すプログラムを作成するか、ファイルを手に持ってきて処理を行うなどの措置が必要で、作業効率は低くなってしまふ。

以上のように、ITBL 環境の構築によって、ユーザーが本来目的としている解析作業にとってあまり本質的とは思えない雑務を省くことができることが実証された。一方、現在の ITBL 環境は、未だ発展途上であり、とくに操作性に関しては改善の余地がある。

Chap. 5 補足 1

TME の構成定義

本アプリケーションの TME の構成定義を以下に示す。

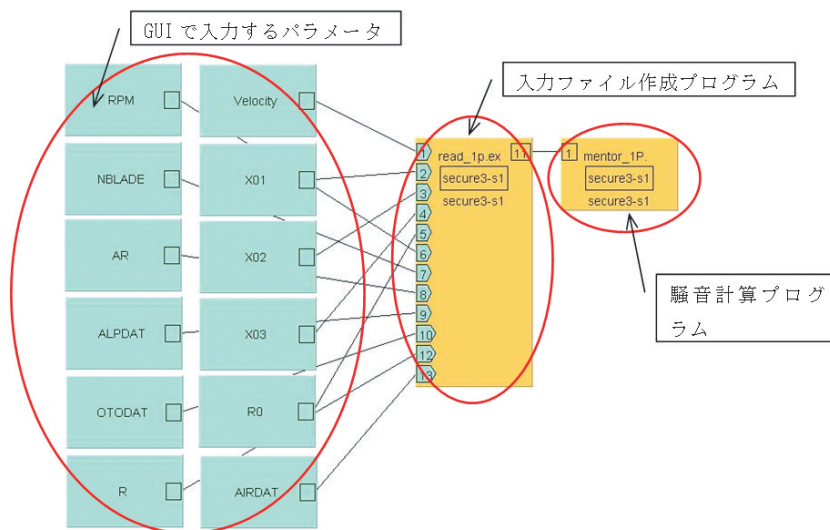


図 5-1. “mentor_1p” の TME 構成

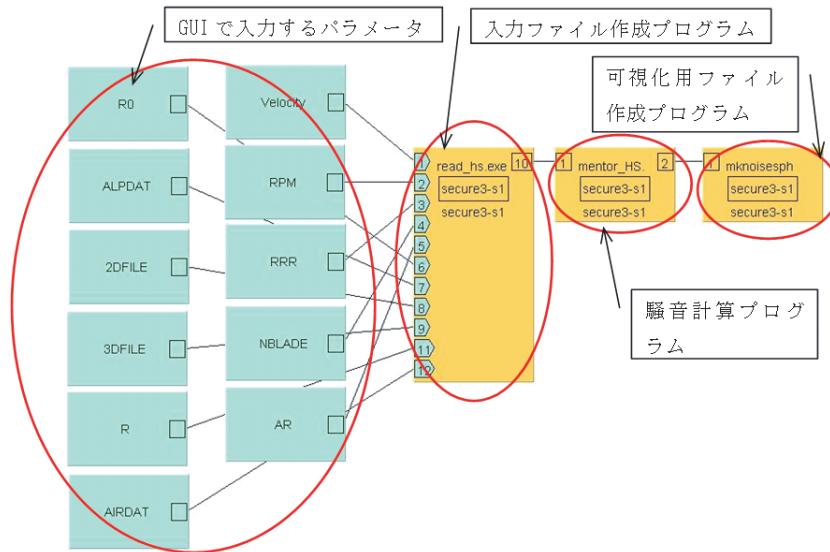


図 5-2. “mentor_hs” の TME 構成

Chap. 6 補足 2

TME アイコンのコピーと構成定義の変更方法

TMEアイコンを参照している状態では構成定義を変更することはできない。ここでは、TMEアイコンを自分の“Workspace”にコピーし、構成定義を変更する方法について説明する。

TMEアイコンをコピーする方法

TMEアイコンを“public”から“private”にコピーする方法を説明する。

(1) TMEを起動する。

“private”にTMEアイコンを保存するためのワーク

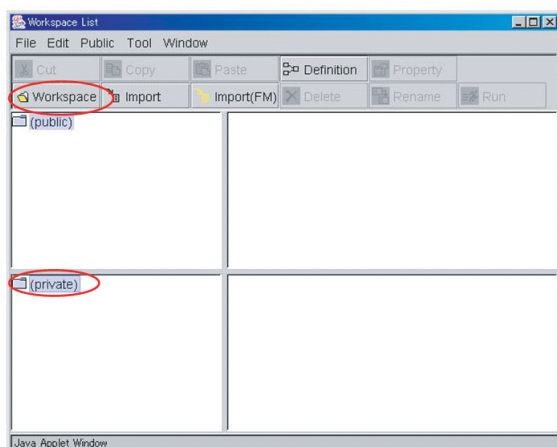


図 6-1. TME の “Workspace List” 起動画面例

ベースを作成する。“private”をクリックしてから“Workspace”ボタンをクリックする。

(2) ワークスペース名の入力画面が起動する。ワークスペース名を“mentor”と入力し“OK”をクリックする。

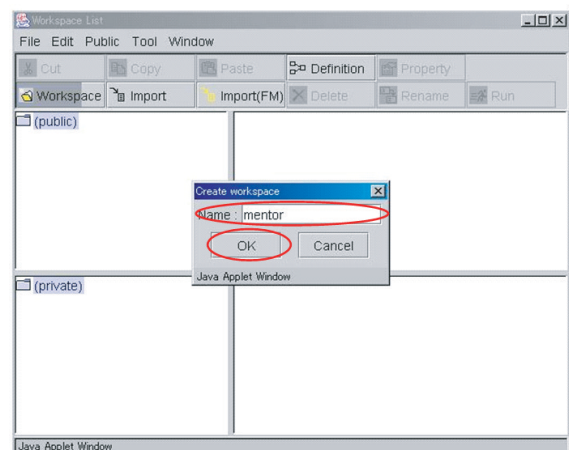


図 6-2. ワークスペース名の入力画面例

(3) “private”の下に“mentor”という名のワークスペースが作られる。

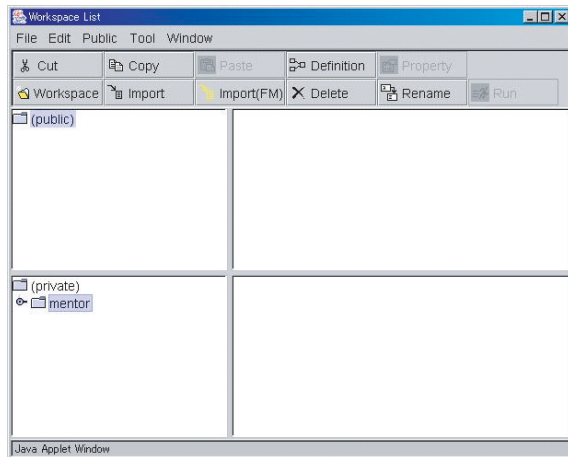


図 6-3. ワークスペース完了画面例

- (4) “public”にある TME アイコンを “private” にコピーする。参照している TME アイコンを選択し、“Copy” をクリックする。

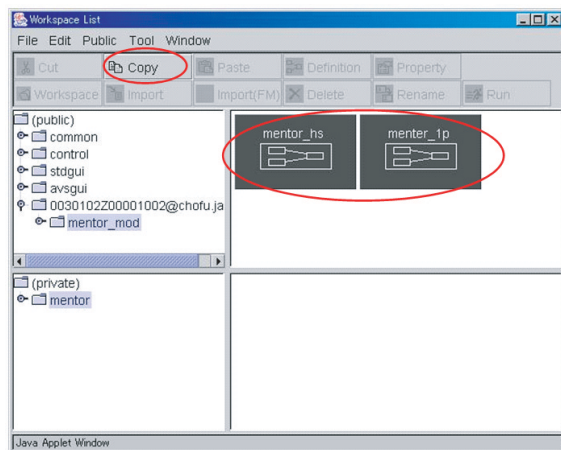


図 6-4. ワークスペース完了画面例

- (5) “private” に作った “mentor” をクリックし、“Paste” をクリックする。これで TME アイコンのコピーは完

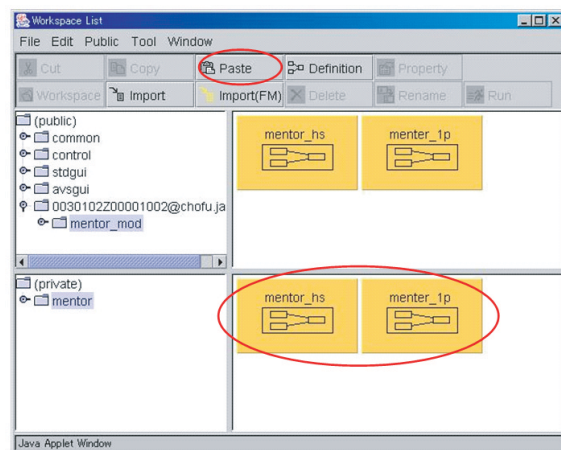


図 6-5. TME アイコンのコピー完了画面例

了した。

“Working directory” の変更方法

デフォルトの設定では、全てのファイルはホームディレクトリ下の “mentor” の下に出力される。ファイルの出力先変更は、TME の “Working directory” を変更することで実現できる。ここでは “Working directory” の設定変更の方法について説明する。“Working directory” の変更は全てのロードモジュールについて行なわなければならない。

- (1) TME のプログラム構成定義画面を開き、構成定義を変更する TME アイコンを選択して “Definition” をクリックする。ここでは、“mentor_1p” を例に説明する。

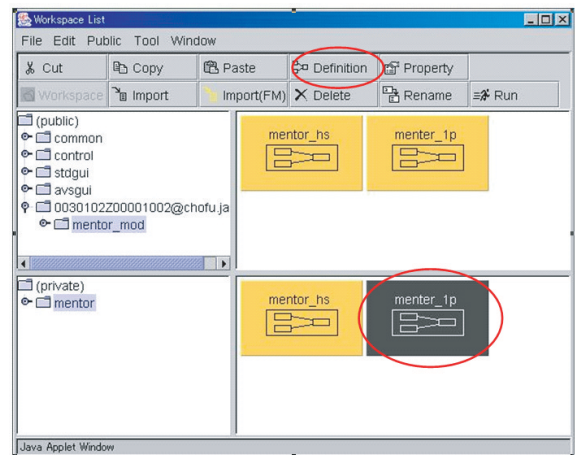


図 6-6. 変更する構成定義アイコンの選択画面例

- (2) TME の構成定義画面が起動する。

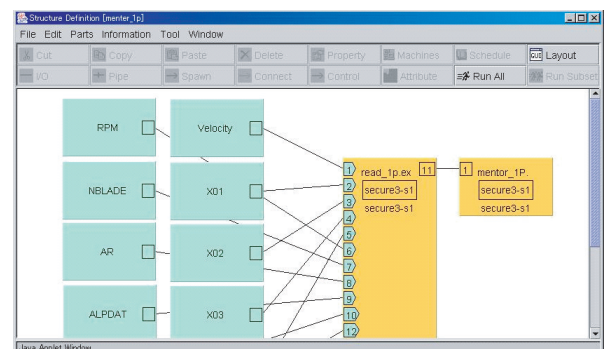


図 6-7. TME の構成定義画面例

- (3) ロードモジュールを選択し“Property”をクリックする。ここでは“read_1p.exe”を選択する。(複数同時に変更できないので、ひとつずつ行なう)

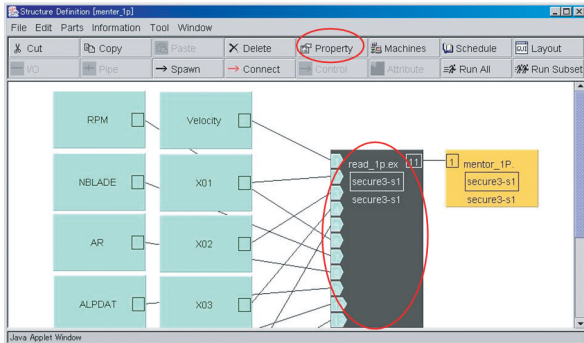


図 6-8. 変更するロードモジュールの選択画面例

- (4) ロードモジュールのプロパティが表示される。次に“Run”をクリックする。

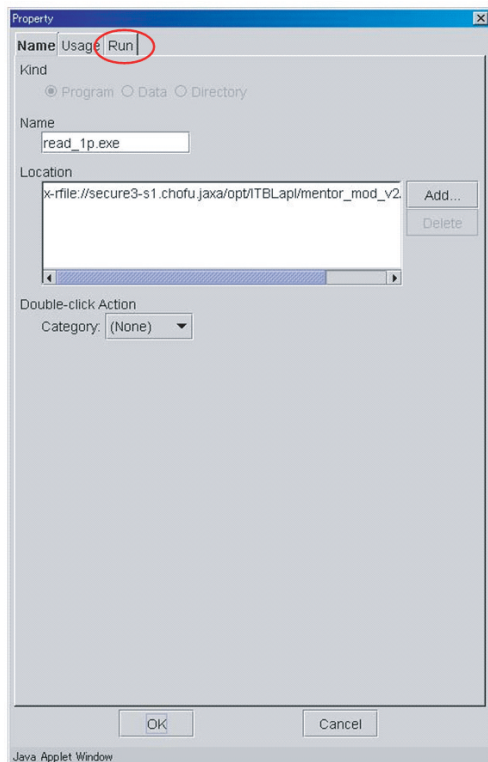


図 6-9. ロードモジュールのプロパティ表示画面例

- (5) “Working directory”を変更するため、“Browse…”をクリックする。

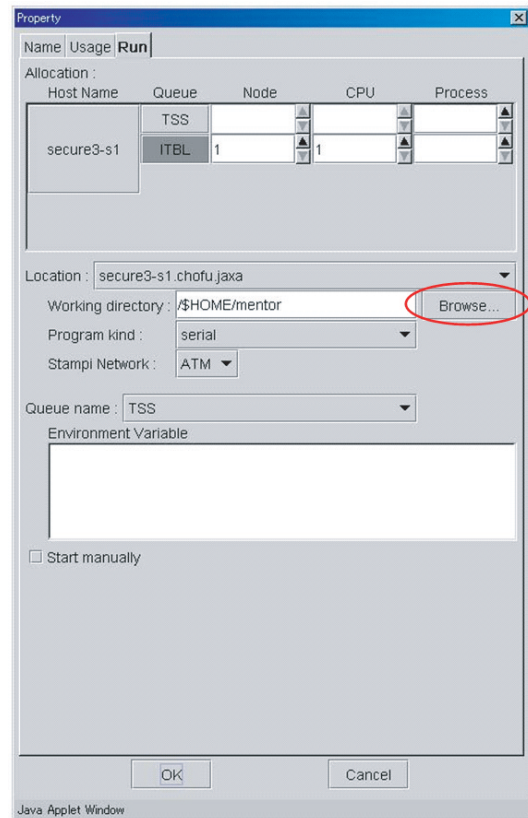


図 6-10. ロードモジュールのプロパティ“Run”の表示画面例

- (6) “chofu.jaxa”以下の“secure3-s1”を選択すると、ホームディレクトリまで展開される(図 6-12)。“Working directory”とするためのディレクトリを作成するために“Mkdir”をクリックする。

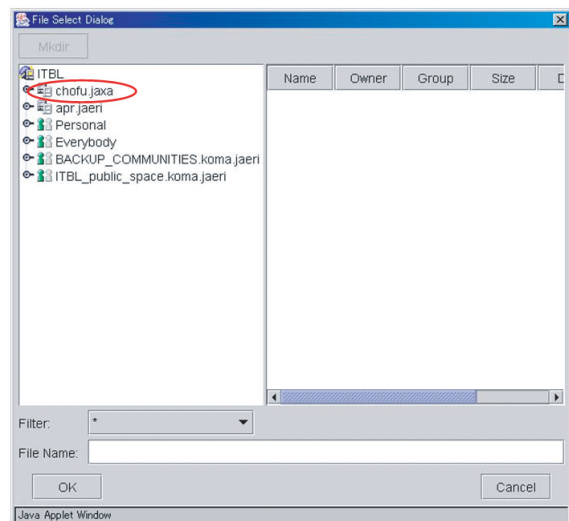


図 6-11. ディレクトリ選択画面例

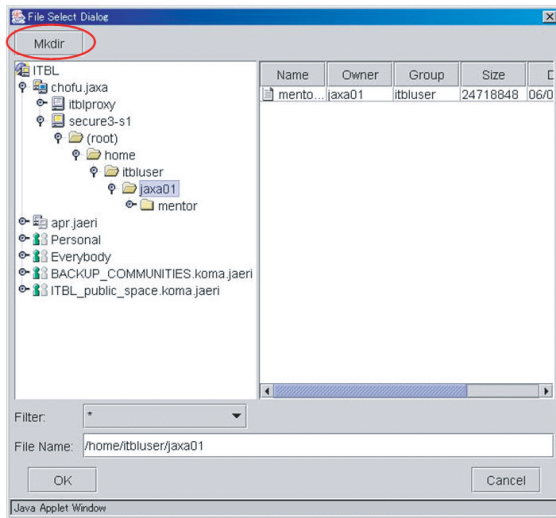


図 6-12. ホームディレクトリ表示画面例

- (7) ディレクトリ名入力画面が出るので、ここでは“case01”と入力し“OK”をクリックする。

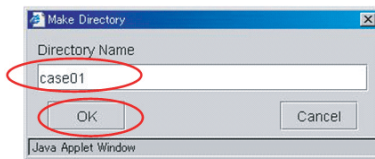


図 6-13. ディレクトリ名入力画面例

- (8) “case01”が作成される。“case01”を選択して“OK”をクリックする。

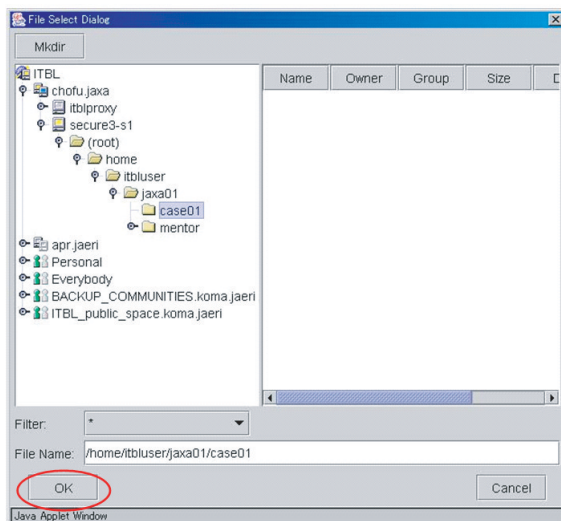


図 6-14. ディレクトリ作成完了画面例

- (9) “Working directory”の変更が完了。図 6-15 が一連の方法で“Working directory”を変更してきた時の画面例、図 6-16 が“Working directory”を直接編集

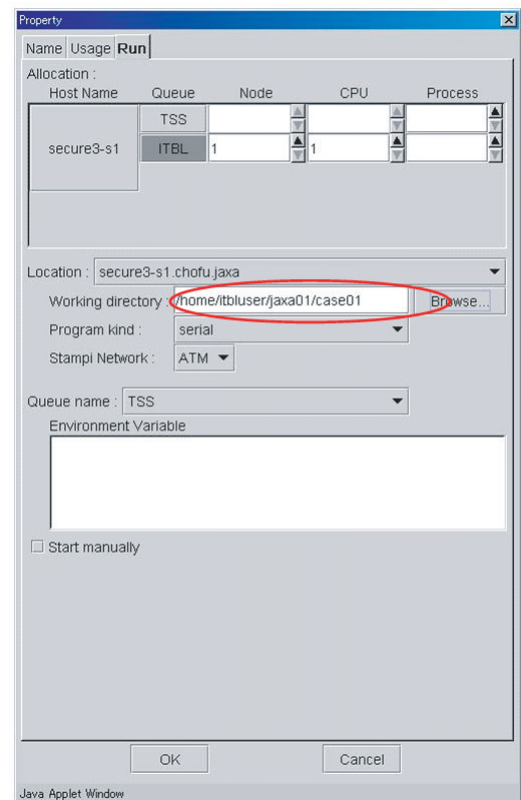


図 6-15. "Working directory" の変更完了画面例 (1)

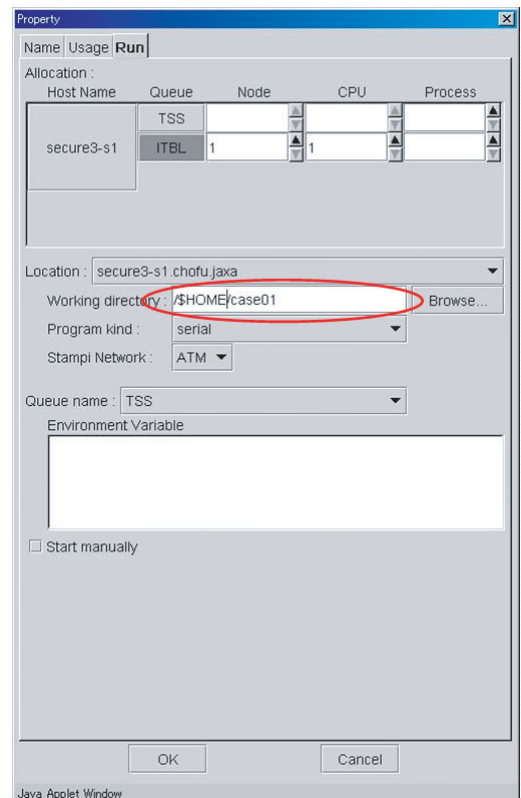


図 6-16. "Working directory" の変更完了画面例 (2)

したときの画面例である。“\$HOME” がホームディレクトリを示しており、どちらも同じディレクトリを示している。

- (10) “Queue name” を “TSS” から “ITBL” に変更し、“OK” をクリックする。

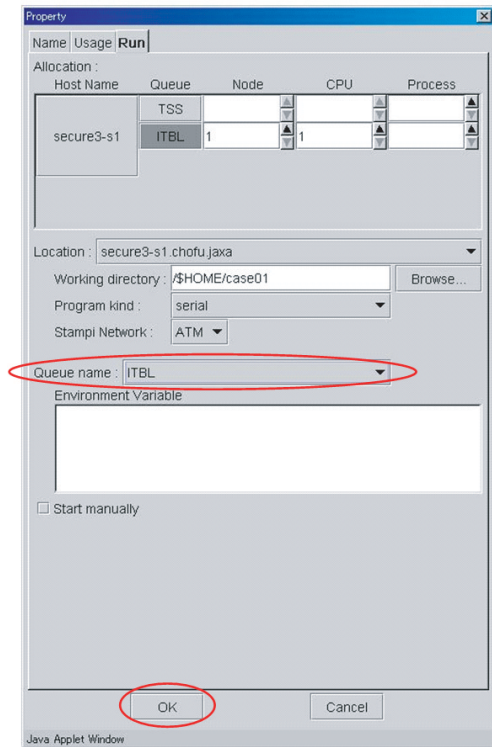


図 6-17. “Queue name” を “ITBL” に変更した画面例

Chap. 7 補足 3

実行中の構成定義の状態表示

計算格子作成時に表示される GUI と計算実行時に表示される GUI の “Status” ボタンをクリックすると、構成定義の実行状態を確認できる。実行状態は定期的に更新される。表示される画面と、表示色について以下に示す。

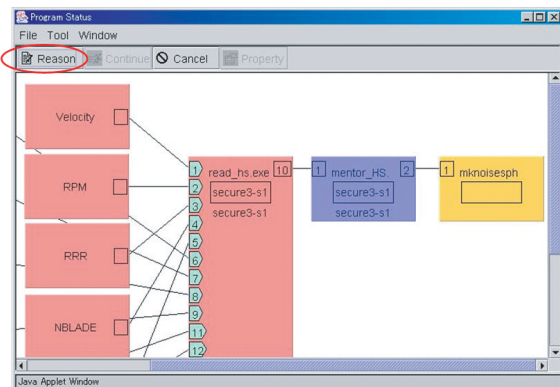


図 7-1. 実行中の状態表示例

表 7-1. 表示色と実行状態の組み合わせ

色	状態
青色	実行中
桃色	正常終了
赤色	異常終了
茶色	実行取消
緑色	バッチ実行待ち
黄色	実行指示待ち
黒色	実行対象外（部分実行のみ）

※ “Reason” ボタンをクリックすると “PPEditor” が起動し、TME スクリプトの実行時ログファイルが表示される。ジョブが異常終了したときに確認すると、原因調査の基礎情報となる。(3.4 節を参照)

RIS (Resource Information Server)

計算格子作成時に表示される GUI と計算実行時に表示される GUI の “RIS” ボタンをクリックすると、使用可能な計算機やネットワークの状態を表示することができる。ここでは、計算機のジョブ実行状態の確認の仕方を説明する。

- (1) 表示する “Site” を選択し、“Proc Info” ボタンをクリックする。

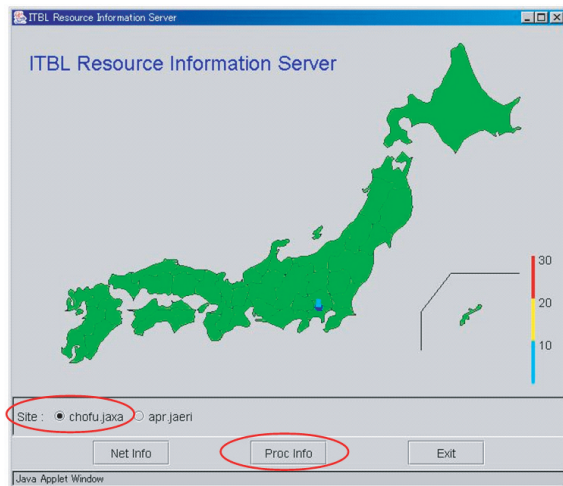


図 7-2. RIS の起動画面

(2) ジョブ実行の計算機一覧画面が表示され、“Information”の欄が“Processor”になっていることを確認する。表示する計算ジョブ実行用計算機(ここでは“secure3-s1”)をリストから選択し、“Queue”ボタンをクリックする。

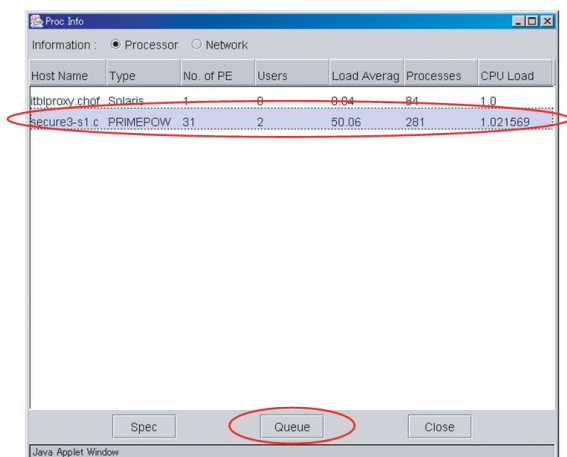


図 7-3. 計算機選択画面

(3) ジョブ実行のバッチ・キュー/ジョブ一覧画面が表示される。バッチ・キューに投入されているジョブ一覧を表示するには、「計算ジョブ実行用計算機名称」ボタン、または「バッチ・キュー名称」ボタンをクリックする。

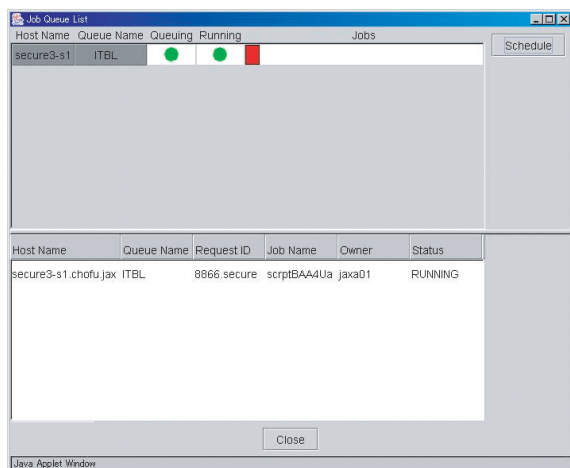


図 7-4. secure3-s1 の status

表 7-2. 表示色と状態の対応

欄	色	状態
Queuing	緑色	バッチ・キューが稼働中
	赤色	バッチ・キューが停止中
Running	緑色	バッチ・キューへ投入可能
	赤色	バッチ・キューへ投入不可
Jobs	赤色	自分が投入したジョブ
	青色	他の利用者が投入したジョブ

表 7-3. Status の表示と状態の対応

表示	状態
QUEUED	実行待ち
RUNNING	実行中

Chap.8 補足 4

MENTOR-Single コードの概要

8. 1 基礎方程式と離散化^{13, 14)}

以下は、ブレードと共に移動する回転座標系で記述された Euler 方程式である。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F_i}{\partial \xi_i} + H = 0 \tag{1}$$

ただし、

$$Q = J^{-1} \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho u_3 \\ e \end{pmatrix}, \quad F_i = J^{-1} \begin{pmatrix} \rho U_i \\ \rho u_1 U_i + \xi_{i,1p} \\ \rho u_2 U_i + \xi_{i,2p} \\ \rho u_3 U_i + \xi_{i,2p} \\ (e+p)U_i + \xi_{i,1p} \end{pmatrix} \tag{2}$$

$$H = J^{-1} \begin{pmatrix} 0 \\ -\rho \Omega u_2 \\ \rho \Omega u_1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

ここで、

$$\begin{aligned} (\xi_1, \xi_2, \xi_3) &= (\xi, \eta, \zeta) \\ (u_1, u_2, u_3) &= (u, v, w) \\ (U_1, U_2, U_3) &= (U, V, W) \end{aligned} \tag{3}$$

であり、 J はヤコビアン、 ρ は密度、 u, v, w は回転座標での速度成分、 U, V, W は反転速度成分、 ξ, η, ζ は格子の単位ベクトル、 Ω は回転角速度、 p は圧力である。離散化は、効率化された Beam-Warming 法を基礎とし、右辺

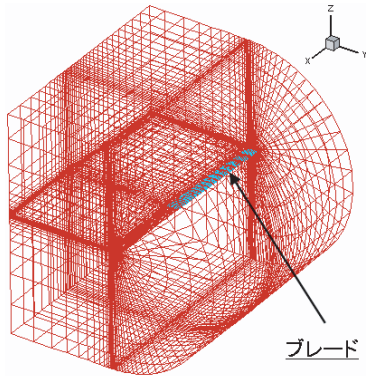


図8-1. CFD用の計算格子

に Chakravarthy-Osher の TVD スキームを適用している。計算の空間精度は 2 次、時間精度は 1 次であるが、前進飛行のような非定常計算を行う場合には、計算の各時間ステップにおいて 4 回のニュートン反復法を用いて時間精度を向上させている。計算格子は図8-1に示すような 1 本のブレードを囲む C-H 型格子である。

8. 2 計算領域外の渦からの影響

図8-1に示した計算領域には、対象となっているブレードから放出された翼端渦の一部しか含まれていないため、対象外のブレードから放出された翼端渦も含めて、CFD 計算で捉えることのできない渦が作り出す誘導速度を CFD の計算に取り込むため、Field Velocity Approach (FVA)¹⁵⁾ を適用している。FVA では、ブレード上の回転座標系と固定座標系との座標変換に用いるメトリックの計算において、元々の計算式である。

$$\begin{aligned}\xi_i &= -x_i \xi_x - y_i \xi_y - z_i \xi_z \\ \eta_i &= -x_i \eta_x - y_i \eta_y - z_i \eta_z \\ \zeta_i &= -x_i \zeta_x - y_i \zeta_y - z_i \zeta_z\end{aligned}\quad (4)$$

を

$$\begin{aligned}\xi_i &= -(x_i - u_i) \xi_x - (y_i - v_i) \xi_y - (z_i - w_i) \xi_z \\ \eta_i &= -(x_i - u_i) \eta_x - (y_i - v_i) \eta_y - (z_i - w_i) \eta_z \\ \zeta_i &= -(x_i - u_i) \zeta_x - (y_i - v_i) \zeta_y - (z_i - w_i) \zeta_z\end{aligned}\quad (5)$$

のように変更することにより、各格子点に誘導速度 (u_i, v_i, w_i) の影響を擬似的に取り込む。ここで、誘導速度は次節で述べる翼端渦モデルによって与える。

8. 3 翼端渦モデル¹⁶⁾

格子点に与える誘導速度を決定するために、渦減衰の有無に応じて 2 種類の翼端渦モデルを用いる。第 1 のモデルは渦の減衰を考慮しないもので、次の Scully の渦モデルによって渦の周速を与える。

$$v_\theta(r) = \frac{\Gamma}{2\pi r} \frac{(r_1 + r_2)(1 - \vec{r}_1 \cdot \vec{r}_2 / r_1 r_2)}{r_1^2 r_2^2 - (\vec{r}_1 \cdot \vec{r}_2)^2 + r_0^2 (r_1^2 + r_2^2 - 2\vec{r}_1 \cdot \vec{r}_2)} \quad (6)$$

ここで、 \vec{r}_1, \vec{r}_2 は渦フィラメントの両端から格子点までのベクトルである。ただし、渦は 3 次元的に分布しており、渦の中心から格子点までの距離 r と格子点に誘起される周速の大きさ $v_\theta(r)$ やその向きは場所ごとに変化する。このため、翼端渦を微小断片に分けて、各断片が格子点に作る誘導速度を足し合わせるという方法を用いる¹⁷⁾。式(6)の循環 Γ は、Beddoes の定式化¹⁸⁾に従って次のように与える。

$$\Gamma / cR\Omega = 2.4C_T / \sigma \quad (7)$$

Scully の渦モデルは渦減衰を考慮しないため、ロータの前進速度やブレードの回転速度が速い場合、あるいはブレードの枚数が多い場合のように、ブレードが渦と衝突するまでの時間が短い場合には有効である。しかしながら、そうでない場合には渦の影響を過大に評価してしまうため、第 2 のモデルとして周速が以下の式で表される Lamb-Oseen モデルを用いて渦減衰の影響を考慮する。

$$v_\theta(r) = \frac{\Gamma}{2\pi r} \left(\frac{1}{r_1} + \frac{1}{r_2} \right) \frac{1}{r_1 r_2 + \vec{r}_1 \cdot \vec{r}_2} \left[1 - \exp \left(-\alpha \frac{r_1^2 r_2^2 - (\vec{r}_1 \cdot \vec{r}_2)^2}{r_0^2 (r_1^2 + r_2^2 - 2\vec{r}_1 \cdot \vec{r}_2)} \right) \right] \quad (8)$$

式からわかる通り、周速は渦のコア径 r_a の増加とともに減衰する。ここで、 α は Oseen parameter と呼ばれ、 $\alpha = 1.25643$ で与えられる。また、 r_a の増加は

$$r_a(t) = \sqrt{r_0^2 + 4\alpha\delta v t} \quad (9)$$

で与えられる。ここで、 δ は Squire によって提案された effective diffusion constant あるいは eddy viscosity coefficient と呼ばれるもので¹⁹⁾、渦レイノルズ数 (vortex Reynolds number) に応じて決まる値である。

8. 4 翼端渦の幾何学的な形状¹⁶⁾

ブレードから放出された後の翼端渦は、図8-2に示すように螺旋状に後方へ流れていく。この過程でロータの吹き下しを受けて徐々に下方に移動し、進行方向に対して傾斜を持つ配置となる。このような 3 次元的な渦の形状を表現するために、本研究では Beddoes Generalized Wake Model²⁰⁾ を用いる。このモデルは図8-2における渦の軌跡の $x-y$ 平面への投影を単純な epi-cycloid と仮定し、その $x-y$ 座標を以下のように与える。

$$\begin{aligned}x_v &= r_v \cos \psi_v + \mu_x \Delta \psi_v \\ y_v &= r_v \sin \psi_v\end{aligned}\quad (10)$$

ここで、 μ_x と $\Delta \psi_v$ はそれぞれ $\mu_x = V \cos \alpha_{TPP} / R\Omega$ 及び $\Delta \psi_v = \psi_b - \psi_v$ である。さらに、渦の z 座標はロータに流

入する流れの下向き成分と、吹き下ろしによる下方への移動を積分した形で与えられ、

$$\begin{aligned} z_v &= (1/R\Omega) \int_{\psi_v}^{\psi_b} (-V \sin \alpha + v) d\psi \\ &= \int_{\psi_v}^{\psi_b} (-\mu_z + v/R\Omega) d\psi \\ &= -\mu_z \Delta\psi_v + \int_{\psi_v}^{\psi_b} (v/R\Omega) d\psi \end{aligned} \quad (11)$$

となる。ここで $\mu_z = V \sin \alpha_{TPP} / R\Omega$ であり、吹き下ろし v は、進行方向と左右方向に対する傾斜や不均一な分布を考慮して、下記のように定式化する。

(ロータディスク内)

$$v = v_0 \left(1 + \frac{8E}{15\pi} + E x' - 2\mu_x y' - E |y'^3| \right) \quad (12)$$

(ロータディスク外)

$$v = 2v_0 \left(1 + \frac{8E}{15\pi} - 2\mu_x y' - E |y'^3| \right) \quad (13)$$

ここで、 v_0 はロータディスク内で様な吹き下ろしを仮定した場合の吹き下ろしであり、 $v_0 = -\lambda_l R\Omega$ で与えられる。また、 λ_l は次式の解である。

$$-C_T / 2\lambda_l = \left[(\mu_z + \lambda_l)^2 + \mu_x^2 \right]^{1/2} \quad (14)$$

式 (12), (13) のプライム付の変数は縮流半径 r_v で無次元化された変数であることを示し、後流の進行方向に対する傾斜 E は、次式の傾斜角 χ を用いて $E = |\chi|$ と表される。

$$\chi = \tan^{-1} \left[\mu_x / -(\mu_z + \lambda_l) \right] \quad (15)$$

式 (12), (13) における $8E/15\pi$ と $-2\mu_x y'$ の 2 項は元々の Beddoes モデルには存在しないが、前者は運動量の保存を満たすために必要であり²⁰⁾、後者は吹き下ろしの左右方向の非対称性を考慮するために必要である²¹⁾。式 (11) の右辺第 2 項は、式 (12), (13) を用いて解析的に積分が可能であり、以下のように 3 つのケースに分けて与えられる。

- [1] 翼端渦の渦要素が常にロータディスク内にある場合 ($x_v < -r_v \cos \psi_v$)

$$\begin{aligned} \int_{\psi_v}^{\psi_b} (v/R\Omega) d\psi &= \\ -\lambda_l \left[1 - 2\mu_x y' + E \left(+\cos \psi_v + \mu_x \Delta\psi_v / 2r_v - |y'^3| \right) \right] \Delta\psi & \quad (16) \end{aligned}$$

- [2] 翼端渦の渦要素が常にロータディスク外にある場合 ($\cos \psi_v > 0$)

$$\begin{aligned} \int_{\psi_v}^{\psi_b} (v/R\Omega) d\psi &= \\ -2\lambda_l \left[1 - 2\mu_x y' + E \left(\frac{8}{15\pi} - |y'^3| \right) \right] \Delta\psi & \quad (17) \end{aligned}$$

- [3] 上記のどちらでもない場合、すなわち渦要素が積分時間の間にロータディスクの内側から外側へ移動する場合

$$\begin{aligned} \int_{\psi_v}^{\psi_b} (v/R\Omega) d\psi &= \\ -2\lambda_l x_v \left[1 - 2\mu_x y' + E \left(\frac{8}{15\pi} - |y'^3| \right) \right] / \mu_x & \quad (18) \end{aligned}$$

通常、渦の放出点であるブレード翼端の後縁の位置は、ロータのプレコーンに加えてブレードのピッチ角制御によって変化するため、上記の計算によって求められた (x_v, y_v, z_v) に対して、放出点の変位量を $(\Delta x_p, \Delta y_p, \Delta z_p)$ として以下のように渦位置を修正する。

$$\begin{aligned} x'_v &= x_v + \Delta x_p \\ y'_v &= y_v + \Delta y_p \\ z'_v &= z_v + \Delta z_p \end{aligned} \quad (19)$$

ただし、プレコーンとピッチ角による変動は z 軸方向が主であり、この軸成分のみを次式で与える。

$$\Delta z_p = - \left[\tan \beta_0 - (0.75c/R) \tan \theta_p \right] \quad (20)$$

さらに、ブレードに弾性変形が加わる場合は、渦放出点における弾性変形量を $(\Delta x_e, \Delta y_e, \Delta z_e)$ として、(19) 式で求めた座標に対して以下のように変形量を加える。

$$\begin{aligned} x''_v &= x'_v + \Delta x_e \\ y''_v &= y'_v + \Delta y_e \\ z''_v &= z'_v + \Delta z_e \end{aligned} \quad (21)$$

この他にも、ヒンジレスブレードでなければ、渦放出点の変動にはブレードの固定ヒンジ周りの自由回転によるものがあるが、ここでは考慮せず変動量は式 (19) ~ (21) のみで表す。

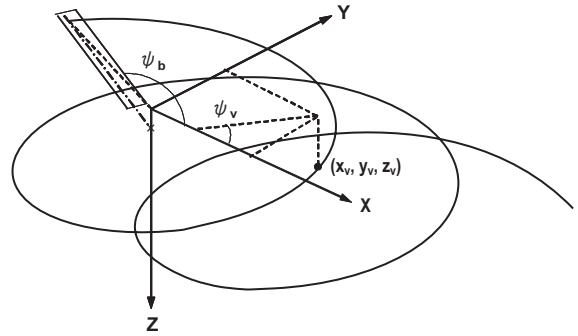


図 8-2. 翼端渦の軌跡と Beddoes Generalized Wake Model における座標系

Chap. 9 参考文献

- (1) ITBL 基盤ソフト ユーザーマニュアル 共通情報管理 / 利用者認証編、日本原子力研究所、2003
- (2) ITBL 基盤ソフト ユーザーマニュアル 共通画面編、日本原子力研究所、2003
- (3) ITBL 基盤ソフト ユーザーマニュアル ジョブ実行編、日本原子力研究所、2003

- (4) ITBL基盤ソフト ユーザーマニュアル AVS方式による可視化編、日本原子力研究所、2003
- (5) Web可視化チュートリアル(改訂版)2004.6、日本原子力研究所、2004
- (6) 岩宮敏幸, 山本行光, 村上桂一, 甬喜山潔、ITBL 環境におけるロケット打ち上げ飛行シミュレーションソフトウェア: MUROS、JAXA-RM-06-005、2007年3月
- (7) AVS/Expressユーザーズ・ガイド、株式会社ケイ・ジー・ティー、2005
- (8) AVS/Expressチュートリアルガイド、株式会社ケイ・ジー・ティー、2005
- (9) AVS/Expressモジュールリファレンス 第1部、株式会社ケイ・ジー・ティー、2005
- (10) AVS/Expressモジュールリファレンス 第2部、株式会社ケイ・ジー・ティー、2005
- (11) Ffowcs Williams, J. E., and Hawkings, D. L., Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion, *Philosophical Transactions of the Royal Society of London*, A 264 (1969), pp.321-342.
- (12) Farassat, F., Theory of Noise Generation from Moving Bodies with an Application to Helicopter Rotors, NASA TR R-451, Dec. (1975).
- (13) Aoyama, T., Kawachi, K., Saito, S., and Kamio, J., Unsteady analysis of transonic helicopter rotor noise, 19th European Rotorcraft Forum, B2 (1993), pp.1-12.
- (14) Aoyama, T., Kawachi, K., and Saito, S., Effect of blade-tip planform on shock wave of advancing helicopter blade, *J. Aircraft*, 32, 5 (1995), pp.955-961.
- (15) Khanna, H., and Baeder, J. D., Coupled Free-Wake/CFD Solutions for Rotors in Hover Using a Field Velocity Approach, Proceeding of 52nd Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington D.C., June 4-6 (1996) pp.475-487.
- (16) Inada, Y., Yang, C., Iwanaga, N., Aoyama, T., Efficient Prediction of Helicopter BVI Noise under Different Conditions of Wake and Blade Deformation, Transaction of JSASS, Vol. 51, No. 173, November (2008).
- (17) Johnson, W., *Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics*, Johnson Aeronautics, Vol. I-VII, Sep (1998).
- (18) Beddoes, T. S., A Wake Model for High Resolution Airloads, 2nd International Conference on Basic Rotorcraft Research, Triangle Park, NC (1985).
- (19) Squire, H. B., The Growth of a Vortex in Turbulent Flow, *Aeronautical Quarterly*, Vol. 16, August (1965), pp.302-306.
- (20) van der Wall, B.G., The Effect of HHC on the Vortex Convection in the Wake of a Helicopter Rotor, *Aerosp. Sci. Technol.* Vol. 4 (2000), pp.321-336.
- (21) Drees, J. M., A Theory of Airflow through Rotors and Its Application to Some Helicopter Problems, *J. Helicopter Association of Great Britain*, Vol. 3(2) (1949).