

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA MARIA  
CENTRO DE TECNOLOGIA  
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL

José Carlos Ignácio Gonçalves Zart  
Leonardo Barros da Luz  
Wilcker Neuwald Schinestzki

**CONCEPÇÃO E IMPLEMENTAÇÃO DE UM CURSO DE INTRODUÇÃO  
A FERRAMENTAS COMPUTACIONAIS COM APLICAÇÃO EM  
FLUIDODINÂMICA PARA ENGENHARIA AEROESPACIAL**

Santa Maria, RS  
2017

**José Carlos Ignácio Gonçalves Zart  
Leonardo Barros da Luz  
Wilcker Neuwald Schinestzki**

**CONCEPÇÃO E IMPLEMENTAÇÃO DE UM CURSO DE INTRODUÇÃO A  
FERRAMENTAS COMPUTACIONAIS COM APLICAÇÃO EM FLUIDODINÂMICA PARA  
ENGENHARIA AEROESPACIAL**

Relatório Final de CPIO I aplicado ao  
Curso de Graduação em Engenharia Aeroes-  
pacial da Universidade Federal de Santa Ma-  
ria (UFSM, RS), como requisito parcial para  
aprovação na disciplina de **CPIO I**.

ORIENTADOR: Prof. André Luís da Silva

Santa Maria, RS  
2017

## **RESUMO**

### **CONCEPÇÃO E IMPLEMENTAÇÃO DE UM CURSO DE INTRODUÇÃO A FERRAMENTAS COMPUTACIONAIS COM APLICAÇÃO EM FLUIDODINÂMICA PARA ENGENHARIA AEROESPACIAL**

**AUTORES:** José Carlos Ignácio Gonçalves Zart

Leonardo Barros da Luz

Wilcker Neuwald Schinestzki

**ORIENTADOR:** André Luís da Silva

Na realização do pré-projeto, tomou-se conhecimento das necessidades para a realização do projeto. Com essas necessidades, formulou-se uma organização do grupo com atividades específicas para cada um dos integrantes. Analisando os prazos impostos ao projeto, teve-se início a uma organização temporal das atividades, o que impôs um ritmo de trabalho ao grupo aumentando o rendimento e facilitando a conclusão das tarefas. Uma vez realizado o pré-projeto, deu-se início às atividades previstas no quadro de atividades. Primeiramente, fez-se a definição das datas e horários das aulas. Em seguida, foi feito o planejamento das aulas, o qual refletiu na estrutura escolhida para a apostila do curso. Uma vez determinadas as datas e horários, foi feita a solicitação do agendamento de uma sala de aula e do laboratório de informática, nos quais as aulas foram ministradas. Em paralelo, foi criado um formulário de inscrição apresentando a programação do curso para o público alvo, o qual apresentou bastante repercussão após o início das divulgações. Por fim, uma avaliação foi aplicada para os alunos do curso, tendo como objetivo receber a opinião dos inscritos e avaliar o conhecimento aprendido durante o curso.

**Palavras-chave:** Apostila. Avaliação. Divulgações. Ministradas

## **LISTA DE FIGURAS**

Figura 5.1 – Publicação na página do curso de engenharia aeroespacial da UFSM. . .	14
Figura 5.2 – Porcentagem de alunos em relação ao contato com CFD. . . . .	15
Figura 5.3 – Porcentagem de alunos em relação aos cursos de graduação. . . . .	15

## **LISTA DE QUADROS**

Quadro 5.1 – Atividades individuais atualizadas. ....	14
Quadro 6.1 – Cronograma semanal. ....	17

## **LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS**

<i>ABDI</i>	Agência Brasileira de Desenvolvimento Industrial
<i>AE</i>	Aerospace Engineering
<i>ATS4i</i>	Aerothermal Solutions and Software Distributor
<i>CDIO</i>	Conceive, Design, Implement and Operate
<i>CFD</i>	Computational Fluid Dynamics
<i>CPIO</i>	Conceber, Projetar, Implementar e Operar
<i>CT</i>	Centro de Tecnologia
<i>EA</i>	Engenharia Aeroespacial
<i>GSAC</i>	Grupo de Sistemas Aeroespaciais e Controle
<i>TI</i>	Tecnologia da Informação
<i>UFSM</i>	Universidade Federal de Santa Maria

## SUMÁRIO

1	<b>INTRODUÇÃO .....</b>	7
2	<b>OBJETIVOS E JUSTIFICATIVAS .....</b>	9
2.1	OBJETIVO GERAL .....	9
2.2	OBJETIVOS ESPECÍFICOS.....	9
2.3	JUSTIFICATIVA .....	9
3	<b>METODOLOGIA .....</b>	11
4	<b>CONCEPÇÃO .....</b>	13
5	<b>DESENVOLVIMENTO .....</b>	14
6	<b>CRONOGRAMA .....</b>	17
7	<b>AVALIAÇÃO DOS ALUNOS .....</b>	18
8	<b>CONCLUSÃO .....</b>	19
	<b>APÊNDICE A – APOSTILA DO CURSO .....</b>	20
	<b>APÊNDICE B – AVALIAÇÃO DO CURSO .....</b>	215
	<b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....</b>	222

## 1 INTRODUÇÃO

A fluidodinâmica computacional é uma área da engenharia que se propõe a resolver problemas envolvendo escoamento de fluidos e transferência de calor e massa através de métodos numéricos. Esses métodos são capazes de calcular a solução das equações provenientes de um modelo matemático que descreve o comportamento de partículas, como por exemplo, o movimento das mesmas ao longo do tempo. Com isso, podem ser analisados inúmeros fenômenos físicos com a finalidade de não apenas entendê-los, mas também de como utilizar este entendimento para realizar aplicações práticas.

De acordo com Versteeg e Malalasekera (2007), a partir da década de 60, a indústria aeroespacial vem utilizando essa tecnologia para o projeto, pesquisa e desenvolvimento de veículos aeroespaciais e motores a jato. A fluidodinâmica computacional, ou simplesmente CFD (Computational Fluid Dynamics), é utilizada para resolver diversos problemas, por exemplo, para encontrar a distribuição de pressão ao longo de um perfil de uma asa, ou para calcular a dissipação de calor em uma turbina. Outras aplicações podem ser encontradas em inúmeras áreas da engenharia, como na indústria petroquímica, naval, automotiva e de energia.

Na engenharia aeroespacial, o estudo do CFD é comumente voltado para a aerodinâmica. Azevedo (2010) define aerodinâmica como uma ciência aplicada que estuda a interação entre o escoamento de ar e corpos imersos neste escoamento, sendo que todos os esforços estão direcionados para os seguintes objetivos práticos: previsão de forças e momentos sobre corpos se movendo através de um fluido e previsão de escoamentos internos em dutos de qualquer espécie ou formato.

Ray, Bhaskaran e Collins (2012) fornecem uma explicação simplificada do funcionamento do código utilizado em CFD. Na área de simulação numérica, é comum a utilização do termo caixa preta, que é designado para a ferramenta numérica quando não são entendidos os conceitos fundamentais por trás da mesma. Dessa forma, o usuário fornece uma entrada de dados para dentro da caixa preta, que por fim resulta numa saída de dados com figuras coloridas e outros resultados. No entanto, o que o código numérico resolve é um modelo matemático que representa um problema físico, portanto, a ideia por trás dessa caixa preta é entender qual o modelo matemático a ser resolvido, quais os princípios físicos em que este é baseado e quais são as hipóteses embutidas no modelo matemático. Com isso, a ferramenta obtém uma solução numérica para o modelo matemático e fornece variáveis específicas em pontos específicos, isto é, o código trabalha com variáveis discretizadas. Estas são obtidas como um valor médio da variável para um volume de controle traçado utilizando como base os nós da malha gerada para representar a geometria. Os resultados obtidos podem representar tanto campos escalares quanto vetoriais como, por exemplo, campos de pressão, campos de velocidade, campos de temperatura, etc.

O CFD pode ser útil, sobretudo, como uma ferramenta de ensino para estudantes de engenharia. É importante ressaltar que, na engenharia, preocupa-se a todo tempo com a solução de problemas, entretanto, para a solução desses problemas é necessário o conhecimento teórico que possibilite isso. Então, através do aprendizado e da utilização do CFD, podem ser visualizadas aplicações de problemas e conteúdos estudados ao decorrer do curso, além da possibilidade de desenvolver projetos que incentivam a inovação tecnológica. Portanto, esses são os principais motivos e necessidades do ensino de uma ferramenta numérica em um ambiente acadêmico.

Existem diversos softwares comerciais que possuem a formulação para resolver problemas de CFD. O objetivo deste trabalho não está em apresentar detalhes com relação ao custo- benefício dos softwares comerciais, visto que, os softwares utilizados foram fornecidos pela empresa ATS4i para a UFSM. Especificamente, o software Ennova foi utilizado para a geração de malhas, o CFD++ para a solução do modelo matemático e o Tecplot para a visualização de resultados.

Além disso, como o objetivo do trabalho não está diretamente relacionado com procedimentos que envolvam a fabricação de produtos e a aplicação destes, não são necessárias regulamentações referentes a este âmbito. No entanto, os softwares e a utilização dos mesmos devem respeitar a legislação de softwares e serviços de TI prevista pela Agência Brasileira de Desenvolvimento Industrial (ABDI).

## **2 OBJETIVOS E JUSTIFICATIVAS**

### **2.1 OBJETIVO GERAL**

O curso possui como objetivo geral proporcionar um primeiro contato dos alunos da Engenharia Aeroespacial com as ferramentas computacionais adquiridas pela UFSM, explicando e exemplificando o funcionamento de cada uma dessas ferramentas.

### **2.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS**

O projeto tem como objetivos específicos:

- Fornecer uma base de fluidodinâmica aos alunos do curso;
- Motivar os alunos evidenciando a aplicação dos conhecimentos adquiridos nas disciplinas que irão cursar ou que já cursaram ao longo da sua graduação;
- Capacitar os alunos para preparar e realizar simulações no setor aeroespacial;
- Inserir problemáticas comumente encontradas nas áreas de engenharia;
- Demonstrar a importância de conhecer a física do problema para utilizar os modelos adequados;
- Capacitar os alunos para realizarem uma interpretação dos resultados de maneira adequada.

### **2.3 JUSTIFICATIVA**

A necessidade de resolver problemas cada vez mais complexos e de produzir produtos mais avançados tecnologicamente faz com que a utilização de softwares de simulação se torne indispensável em um projeto de engenharia. Com a implementação das quatro disciplinas de CPIO, os alunos da EA terão que aumentar gradualmente a complexidade de seus projetos, com a finalidade de formar engenheiros mais preparados para exercer sua profissão no mercado de trabalho. Devido a esses fatores, a UFSM adquiriu

*softwares* e computadores para compor um laboratório de simulação, entretanto, para proporcionar um primeiro contato para os alunos com os *softwares*, notou-se a necessidade da criação de um curso introdutório.

### 3 METODOLOGIA

O embasamento técnico dos *softwares*, bem como suas especificações e funções, foram fornecidos pela mesma que os disponibilizou, através de materiais auxiliares concedidos pela empresa, como manuais e exemplos práticos. Basicamente, está sendo utilizado o manual técnico do Tecplot e o manual técnico do CFD++, Metacomp (1994). Já para a fundamentação teórica sobre os assuntos relacionados a CFD, estão sendo utilizadas bibliografias complementares. Tais teorias foram retiradas de livros de mecânica dos fluidos como Fox e McDonald (2014), Çengel e M.Cimbala (2015), Freire (1990) e de livros e materiais teóricos do método dos volumes finitos Versteeg e Malalasekera (2007), Ray, Bhaskaran e Collins (2012), Azevedo (2010). Essas referências são de extrema importância para a construção de uma apostila que seja capaz de apresentar os conceitos básicos e fundamentais a respeito do tema, além de auxiliar no entendimento do funcionamento dos softwares e, por fim, do seu uso e aplicações.

Para o entendimento dos conceitos e sugestão de ideias que estão proporcionando melhorias na organização e no andamento do projeto, está sendo fundamental o auxílio do professor André Luís da Silva, já para os problemas com as licenças e com os computadores, está sendo fornecido o apoio dos técnicos de informática do Centro de Tecnologia (CT).

As disciplinas que estão contribuindo para a execução do trabalho são listadas abaixo, além de seus conteúdos principais. Além disso, as disciplinas que poderão futuramente auxiliar em trabalhos futuros são citadas, bem como a razão na qual elas podem ser úteis.

- Mecânica dos Fluidos: O conteúdo programático da mecânica dos fluidos está subdividido em basicamente cinco capítulos, são eles: propriedades dos fluidos, estática dos fluidos, cinemática dos fluidos, dinâmica dos fluidos ideais e dinâmica dos fluidos viscosos. Como cada capítulo é essencialmente cumulativo, isto é, necessita do capítulo anterior para uma boa compreensão, o último capítulo (dinâmica dos fluidos viscosos) engloba as ideias principais de praticamente todos os capítulos anteriores. Portanto, os conteúdos referentes a dinâmica dos fluidos viscosos foram essenciais para o entendimento dos conceitos que descrevem o comportamento das partículas de fluidos. Tais conteúdos são: equações de movimento, tensões e deformações em fluidos newtonianos, equação de *Navier-Stokes*, escoamento laminar e em regime permanente entre duas placas planas, escoamento de *Couette* e escoamento laminar e em regime permanente em tubos. A base conceitual para a confecção da apostila do curso foi adquirida através do estudo dos conteúdos apresentados anteriormente, e isso só tornou-se possível com o auxílio da bibliografia, composta por livros e artigos, citados nos parágrafos anteriores.

- Modelagem Matemática Aplicada a Mecânica dos Fluidos: Os conteúdos programáticos dessa disciplina são em grande parte idênticos ao da disciplina de mecânica dos fluidos, porém, a diferença está no aprofundamento matemático que ela proporciona. Se torna necessário entender conceitos, notações e teoremas matemáticos essenciais para explicar os formatos das leis físicas e a razão das mesmas possuírem tais formas. Com isso, essa disciplina foi capaz de possibilitar esse entendimento inicial e, consequentemente, auxiliou na confecção do material didático presente na apostila do curso elaborado.
- O Método dos Volumes Finitos Aplicado na Transferência de Calor: Apesar do método dos volumes finitos já estar sendo estudado para poder compreender a formulação dos códigos de CFD, essa disciplina engloba diversos aspectos do método dos volumes finitos aplicado na transferência de calor. Como esse é um tema que ainda não foi estudado em detalhes pelos integrantes do grupo, este pode ser um estudo futuro que venha a proporcionar inúmeras aplicações na engenharia aeroespacial, como por exemplo, na análise de reentrada atmosférica de corpos.

## 4 CONCEPÇÃO

A ideia principal desse projeto foi realizar um curso sobre três ferramentas computacionais, sendo elas Ennova, CFD++ e Tecplot. Para a condução e concepção do curso, foram feitas reuniões e discussões entre os integrantes desse projeto para formular os requisitos desejados, os quais foram:

- Confeccionar uma apostila como material de apoio, sendo esta, a primeira apostila em português referente aos *softwares*;
- O curso terá uma carga horária de 30 horas, divididas em 10 aulas com 3 horas de duração;
- Serão utilizados exemplos bem consolidados, apresentados no material fornecido pela empresa;
- As aulas serão seguidas em sequência com embasamento teórico, confecção de malha, simulação e discussão de resultados.

Foram realizadas análises de viabilidade temporal, técnica e financeira para a concepção do projeto. O tempo prescrito para a confecção da apostila e do curso totalizou quatro meses, o que se mostrou satisfatório para o término de cada tarefa. A empresa responsável pela venda dos softwares disponibilizou treinamento técnico e materiais de estudos, tornando possível a compreensão de cada ferramenta. As *workstations* do laboratório de informática, onde foram realizadas as aulas, e os *softwares* já foram adquiridos, assim, elimina-se os problemas financeiros.

Com a finalidade de se preparar para possíveis contratemplos, foram discutidas, entre os integrantes do grupo, as dificuldades que seriam encontradas. Após discussões, encontrou-se possíveis acontecimentos que poderiam colocar em risco o andamento do curso. Esses acontecimentos poderiam ser a indisponibilidade do laboratório devido algum problema técnico, problemas com algum computador do laboratório e atraso no andamento do conteúdo. As soluções seriam a realocação de aulas, levando em conta o prazo final da realização do curso e a alocação dos alunos em grupos para o acompanhamento das aulas.

## 5 DESENVOLVIMENTO

No pré projeto, foram propostas atividades para cada integrante, como pode ser observado no Quadro 5.1.

Quadro 5.1 – Atividades individuais atualizadas.

Atividade	Responsável
Divulgação ao meio acadêmico	Wilcker
Realização das inscrições	Wilcker
Revisão teórica	Leonardo
Estudo de CFD++	José Carlos
Estudo de Tecplot	Wilcker
Estudo de Ennova	Leonardo
Planejamento e programa do curso	Leonardo
Elaboração de questionários aos alunos	José Carlos

Para a divulgação do curso, foi enviado um e-mail para todos os alunos da EA, e através das mídias sociais, foram feitas publicações nas páginas oficiais do curso de engenharia aeroespacial e do GSAC. Na Fig. 5.1, pode-se visualizar a publicação feita na página oficial do curso de engenharia aeroespacial.

The screenshot shows the official website of the UFSM's Aerospace Engineering graduation program. The header features the university's logo and the text "ENGENHARIA AEROESPACIAL GRADUAÇÃO". Below the header, a navigation bar includes links for "Início", "Cursos", "Carreiras", "Processo Seletivo", "Documentos", "Muitíduo", and "Opções Acadêmicas". A breadcrumb trail indicates the user is at "Home > Notícias > Curso de Introdução a Ferramentas Computacionais: Ennova, CFD++ e Tecplot". The main content area displays a course announcement titled "Curso de Introdução a Ferramentas Computacionais: Ennova, CFD++ e Tecplot". It includes a brief description of the course, stating it will be offered in November and is open to students of the Aerospace Engineering program. It also mentions that if there are remaining slots, other students from other courses can register. A link for more information is provided: <https://goo.gl/forms/2dVMeCh0T8aq1mpt2>.

Figura 5.1 – Publicação na página do curso de engenharia aeroespacial da UFSM.

Para a realização das inscrições, foi confeccionado um formulário no Google. Através do formulário, pode-se obter conhecimento do curso de graduação dos alunos cadastrados e se esses já tiveram contato com CFD. Nas Fig. 5.2 e Fig. 5.3, pode-se observar, respectivamente, a porcentagem de alunos que tiveram contato com CFD e a porcentagem em relação aos cursos.

Você já teve algum contato com CFD?

19 respostas

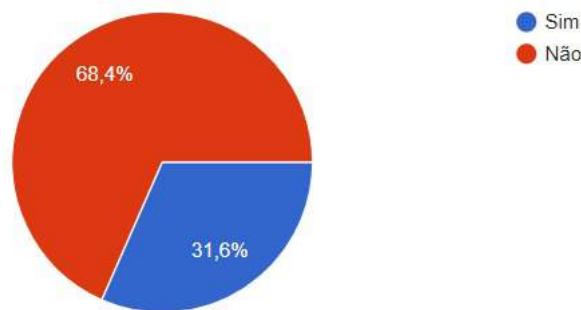


Figura 5.2 – Porcentagem de alunos em relação ao contato com CFD.

Aluno do curso de

19 respostas

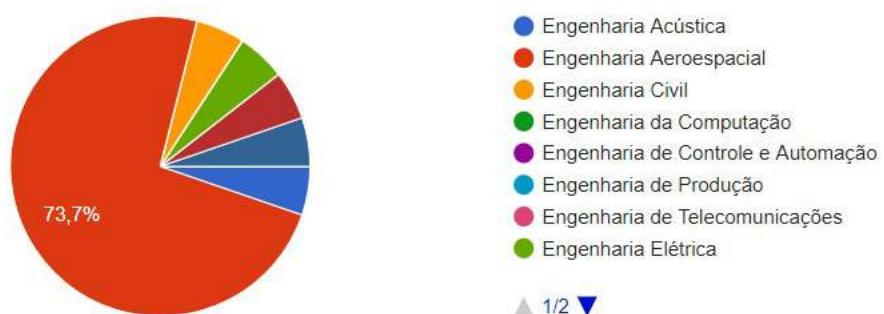


Figura 5.3 – Porcentagem de alunos em relação aos cursos de graduação.

Ao analisar a Fig. 5.3, nota-se que dos 19 alunos cadastrados, 73,7% são do curso de engenharia aeroespacial, atingindo o objetivo de atender principalmente os alunos da EA. Na Fig. 5.2, pode-se observar que uma grande parcela dos alunos nunca tiveram contato com CFD, evidenciando a necessidade da realização do curso.

O estudo de CFD++, Tecplot, Ennova e a revisão teórica foram realizados. O resultado de todo o estudo envolvido para a realização do curso pode ser observado no **Apêndice A**.

A tarefa de elaboração do questionário de avaliação do rendimento do curso foi realizada e o questionário final pode ser observado no **Apêndice B**.

A programação do curso e seu planejamento pode ser observado nos itens abaixo.

- Aula 1 [07/11/17 - 17h30-20h30]: Introdução ao CFD;
- Aula 2 [08/11/17 - 17h30-20h30]: Introdução ao CFD;

- Aula 3 [09/11/17 - 17h30-20h30]: Ambientação ao Ennova;
- Aula 4 [14/11/17 - 17h30-20h30]: Pré-processamento;
- Aula 5 [15/11/17 - 17h30-20h30]: Ambientação ao CFD++;
- Aula 6 [16/11/17 - 17h30-20h30]: Resolução de exemplos básicos;
- Aula 7 [21/11/17 - 17h30-20h30]: Resolução de exemplos intermediários;
- Aula 8 [22/11/17 - 17h30-20h30]: Resolução de exemplos aplicados;
- Aula 9 [23/11/17 - 17h30-20h30]: Ambientação ao Tecplot e Pós-processamento;
- Aula 10 [23/11/17 - 17h30-20h30]: Avaliação.

Apesar de cada integrante do grupo ser responsável por atividades individuais, todas as atividades realizadas tiveram, de alguma forma, a presença todos, pois devido ao cronograma apertado o trabalho em equipe foi fundamental para o avanço do projeto.

## 6 CRONOGRAMA

Após a definição das atividades que deveriam ser realizadas durante o projeto, formulou-se uma organização mensal e semanal das tarefas conforme o Quadro 6.1.

Quadro 6.1 – Cronograma semanal.

Tarefas	Semanas de Setembro	Semanas de Outubro	Semanas de Novembro	Semanas de Dezembro
Estudo do Tecplot	3 <sup>a</sup> e 4 <sup>a</sup>	1 <sup>a</sup> , 2 <sup>a</sup> e 3 <sup>a</sup>	-	-
Estudo do CFD++	3 <sup>a</sup> e 4 <sup>a</sup>	1 <sup>a</sup> , 2 <sup>a</sup> e 3 <sup>a</sup>	-	-
Estudo do Ennova	-	3 <sup>a</sup> e 4 <sup>a</sup>	-	-
Confecção da apostila	-	3 <sup>a</sup> e 4 <sup>a</sup>	-	-
Divulgação do curso ao meio acadêmico	4 <sup>a</sup>	1 <sup>a</sup> , 2 <sup>a</sup> , 3 <sup>a</sup> e 4 <sup>a</sup>	-	-
Realização das inscrições	-	3 <sup>a</sup> e 4 <sup>a</sup>	-	-
Agendamento do laboratório e definição de horários	-	3 <sup>a</sup> e 4 <sup>a</sup>	-	-
Realização do curso	-	-	1 <sup>a</sup> , 2 <sup>a</sup> , 3 <sup>a</sup> e 4 <sup>a</sup>	-
Aplicação do questionário aos alunos	-	-	4 <sup>a</sup>	-
Avaliação dos resultados do curso	-	-	4 <sup>a</sup>	-
Redação do relatório final	-	-	4 <sup>a</sup>	1 <sup>a</sup>

As tarefas apresentadas no Quadro 6.1 foram totalmente cumpridas. A divulgação do curso ao meio acadêmico foi realizada, e se obteve um bom alcance ao público, com um total de 23 inscrições. O curso teve uma abstinência de aproximadamente 39%, tendo em vista que para esse cálculo foram considerados os alunos que extrapolaram o limite máximo de frequências. O agendamento do laboratório e as definições de horários foram realizadas na última semana de Outubro. Então, durante o mês de Novembro o curso foi realizado nas respectivas salas e horários agendados.

## 7 AVALIAÇÃO DOS ALUNOS

Para avaliar o desempenho e obter um *feedback* dos alunos sobre o curso ministrado, foi aplicada uma avaliação no último dia de aula. A avaliação foi dividida em três seções, as quais avaliaram: a opinião dos alunos sobre o curso, o conhecimento geral sobre mecânica dos fluidos e o conhecimento geral sobre dinâmica dos fluidos computacional. Os últimos dois conteúdos foram abordados em conjunto durante todo o curso, uma vez que todos os exemplos foram discutidos, bem como seus resultados, de forma a revisar o conteúdo abordado na revisão teórica.

A avaliação disponível no **Apêndice B** contém questões de níveis fácil, intermediário e difícil, o que nos permitiu identificar os conteúdos que precisam de mais atenção durante as aulas. Utilizando os critérios abaixo, o curso obteve uma **nota média de 4,8** de um total de 5 na primeira parte, a qual diz respeito à qualidade do curso ministrado.

- (1) Discordo totalmente
- (2) Discordo parcialmente
- (3) Não concordo nem discordo
- (4) Concordo parcialmente
- (5) Concordo totalmente

A primeira parte da avaliação foi realizada por 10 alunos e a parte teórica, por 7. Na avaliação do conteúdo absorvido pelos alunos, foram propostos 33 itens avaliados, sendo 17 itens referentes à mecânica dos fluidos e 16 itens à dinâmica dos fluidos computacional. Como já era esperado, o desempenho dos alunos nos conteúdos de mecânica dos fluidos foi inferior ao de dinâmica dos fluidos computacional, uma vez que a fundamentação teórica ocupou apenas 20% do tempo de curso.

A média dos alunos na avaliação de mecânica dos fluidos foi de 53,8%, enquanto que em dinâmica dos fluidos computacional, foi de 66,1%. A média geral dos alunos, portanto, ficou em 59,7%.

O *feedback* dos alunos foi bastante positivo. Como alguns estão nos primeiros semestres do curso, esses tiveram dificuldades por não possuir base matemática suficiente para o curso. Entretanto, o resultado da avaliação mostrou que, mesmo com dificuldade, o conteúdo essencial pode ser absorvido.

## 8 CONCLUSÃO

No período de tempo entre a realização do pré-projeto e do presente relatório, foram realizadas diversas atividades, tais como a definição das datas e horários das aulas, foi feito o planejamento das aulas, o qual refletiu na estrutura escolhida para a apostila do curso. Uma vez determinadas as datas e horários, foi feita a solicitação do agendamento de uma sala de aula e do laboratório de informática, nos quais as aulas foram ministradas. Também, foi criado um formulário de inscrição apresentando a programação do curso para o público alvo, cujo resultado foi satisfatório, uma vez que, desde o início das divulgações até o último momento, 23 alunos realizaram a inscrição.

Foi possível perceber que, no período de divulgação, houve grande aceitação do curso por parte dos alunos, uma vez que alguns solicitaram que o mesmo fosse ministrado mais vezes futuramente por conflito de horários e todas as vagas foram preenchidas.

Obteve-se um bom resultado na realização das atividades, visto que as mesmas puderam ser realizadas de acordo com a previsão do último cronograma. Além disso, a apostila apresentada no **Apêndice A** foi finalizada e disponibilizada aos alunos durante o curso. Dessa forma, os objetivos principais e específicos puderam ser alcançados e com isso, através do *feedback* dos alunos, foi possível avaliar a satisfação dos mesmos, bem como o aprendizado que obtiveram.

Dos 23 alunos que participaram do curso, apenas 14 obtiveram mais de 70% de frequência no curso, portanto apenas essa parcela receberá certificado.

Como legado, o curso deixou um material didático em português gratuito para ser estudado pelos alunos, resumindo uma grande quantidade de informação que dificilmente é encontrada em português ou explicada didaticamente, possibilitando a realização de novas edições do curso.

## **APÊNDICE A – APOSTILA DO CURSO**

Neste apêndice, é apresentada a apostila que foi utilizada como material de apoio durante o curso.

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA MARIA  
CENTRO DE TECNOLOGIA  
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL  
GRUPO DE SISTEMAS AEROESPACIAIS E CONTROLE

José Carlos Ignácio Gonçalves Zart  
Leonardo Barros da Luz  
Wilcker Neuwald Schinestzki

**INTRODUÇÃO À DINÂMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL  
UTILIZANDO ENNOVA, CFD++ E TECPLOT**

Santa Maria, RS  
2017

**José Carlos Ignácio Gonçalves Zart**  
**Leonardo Barros da Luz**  
**Wilcker Neuwald Schinestzki**

## **INTRODUÇÃO À DINÂMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL UTILIZANDO ENNOVA, CFD++ E TECPLOT**

Apostila desenvolvida para o acompanhamento do curso de Introdução à Dinâmica dos Fluidos Computacional Utilizando Ennova, CFD++ e Tecplot aplicado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), com o objetivo de introduzir aos alunos as poderosas ferramentas computacionais adquiridas para o laboratório de informática da Engenharia Aeroespacial. O projeto de ensino foi desenvolvido pelo Grupo de Sistemas Aeroespaciais e Controle (GSAC) em parceria com Curso de Engenharia Aeroespacial e financiado pelo programa FIE da PROGRAD/UFSM (Fundo de Incentivo ao Ensino).

ORIENTADOR: Prof. Dr. André Luís da Silva

Santa Maria, RS  
2017

## LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1 – Representação das componentes que originam as tensões normais e cisalhantes. ....	11
Figura 2.2 – Comportamento do fluido sob a aplicação de uma tensão de cisalhamento. ....	12
Figura 2.3 – Volume de controle traçado em uma junção de tubos. ....	13
Figura 2.4 – Transformação entre as formulações. ....	14
Figura 2.5 – Quantidade de moléculas de oxigênio em um pequeno volume de controle. ....	15
Figura 2.6 – Variação da massa específica de um fluido com a escolha do volume de controle. ....	15
Figura 2.7 – Identificação de propriedades intensivas e extensivas do sistema. ....	16
Figura 2.8 – Regra da mão direita para produto vetorial. ....	19
Figura 2.9 – Diferença entre escoamento rotacional e irrotacional. ....	19
Figura 2.10 – Paradoxo de D'Alambert. ....	20
Figura 2.11 – Transição de escoamentos em uma placa plana. ....	21
Figura 2.12 – Quadro esquemático da classificação de escoamentos. ....	23
Figura 2.13 – Teorema do Transporte de Reynolds. ....	23
Figura 2.14 – Contorno $C$ da superfície $S$ . ....	24
Figura 2.15 – Região $D$ citada no teorema. ....	25
Figura 2.16 – Sistema móvel em difusor. ....	26
Figura 2.17 – Balanço de massa pelas superfícies de controle. ....	28
Figura 3.1 – Um domínio computacional. ....	35
Figura 3.2 – Uma visualização de uma malha não estruturada e uma malha estruturada. ....	37
Figura 3.3 – Qualidade de células. ....	38
Figura 3.4 – Exemplos de células tridimensionais junto com o número correspondente de faces. ....	38
Figura 3.5 – Exemplo de malha híbrida. ....	39
Figura 3.6 – Processo de convergência de malha para escoamento entre placas planas paralelas. ....	40
Figura 3.7 – Exemplo de escolha de condições de contorno. ....	41
Figura 3.8 – Exemplo de escolha de condições de contorno para escoamento sobre cilindro. ....	43
Figura 3.9 – Tomada de velocidade pontual típica para escoamento turbulento. ....	44
Figura 3.10 – Camada limite com e sem gradiente de pressão adverso. ....	45
Figura 3.11 – Diferentes regiões da camada limite. ....	46
Figura 3.12 – Comparação entre leis de parede e dados experimentais. ....	46
Figura 3.13 – Nós de uma malha (exercício 1) ....	49
Figura 3.14 – Nós de uma malha (exercício 2) ....	49
Figura 3.15 – Contorno de uma malha ....	50
Figura 3.16 – Aerofólio bidimensional ....	50
Figura 4.1 – Interface do Ennova. ....	52
Figura 4.2 – Opções de tratamento da geometria. ....	53
Figura 4.3 – Opções de criação de malha. ....	54
Figura 4.4 – Domínio gerado para a geometria. ....	55

Figura 4.5 – Regiões do míssil .....	56
Figura 4.6 – Tabela de configuração de malha. ....	56
Figura 4.7 – Y+ Calculator. ....	57
Figura 4.8 – Malha gerada na parte traseira do míssil. ....	58
Figura 4.9 – Malha gerada em umas das aletas do míssil. ....	58
Figura 4.10 – Malha gerada na parte frontal do míssil. ....	59
Figura 5.1 – Abrindo a janela do <i>PowerShell</i> . ....	61
Figura 5.2 – Janela de interface gráfica do CFD++. ....	62
Figura 5.3 – Conversão do arquivo de malha .msh do Ennova. ....	64
Figura 5.4 – Janela <i>Grid Information and Initial Setup.</i> (exemplo 1) ....	66
Figura 5.5 – Janela de informações da malha e dos contornos (exemplo 1). ....	66
Figura 5.6 – Visualização dos contornos da geometria (exemplo 1). ....	67
Figura 5.7 – Painel de configuração de informações (exemplo 1). ....	68
Figura 5.8 – Painel de configuração das equações (exemplo 1). ....	68
Figura 5.9 – Painel de configuração de informações (exemplo 1). ....	69
Figura 5.10 – Painel de configuração das variáveis (exemplo 1). ....	69
Figura 5.11 – Painel " <i>Riemann-solver</i> " (exemplo 1). ....	70
Figura 5.12 – Painel de propriedades do fluido (exemplo 1) ....	71
Figura 5.13 – Painel de configuração das condições iniciais (exemplo 1) ....	71
Figura 5.14 – Segundo painel de configuração das condições iniciais (exemplo 1) ....	72
Figura 5.15 – Painel de configuração das condições de contorno (exemplo 1) ....	73
Figura 5.16 – Painel de configuração do contorno da entrada (exemplo 1) ....	74
Figura 5.17 – Segundo painel de configuração do contorno da entrada (exemplo 1) ..	75
Figura 5.18 – Caixa de texto com informações das condições de contorno (exemplo 1)	76
Figura 5.19 – Painel de configuração da integração temporal (exemplo 1) ....	77
Figura 5.20 – Segundo painel de configuração da integração temporal (exemplo 1) ..	78
Figura 5.21 – Painel de escolha de precisão (exemplo 1) ....	79
Figura 5.22 – Gráfico dos resíduos (exemplo 1) ....	79
Figura 5.23 – Número de Mach ao longo do comprimento do bocal (exemplo 1) ....	80
Figura 5.24 – Distribuição de pressão prevista ao longo da linha de simetria (exemplo 1) .....	80
Figura 5.25 – Painel de informações referentes a malha (exemplo 2) ....	82
Figura 5.26 – Painel de informações referentes a malha e configurações iniciais (exemplo 2) .....	82
Figura 5.27 – Contornos da malha (exemplo 2) .....	83
Figura 5.28 – Painel de configuração do <i>wizard</i> (exemplo 2) .....	84
Figura 5.29 – Passos de configuração do <i>wizard</i> (exemplo 2) .....	85
Figura 5.30 – Painel de edição das condições de contorno (exemplo 2) .....	86
Figura 5.31 – Segundo painel de edição das condições de contorno (exemplo 2) .....	87
Figura 5.32 – Painel de configuração da integração temporal (exemplo 2) .....	88
Figura 5.33 – Painel de escolha da precisão (exemplo 2) .....	89
Figura 5.34 – Gráfico dos resíduos (exemplo 2) .....	89
Figura 5.35 – Painel de configuração de fluxos, forças e momentos (exemplo 2) .....	90
Figura 5.36 – Painel de configuração de fluxos, forças e momentos (exemplo 2) .....	91
Figura 5.37 – Força resultante em y na asa por iteração (exemplo 2) .....	92
Figura 5.38 – Coeficiente de sustentação da asa por iteração (exemplo 2) .....	93
Figura 5.39 – Configuração do <i>CL Driver</i> (exemplo 2) .....	94
Figura 5.40 – Escoamento sobre um cilindro (exemplo 3) .....	96

Figura 5.41 – Painel de informações da malha (exemplo 3) .....	97
Figura 5.42 – Painel de informações da malha e dos contornos (exemplo 3) .....	98
Figura 5.43 – Painel de informações da malha e dos contornos (2) (exemplo 3) .....	99
Figura 5.44 – Painel de configuração das equações (exemplo 3) .....	100
Figura 5.45 – Painel global de configuração das equações (exemplo 3) .....	101
Figura 5.46 – Painel de referência das variáveis (exemplo 3) .....	101
Figura 5.47 – Painel <i>Riemann Solver</i> (exemplo 3) .....	102
Figura 5.48 – Painel de propriedades do fluido (exemplo 3) .....	103
Figura 5.49 – Painel de configuração de informações (exemplo 3) .....	104
Figura 5.50 – Painel principal das condições iniciais (exemplo 3) .....	105
Figura 5.51 – Painel do contorno da entrada (exemplo 3) .....	106
Figura 5.52 – Painel de configuração do contorno da entrada (exemplo 3) .....	106
Figura 5.53 – Painel de configuração do contorno do cilindro (exemplo 3) .....	107
Figura 5.54 – Painel de configuração do contorno do <i>far field</i> (exemplo 3) .....	108
Figura 5.55 – Painel de informações do contorno da saída (exemplo 3) .....	109
Figura 5.56 – Painel de configuração do contorno da saída (exemplo 3) .....	110
Figura 5.57 – Painel de informações das condições de contorno (exemplo 3) .....	111
Figura 5.58 – Painel de integração temporal (exemplo 3) .....	111
Figura 5.59 – Painel " <i>Help Set Numerics</i> " (exemplo 3) .....	112
Figura 5.60 – Painel de configuração da integração temporal (exemplo 3) .....	113
Figura 5.61 – Gráfico dos resíduos (exemplo 3) .....	114
Figura 5.62 – Painel <i>FFM Tool</i> (exemplo 3) .....	114
Figura 5.63 – Painel " <i>Boundaries/Planes and Ref.Quantities</i> " (exemplo 3) .....	115
Figura 5.64 – Painel de seleção de arquivos (exemplo 3) .....	116
Figura 5.65 – Gráfico das forças resultantes em y (exemplo 3) .....	116
Figura 5.66 – Gráfico aproximado das forças resultantes em y (exemplo 3) .....	117
Figura 5.67 – Painel de informações da malha (exemplo 4) .....	118
Figura 5.68 – Painel de informações da malha 2 (exemplo 4) .....	119
Figura 5.69 – Painel de visualização dos contornos (exemplo 4) .....	120
Figura 5.70 – Painel de configuração do <i>Wizard</i> (exemplo 4) .....	121
Figura 5.71 – Painel de passos do <i>Wizard</i> (exemplo 4) .....	122
Figura 5.72 – Painel de configuração das condições de contorno (exemplo 4) .....	122
Figura 5.73 – Painel de configuração do contorno do perfil (exemplo 4) .....	123
Figura 5.74 – Painel de variáveis primitivas (exemplo 4) .....	124
Figura 5.75 – Painel de configuração do contorno externo (exemplo 4) .....	125
Figura 5.76 – Painel de integração no tempo (exemplo 4) .....	126
Figura 5.77 – Painel de configuração do critério de parada (exemplo 4) .....	126
Figura 5.78 – Painel de configuração do processador de fluxos, forças e momentos (exemplo 4) .....	127
Figura 5.79 – Painel de configuração da entrada 1 do <i>FFM Processor</i> (exemplo 4) .....	128
Figura 5.80 – Painel de configuração <i>Advanced Convergence Controls</i> (exemplo 4) .....	129
Figura 5.81 – Painel de configuração do " <i>Plot</i> " (exemplo 4) .....	130
Figura 5.82 – Painel de configuração das variáveis de referência (exemplo 4) .....	131
Figura 5.83 – Painel de configuração das variáveis primitivas atualizado (exemplo 4) .....	132
Figura 5.84 – Painel de escolha da precisão de execução (exemplo 4) .....	133
Figura 5.85 – Gráfico dos resíduos (exemplo 4) .....	133
Figura 5.86 – Contornos do número de <i>Mach</i> ao longo do perfil (exemplo 4) .....	134
Figura 5.87 – Gráfico comparativo do coeficiente de pressão para dois modelos de	

turbulência e um experimento (exemplo 4) .....	135
Figura 5.88 – Painel de inicialização da malha (exemplo 5) .....	136
Figura 5.89 – Painel de informações referentes a malha (exemplo 5) .....	137
Figura 5.90 – Visualização dos contornos (exemplo 5) .....	138
Figura 5.91 – Painel de configuração das equações (exemplo 5) .....	139
Figura 5.92 – Painel de informações referente a configuração das equações (exemplo 5) .....	140
Figura 5.93 – Painel de referência das variáveis (exemplo 5) .....	140
Figura 5.94 – Painel <i>Riemann Solver</i> (exemplo 5) .....	141
Figura 5.95 – Painel de configuração do modelo <i>DO Radiation</i> (exemplo 5) .....	142
Figura 5.96 – Painel de configuração <i>Turbulence Control</i> (exemplo 5) .....	143
Figura 5.97 – Painel de configuração <i>Conjugate Heat Transfer</i> (exemplo 5) .....	144
Figura 5.98 – Painel de seleção do material (exemplo 5) .....	144
Figura 5.99 – Configuração da temperatura média (exemplo 5) .....	145
Figura 5.100 – Painel de propriedades do fluido (exemplo 5) .....	145
Figura 5.101 – Painel de inicialização do domínio (exemplo 5) .....	146
Figura 5.102 – Painel de configuração das condições iniciais (exemplo 5) .....	147
Figura 5.103 – Painel inicial de configuração das condições de contorno (exemplo 5) .....	148
Figura 5.104 – Painel de configuração do contorno BC1, BC3 e BC4 (exemplo 5) .....	149
Figura 5.105 – Painel de configuração de temperatura na parede dos contornos BC2, BC5, BC10, BC12 e BC17 (exemplo 5) .....	150
Figura 5.106 – Painel de configuração dos contornos BC2, BC5, BC10, BC12 e BC17 (exemplo 5) .....	150
Figura 5.107 – Painel de configuração do contorno BC11 (exemplo 5) .....	151
Figura 5.108 – Painel de informações do contorno BC11 (exemplo 5) .....	152
Figura 5.109 – Painel de informações do contorno BC13 (exemplo 5) .....	152
Figura 5.110 – Painel de configuração do contorno BC13 (exemplo 5) .....	153
Figura 5.111 – Painel de configuração dos contornos BC14 e BC18 (exemplo 5) .....	154
Figura 5.112 – Painel de configuração dos contornos BC15 e BC19 (exemplo 5) .....	155
Figura 5.113 – Painel de configuração do contorno BC16 (exemplo 5) .....	156
Figura 5.114 – Painel principal das condições de contorno (exemplo 5) .....	157
Figura 5.115 – Painel BC (exemplo 5) .....	157
Figura 5.116 – Painel de informações DO (exemplo 5) .....	158
Figura 5.117 – Painel de configuração do modelo DO (exemplo 5) .....	159
Figura 5.118 – Ângulos do sólido e representação da cabine (exemplo 5) .....	160
Figura 5.119 – Painel de configuração da integração temporal 1 (exemplo 5) .....	161
Figura 5.120 – Painel de configuração da integração temporal 2 (exemplo 5) .....	162
Figura 5.121 – Painel de configuração da discretização espacial (exemplo 5) .....	162
Figura 5.122 – Painel de inicialização da turbulência (exemplo 5) .....	163
Figura 5.123 – Painel de escolha do modo de execução do CFD++ (exemplo 5) .....	164
Figura 5.124 – Gráfico dos resíduos (exemplo 5) .....	165
Figura 5.125 – Contornos da intensidade de radiação (exemplo 5) .....	165
Figura 5.126 – Contornos de temperatura (exemplo 5) .....	166
Figura 5.127 – Vetores de velocidade (exemplo 5) .....	166
Figura 6.1 – Opções de configuração de arquivos Tecplot .....	168
Figura 6.2 – Opções de seleção Tecplot .....	169
Figura 6.3 – Opções de criação de dados Tecplot .....	169
Figura 6.4 – Opções de customização da janela de visualização .....	170

Figura 6.5 – Visualização 3D do arquivo .....	170
Figura 6.6 – Visualização 2D do arquivo .....	171
Figura 6.7 – Visualização XY Line do arquivo .....	171
Figura 6.8 – Exportando o arquivo do CFD++ para o Tecplot .....	172
Figura 6.9 – Inicialização do Tecplot .....	172
Figura 6.10 – Painel de configuração do contorno .....	173
Figura 6.11 – Plot da pressão ao longo do comprimento do bocal .....	173
Figura 6.12 – Configuração dos eixos .....	174
Figura 6.13 – Adição de textos no gráfico .....	174
Figura 6.14 – Visualização da Malha .....	175
Figura 6.15 – Criação de linhas de corrente .....	175
Figura 6.16 – Exportação de arquivos para o Tecplot (NACA-0012) .....	176
Figura 6.17 – Painel de exportação de arquivos no CFD++ .....	176
Figura 6.18 – Painel de exportação do coeficiente de pressão no CFD++ .....	177
Figura 6.19 – Painel de configuração das informações de referência para exportação .....	177
Figura 6.20 – Seleção das informações de referência para exportação .....	178
Figura 6.21 – Criação do arquivo de exportação .....	178
Figura 6.22 – Importação do arquivo para o Tecplot (NACA-0012) .....	179
Figura 6.23 – Configuração do gráfico de Cp (NACA-0012) .....	179
Figura 6.24 – Configuração dos eixos do gráfico de Cp (NACA-0012) .....	180
Figura 6.25 – Gráfico de Cp (NACA-0012) .....	180
Figura 6.26 – Importando os arquivos da solução para o Tecplot .....	181
Figura 6.27 – Importando os arquivos da solução para o Tecplot .....	181
Figura 6.28 – Campo de velocidades ao longo do domínio .....	182
Figura 6.29 – Visualização dos vetores ao longo do domínio .....	182
Figura 6.30 – Exportação para criar animação .....	183
Figura 6.31 – Importação para criar animação .....	183
Figura 6.32 – Formato de importação para criar animação .....	184
Figura 6.33 – Configuração da animação .....	184
Figura 6.34 – Configuração da animação (zona de entrada e saída) .....	185
Figura 6.35 – Configuração da animação ( <i>zone skip</i> ) .....	185
Figura 6.36 – Exportação dos arquivos de Fluxos, Forças e Momentos para o tecplot .....	186
Figura 6.37 – Configuração dos arquivos de Fluxos, Forças e Momentos .....	186
Figura 6.38 – Leitura dos arquivos de Fluxos, Forças e Momentos .....	187
Figura 6.39 – Gráfico dos Coeficientes, Forças e Momentos .....	187
Figura 6.40 – Importação de arquivos para o Tecplot .....	188
Figura 6.41 – Importação de arquivos (2) para o Tecplot .....	188
Figura 6.42 – Importação de arquivos (3) para o Tecplot .....	189
Figura 6.43 – Configuração da importação .....	189
Figura 6.44 – Nomeação das variáveis importadas .....	190
Figura 6.45 – Configuração da importação (2) .....	190
Figura 6.46 – Instruções de importação dos dados .....	191
Figura 6.47 – Gráfico de CD e CL ao longo das iterações .....	191

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO .....</b>	<b>9</b>
<b>2</b>	<b>FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA .....</b>	<b>11</b>
2.1	DEFINIÇÕES E PROPRIEDADES .....	11
2.1.1	<b>Definição de Fluido .....</b>	<b>12</b>
2.1.2	<b>Sistema e Volume de Controle .....</b>	<b>12</b>
2.1.3	<b>Diferentes Abordagens para Movimentos de Massas .....</b>	<b>13</b>
2.1.4	<b>Hipótese do Contínuo .....</b>	<b>14</b>
2.1.5	<b>Propriedades dos Fluidos .....</b>	<b>16</b>
2.1.6	<b>Classificação dos Escoamentos .....</b>	<b>17</b>
2.2	<b>TEOREMAS IMPORTANTES PARA A FORMULAÇÃO MATEMÁTICA .....</b>	<b>23</b>
2.2.1	<b>Teorema de Stokes .....</b>	<b>24</b>
2.2.2	<b>Teorema de Gauss ou da Divergência .....</b>	<b>25</b>
2.2.3	<b>Teorema do Transporte de Reynolds .....</b>	<b>26</b>
2.3	<b>EQUAÇÕES GOVERNANTES DA DINÂMICA DE FLUIDOS .....</b>	<b>29</b>
2.4	<b>FORMULAÇÃO DIFERENCIAL DAS EQUAÇÕES .....</b>	<b>33</b>
<b>3</b>	<b>INTRODUÇÃO À DINÂMICA DOS FLUIDOS COMPUTACIONAL .....</b>	<b>35</b>
3.1	PROCEDIMENTO DA SOLUÇÃO .....	35
3.2	GERAÇÃO E INDEPENDÊNCIA DE MALHA .....	36
3.3	CONDIÇÕES INICIAIS E DE CONTORNO .....	40
3.3.1	<b>Condições de contorno de parede .....</b>	<b>41</b>
3.3.2	<b>Condições de contorno para entrada ou saída de escoamento .....</b>	<b>42</b>
3.3.3	<b>Condições de contorno diversas .....</b>	<b>42</b>
3.3.4	<b>Condições de contorno internas .....</b>	<b>42</b>
3.4	TURBULÊNCIA E SEUS DIFERENTES MODELOS .....	44
3.5	EXERCÍCIOS .....	49
<b>4</b>	<b>ENNOVA .....</b>	<b>52</b>
4.1	FERRAMENTAS .....	52
4.2	EXEMPLOS .....	54
<b>5</b>	<b>CFD++ .....</b>	<b>60</b>
5.1	FERRAMENTAS .....	61
5.2	EXEMPLOS .....	64
5.2.1	<b>Exemplo 1: Escoamento laminar em um bocal de garganta dupla .....</b>	<b>64</b>
5.2.2	<b>Exemplo 2: Escoamento sobre o perfil NACA 0012 .....</b>	<b>81</b>
5.2.3	<b>Exemplo 3: Escoamento transitório sobre um cilindro .....</b>	<b>96</b>
5.2.4	<b>Exemplo 4: Escoamento transônico sobre o perfil RAE2822 .....</b>	<b>118</b>
5.2.5	<b>Exemplo 5: Transferência de Calor dentro de uma Cabine de uma Aeronave .....</b>	<b>136</b>
5.3	EXERCÍCIOS .....	167
<b>6</b>	<b>TECPLOT .....</b>	<b>168</b>
6.1	FERRAMENTAS .....	168
6.2	EXEMPLOS .....	172
6.2.1	<b>Exemplo 1: Escoamento laminar em um bocal de garganta dupla .....</b>	<b>172</b>
6.2.2	<b>Exemplo 2: Escoamento sobre o perfil NACA-0012 .....</b>	<b>176</b>
6.2.3	<b>Exemplo 3: Escoamento transitório sobre um cilindro .....</b>	<b>181</b>
6.2.4	<b>Exemplo 4: Escoamento sobre o perfil RAE-2822 .....</b>	<b>186</b>

6.3	EXERCÍCIOS .....	192
	<b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....</b>	<b>193</b>

## 1 INTRODUÇÃO

A fluidodinâmica computacional é uma área da engenharia que se propõe a resolver problemas envolvendo escoamento de fluidos e transferência de calor e massa através de métodos numéricos. Esses métodos são capazes de calcular a solução das equações provenientes de um modelo matemático que descreve o comportamento de partículas, como por exemplo, o movimento das mesmas ao longo do tempo. Com isso, podem ser analisados inúmeros fenômenos físicos com a finalidade de não apenas entendê-los, mas também de como utilizar esse entendimento para realizar aplicações práticas.

De acordo com Versteeg e Malalasekera (2007), a partir da década de 60 a indústria aeroespacial vem utilizando essa tecnologia para o projeto, pesquisa e desenvolvimento de veículos aeroespaciais e motores a jato. A fluidodinâmica computacional, ou simplesmente CFD (Computational Fluid Dynamics), é utilizada para resolver diversos problemas, por exemplo, para encontrar a distribuição de pressão ao longo de um perfil de uma asa, ou para calcular a dissipação de calor em uma turbina. Outras aplicações podem ser encontradas em inúmeras áreas da engenharia, como na indústria petroquímica, naval, automotiva e de energia.

Na engenharia aeroespacial, o estudo do CFD é basicamente voltado para a aerodinâmica. Azevedo (2010) define aerodinâmica como uma ciência aplicada que estuda a interação entre o escoamento de ar e corpos imersos neste escoamento, sendo que todos os esforços estão direcionados para os seguintes objetivos práticos: previsão de forças e momentos sobre corpos se movendo através de um fluido e previsão de escoamentos internos em dutos de qualquer espécie ou formato.

Ray, Bhaskaran e Collins (2012) fornece uma explicação simplificada do funcionamento do código utilizado em CFD. Na área de simulação numérica, é comum a utilização do termo caixa preta, que é designado para a ferramenta numérica quando não são entendidos os conceitos fundamentais por trás da mesma. Dessa forma, o usuário fornece uma entrada de dados para dentro da caixa preta, que por fim resulta numa saída de dados com figuras coloridas e outros resultados. No entanto, o que o código numérico resolve é um modelo matemático que representa um problema físico, portanto, a ideia por trás dessa caixa preta é entender qual o modelo matemático a ser resolvido, quais os princípios físicos em que este é baseado e quais são as hipóteses embutidas no modelo matemático. Com isso, a ferramenta obtém uma solução numérica para o modelo matemático e fornece variáveis específicas em pontos específicos, isto é, o código trabalha com variáveis discretizadas. Estas são obtidas como um valor médio da variável para um volume de controle traçado utilizando como base os nós da malha gerada para representar a geometria. Os resultados obtidos podem representar tanto campos escalares quanto vetoriais como, por exemplo, campos de pressão, campos de velocidade, campos de temperatura, etc.

O CFD pode ser útil, sobretudo, como uma ferramenta de ensino para estudantes de engenharia. É importante ressaltar que na engenharia, preocupa-se a todo tempo com a solução de problemas, entretanto, para a solução desses problemas é necessário o conhecimento teórico que possibilite isso. Então, através do aprendizado e da utilização do CFD, podem ser visualizadas aplicações de problemas e conteúdos estudados ao decorrer do curso, além da possibilidade de desenvolver projetos que incentivam a inovação tecnológica. Portanto, esses são os principais motivos e necessidades do ensino de uma ferramenta numérica em um ambiente acadêmico.

Existem diversos softwares comerciais que possuem a formulação para resolver problemas de CFD. O objetivo deste trabalho não está em apresentar detalhes com relação ao custo- benefício dos softwares comerciais, visto que, os softwares utilizados foram fornecidos pela empresa ATS4i para a UFSM. Especificamente, o software Ennova foi utilizado para a geração de malhas, o CFD++ para a solução do modelo matemático e o Tecplot para a visualização de resultados.

Além disso, como o objetivo do trabalho não está diretamente relacionado com procedimentos que envolvam a fabricação de produtos e a aplicação destes, não são necessárias regulamentações referentes a este âmbito. No entanto, os softwares e a utilização dos mesmos devem respeitar a legislação de softwares e serviços de TI prevista pela Agência Brasileira de Desenvolvimento Industrial (ABDI).

## 2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo, o objetivo é capacitar o leitor a compreender as equações que regem a dinâmica de fluidos. Para alcançar o objetivo do capítulo, serão apresentadas definições básicas e propriedades dos fluidos, as quais servem como base para o entendimento das equações de dinâmica dos fluidos. Também, serão abordadas as interpretações de alguns teoremas matemáticos que auxiliam nas interpretações dessas equações, construindo aos poucos o entendimento necessário para trabalhar com as ferramentas computacionais propostas.

### 2.1 DEFINIÇÕES E PROPRIEDADES

A Dinâmica dos Fluidos é uma subárea da Dinâmica que trata especificamente do movimento dos fluidos. De maneira ainda mais específica, existe a Aerodinâmica, a qual é classificada como a categoria da Dinâmica dos Fluidos que aborda escoamentos de ar sobre corpos, tais como aeronaves, foguetes ou mesmo automóveis de alta ou baixa velocidade. Uma vez que estaremos tratando de fluidos, é importante entender qual a sua definição. Entretanto, antes de definirmos um fluido, é importante relembrar os conceitos de tensão normal, tensão cisalhante e pressão.

Uma tensão é definida como a razão da força por unidade de área na qual ela atua. A componente normal da tensão é definida como **tensão normal** e a componente tangencial é definida como **tensão cisalhante**. No caso de um fluido em repouso, a tensão normal é chamada de **pressão** e a tensão cisalhante é nula. Na Fig. 2.1, é possível visualizar uma representação gráfica das forças agindo sobre um elemento de área  $dA$ , dando origem às tensões na superfície.

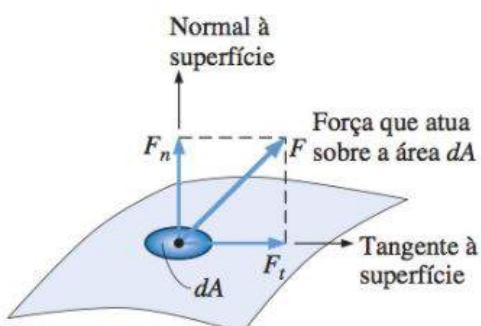


Figura 2.1 – Representação das componentes que originam as tensões normais e cisalhantes. *Fonte: Cengel e Cimbala (2015)*

Matematicamente, as tensões normais  $\sigma$  e cisalhantes  $\tau$  em um ponto são definidas

da seguinte forma

$$\sigma = \lim_{\Delta A \rightarrow 0} \frac{F_n}{\Delta A} = \frac{F_n}{dA} \quad (2.1)$$

$$\tau = \lim_{\Delta A \rightarrow 0} \frac{F_t}{\Delta A} = \frac{F_t}{dA} \quad (2.2)$$

### 2.1.1 Definição de Fluido

Existem diversas definições para um fluido na literatura. Dentre elas, a mais útil para compreender os conceitos que virão mais tarde é: "Um fluido é uma substância que se deforma continuamente sob a aplicação de uma tensão de cisalhamento, não importando o quanto pequeno seja o seu valor". Uma vez que o fluido continua a escoar sob a aplicação de uma tensão de cisalhamento, definimos um fluido como uma substância que não pode sustentar uma tensão de cisalhamento quando em repouso. Na Fig. 2.2, é possível visualizar o comportamento dos fluidos sob a aplicação de uma tensão de cisalhamento em contraste com os sólidos.

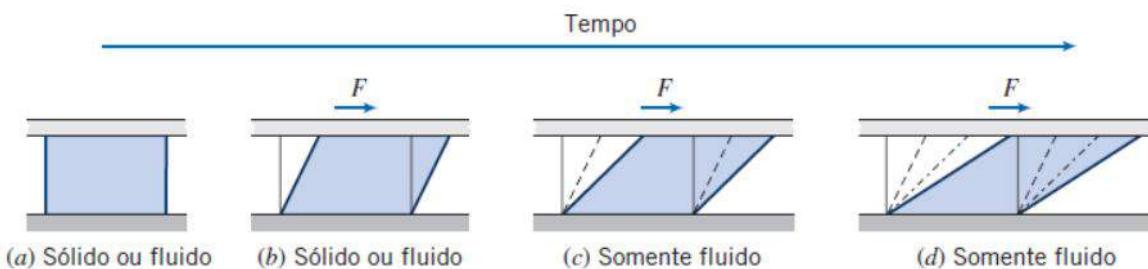


Figura 2.2 – Comportamento do fluido sob a aplicação de uma tensão de cisalhamento.  
Fonte: Fox e McDonald (2014)

### 2.1.2 Sistema e Volume de Controle

Um sistema é definido como uma quantidade de matéria ou região do espaço escolhido arbitrariamente para estudo. A região externa ao sistema é denominada vizinhança, enquanto que as superfícies que delimitam o sistema são definidas como fronteiras. Um sistema pode receber três classificações diferentes, as quais são:

- **Sistema Fechado:** É um sistema que possui uma quantidade fixa de matéria, ou seja, não há fluxo de massa através da fronteira;

- **Sistema Isolado:** É um sistema que, em cujas fronteiras, não existe fluxo de massa nem de energia;
- **Sistema Aberto:** É um sistema através do qual pode haver fluxo de massa e energia. Esse possui uma região do espaço bem determinada, mas não necessita conter uma quantidade fixa de matéria.

Um sistema aberto é frequentemente denominado como volume de controle e as suas fronteiras, de superfície de controle. Um grande número de problemas de engenharia envolve fluxos de massa através das fronteiras do sistema e, portanto, são modelados como volumes de controle. Na Fig. 2.3, é ilustrado um volume de controle utilizado para a análise do escoamento em uma junção de tubos. É sempre importante tomar cuidado na seleção de um volume de controle, pois a escolha interfere diretamente na complexidade da resolução do problema.

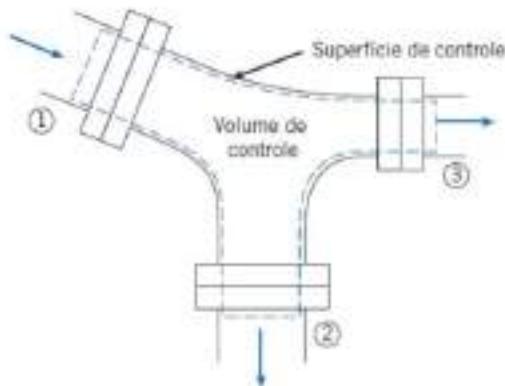


Figura 2.3 – Volume de controle traçado em uma junção de tubos. *Fonte: Fox e McDonald (2014)*

### 2.1.3 Diferentes Abordagens para Movimentos de Massas

Na física clássica, analisamos o movimento de massas acompanhando o vetor posição e o vetor de velocidade de maneira individual. Quando esse método é aplicado ao escoamento de um fluido, ele é chamado de **descrição lagrangeana**. A análise lagrangeana é análoga à análise de sistemas vista em termodinâmica, ou seja, seguimos uma massa de identidade fixa.

Outra maneira de descrição de movimento é a **descrição euleriana**, a qual é a maneira mais utilizada para descrever o escoamento de fluidos. Na descrição euleriana, um volume de controle é definido e, através deste, são analisadas as variações nas variáveis de interesse.

Uma forma de transformar as equações do movimento da perspectiva lagrangeana para a euleriana é por meio da **derivada material** para volumes infinitesimais. A derivada material para a variável  $b$  é definida conforme a Eq. (2.3).

$$\frac{Db}{Dt} = \frac{\partial b}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \vec{\nabla})b \quad (2.3)$$

Para sistemas com volume finito, é utilizado o Teorema do Transporte de Reynolds, o qual será apresentado em detalhes mais a frente. Na Fig. 2.4, podemos ver um esquema das transformações entre as duas formulações.

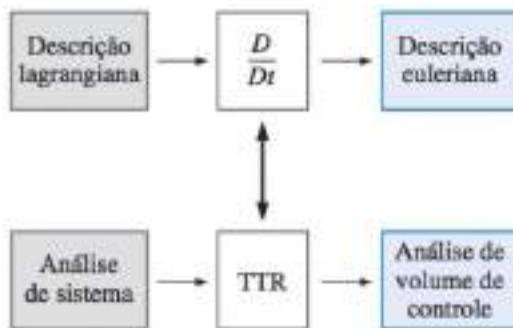


Figura 2.4 – Transformação entre as formulações. *Fonte: Cengel e Cimbala (2015)*

#### 2.1.4 Hipótese do Contínuo

Quando tomamos uma amostra de um fluido na natureza e fazemos a razão da massa pelo volume, o que estamos fazendo, na verdade, é determinando a sua densidade média, uma vez que a densidade pode variar localmente de um ponto para outro. Quando trabalhamos com amostras suficientemente grandes em um pequeno volume, os valores médios das propriedades do fluido são mantidas aproximadamente constantes, não havendo variação significativa das propriedades. Essas variações das propriedades não são significativas, pois, quando há uma grande concentração de moléculas no volume escolhido, o livre caminho médio das moléculas se torna pequeno, ou seja, as lacunas no espaço são menores.

Para ilustrar de maneira ainda mais intuitiva a validade da hipótese do contínuo, a Fig. 2.5 demonstra que a quantidade de moléculas de oxigênio presentes em um volume de controle de apenas  $1 \text{ mm}^3$  é de aproximadamente  $3 \cdot 10^{16}$  moléculas para as condições de  $1 \text{ atm}$  e  $20^\circ\text{C}$ . Uma vez que, para um pequeno volume, o número de moléculas ainda continua muito alto, é razoável considerar as propriedades do gás como funções contínuas da posição e do tempo.

Entretanto, quando a análise é feita com volumes de controle da ordem de grandeza

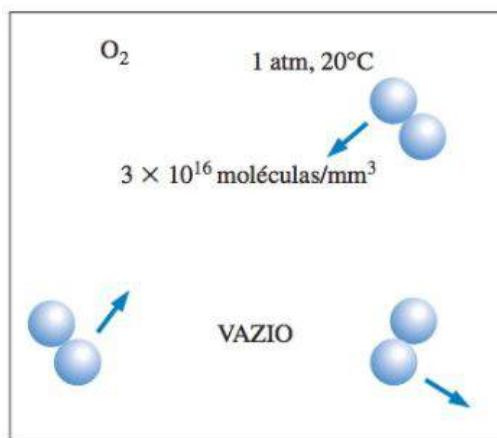


Figura 2.5 – Quantidade de moléculas de oxigênio em um pequeno volume de controle.  
Fonte: Cengel e Cimbala (2015)

molecular, as amostras se tornam cada vez menores, tornando significativas as variações na quantidade de massa presente no sistema. Para evitar essas variações significativas nas propriedades do fluido, é importante conhecer sob quais condições a hipótese do contínuo é válida. Isso significa conhecer qual é o volume mínimo  $\forall'$  aceitável para que as propriedades do fluido variem, de forma suave, do volume de controle escolhido para os vizinhos.

Na Fig. 2.6, é possível observar a atenuação das variações na densidade de um fluido conforme se aumenta as dimensões do volume de controle, convergindo para um valor aproximadamente constante.

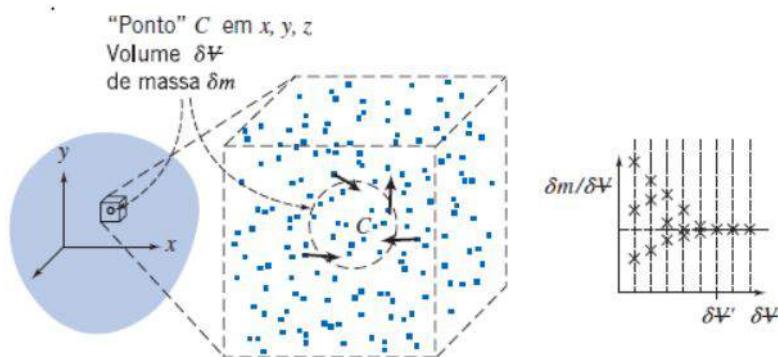


Figura 2.6 – Variação da massa específica de um fluido com a escolha do volume de controle. Fonte: Fox e McDonald (2014)

A hipótese do contínuo é a base para toda Mecânica dos Fluidos Clássica, entretanto, ela não se aplica quando a menor dimensão característica significativa do problema torna-se da mesma ordem de grandeza da trajetória média livre das moléculas. Para fins práticos, deve-se tomar cuidado ao tratar de gases rarefeitos, como em escoamentos em grande altitude ou em processos de atomização. Nessas condições, é necessário o uso de teorias desenvolvidas com base na estatística.

### 2.1.5 Propriedades dos Fluidos

Qualquer característica de um sistema é denominada **propriedade**. Essas propriedades podem ir desde pressão  $P$ , temperatura  $T$ , volume  $V$ , massa  $m$  e até mesmo viscosidade, condutividade térmica, módulo de elasticidade, coeficiente de expansão térmica, resistividade elétrica e até mesmo velocidade e altitude.

As propriedades de um sistema podem ser classificadas como **intensivas** ou **extensivas**. As propriedades intensivas são as independentes da massa do sistema, tais como temperatura, pressão e densidade. As propriedades extensivas são aquelas que dependem da extensão ou do tamanho do sistema como, por exemplo, massa total, volume total e momento total. Propriedades extensivas por unidade de massa são chamadas de **propriedades específicas**. Para diferenciar as propriedades intensivas das extensivas, tem-se uma maneira intuitiva que consiste em traçar uma divisão imaginária separando o sistema em duas regiões. Aquelas propriedades que, após a divisão do sistema, continuarem iguais às do sistema original, são reconhecidas como propriedades intensivas. Aquelas que sofrerem variação em relação às propriedades do sistema original são identificadas como as propriedades extensivas. Esse processo está ilustrado na Fig. 2.7.

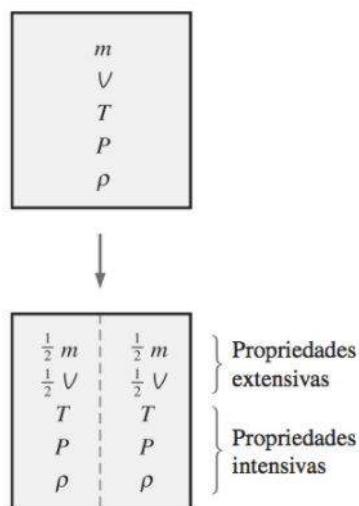


Figura 2.7 – Identificação de propriedades intensivas e extensivas do sistema. *Fonte: Cengel e Cimbala (2015)*

É importante ter em mente que, segundo o **postulado de estado**, o *estado de um sistema compressível simples é completamente definido por duas propriedades intensivas independentes*.

Como consequência da hipótese do contínuo, as propriedades dos fluidos podem ser definidas como pontuais. Dessa forma, propriedades como massa específica, temperatura ou até velocidade são definidas como funções contínuas da posição e do tempo, o que tem uma consequência extremamente importante no estudo dos fluidos, pois isso possibilita que sejam aplicadas as técnicas de Cálculo Diferencial e Integral. Assim, podemos

definir massa específica como a quantidade de massa por unidade de volume quando o volume tende ao volume mínimo  $\nabla'$ .

$$\rho \equiv \lim_{\nabla \rightarrow \nabla'} \frac{\delta m}{\delta \nabla} \quad (2.4)$$

Se a densidade fosse medida em todos os pontos do espaço de um determinado domínio e ainda variasse com o tempo, teríamos um campo escalar  $\rho = \rho(x, y, z, t)$ . O inverso da densidade é chamado de volume específico  $\nabla_s$ , definido como

$$\nabla_s = \frac{1}{\rho} \quad (2.5)$$

Outra forma de expressar a densidade de uma substância é fazendo a relação com outra densidade bem conhecida. Normalmente, a densidade da água a  $4^\circ C$ ,  $\rho_{H_2O}(4^\circ C) = 1.000 \text{ kg/m}^3$ , é utilizada como referência. Dessa forma, a densidade relativa ou gravidade específica é definida como

$$SG = \frac{\rho}{\rho_{H_2O}(4^\circ C)} \quad (2.6)$$

Uma propriedade que também é bastante utilizada é o peso específico  $\gamma_s$ , o qual é definido como o peso de uma substância por unidade de volume.

$$\gamma_s = \frac{mg}{\nabla} = \rho g \quad (2.7)$$

Para entender melhor os conceitos relacionados à energia, primeiro precisamos definir a temperatura termodinâmica. A temperatura termodinâmica  $T$  pode ser definida como a grandeza que mensura a energia cinética média de cada grau de liberdade de cada uma das partículas de um sistema em equilíbrio térmico.

### 2.1.6 Classificação dos Escoamentos

Serão vistas nessa subseção, de maneira sucinta, algumas classificações de escoamentos. A classificação pode ser em relação à geometria, à variação no tempo, ao movimento de rotação, à variação da trajetória, à direção da trajetória, à compressibilidade, à presença da viscosidade e a limitações.

Na classificação em relação à geometria podemos ter três tipos de escoamentos, escoamento unidimensional, bidimensional e tridimensional.

- **Escoamento Unidimensional:** São escoamentos em que as grandezas de interesse são funções de uma dimensão;
- **Escoamento Bidimensional:** São escoamentos em que as grandezas de interesse são funções de duas dimensões, ou de três dimensões com uma simetria;
- **Escoamento Tridimensional:** São escoamentos em que as grandezas de interesse são funções de três dimensões.

Na classificação em relação à variação no tempo podemos ter dois tipos de escoamentos, escoamento permanente e escoamento transiente.

- **Escoamento Permanente:** São escoamentos em que as grandezas e propriedades de interesse não possuem dependência com o tempo;
- **Escoamento Transiente:** São escoamentos em que as grandezas e propriedades de interesse possuem dependência com o tempo.

Na classificação em relação ao movimento de rotação podemos ter dois tipos de escoamentos, escoamento rotacional e escoamento irrotacional.

- **Escoamento Rotacional:** São escoamentos em que cada linha de corrente possui energia total distinta da outra;
- **Escoamento Irrotacional:** São escoamentos em que todas as linhas de corrente possuem a mesma energia.

A rotacionalidade em um ponto do escoamento está diretamente associada ao vetor vorticidade nesse ponto. O **vetor vorticidade**  $\vec{\zeta}$  é definido como o rotacional do campo de velocidade  $\vec{V}$ , o qual é equivalente ao dobro do vetor taxa de rotação, também conhecido como **vetor velocidade angular**  $\vec{\omega}$ . Assim, a vorticidade é uma medida da rotação de uma partícula fluida. Matematicamente,

$$\vec{\zeta} = \vec{\nabla} \times \vec{V} = 2\vec{\omega} \quad (2.8)$$

A direção de um produto vetorial é determinada pela regra da mão direita, conforme a Fig. 2.8.

A rotação dos elementos fluidos está associada a esteiras, camadas limites, escoamentos através de turbomáquinas e escoamentos com transferência de calor. A rotação de partículas fluidas associadas à formação de camada limite é ilustrada na Fig. 2.9.

Ainda tratando de escoamentos rotacionais e irrotacionais, devemos lembrar do **Paradoxo de D'Alambert**, o qual enuncia que "*Com a aproximação do escoamento irrotacional, a força de arrasto aerodinâmica sobre qualquer corpo sem sustentação de qualquer*



Figura 2.8 – Regra da mão direita para produto vetorial. *Fonte: Çengel e Cimbala (2015)*

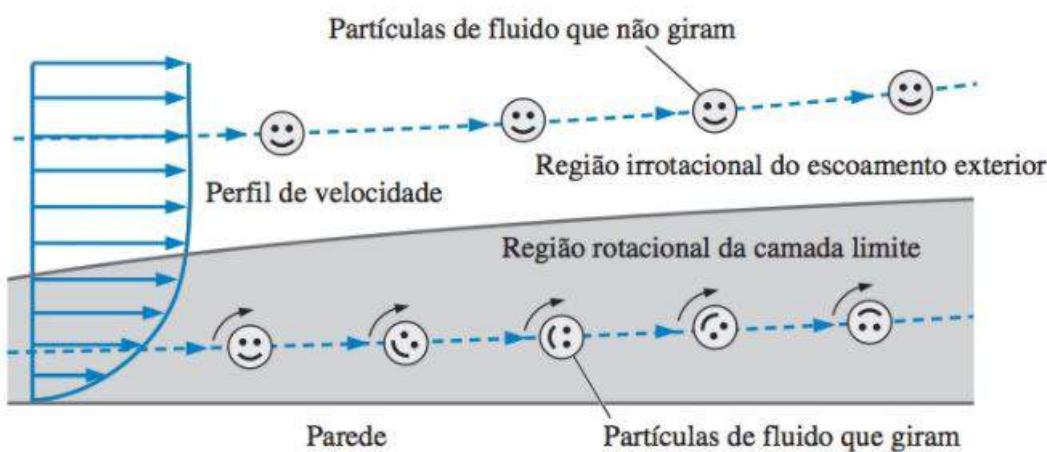


Figura 2.9 – Diferença entre escoamento rotacional e irrotacional. *Fonte: Çengel e Cimbala (2015)*

*forma imerso em uma corrente uniforme é zero".* Conforme a Fig. 2.10, pode-se observar a existência de uma diferença de pressão entre a superfície frontal e traseira do corpo, sendo a pressão máxima no ponto de estagnação, onde a velocidade é nula.

Na classificação em relação à variação da trajetória podemos ter dois tipos de escoamentos, escoamento uniforme e escoamento variado.

- **Escoamento Uniforme ou Bem Desenvolvido:** São escoamentos em que todos os pontos de uma mesma trajetória possuem a mesma velocidade;
- **Escoamento Variado:** São escoamentos em que os pontos de uma mesma trajetória não possuem a mesma velocidade;

Na classificação em relação à direção da trajetória podemos ter três tipos de escoamentos, escoamento laminar, escoamento turbulento e de transição. Essa classificação necessita da introdução de um número adimensional denominado número de Reynolds, o qual é um parâmetro para determinar o regime do escoamento.

A transição do escoamento laminar para o turbulento depende da geometria, da rugosidade da superfície, da velocidade de escoamento, da temperatura da superfície,

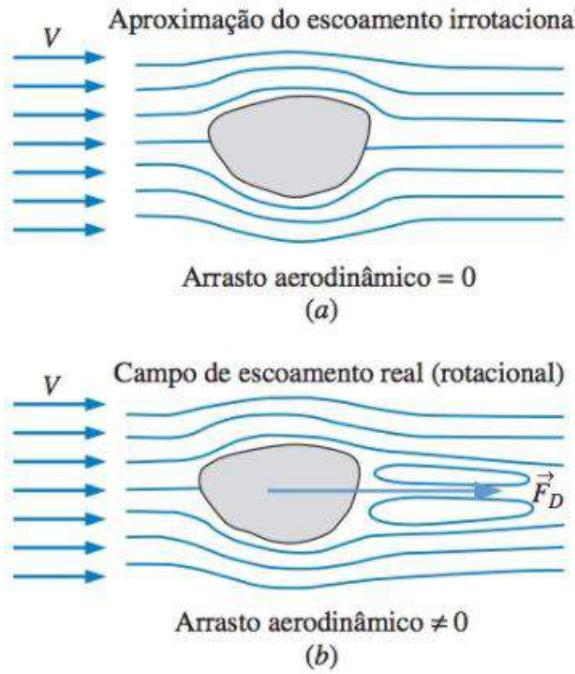


Figura 2.10 – Paradoxo de D'Alambert. (a) escoamento irrotacional, (b) escoamento rotacional. *Fonte: Çengel e Cimbala (2015)*

do tipo de fluido, entre outros. Após experimentos, Osborne Reynolds descobriu que o regime de escoamento depende principalmente da relação entre forças iniciais e as forças viscosas do fluido. Essa relação é denominada **número de Reynolds** e é expressa por:

$$Re = \frac{\rho V_{med} D}{\mu} \quad (2.9)$$

Onde  $D$  é o comprimento característico da geometria em análise,  $V_{med}$  é a velocidade média do escoamento,  $\rho$  é a massa específica e  $\mu$  é a viscosidade dinâmica. No caso de escoamentos internos em dutos, o comprimento característico pode ser calculado como sendo o diâmetro hidráulico, o qual é definido da seguinte forma:

$$D_h = \frac{4A_c}{p} \quad (2.10)$$

Onde  $A_c$  é a área de seção transversal do tubo e  $p$  é seu perímetro molhado.

Nas maioria das condições práticas, o escoamento de um tubo circular é laminar para  $Re < 2300$ , de transição para  $2300 \leq Re \leq 4000$  e turbulento para  $Re > 4000$ . As definições desses escoamentos são:

- **Escoamento Laminar:** São escoamentos em que o movimento do fluido é altamente ordenado, caracterizado por camadas suaves do fluido;

- **Escoamento Turbulento:** São escoamentos em que o movimento do fluido é altamente desordenado, caracterizado por flutuações de velocidades;
- **Escoamento de Transição:** São escoamentos em que apresentam passagem do escoamento laminar para o turbulento ou vice-versa.

Na Fig. 2.11, podemos observar as diferentes regiões de escoamento na camada limite de uma placa plana, facilitando a abstração das definições. Neste exemplo, o comprimento característico  $D$  é a distância percorrida pelo escoamento em relação ao início da placa, fazendo com que o número de Reynolds aumente ao longo da placa. Dessa forma, o escoamento transita entre diferentes regimes até chegar ao regime turbulento.

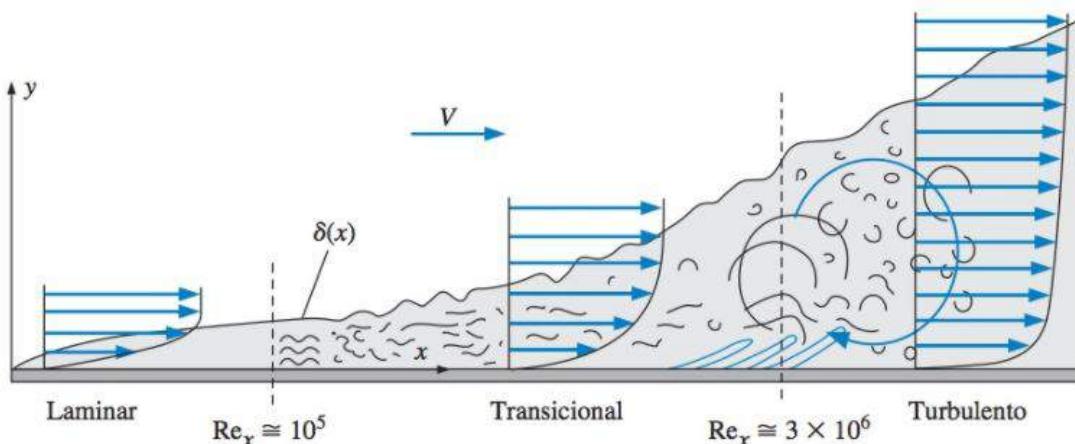


Figura 2.11 – Transição de escoamentos em uma placa plana. *Fonte: Çengel e Cimbala (2015)*

Na classificação em relação à presença da viscosidade podemos ter dois tipos de escoamentos, viscoso e invíscido. Nos escoamentos viscosos, pode-se ter a separação do escoamento em relação à direção da trajetória.

- **Escoamento Invíscido:** São escoamentos em que a presença da viscosidade pode ser desprezada;
- **Escoamento Viscoso:** São escoamentos em que há presença significativa dos efeitos viscosos, sendo responsáveis pelas forças de atrito viscosas.

Na classificação em relação a limitações, podemos ter dois tipos de escoamentos, os quais dependem do fato do fluido ser forçado a escoar num canal confinado ou sobre uma superfície. As classificações podem ser:

- **Escoamento Externo:** São escoamentos não limitados fisicamente sobre uma superfície, como o escoamento sobre um perfil de asa;

- **Escoamento Interno:** São escoamentos inteiramente delimitados por superfícies sólidas, como escoamentos em dutos.

Na classificação em relação à compressibilidade podemos ter dois tipos de escoamentos, escoamento compressível e escoamento incompressível, dependendo do nível de variação da densidade durante o escoamento.

- **Escoamento Incompressível:** São escoamentos em que a densidade permanece constante ao longo do escoamento;
- **Escoamento Compressível:** São escoamentos que possuem variações na sua densidade.

Outro número adimensional importante para a análise de um escoamento é o número de Mach, o qual é expresso pela relação entre a velocidade do escoamento e a velocidade do som no meio.

$$Ma = \frac{V}{c} \quad (2.11)$$

Onde  $V$  é a velocidade do escoamento e  $c$  é a velocidade do som no meio. A velocidade o som no meio pode ser obtida pela relação,

$$c = \sqrt{\gamma RT} \quad (2.12)$$

Onde  $\gamma$  é a relação entre calor específico a pressão constante e a volume constante,  $R$  é a constante do gás e  $T$  a temperatura no meio.

Os escoamentos de gases podem ser considerados como, aproximadamente, incompressíveis se as mudanças de densidades estiverem abaixo de 5%, o que usualmente é obtido quando  $Ma < 0,3$ .

O escoamento é denominado transsonico quando  $0,9 < Ma < 1,2$ , subsônico quando  $Ma < 0,9$ , supersônico quando  $Ma > 1,2$  e hipersônico para  $Ma > 5$ .

Podemos ver a relação entre as diferentes classificações na Fig. 2.12, onde são apresentadas diversas possibilidades de classificação de escoamentos considerando a hipótese de mecânica dos fluidos dos meios contínuos.

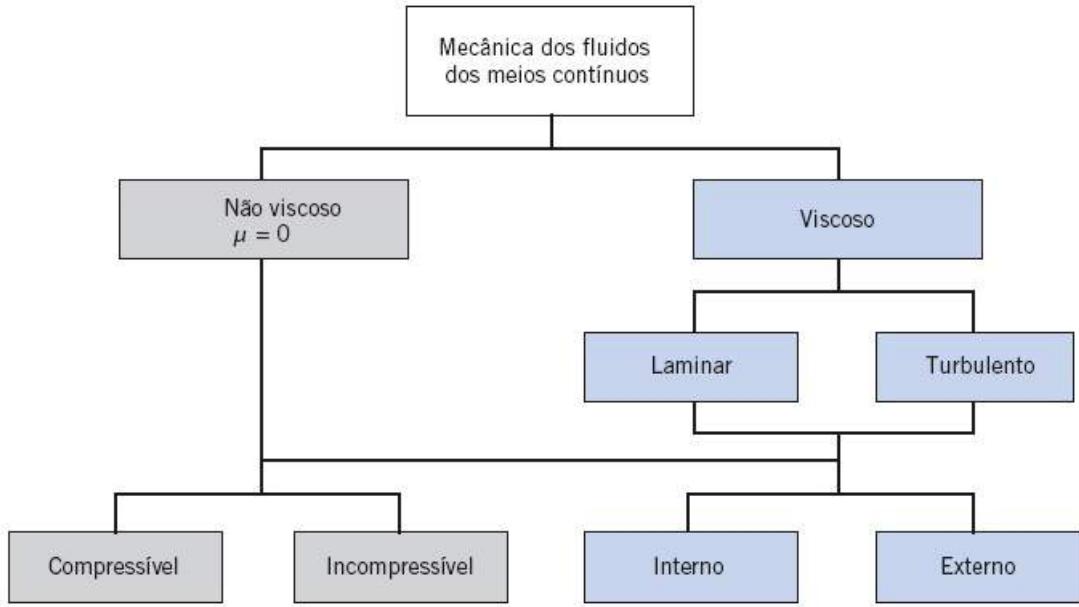


Figura 2.12 – Quadro esquemático da classificação de escoamentos. *Fonte: Fox e McDonald (2014)*

## 2.2 TEOREMAS IMPORTANTES PARA A FORMULAÇÃO MATEMÁTICA

Com o objetivo de facilitar o entendimento das equações de conservação aplicadas à Mecânica dos Fluidos, serão revisados três teoremas, sendo eles o Teorema de Gauss ou da Divergência, Teorema de Stokes e, por último, o Teorema do Transporte de Reynolds (TTR). Os dois primeiros são muito utilizados na física para escrever equações integrais na forma diferencial, ou vice-versa. Já o TTR é um teorema que relaciona as abordagens de sistema e de volume de controle, conforme ilustra a Fig. 2.13.

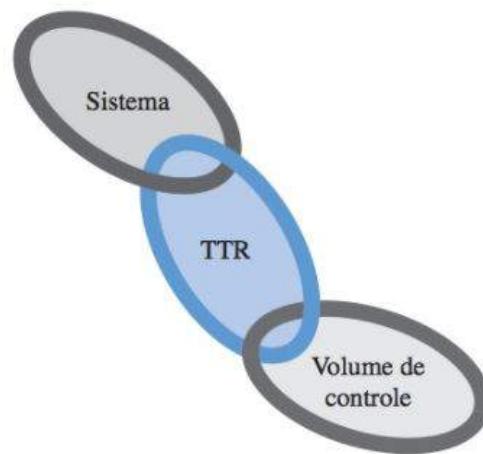


Figura 2.13 – Teorema do Transporte de Reynolds. *Fonte: Çengel e Cimbala (2015)*

### 2.2.1 Teorema de Stokes

Segundo Zill e Cullen (2006), a forma tridimensional do Teorema de Green é chamada de **Teorema de Stokes**. Dada a Fig. 2.14, o teorema pode ser enunciado da seguinte forma:

Seja  $S$  uma superfície orientável suave por partes limitada por uma curva fechada simples suave por partes  $C$ . Seja  $\vec{F}(x, y, z) = P(x, y, z)\hat{i} + Q(x, y, z)\hat{j} + R(x, y, z)\hat{k}$  um campo vetorial para o qual  $P$ ,  $Q$  e  $R$  são contínuas e têm derivadas parciais primeiras contínuas em uma região tridimensional contendo  $S$ . Se  $C$  for atravessada na direção positiva, então

$$\oint_C \vec{F} \cdot d\vec{r} = \oint_C (\vec{F} \cdot \vec{T}) dS = \iint_S (\vec{\nabla} \times \vec{F}) \cdot \hat{n} dS$$

onde  $\hat{n}$  é uma normal unitária a  $S$  na direção da orientação de  $S$ .

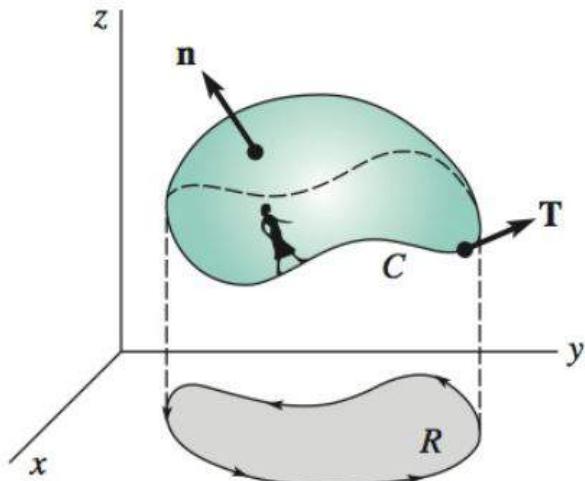


Figura 2.14 – Contorno  $C$  da superfície  $S$ . Fonte: Zill e Cullen (2006)

É importante observar que o valor da integral de superfície é determinado somente pela integral em torno do seu contorno  $C$ . Isso significa, basicamente, que o formato da superfície  $S$  é irrelevante, podendo ser adotada arbitrariamente desde que seja limitada pela curva  $C$ .

Sendo assim, a grosso modo, a interpretação desse teorema nos leva à conclusão de que a circulação de um campo vetorial  $\vec{F}$  sobre a curva fechada  $C$  representa o fluxo do rotacional do campo  $\vec{F}$  pela superfície arbitrária  $S$  contornada pela curva  $C$ .

### 2.2.2 Teorema de Gauss ou da Divergência

Ao estudar o Teorema de Stokes, vimos que ele era uma generalização tridimensional de uma forma vetorial do teorema de Green. O teorema de Gauss é uma segunda forma vetorial do teorema de Green generalizado para três dimensões. Dada a Fig. 2.15, podemos enunciar o **Teorema de Gauss** da seguinte forma:

Seja  $D$  uma região fechada e limitada em três dimensões com um contorno suave por partes  $S$  que é orientado para fora. Considere  $\vec{F}(x, y, z) = P(x, y, z)\hat{i} + Q(x, y, z)\hat{j} + R(x, y, z)\hat{k}$  sendo um campo vetorial para o qual  $P, Q$  e  $R$  são contínuas e têm derivadas parciais primeiras contínuas em uma região tridimensional contendo  $D$ . Assim,

$$\iint_S (\vec{F} \cdot \hat{n}) dS = \iiint_D (\nabla \cdot \vec{F}) dV$$

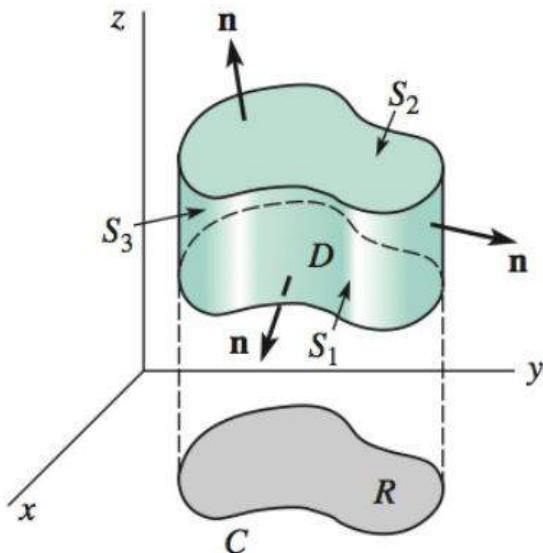


Figura 2.15 – Região  $D$  citada no teorema. *Fonte: Zill e Cullen (2006)*

É possível perceber que a superfície  $S$  pode ser composta por várias superfícies. Conforme a Fig. 2.15, a superfície  $S$  é composta por  $S_1, S_2$  e  $S_3$ . A interpretação desse teorema, a grosso modo, nos mostra que o divergente do campo vetorial  $\vec{F}$  na região fechada  $D$  é equivalente ao fluxo resultante do campo  $\vec{F}$  pelas superfícies que a delimitam.

### 2.2.3 Teorema do Transporte de Reynolds

Segundo Çengel e Cimbala (2015), a maioria dos princípios da mecânica dos fluidos são aproveitados da mecânica dos sólidos, onde as leis físicas que tratam de taxas de variação no tempo de propriedades extensivas são expressas para sistemas. Na mecânica dos fluidos, em geral, é conveniente trabalhar com volumes de controle e, portanto, existe a necessidade de relacionar as variações em um volume de controle com as variações de um sistema. A relação entre as taxas de variação no tempo de uma propriedade extensiva para um sistema e para um volume de controle é expressa pelo **Teorema do Transporte de Reynolds (TTR)**.

Com o objetivo de trabalhar com uma variável genérica, define-se uma propriedade extensiva  $N$ , sendo  $\eta = N/m$  a sua propriedade intensiva correspondente. Portanto,

$$N_{sistema} = \int_{M(sistema)} \eta dm = \int_{\forall(sistema)} \eta \rho dV \quad (2.13)$$

Considerando a forma geométrica de um difusor, onde um gás é expandido, pode-se unir as formas de análise de sistema e volume de controle, conforme a Fig. 2.16.

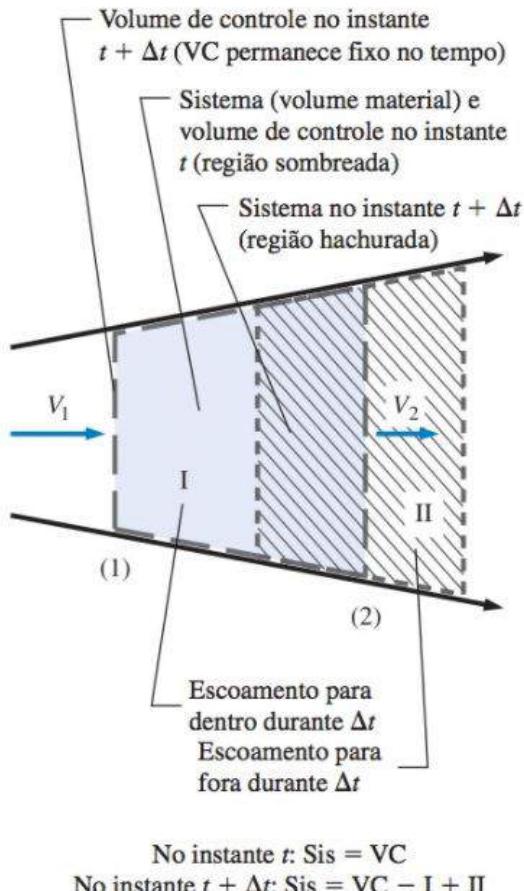


Figura 2.16 – Sistema móvel em difusor. *Fonte: Çengel e Cimbala (2015)*

É possível observar que o sistema e o volume de controle coincidem no instante  $t$ . Entretanto, após um intervalo de tempo  $\Delta t$ , o sistema se move para a região hachurada e o volume de controle ( $VC$ ) permanece fixo, ou seja, como as propriedades extensivas são aditivas, o sistema deixa de corresponder a  $VC$  e passa a corresponder a  $VC - I + II$ . Matematicamente,

$$N_{sis}(t) = N_{VC}(t) \quad (2.14)$$

$$N_{sis}(t + \Delta t) = N_{VC}(t + \Delta t) - N_I(t + \Delta t) + N_{II}(t + \Delta t) \quad (2.15)$$

Subtraindo a Eq. (2.14) da Eq. (2.16) e dividindo por  $\Delta t$ , temos

$$\frac{N_{sis}(t + \Delta t) - N_{sis}(t)}{\Delta t} = \frac{N_{VC}(t + \Delta t) - N_{VC}(t)}{\Delta t} - \frac{N_I(t + \Delta t)}{\Delta t} + \frac{N_{II}(t + \Delta t)}{\Delta t} \quad (2.16)$$

Entretanto, se tomarmos o limite  $\Delta t \rightarrow 0$  e lembarmos da Eq. (2.13), temos

$$\left. \frac{dN}{dt} \right|_{sistema} = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{N_{sis}(t + \Delta t) - N_{sis}(t)}{\Delta t} \quad (2.17)$$

$$\left. \frac{\partial N}{\partial t} \right|_{VC} = \frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} \rho \eta dV = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{N_{VC}(t + \Delta t) - N_{VC}(t)}{\Delta t} \quad (2.18)$$

$$\lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{N_I(t + \Delta t)}{\Delta t} = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{\eta_1(t + \Delta t) \rho_1 V_I(t + \Delta t)}{\Delta t} \quad (2.19)$$

$$\lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{N_{II}(t + \Delta t)}{\Delta t} = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{\eta_2(t + \Delta t) \rho_2 V_{II}(t + \Delta t)}{\Delta t} \quad (2.20)$$

Definindo as áreas  $A_1$  e  $A_2$  como as áreas das seções transversais 1 e 2, respectivamente,

$$\lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{N_I(t + \Delta t)}{\Delta t} = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{\eta_1(t + \Delta t) \rho_1 \overbrace{V_1 \Delta t A_1}^{\forall_I}(t + \Delta t)}{\Delta t} \quad (2.21)$$

$$\lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{N_{II}(t + \Delta t)}{\Delta t} = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{\eta_2(t + \Delta t) \rho_2 \overbrace{V_2 \Delta t A_2}^{\forall_{II}}(t + \Delta t)}{\Delta t} \quad (2.22)$$

Portanto, pode-se definir os fluxos de entrada e saída nessas faces da seguinte forma:

$$\dot{N}_{\text{entrada}} = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{N_I(t + \Delta t)}{\Delta t} = \eta_1 \rho_1 V_1 A_1 \quad (2.23)$$

$$\dot{N}_{\text{saída}} = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{N_{II}(t + \Delta t)}{\Delta t} = \eta_2 \rho_2 V_2 A_2 \quad (2.24)$$

Uma vez conhecidos os fluxos de entrada e de saída do volume de controle e analisada a Fig. 2.17, pode-se escrever o fluxo total pelas superfícies de controle conforme o balanço de massa da Eq. (2.25).

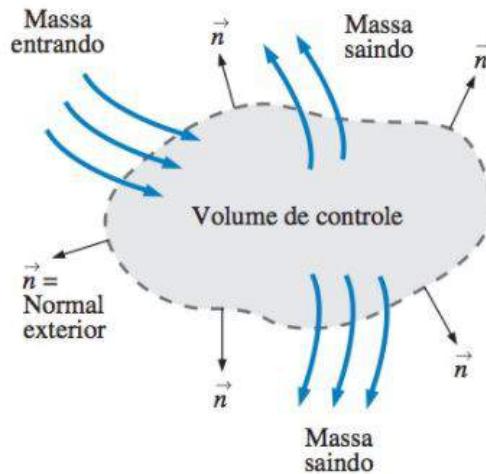


Figura 2.17 – Balanço de massa pelas superfícies de controle. *Fonte: Çengel e Cimbala (2015)*

$$\dot{N}_{\text{total}} = \dot{N}_{\text{saída}} - \dot{N}_{\text{entrada}} = \int_{SC} \rho \eta \vec{V} \cdot d\vec{A} \quad (2.25)$$

Substituindo as Eq. (2.17), Eq. (2.18) e Eq. (2.25) na Eq. (2.16), obtemos a Eq. (2.26), a qual é referida por muitos autores como o **Teorema do Transporte de Reynolds**.

$$\left. \frac{dN}{dt} \right)_{\text{sistema}} = \frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} \rho \eta dV + \int_{SC} \rho \eta \vec{V} \cdot d\vec{A} \quad (2.26)$$

Para facilitar a interpretação, analisamos o TTR termo a termo.

- $\left. \frac{dN}{dt} \right)_{\text{sistema}}$ : é a taxa de variação da propriedade extensiva do sistema  $N$ .
- $\frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} \rho \eta dV$ : é a taxa de variação da quantidade da propriedade extensiva  $N$  contida no volume de controle.
- $\int_{SC} \rho \eta \vec{V} \cdot d\vec{A}$ : é o fluxo total da propriedade extensiva  $N$  pelas superfícies de controle.

Tabela 2.1 – Relação entre as propriedades extensivas e intensivas.

$N$	$\eta$
$M$	1
$\vec{p}$	$\vec{V}$
$\vec{H}$	$\vec{r} \times \vec{V}$
$E$	$e$
$S$	$s$

Uma vez que a variável  $N$  é genérica, ela pode ser substituída pelas propriedades do sistema de interesse, conforme a Tab 2.1.

Sendo  $M$  a massa total do sistema,  $\vec{p}$  o momento linear total do sistema,  $\vec{H}$  o momento angular total do sistema,  $E$  a energia total do sistema e  $S$  a entropia total do sistema.

Dessa forma, obtém-se as **Equações Governantes da Dinâmica de Fluidos**, apoiando-se nos princípios de conservação das propriedades extensivas, exceto para o caso da entropia, onde se utiliza a Segunda Lei da Termodinâmica.

### 2.3 EQUAÇÕES GOVERNANTES DA DINÂMICA DE FLUIDOS

Na Dinâmica dos Fluidos, são utilizadas cinco leis básicas para um sistema. Essas leis básicas estão escritas na forma de taxa para facilitar a associação com o TTR. Em seguida, fazendo uso da Tab. 2.1, pode-se escrever as Equações Governantes da Dinâmica dos Fluidos para um volume de controle. As cinco leis básicas são:

- **Princípio de Conservação de Massa**

O Princípio de Conservação de Massa estabelece que a massa de um sistema é constante. Assim, podemos escrevê-lo na forma de taxa de variação, conforme a Eq. (2.27).

$$\frac{dM}{dt} \Big)_{sistema} = 0 \quad (2.27)$$

O princípio de conservação da massa para um volume de controle é representado pela Eq. (2.28).

$$\frac{dM}{dt} \Big)_{sistema} = \frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} \rho dV + \int_{SC} \rho \vec{V} \cdot d\vec{A} = 0 \quad (2.28)$$

A Eq. (2.28) afirma que a taxa de variação no tempo da massa dentro do volume de controle somada à vazão total de massa através da superfície de controle é igual a zero. Podemos escrever esse princípio de uma maneira simplificada como a Eq. (2.29).

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} \rho dV = \sum_e \dot{m} - \sum_s \dot{m} \quad (2.29)$$

Onde os índices  $e$  e  $s$ , no somatório, indicam a entrada e saída, respectivamente. Os somatórios são utilizados para enfatizar que todas as entradas e saídas devem ser levadas em conta.

- **Segunda Lei de Newton**

A Segunda Lei de Newton estabelece que, para um movimento relativo à um sistema de referência inercial, a soma de todas as forças externas agindo sobre um sistema é igual à taxa de variação com o tempo da quantidade de movimento linear do sistema. Dessa forma, tem-se a Eq. (2.30).

$$\vec{F} = \left. \frac{d\vec{p}}{dt} \right|_{sistema} \quad (2.30)$$

A segunda lei de Newton para aplicação a um volume de controle não acelerado é representada pela Eq. (2.31).

$$\left. \frac{d\vec{p}}{dt} \right|_{sistema} = \frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} \vec{V} \rho dV + \int_{SC} \vec{V} \rho \vec{V} \cdot d\vec{A} = \vec{F}_S + \vec{F}_B \quad (2.31)$$

Onde

$$\vec{F}_S = \int_{SC} \sigma_{ij} \cdot \hat{n} dA \quad (2.32)$$

$$\vec{F}_B = \int_{VC} \rho \vec{g} dV \quad (2.33)$$

A Eq. (2.31) afirma que a soma de todas as forças externas agindo no volume de controle é igual a taxa de variação no tempo do momento linear somada à taxa de escoamento total do momento linear para fora da superfície de controle por escoamento de massa. Os termos  $\vec{F}_S$  e  $\vec{F}_B$  representam respectivamente as forças de

superfície, que atuam sobre a superfície do volume de controle, e forças de campo, que atuam sobre todo o volume de controle.

A Segunda Lei de Newton para aplicação a um volume de controle com aceleração retilínea é representada pela Eq. (2.34).

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} \vec{V} \rho dV + \int_{SC} \vec{V} \rho \vec{V} dA = \vec{F}_S + \vec{F}_B - \int_{VC} \vec{a}_{rf} \rho dV \quad (2.34)$$

Onde o termo  $\vec{a}_{rf}$  representa a aceleração do referencial  $xyz$  em relação ao referencial inercial.

- **Princípio da Quantidade de Movimento Angular**

O Princípio da Quantidade de Movimento Angular, também conhecido como Segunda Lei de Newton para a Rotação, estabelece que a taxa de variação da quantidade de movimento angular do sistema com o tempo é igual à soma de todos os torques atuando sobre o sistema. Dessa forma, tem-se a Eq. (2.35).

$$\vec{T} = \frac{d\vec{H}}{dt} \Bigg)_{sistema} \quad (2.35)$$

O princípio da quantidade movimento angular para um volume de controle é representado pela Eq. (2.36).

$$\vec{r} \times \vec{F}_s + \int_{VC} \vec{r} \times \vec{g} \rho dV + \vec{T}_{eixo} = \frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} \vec{r} \times \vec{V} \rho dV + \int_{SC} \vec{r} \times \vec{V} \rho \vec{V} \cdot dA \quad (2.36)$$

- **Primeira Lei da Termodinâmica**

A Primeira Lei da Termodinâmica é um enunciado para a conservação de energia de um sistema. Ela pode ser escrita na forma de taxa, conforme a Eq. (2.37).

$$\dot{Q} - \dot{W} = \frac{dE}{dt} \Bigg)_{sistema} \quad (2.37)$$

A Primeira Lei da Termodinâmica para um volume de controle é representada pela Eq. (2.38).

$$\dot{Q}_{total} - \dot{W}_{eixo} = \frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} e \rho dV + \int_{SC} \left( \frac{P}{\rho} + e \right) \rho (\vec{V}_r \cdot \hat{n}) dA \quad (2.38)$$

Onde  $\vec{V}_r = \vec{V} - \vec{V}_{SC}$  é a velocidade do fluido com relação à superfície de controle, e o produto  $\rho(\vec{V}_r \cdot \hat{n})dA$  representa a vazão em massa através do elemento de área  $dA$  para dentro ou para fora do VC. O termo  $\frac{P}{\rho}$  é o trabalho de escoamento, que é o trabalho para empurrar um fluido de ou para um volume de controle por unidade de massa. O termo  $e = u + \frac{V^2}{2} + gz$  é a energia total por unidade de massa para o volume de controle.

A Eq. (2.38) afirma que a taxa total de transferência de energia para um VC por transferência de calor ou trabalho é igual a taxa de variação no tempo da energia no VC somada à taxa de escoamento total da energia para fora da superfície de controle devido ao escoamento de massa.

- **Segunda Lei da Termodinâmica**

A Segunda Lei da Termodinâmica estabelece que, se uma quantidade de calor  $\delta Q$  for transferida para um sistema à temperatura  $T$ , a variação de entropia  $dS$  sofrida pelo sistema satisfaz a relação

$$dS \geq \frac{\delta Q}{T} \quad (2.39)$$

Escrevendo na forma de taxa de variação, tem-se a Eq. (2.40).

$$\left. \frac{dS}{dt} \right)_{sistema} \geq \frac{\dot{Q}}{T} \quad (2.40)$$

A Segunda Lei da Termodinâmica para um volume de controle é representada pela Eq. (2.41).

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} s\rho dV + \int_{SC} s\rho \vec{V} \cdot d\vec{A} \geq \int_{SC} \frac{1}{T} \left( \frac{\dot{Q}}{A} \right) dA \quad (2.41)$$

Onde o termo  $(\frac{\dot{Q}}{A})$  representa a taxa de transferência de calor por unidade de área para dentro do volume de controle através do elemento de área  $dA$ .

## 2.4 FORMULAÇÃO DIFERENCIAL DAS EQUAÇÕES

A análise diferencial envolve aplicação de equações diferenciais de movimento do fluido em todos os pontos no campo de escoamento sobre uma região chamada de **domínio de escoamento**. Podemos pensar na técnica diferencial como a análise de milhões de minúsculos volumes de controle empilhados lado a lado e uns sobre os outros ocupando todo o campo de escoamento.

Para chegar na forma diferencial da equação de conservação de massa e da conservação de momento linear, aplicamos o **Teorema da Divergência**. A equação diferencial encontrada para a conservação de massa é dada por:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (2.42)$$

Se aplicarmos a regra do produto no termo  $\vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V})$ , podemos simplificar Eq. (2.42) utilizando o conceito de derivada material:

$$\frac{1}{\rho} \frac{D\rho}{Dt} + \vec{\nabla} \cdot \vec{V} = 0 \quad (2.43)$$

Para conservação de momento, a equação diferencial que a descreve é dada por:

$$\frac{\partial(\rho \vec{V})}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V} \vec{V}) = \rho \vec{g} + \vec{\nabla} \cdot \sigma_{ij} \quad (2.44)$$

Simplificando

$$\rho \frac{D\vec{V}}{Dt} = \rho \vec{g} + \vec{\nabla} \cdot \sigma_{ij} \quad (2.45)$$

A equação da conservação de momento não nos é muito útil na forma como está escrita, porque o tensor da tensões  $\sigma_{ij}$  contém nove componentes independentes. Naturalmente, para que seja possível obter uma solução, precisamos de mais equações. Essas equações são chamadas de equações constitutivas, e elas nos permitem escrever as componentes do tensor da tensões em termos de gradientes de velocidade e de propriedades dos fluidos. Substituindo essas expressões na Eq. (2.45), encontramos as **equações de Navier-Stokes**, as quais são escritas para cada componente:

Componente em x:

$$\rho \left( \frac{Du}{Dt} \right) = \rho g_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left[ -\frac{2}{3}\mu(\vec{\nabla} \cdot \vec{V}) + 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[ \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[ \mu \left( \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \right] \quad (2.46)$$

Componente em y:

$$\rho \left( \frac{Dv}{Dt} \right) = \rho g_y - \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial y} \left[ -\frac{2}{3}\mu(\vec{\nabla} \cdot \vec{V}) + 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} \right] + \frac{\partial}{\partial x} \left[ \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[ \mu \left( \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \right] \quad (2.47)$$

Componente em z:

$$\rho \left( \frac{Dw}{Dt} \right) = \rho g_z - \frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial z} \left[ -\frac{2}{3}\mu(\vec{\nabla} \cdot \vec{V}) + 2\mu \frac{\partial w}{\partial z} \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[ \mu \left( \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x} \left[ \mu \left( \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \right] \quad (2.48)$$

### 3 INTRODUÇÃO À DINÂMICA DOS FLUIDOS COMPUTACIONAL

#### 3.1 PROCEDIMENTO DA SOLUÇÃO

Para resolver os problemas que envolvem as equações vistas anteriormente, utilizamos ferramentas computacionais, geralmente baseadas no método de volumes finitos. Devemos seguir algumas etapas para utilizar essas ferramentas. As etapas estão listadas abaixo.

1. Um domínio computacional é selecionado e uma malha é gerada. O domínio se divide em muitos elementos pequenos chamados células, observar a Fig. 3.1. A qualidade de uma solução CFD depende bastante da qualidade da malha. Assim, verifique se a malha é de alta qualidade antes de passar para a próxima etapa. Caso ocorra problemas de escoamento reverso em uma saída de pressão, sabe-se que é necessário aumentar o tamanho do domínio.

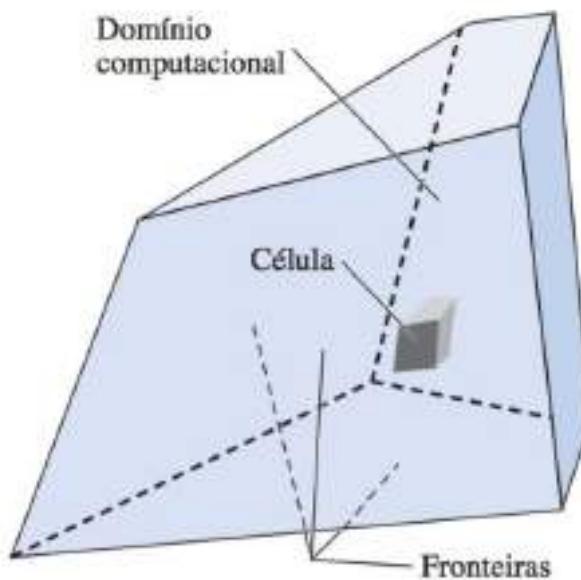


Figura 3.1 – Um domínio computacional. *Fonte: Çengel e Cimbala (2015)*

2. As condições de contorno são especificadas em cada aresta do domínio computacional (escoamentos 2-D) ou em cada face do domínio (escoamentos 3-D).
3. O tipo do fluido é especificado juntamente com as propriedades do fluido (temperatura, densidade, viscosidade, etc.).
4. Os parâmetros numéricos e os algoritmos de solução são selecionados. Estes são específicos de cada código de CFD.

5. Os valores iniciais de todas as variáveis de campo de escoamento são especificados para cada célula. Essas são as condições iniciais, que podem ou não estar corretas, mas são necessárias como ponto de partida, para que o processo de iteração possa continuar. Observamos que, para realizar cálculos adequados do escoamento transiente, as condições iniciais devem estar corretas.
6. No processo de solução, utilizamos o resíduo como uma parâmetro de análise de convergência da solução. Um resíduo pode ser visto como uma medida da quantidade com a qual a solução para determinada equação de transporte se desvia da quantidade exata, e o resíduo médio associado a cada equação de transporte é monitorado para ajudar a determinar quando a solução foi atingida. Às vezes, centenas ou mesmo milhares de iterações são necessárias para chegar à solução final, e os resíduos podem diminuir em várias ordens de magnitude.
7. Depois que a solução foi atingida, as variáveis do campo de escoamento, como velocidade e pressão, são plotadas e analisadas graficamente. Os usuários também podem definir e analisar funções personalizadas adicionais que são formadas por combinações algébricas das variáveis do campo de escoamento.
8. As propriedades globais, como queda de pressão, e as propriedades integrais, como forças e momentos que agem sobre um corpo, são calculadas utilizando as variáveis de campo. Em muitos casos, é sensato monitorar essas quantidades juntamente com os resíduos durante o processo de iteração, pois depois que uma solução convergiu, as propriedades globais e integrais também devem se estabilizar em valores constantes.

Para o escoamento transiente, um passo de tempo físico é especificado, as condições iniciais apropriadas são especificadas, e um laço de iteração é realizado para solucionar as equações de transporte e simular as variações do campo de escoamento com relação a esse pequeno passo de tempo. Após a convergência do laço interno, o código continua para o próximo passo de tempo.

Se conversão de energia ou transferência de calor for importante para o problema, outra equação de transporte, a equação da energia, também deve ser solucionada. Se as diferenças de temperatura levam a variações de densidade significativas, uma equação de estado, como a lei do gás ideal, pode ser usada.

### 3.2 GERAÇÃO E INDEPENDÊNCIA DE MALHA

A primeira etapa e sem dúvida a etapa mais importante de uma solução de CFD é a geração de uma malha que defina em todo o domínio computacional as células nas

quais as variáveis de escoamento (velocidade, pressão, etc.) serão calculadas.

Muitos códigos de CFD podem ser executados com malhas estruturadas ou não. Uma malha estruturada consiste em células planares com quatro lados (2-D) ou células volumétricas com seis faces (3-D). Embora as células possam ser distorcidas em relação ao formato retangular, cada célula é numerada de acordo com índices ( $i, j, k$ ) que não correspondem necessariamente às coordenadas  $x, y$  e  $z$ .

Uma malha não estruturada consiste em diversas formas mas, em geral, são usados triângulos ou quadriláteros (2-D) e tetraedros ou hexaedros (3-D). Ao contrário da malha estruturada, não é possível identificar exclusivamente as células da malha não estruturada pelos índices  $i$  e  $j$ ; em vez disso, as células são numeradas de alguma outra forma internamente no código de CFD.

Para geometrias complexas, uma malha não estruturada, em geral, é muito mais fácil de ser criada pelo usuário do código de geração de malha. Entretanto, ao se utilizar a malha estruturada serão gerados menos elementos do que uma malha não estruturada, essa comparação pode ser observada na Fig. 3.2.

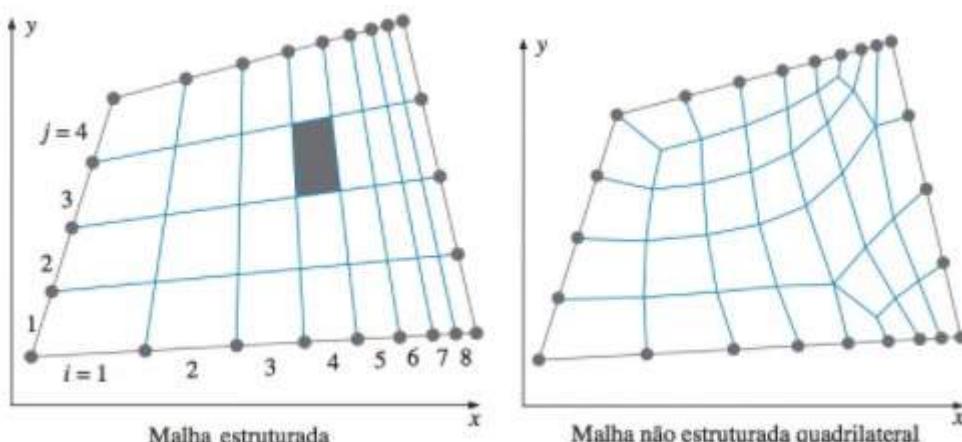


Figura 3.2 – Uma visualização de uma malha não estruturada e uma malha estruturada.  
Fonte: Çengel e Cimbala (2015)

Devemos enfatizar que, independentemente do tipo de malha selecionado (estruturada ou não estruturada, quadrilateral ou triangular, etc.), o fator mais crítico para produzir soluções de CFD confiáveis é a qualidade da malha. Em particular, devemos sempre tomar cuidado para que as células individuais não sejam altamente distorcidas, uma vez que isso pode levar a dificuldades e imprecisão de convergência na solução numérica. As células da Fig. 3.3, são um exemplo de célula com distorção alta, definida como o afastamento da simetria.

Outros fatores também afetam a qualidade da malha. Por exemplo, variações bruscas no tamanho das células podem provocar dificuldades de convergência ou problemas numéricos no código de CFD. Da mesma forma, células com razão de aspecto muito grande, às vezes, podem causar problemas. Embora, na maioria das vezes, seja pos-

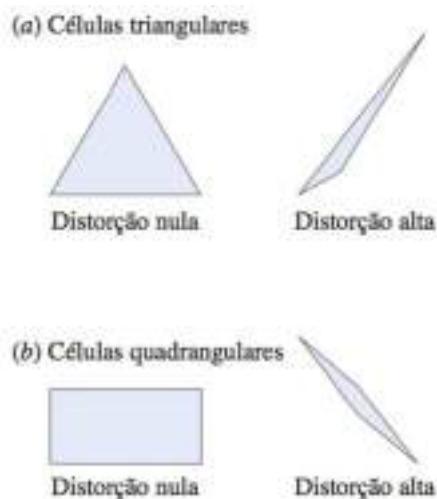


Figura 3.3 – Qualidade de células. *Fonte: Çengel e Cimbala (2015)*

sível minimizar o número de células usando uma malha estruturada, em vez de uma malha não estruturada, uma malha estruturada nem sempre é a melhor opção, dependendo da forma do domínio computacional. Sempre se deve estar ciente da qualidade da malha. Lembre-se que uma malha não estruturada de alta qualidade é melhor do que uma malha estruturada de má qualidade.

Se uma face de quatro lados com uma malha estruturada é extrudada na terceira dimensão, uma malha estruturada tridimensional é criada, consistindo em hexaedros. Se uma face com uma malha não estruturada triangular é extrudada na terceira dimensão, a malha estruturada tridimensional criada pode consistir em prismas ou tetraedros e pirâmides. Esses tipos de células estão ilustrados na Fig. 3.4.

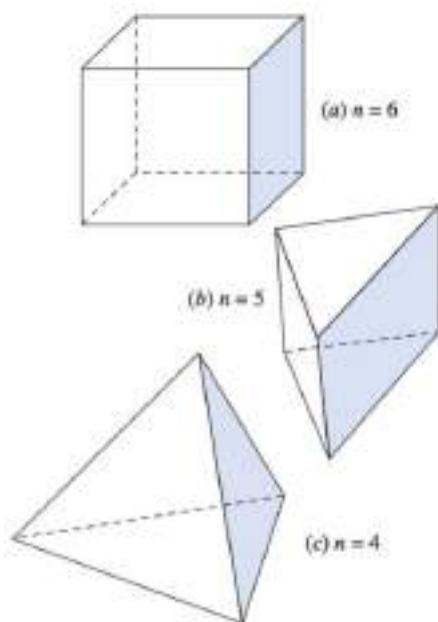


Figura 3.4 – Exemplos de células tridimensionais: (a) hexaedro, (b) prisma e (c) tetraedro, junto com o número correspondente de faces. *Fonte: Çengel e Cimbala (2015)*

Uma **malha híbrida** é aquela que combina regiões ou blocos de malhas estruturadas e não estruturadas. Ela é muito utilizada para permitir alta resolução perto de uma parede, sem exigir alta resolução longe da parede. Isso é possível com a criação de uma malha não estruturada na região de transição, devido à sua capacidade de aumentar o tamanho dos elementos sem causar muita distorção nos elementos. Isso permite, por exemplo, que a camada limite seja bem resolvida sem utilizar um número muito alto de elementos. Um exemplo de malha híbrida é ilustrado na Fig. 3.5.



Figura 3.5 – Exemplo de malha híbrida. *Fonte: Cengel e Cimbala (2015)*

Uma malha de alta qualidade é crítica para uma solução de CFD precisa. Uma malha mal resolvida ou de baixa qualidade pode até mesmo levar a uma solução incorreta. Entretanto, é importante que os usuários de CFD testem a independência de malha de sua solução. O método padrão para testar a independência de malha é aumentar a resolução (por um fator de 2 em todas as direções se for possível) e repetir a simulação. Se os resultados não mudarem de forma apreciável, a malha original provavelmente é adequada. Se, por outro lado, existirem diferenças significativas entre as duas soluções, a malha original provavelmente tem resolução inadequada. Nesse caso, uma malha mais fina ainda deve ser tentada até que a malha tenha resolução adequada.

O estudo de convergência de malha se torna demorado, pois, por exemplo, em uma simulação 2-D com malha estruturada, ao dobrar o número de intervalos em cada lado, o número de células aumenta por um fator de  $2^2$ , e o tempo de cálculos necessário para a solução de CFD também aumenta em um fator de aproximadamente 4. Para escoamentos tridimensionais, quando o número de intervalos é dobrado em cada direção, a contagem das células aumenta por um fator de  $2^3$ . Existem diferentes métodos para analisar a convergência de malha. No trabalho realizado por Schinestzki et al. (2017), podemos observar um critério de passo fixo de aumento de elementos até que o erro seja reduzido abaixo de 2% quando comparado com a solução analítica do problema. Uma ilustração dessa convergência de malha pode ser observada na Fig. 3.6.

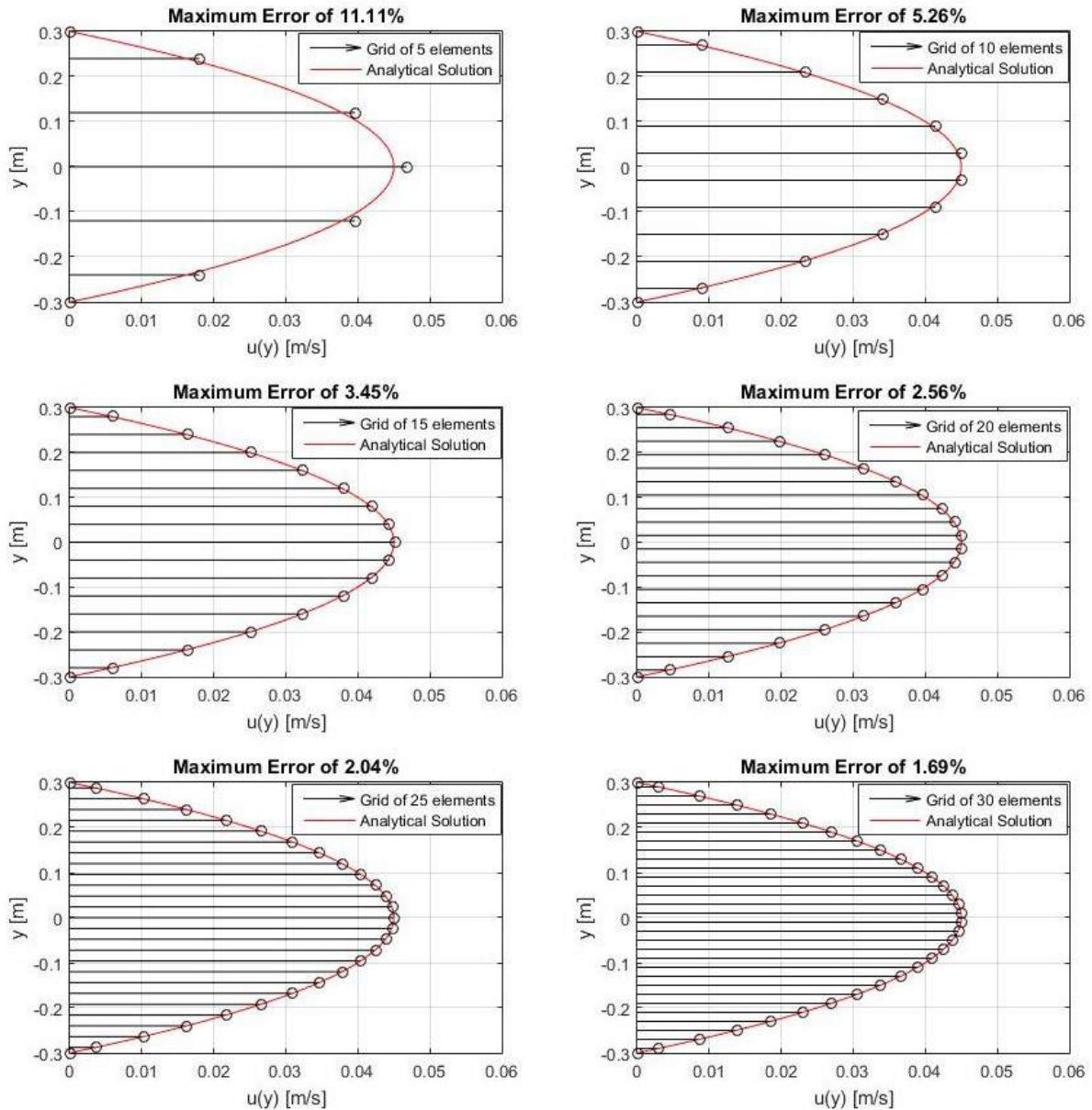


Figura 3.6 – Processo de convergência de malha para escoamento entre placas planas paralelas. *Fonte: Schinestzki et al. (2017)*

### 3.3 CONDIÇÕES INICIAIS E DE CONTORNO

As condições iniciais representam o chute inicial para o processo iterativo. Dessa forma, valores como pressão, temperatura, velocidade, intensidade de turbulência, entre outros podem escolhidos como condições iniciais. Isso significa que esses valores serão distribuídos por todas as células do domínio para dar início ao processo iterativo. Quanto mais próximas as condições iniciais forem da solução do problema, mais rápida é a convergência da simulação.

Em uma simulação de regime não estacionário, são realizadas simulações para diferentes instantes de tempo  $t$ , onde o fator de avanço no tempo é chamado de **passo de**

**tempo**  $\Delta t$ . Para cada novo passo na escala de tempo, as condições iniciais adotadas são os próprios resultados do processo iterativo anterior. Dessa forma, se o passo de tempo utilizado for pequeno, a solução no instante  $t + \Delta t$  é bastante próxima da sua respectiva condição inicial em  $t$ .

Embora as equações do movimento, o domínio computacional e até mesmo a malha possam ser iguais para dois cálculos de CFD, o tipo de escoamento que é modelado é determinado pelas condições de contorno impostas. As condições de contorno apropriadas são necessárias para obter uma solução de CFD precisa. Existem vários tipos de condições de contorno; os mais importantes estão listados e são descritos brevemente a seguir.

### 3.3.1 Condições de contorno de parede

A condição de contorno mais simples é uma **parede**. Como o fluido não pode passar através de uma parede, a componente normal da velocidade é definida como zero com relação à parede ao longo de uma face na qual a condição de contorno de parede é prescrita. Ainda, podemos especificar uma condição de contorno de uma parede com tensão de cisalhamento nula. Por exemplo, ao longo da superfície livre de uma banheira de água quente, conforme a Fig. 3.7. Com essa simplificação, dizemos que o fluido pode "escorrer" ao longo da superfície, uma vez que a tensão de cisalhamento viscosa causada pelo ar acima dela é desprezivelmente pequena.

Nesse exemplo, a condição de contorno padrão de parede é imposta às fronteiras sólidas fixas, onde também é imposta uma temperatura de parede ou um fluxo de calor de parede.

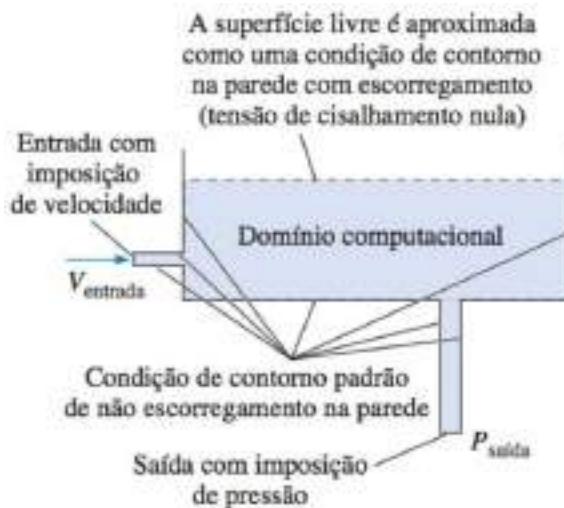


Figura 3.7 – Exemplo de escolha de condições de contorno. *Fonte: Çengel e Cimbala (2015)*

### 3.3.2 Condições de contorno para entrada ou saída de escoamento

Existem várias opções nas fronteiras através das quais o fluido entra no domínio computacional (entrada de escoamento) ou sai do domínio (saída de escoamento). Em geral, elas são categorizadas como condições especificadas por velocidade ou condições especificadas por pressão. Numa **entrada com imposição de velocidade**, especificamos a velocidade do escoamento de entrada ao longo da face da entrada. Se as equações da energia e/ou turbulência estão sendo solucionadas, as propriedades de temperatura e/ou turbulência do escoamento de entrada também precisam ser especificadas.

Em uma **entrada com imposição de pressão**, especificamos a pressão total ao longo da face de entrada. Em uma **saída com imposição de pressão**, o fluido escoa para fora do domínio computacional. Especificamos a pressão estática ao longo da superfície externa. Em muitos casos, essa é a pressão atmosférica (pressão manométrica zero).

Outra opção em uma saída do domínio computacional é a condição de contorno de **saída de escoamento**. Em uma fronteira de saída de escoamento, nenhuma propriedade de escoamento é especificada; em vez disso, propriedades do escoamento como velocidade, propriedades da turbulência e temperatura são forçadas a terem gradientes normais à face do escoamento de saída nulos.

### 3.3.3 Condições de contorno diversas

Algumas fronteiras de um domínio computacional não são paredes, nem entradas ou saídas, mas representam algum tipo de simetria ou periodicidade. Por exemplo, a condição de contorno **periódica ou cíclica** é útil quando a geometria envolve repetição do escoamento. As condições de contorno periódicas sempre ocorrem aos pares e são úteis para escoamentos com geometrias repetitivas, como o escoamento entre as lâminas de uma turbomáquina ou através de um conjunto de tubos de trocador de calor.

A condição de contorno de **simetria** força as variáveis do campo de escoamento a serem imagens espelhadas através do plano de simetria. Matematicamente, os gradientes da maioria das variáveis do escoamento na direção normal ao plano de simetria são definidos como nulos em todo o plano de simetria.

### 3.3.4 Condições de contorno internas

Quando uma condição de contorno **interna** é especificada em uma face, o escoamento cruza a face sem qualquer modificação forçada pelo usuário, assim como cruzaria de uma célula interior para outra.

É preciso tomar muito cuidado com as escolhas das condições de contorno. Ao analisar um escoamento sobre um cilindro, pode-se pensar em utilizar uma condição de simetria, uma vez que a geometria é simétrica. Entretanto, a resposta obtida não é correspondente à física do problema, uma vez que há a emissão de vórtices, formando uma **esteira de vórtices periódica de Kármán**. Na Fig. 3.8, é possível visualizar as escolhas das condições de contorno para um domínio computacional em formato C para análise do escoamento em torno de um cilindro. Esse exemplo será simulado e discutido em detalhes mais a frente.

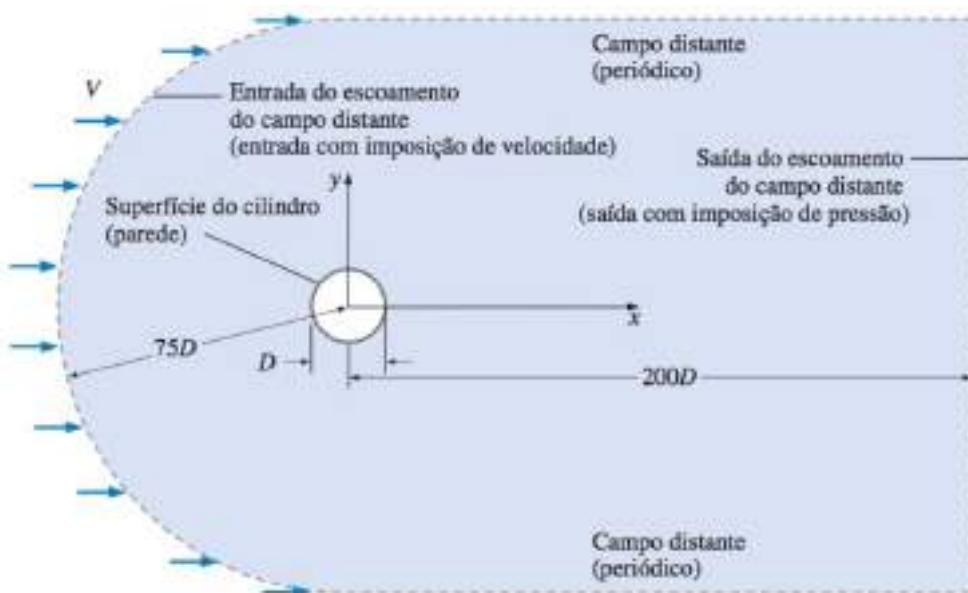


Figura 3.8 – Exemplo de escolha de condições de contorno para escoamento sobre cilindro.  
Fonte: *Cengel e Cimbala (2015)*

O simples exercício de tratar o escoamento sobre o cilindro como bidimensional e laminar pode revelar aspectos do CFD que demandam atenção. Uma resolução de malha ruim pode levar a soluções incorretas, ou seja, o refinamento contínuo da malha não leva a resultados mais corretos fisicamente se as condições de contorno não forem definidas apropriadamente.

Quando se faz uma simulação em regime permanente e o escoamento é inerentemente instável ou oscilatório, deve-se estar consciente de que estamos cometendo um erro, pois os fenômenos oscilatórios não serão manifestados. Ainda, para trabalhar com simulações de escoamentos laminares, é preciso fazer um estudo sistemático dos efeitos do tamanho do domínio computacional, da resolução da malha, das condições de contorno, do regime do escoamento (permanente ou não permanente, 2D ou 3D, etc.), juntamente com uma validação experimental.

### 3.4 TURBULÊNCIA E SEUS DIFERENTES MODELOS

As simulações de CFD para escoamentos turbulentos são sempre mais complicadas. Isso se deve ao fato de que as características de menor escala do campo de escoamento turbulento são sempre temporárias e tridimensionais.

Segundo Versteeg e Malalasekera (2007), quando o escoamento atinge um número de Reynolds acima de um valor crítico, uma série de eventos complicados começam a se manifestar, causando mudanças radicais nas características do escoamento. No estado final, o escoamento se torna intrinsecamente transitório mesmo com condições de contorno fixas, mas especificamente, todas as propriedades do escoamento variam de forma aleatória e caótica. Uma medida de velocidade pontual típica de escoamentos turbulentos é ilustrada na Fig. 3.9.

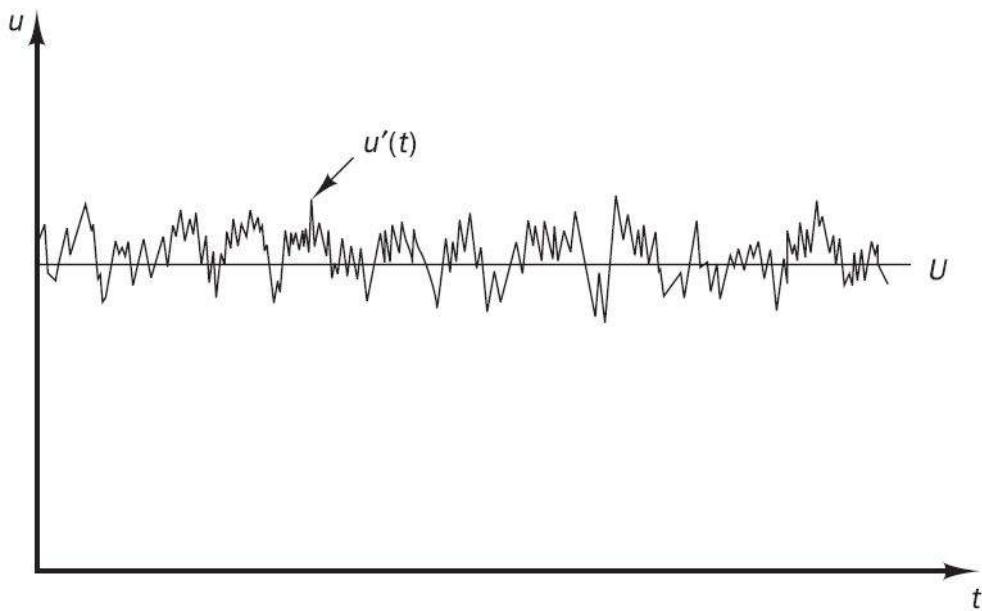


Figura 3.9 – Tomada de velocidade pontual típica para escoamento turbulento. *Fonte:* Versteeg e Malalasekera (2007)

Devido à natureza aleatória do fenômeno de turbulência, uma notação estatística chamada **decomposição de Reynolds** é utilizada. Nessa notação, todas as propriedades do escoamento são decompostas em um valor médio  $U$  e somadas a uma flutuação  $u'(t)$  dependente do tempo. Tomando como exemplo a velocidade  $u$  do escoamento, tem-se:

$$u(t) = U + u'(t) \quad (3.1)$$

Para encontrar as equações governantes para escoamentos turbulentos, deve-se utilizar a decomposição de Reynolds nas equações de conservação apresentadas. Novos termos aparecerão em função das flutuações turbulentas, entre os quais, aparecerá o **tensor de tensões de Reynolds**.

Mesmo em escoamentos uni ou bidimensionais, as flutuações turbulentas apresentam sempre característica tridimensional, exibindo um caráter de estruturas rotacionais no escoamento, também conhecidas como turbilhões. Esses turbilhões podem variar desde as maiores escalas até as menores, uma vez que o seu comprimento característico  $\eta$  é diminuído conforme a sua energia cinética turbulenta  $k$  é dissipada a uma taxa de dissipação de energia cinética turbulenta  $\varepsilon$ . Nas aplicações de engenharia, as menores escalas estão na ordem de  $0,1\text{ mm}$  até  $0,01\text{ mm}$  e suas frequências estão na ordem de  $10\text{ kHz}$ . O número de Reynolds dos menores turbilhões com base nos seus comprimentos característicos são iguais a 1, ou seja,  $Re_\eta = v\eta/\nu = 1$ . Essa escala de turbilhões é conhecida como **microescala de Kolmogorov**, a qual é caracterizada pela igualdade dos efeitos inerciais e viscosos. Nesse caso, a energia das forças inerciais é dissipada pelos efeitos viscosos na forma de calor. Uma característica importante dos pequenos turbilhões é a isotropia, enquanto que, para os grandes turbilhões, as flutuações são fortemente anisotrópicas.

A transição de um escoamento laminar para turbulento é fortemente afetada por fatores tais como gradientes de pressão, perturbações de nível, rugosidade das paredes e transferência de calor. Essa transição está diretamente ligada à **instabilidade hidrodinâmica**. Se um perfil de velocidades apresenta ponto de inflexão, como ilustrado na Fig. 3.10, ele é sempre instável para qualquer pequena perturbação caso o número de Reynolds seja alto o suficiente.

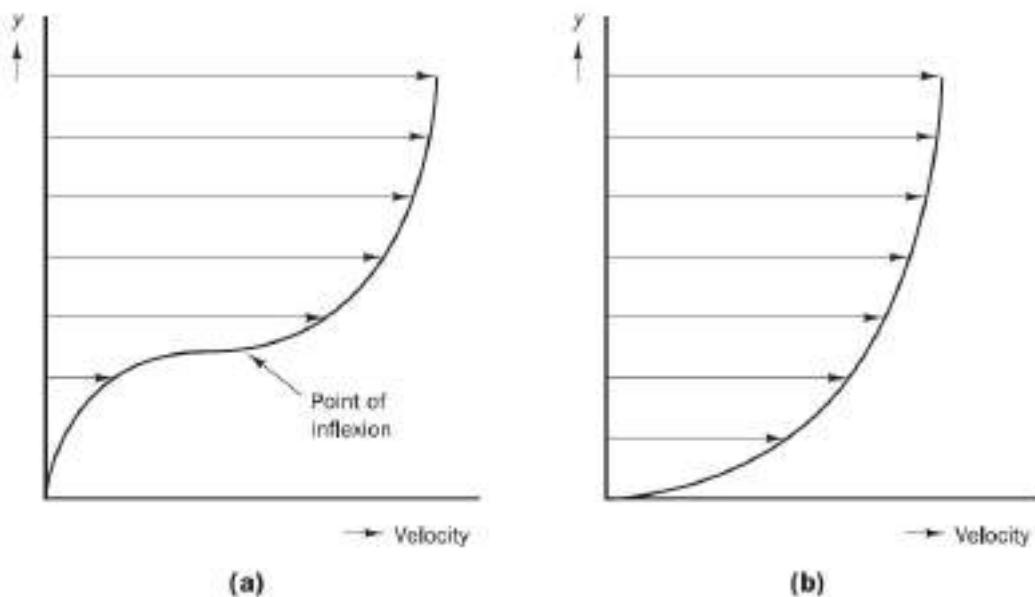


Figura 3.10 – Camada limite (a) com gradiente de pressão adverso  $\partial p / \partial x > 0$ , (b) sem gradiente de pressão adverso  $\partial p / \partial x \leq 0$ . Fonte: Versteeg e Malalasekera (2007)

É importante ressaltar que esse raciocínio só se aplica a escoamentos subsônicos e incompressíveis, uma vez que a teoria de estabilidade hidrodinâmica se torna muito complicada para escoamentos acima de Mach 0,7.

Existem basicamente três regiões de uma camada limite, sendo a mais próxima

da parede chamada de **Subcamada Viscosa**, onde os efeitos viscosos predominam e amortecem os efeitos da turbulência. A camada intermediária é conhecida como **Camada Buffer**, a qual apresenta uma característica de transição, onde as tensões turbulentas começam a predominar sobre as tensões viscosas. A última região é totalmente turbulenta, possuindo o nome de **Região da Lei Logarítmica**, devido ao fato de apresentar um comportamento logarítmico entre velocidade  $u^+$  e altura  $y^+$  adimensionais. A Fig. 3.11 ilustra as diferentes regiões da camada limite.

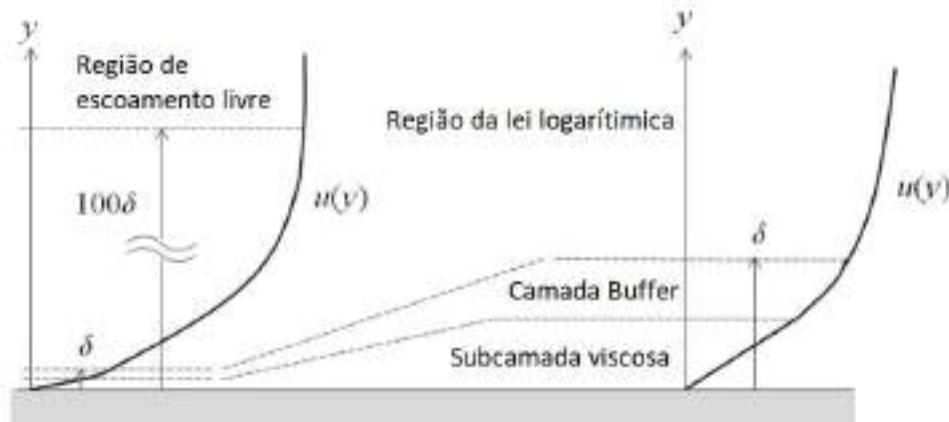


Figura 3.11 – Diferentes regiões da camada limite.

A lei de parede conhecida como **Lei da Parede de Spalding** consegue descrever de maneira satisfatória o percurso até a parede. Fora da camada limite, pode-se utilizar a **Lei da Esteira**. Na Fig. 3.12, é possível ver uma comparação entre diferentes leis de parede e dados experimentais.

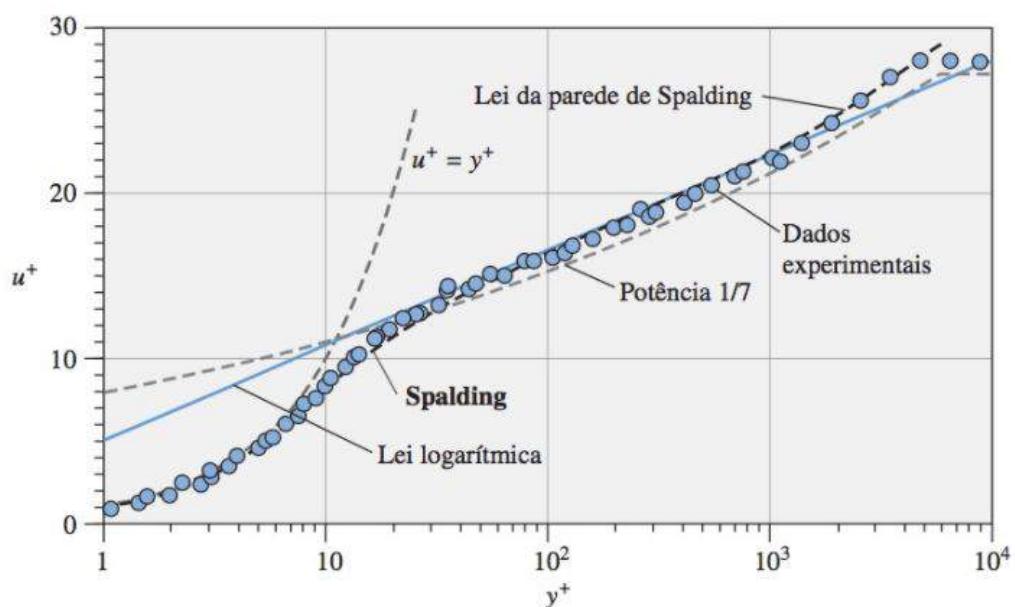


Figura 3.12 – Comparaçāo entre leis de parede e dados experimentais. *Fonte: Versteeg e Malalasekera (2007)*

Quando tratamos de escoamentos turbulentos em CFD, existem uma enorme variedade de modelos numéricos que tentam captar os efeitos devido à turbulência. Esses modelos podem ser agrupados em três categorias de modelos de turbulência:

- **Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS):** Para a maioria dos propósitos de engenharia, não é necessário resolver os detalhes das flutuações turbulentas. Dessa forma, os modelos RANS vêm sendo largamente utilizados na engenharia nas últimas décadas, como uma forma alternativa de tratar apenas dos valores médios das propriedades do escoamento e das suas variações devido aos efeitos turbulentos. Com essas simplificações, o custo computacional exigido se torna muito menor. Os modelos de turbulência consistem em equações de transporte necessárias para calcular os termos do tensor de tensões de Reynolds e termos escalares adicionais, podendo diferir pela forma como a turbulência é modelada e pelo número de equações de transporte.
- **Large Eddy Simulation (LES):** Essa é uma forma intermediária do cálculo de turbulência, aplicando um filtro espacial nas equações de Navier-Stokes não estacionárias, rejeitando os pequenos turbilhões e calculando apenas os maiores. Para as escalas SGS (sub-grid-scale), as quais estão abaixo da escala dos maiores turbilhões, são utilizados modelos de turbulência. Esse tipo de simulação demanda um custo computacional muito grande, uma vez que exige uma malha bastante refinada para rejeitar apenas os pequenos turbilhões.
- **Direct Numerical Simulation (DNS):** Essas simulações computam todo o escoamento médio e todas as flutuações turbulentas de velocidade. As equações de Navier-Stokes não estacionárias são resolvidas em malhas tão refinadas que são capazes de resolver os comprimentos de escala de Kolmogorov. O passo de tempo escolhido é tão pequeno que são resolvidas até as mais rápidas flutuações turbulentas. Esse método exige um custo computacional tão grande que não possui aplicação industrial conhecida.

A seguir, trataremos brevemente dos principais modelos de turbulência da classe RANS para o ramo da engenharia aeroespacial. São eles:

- $k - \varepsilon$ : O modelo  $k - \varepsilon$  é um modelo de duas equações de transporte que foca em aplicações que afetam o termo de energia cinética turbulenta  $k$ . Esse caso ocorre em aplicações onde a convecção e difusão causam diferenças significativas entre a produção e destruição da turbulência, como, por exemplo, em escoamentos com recirculação. Nesse modelo, a região *Buffer* da camada limite, a qual será apresentada na próxima seção, não é calculada, ou seja, utiliza-se a lei de parede.

**Vantagens:** Possui boa convergência e baixo custo computacional. Aplica-se muito bem para escoamentos externos sobre geometrias complexas.

**Desvantagens:** Não possui boa acurácia para escoamentos com gradientes de pressão adversos, grandes curvaturas ou jatos, uma vez que ele prevê excessivos níveis de tensão de cisalhamento turbulenta, causando uma certa supressão do descolamento da camada limite.

- **Spalart-Allmaras:** Esse modelo é constituído por uma equação de transporte e uma especificação de comprimento de escala por uma formulação algébrica. É um modelo de baixo Reynolds, o que significa que ele resolve as camadas próximas à parede, onde os efeitos viscosos predominam. As constantes do modelo e as constantes da lei de parede foram calibradas para apresentar bom desempenho na descrição de camadas limites com gradientes de pressão adversos, os quais são importantes para a predição de Estol.

**Vantagens:** Muito bom para aplicações em aerofólios e aerodinâmica em geral. É um modelo robusto e exige um custo computacional razoável.

**Desvantagens:** Não trabalha bem em regiões que ocorrem grande variação de comprimento de escala, logo, o modelo não é muito aplicável para escoamentos internos ou que possuem variações bruscas no escoamento.

- **Wilcox  $k - \omega$  model:** Diferentemente do modelo  $k - \varepsilon$ , o modelo  $k - \omega$  utiliza como segunda variável a frequência de turbulência  $\omega = \varepsilon/k$ . Ele também é um modelo de duas equações e os valores de  $k$  e  $\omega$  devem ser especificados nas condições de contorno de entrada.

**Vantagens:** Realiza a integração à parede sem necessitar de funções de parede para aplicações de baixo Reynolds.

**Desvantagens:** Os resultados são muito dependentes do valor de  $\omega$  especificado para escoamento livre na entrada. Isso se torna um grande problema para aplicações em aerodinâmica externa e outras aplicações do ramo aeroespacial, uma vez que é de rotina a utilização de condições de contorno de escoamento livre.

- **Menter Shear Stress Transport (SST)  $k - \omega$  model:** Uma vez que o modelo  $k - \varepsilon$  é muito menos sensível aos valores arbitrários escolhidos para escoamento livre e não trabalha bem em regiões com gradientes de pressão adversos, Menter sugeriu um modelo híbrido unindo os modelos  $k - \omega$  e  $k - \varepsilon$ . Dessa forma, o modelo consegue fazer a integração à parede sem a necessidade de usar funções de parede aplicando o Wilcox  $k - \omega$ . Para a região de escoamento livre, é utilizado o modelo  $k - \varepsilon$ , resolvendo o problema de sensitividade às condições de contorno de entrada.

**Vantagens:** Trabalha muito bem com gradientes de pressão adversos e condições de Estol. Para aplicações em aerodinâmica de perfis, é o que oferece melhor desempenho e também é o mais aceito. É pouco sensível às condições de contorno de entrada.

**Desvantagens:** Produz excesso de turbulência em regiões de estagnação ou de fortes acelerações. Entretanto, esses efeitos ocorrem em menor escala quando comparado ao modelo  $k - \varepsilon$  original.

### 3.5 EXERCÍCIOS

1. Qual é a diferença entre um *nó* e um *intervalo* e como eles se relacionam às *células*?

Na Fig. 3.13, quantos nós e quantos intervalos há em cada lado?



Figura 3.13 – Nós de uma malha (exercício 1). *Fonte: Çengel e Cimbala (2015)*

2. Para o domínio computacional bidimensional da Fig. 3.14, com a distribuição de nós dada, represente uma malha estruturada simples usando células de quatro lados, e represente uma malha não estruturada simples usando células de três lados. Quantas células há em cada uma? Discuta.



Figura 3.14 – Nós de uma malha (exercício 2). *Fonte: Çengel e Cimbala (2015)*

3. Resuma as oito etapas envolvidas em uma análise típica de CFD para um campo de escoamento laminar e permanente.

4. Das condições de contorno discutidas neste capítulo, liste todas as condições de contorno que podem ser aplicadas ao lado direito do domínio computacional bidimensional representado na Fig. 3.15. Por que as *outras* condições de contorno não podem ser aplicadas a este lado?

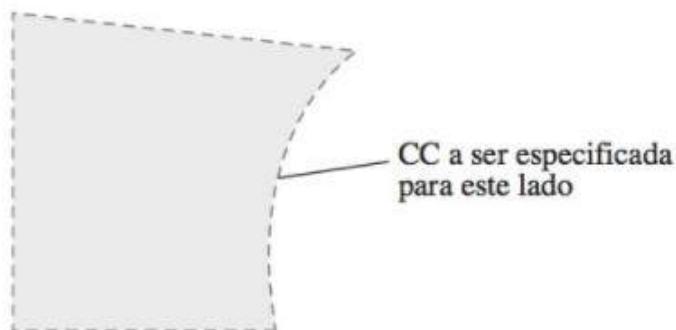


Figura 3.15 – Contorno de uma malha. *Fonte: Çengel e Cimbala (2015)*

5. Liste seis condições de contorno que são usadas com a CFD para solucionar os problemas de escoamento de fluido incompressível. Para cada um, dê uma breve descrição e um exemplo de como essa condição de contorno é usada.
6. Um código de CFD é usado para simular o escoamento sobre um aerofólio bidimensional com um ângulo de ataque. Uma parte do domínio computacional perto do aerofólio é representada na Fig. 3.16(o domínio computacional se estende bem além da região representada pela linha tracejada). Represente uma malha estruturada grosseira usando células de quatro lados, e represente uma malha não estruturada grosseira usando células de três lados na região mostrada. Verifique se agrupou as células nos locais apropriados. Discuta as vantagens e desvantagens de cada tipo de malha.

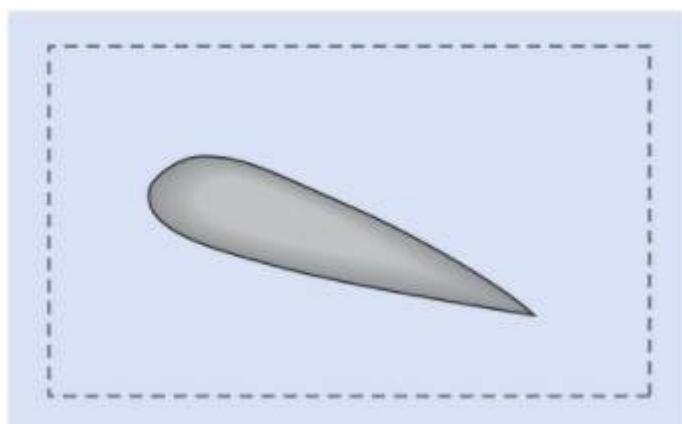


Figura 3.16 – Aerofólio bidimensional. *Fonte: Çengel e Cimbala (2015)*

7. Para cada afirmação, marque verdadeiro (V) ou falso (F) e discuta brevemente a sua resposta.

- ( ) A validade física da solução de CFD sempre melhora à medida que a malha é refinada.
- ( ) O componente  $x$  da equação de *Navier-Stokes* é um exemplo de uma equação de transporte.
- ( ) Para o mesmo número de nós de uma malha bidimensional, uma malha estruturada geralmente tem menos células do que uma malha triangular não estruturada.
- ( ) Uma solução de CFD para um escoamento turbulento com média de tempo é tão boa quanto o modelo de turbulência usado nos cálculos.

## 4 ENNOVA

O Ennova é um *software* robusto de geração de malha, tendo como principal objetivo habilitar o operador para construir modelos em horas que anteriormente levariam meses. O *software* possui ferramentas de reparos de geometria de fácil utilização e que possui ótimos resultados. Também possui uma geração de malha baseada em topologia, que gera uma malha híbrida ajustada ao corpo, combinando regiões de malhas estruturadas e não estruturadas.

### 4.1 FERRAMENTAS

Ao iniciar o Ennova teremos a seguinte interface, representada pela Fig. 4.1.

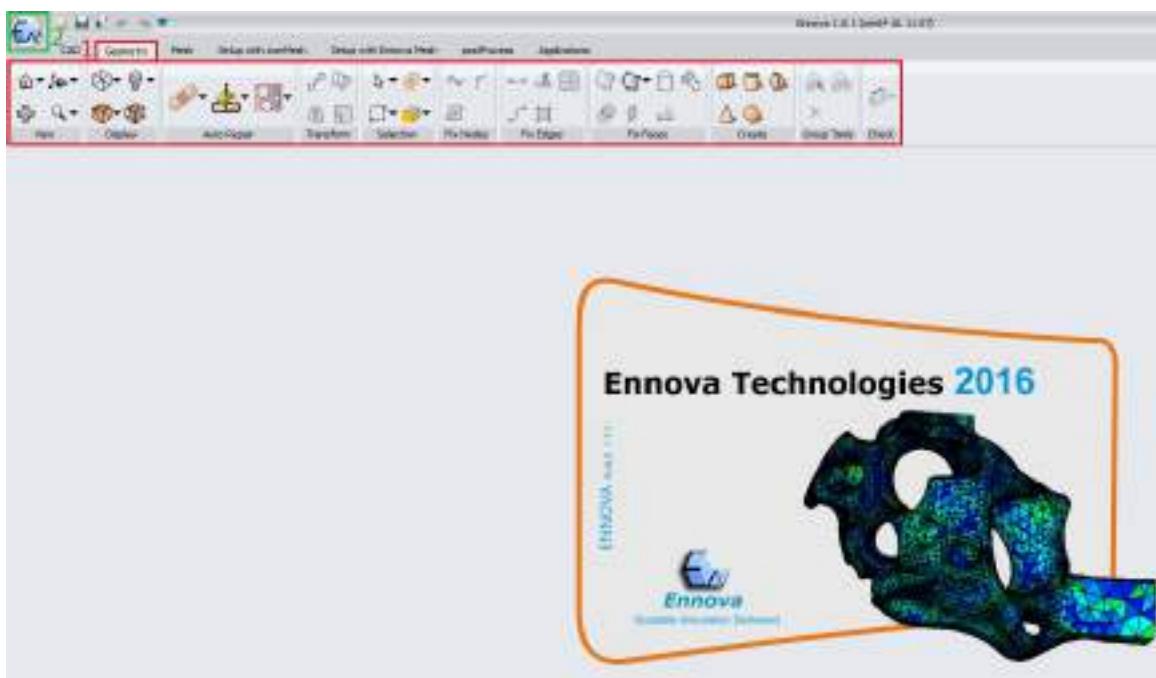


Figura 4.1 – Interface do Ennova.

Na Fig. 4.1, a região 1, em vermelho, representa as ferramentas relacionadas ao tratamento da geometria para a criação de malha. A região 2, em verde, representa as opções em que podemos importar geometria, exportar malha, salvar dados e abrir arquivos.

Para importar uma geometria, basta arrastar o arquivo da geometria para dentro da interface do Ennova, é aconselhado possuir o arquivo da geometria nas extensões STEP (.STEP) ou Parasolid (.xt).

A extensão Parasolid trata a geometria como um volume (sólido), devido a isso, ela não detecta os reparos necessários. Ao utilizar essa extensão, as unidades do Ennova são

configuradas automaticamente no SI.

A extensão STEP trata a geometria como superfícies, devido a isso, ela detecta os reparos necessários. Ao utilizar essa extensão, as unidades de distância são configuradas automaticamente em milímetros.

Após a importação da geometria, podemos utilizar as ferramentas do *software*. Vamos começar com as opções da área destinada ao tratamento da geometria. Na Fig. 4.2, podemos visualizar as principais opções.

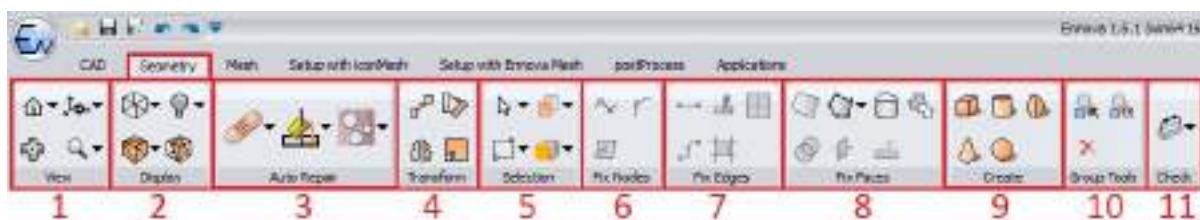


Figura 4.2 – Opções de tratamento da geometria.

Abaixo estão listas as funções de cada seção.

- **Seção 1:** Nessa seção, encontramos as opções de visualização de cenas, que em caso de dificuldades na visualização podemos voltar a configuração padrão;
- **Seção 2:** Nessa seção, encontramos as opções de visualização da geometria, podendo modificar a transparência de diferentes regiões da peça;
- **Seção 3:** Nessa seção, encontramos as opções de reparo de geometria, podendo preencher furos nas superfícies, unir arestas desencontradas e encontrar volumes;
- **Seção 4:** Nessa seção, encontramos as opções de modificação na geometria, podendo transladar, espelhar, rotacionar e dar escalas em diferentes faces e regiões da peça;
- **Seção 5:** Nessa seção, encontramos as opções de seleção, podendo filtrar para selecionar grupos, faces, arestas, nós e volumes;
- **Seção 6:** Nessa seção encontramos as opções de criação e/ou união de nós;
- **Seção 7:** Nessa seção, encontramos as opções de criação, união e separação de arestas;
- **Seção 8:** Nessa seção, encontramos as opções de criação, união e separação de superfícies;
- **Seção 9:** Nessa seção, encontramos as opções de criação de volumes;
- **Seção 10:** Nessa seção, encontramos as opções de criação e movimentação de grupos;

- **Seção 11:** Nessa seção, encontramos as opções de medições de área, ângulo e distância.

Após o tratamento da geometria, separando suas superfícies nos devidos grupos, podemos partir para criação de malha. Na Fig. 4.3 podemos visualizar as opções de criação de malha.



Figura 4.3 – Opções de criação de malha.

Abaixo estão listas as funções de cada seção.

- **Seção 1:** Nessa seção, encontramos as opções de visualização de cenas, que em caso de dificuldades na visualização podemos voltar a configuração padrão;
- **Seção 2:** Nessa seção, encontramos as opções de visualização da geometria, podendo modificar a transparência das diferentes regiões da peça;
- **Seção 3:** Nessa seção, encontramos as opções de geração de diferentes tipos de malha;
- **Seção 4:** Nessa seção, encontramos as opções de configurações de malha;
- **Seção 5:** Nessa seção, encontramos as opções de desfazer e refazer a malha;
- **Seção 6:** Nessa seção, encontramos as opções de seleções de elementos da malha;
- **Seção 7:** Nessa seção, encontramos as opções de modificações dos elementos, podendo excluir elementos e recriar outros;
- **Seção 8:** Nessa seção, encontramos as opções de diagnóstico da malha com parâmetros de qualidade e de cortes na malha para a visualização dos volumes.

## 4.2 EXEMPLOS

Como exemplo de criação de malha, vamos considerar a simulação de um escoamento com velocidade de  $350 \text{ m/s}$  sobre um míssil. O míssil possui um comprimento total de  $0.68 \text{ m}$  e simetria nos planos de normal y e z.

Para simular o escoamento, é necessário criar um domínio. No domínio, é aconselhado que a distância da entrada do escoamento até a primeira face geometria seja, pelo menos, 5 vezes maior que o comprimento característico, e a distância da parte traseira da geometria com 10 vezes o comprimento característico. Na Fig. 4.4, podemos visualizar o domínio criado.

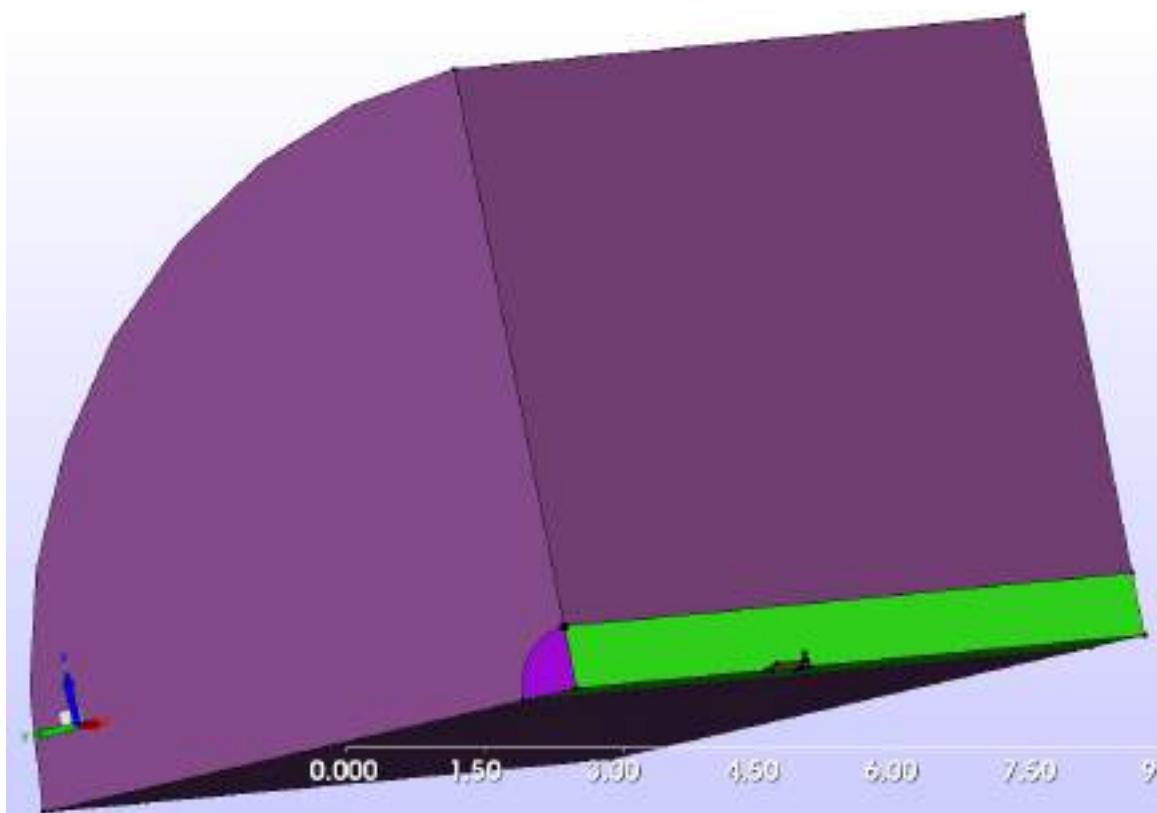


Figura 4.4 – Domínio gerado para a geometria.

Como a geometria possui simetria nos eixos x e y, o domínio criado abrange apenas 1/4 da geometria total do míssil.

Com o domínio criado, devemos separar as superfícies em grupos, conforme a necessidade da simulação que será realizada posteriormente. Nas superfícies onde possuímos 4 arestas, vamos pressionar com o botão direito do mouse e selecionar a função **Set Face Mesh Parameters**. Em seguida, vamos selecionar a opção **MAPPED**.

No processo de criação do domínio, serão criadas as interfaces entre o corpo do míssil e o domínio. Essas superfícies podem ser observadas na Fig. 4.5.

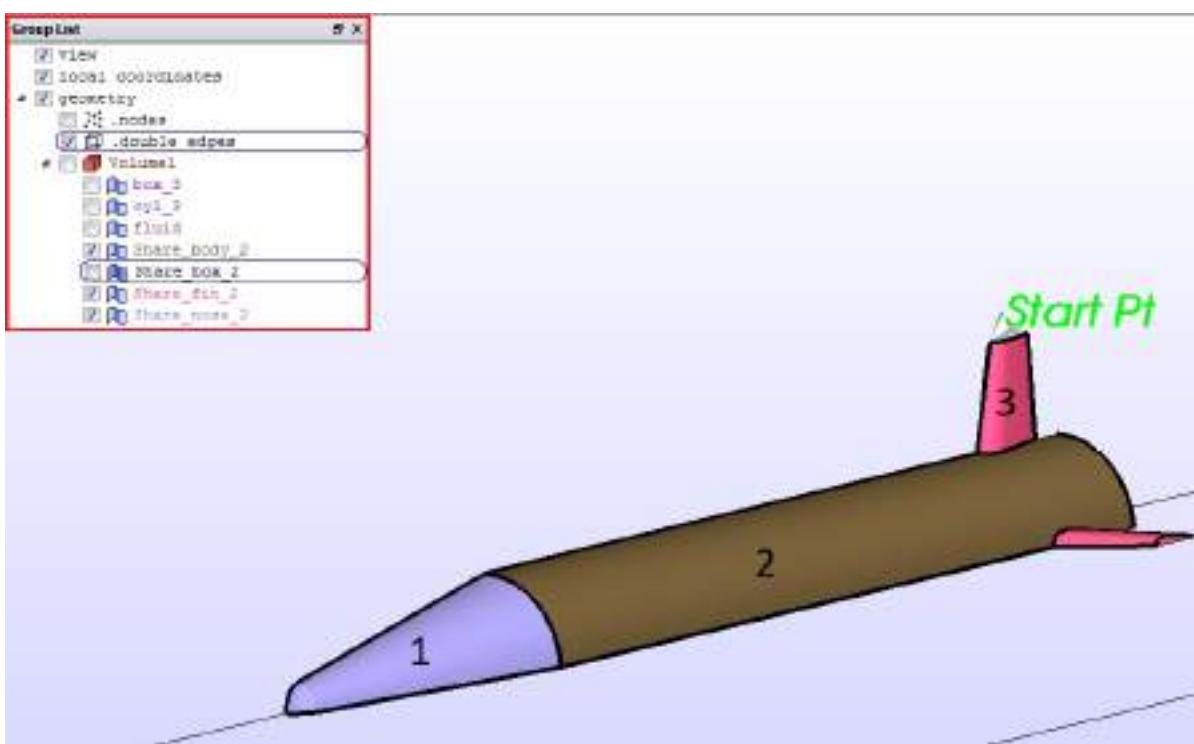


Figura 4.5 – Regiões do míssil.

Na Fig. 4.5, a **região 1** representa, em **Group List**, a superfície **Share nose 2**. A **região 2** a superfície **Share body 2** e **região 3** a superfície **Share fin 2**.

Devemos selecionar todas as arestas as superfícies do míssil e pressionar com o botão direito do mouse e selecionar a função **Set Edge Mesh Parameters**, nessa função vamos configurar **Max. Size = 0.001**.

Na seção 4 da Fig. 4.3, vamos selecionar a função **Meshing Global Parameters**, no grupo **Global Parameters** iremos usar **Max. Size = 0.1**. No grupo **Topological Mesh Parameters** iremos usar **Scale Factor = 1**, **Expansion Factor = 1.05** e em **What to mesh** iremos selecionar a opção **Surface Mesh Only**.

Na seção 4 da Fig. 4.3, vamos selecionar a função **Meshing Local Parameters** e pressionar o botão **Open Mesh Parameters Settings**. Pressionando o botão, uma tabela aparecerá, como a representada pela Fig. 4.6. Devemos seguir a tabela da Fig. 4.6 como base para configurar a malha.

Name	active group	Max. Size	Min. Size	Reg number	Element size	Size ratio	Poles	n_sides	Height	Height ratio
global		0.1		0.0991748	8.0		4	8	0.00112	1.2
# Groups										
# Share nose 2	global	0.001								
# Share body 2	global	0.001								
# Share fin 2	global	0.001								
Share nose 2	global	0.001								
Share body 2	global	0.001								
Share fin 2	global	0.001								
Start Pt	global	0.001								

Figura 4.6 – Tabela de configuração de malha.

Para encontrar o valor ideal para a primeira altura da camada prismática, podemos

utilizar o site <<https://www.cfd-online.com/Tools/yplus.php>>, inserindo a velocidade do escoamento, o  $y+$  adequado para o modelo de turbulência a ser utilizado e o comprimento do míssil, o qual reflete no comprimento da camada limite a ser desenvolvida.

## Y+ Wall Distance Estimation

### Input

Freestream velocity:	<input type="text" value="350"/> [m/s]
Density:	<input type="text" value="1.205"/> [kg/m <sup>3</sup> ]
Dynamic viscosity:	<input type="text" value="1.82e-5"/> [kg/ms]
Boundary layer length:	<input type="text" value="0.68"/> [m]
Desired Y+ value:	<input type="text" value="100"/> []

### Output

Reynolds number:	<input type="text" value="1.6e+7"/> []
Estimated wall distance:	<input type="text" value="1.2e-4"/> [m]

Figura 4.7 – Y+ Calculator.

Conforme a Fig. 4.7, encontrou-se uma altura de  $1,2 \cdot 10^{-4}$ , a qual está configurada na tabela da Fig. 4.6.

Após configurar a malha, basta gerar a malha de superfície selecionando, na seção 3 da Fig. 4.3, a função **Topology Based Mesh**. Após gerar a malha de superfície, devemos gerar as camadas prismáticas selecionando a função **Inflate Surface Mesh** e, por último, gerar os volumes selecionando a função **Tet Fill Mesh**. O resultado final pode ser visto nas Fig. 4.8, Fig. 4.9, e Fig. 4.10.

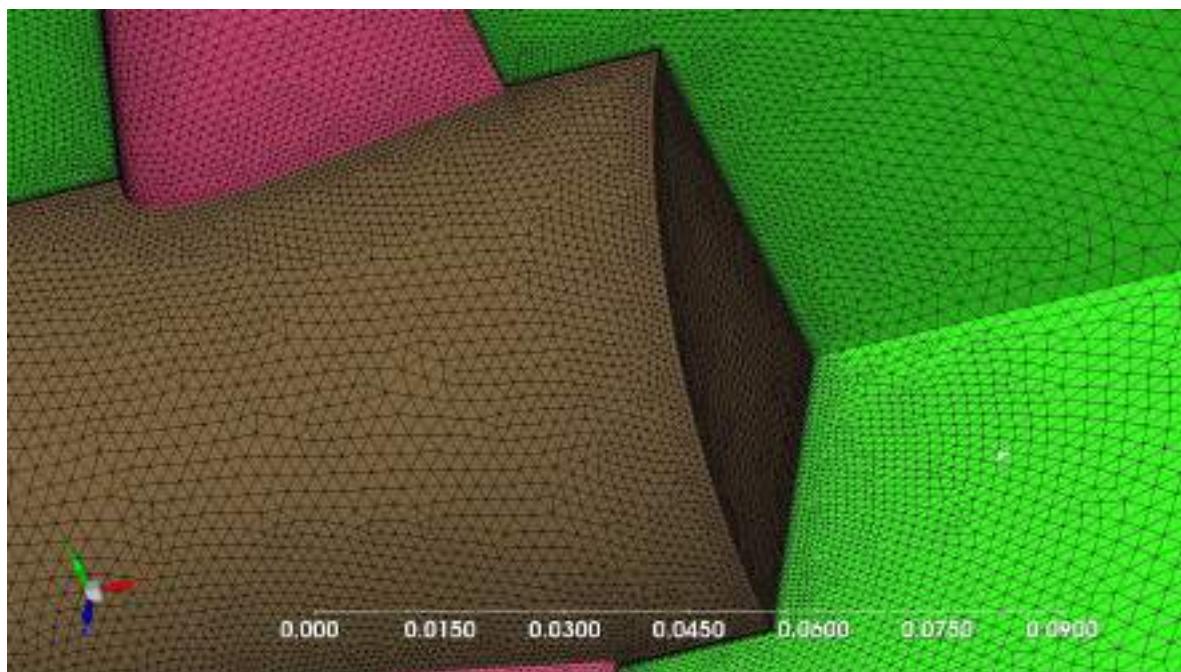


Figura 4.8 – Malha gerada na parte traseira do míssil.

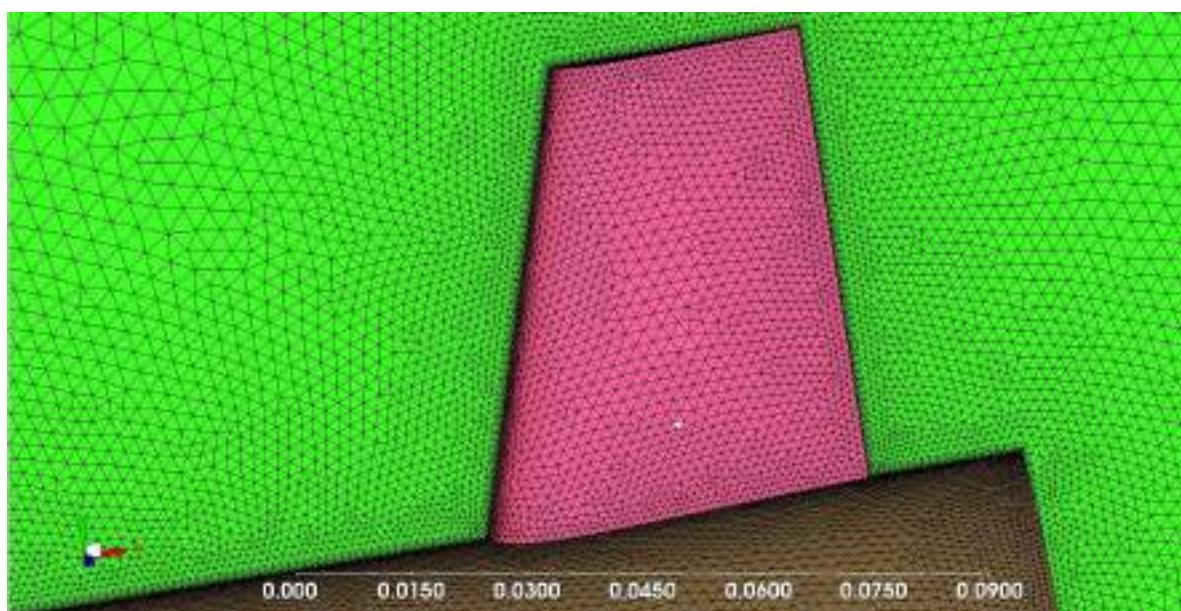


Figura 4.9 – Malha gerada em umas das aletas do míssil.

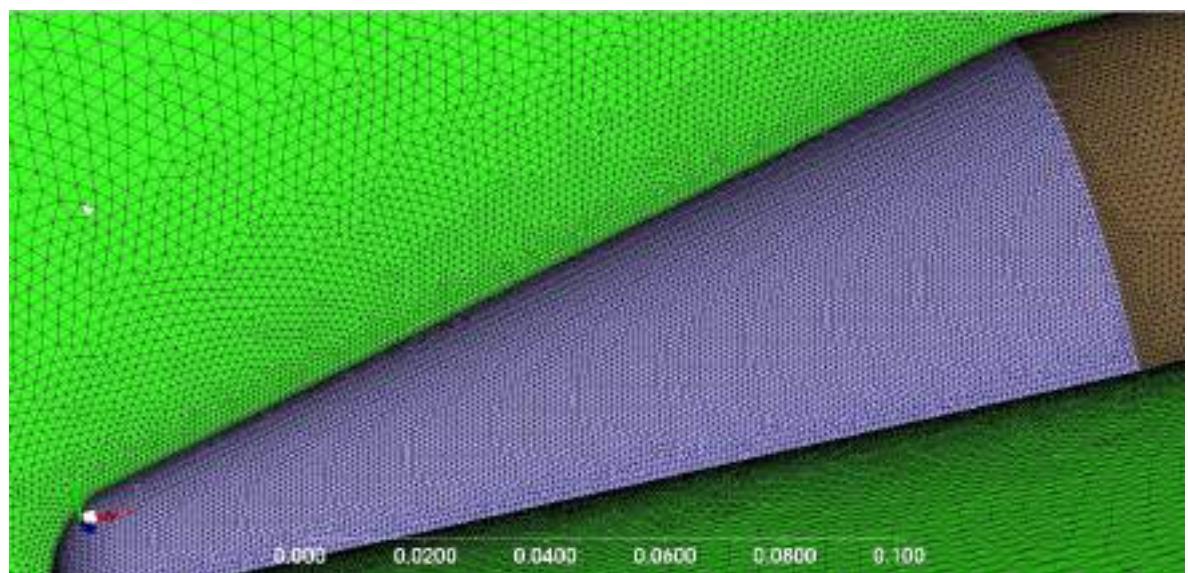


Figura 4.10 – Malha gerada na parte frontal do míssil.

## 5 CFD++

O CFD++ aborda a dinâmica dos fluidos computacional de uma forma flexível, baseado em três pilares de unificação. Esses três pilares são: malha unificada, física unificada e computação unificada. A estrutura de malha unificada, também chamada de estrutura de malha transparente, unifica o tratamento para malhas de diferentes geometrias e topologias, de forma a ser igualmente aplicável a todas topologias de malhas. Sendo assim, o CFD++ representa bem o conceito convencional de transparência de malha com sua habilidade de tratar arbitrariamente de malhas não alinhadas ou mesmo malhas sobrepostas. O tratamento de física unificada fornece flexibilidade para resolver combinações de diferentes equações governantes, possibilitando lidar com escoamentos que transitam entre diferentes regimes, como, por exemplo, do incompressível ao hipersônico, com opção de escolher equações para modelagem de reações, turbulência, acústica, etc. Na computação unificada, existe total portabilidade entre diferentes plataformas, incluindo computadores multi-CPU.

Suas principais vantagens são:

- Solução de escoamentos laminares, transitentes, equações de Navier-Stokes compressíveis e incompressíveis, incluindo modelagem multifásica e de reações químicas.
- Unificação de malhas cartesianas, curvilíneas estruturadas e não estruturadas, incluindo malhas híbridas.
- Tratamento unificado de diversas topologias de malha, incluindo hexaédrica, tetraédrica, piramidal e triangular (3-d), células quadriláteras e triangulares (2-d) e elementos lineares (1-d). Também existem elementos de superfície especiais.
- Esquema TVD (Total Variation Diminishing) de discretização baseado numa estrutura de interpolação multidimensional, a qual trabalha com todas as topologias de malha citadas anteriormente.
- Dispõe de uma grande variedade de modelos de turbulência, variando de modelos de transporte de uma até três equações. Nenhum desses modelos requer conhecimento dos parâmetros da topografia da parede. Versões lineares e não lineares (anisotrópicas) estão disponíveis e todos os modelos podem ser utilizados tanto com funções de parede quanto integrado diretamente na parede. Modelos de submalha LES (Large-eddy Simulation) também estão disponíveis, incluindo modelos híbridos RANS/LES, os quais são selecionados automaticamente dependendo da densidade da malha local.

- Uma versátil determinação de condições de contorno, tanto externas quanto internas, permite com que o usuário atribua uma gama de condições físicas.
- Com sua conversão automática de arquivos binários, o CFD++ é totalmente portátil a todas plataformas, sendo aceito em Windows, Linux, todas plataformas baseadas em UNIX, computadores multi-CPU (usando o modelo de memória compartilhada e a biblioteca MPI), computadores com MPP (Massively Parallel Processing) e computadores interligados.

## 5.1 FERRAMENTAS

Nesta seção, serão apresentadas as principais ferramentas do *software* CFD++. Para abrir o *software*, recomenda-se escolher uma pasta de trabalho, onde serão salvos os arquivos da simulação. Com essa pasta aberta, pode-se abrir a janela do *PowerShell* segurando a tecla *shift* do teclado e pressionando o botão direito do *mouse* na região livre dentro da pasta. Em seguida, deve-se clicar em "Abrir a janela *PowerShell* aqui", conforme a Fig. 5.1.

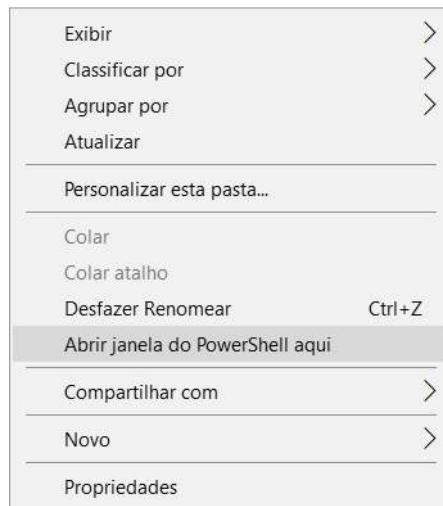


Figura 5.1 – Abrindo a janela do *PowerShell*.

Uma vez aberta a janela do *PowerShell* na pasta onde se deseja trabalhar, pode-se digitar o comando **mcfdgui** e apertar a tecla *enter*. Esse comando é responsável por abrir a Interface Gráfica para Usuário (GUI) do *software* CFD++. Como o *software* trabalha com diversas plataformas computacionais, também é possível operá-lo usando apenas linhas de comando.

Após alguns segundos, será aberta a janela de interface gráfica, conforme a Fig. 5.2.

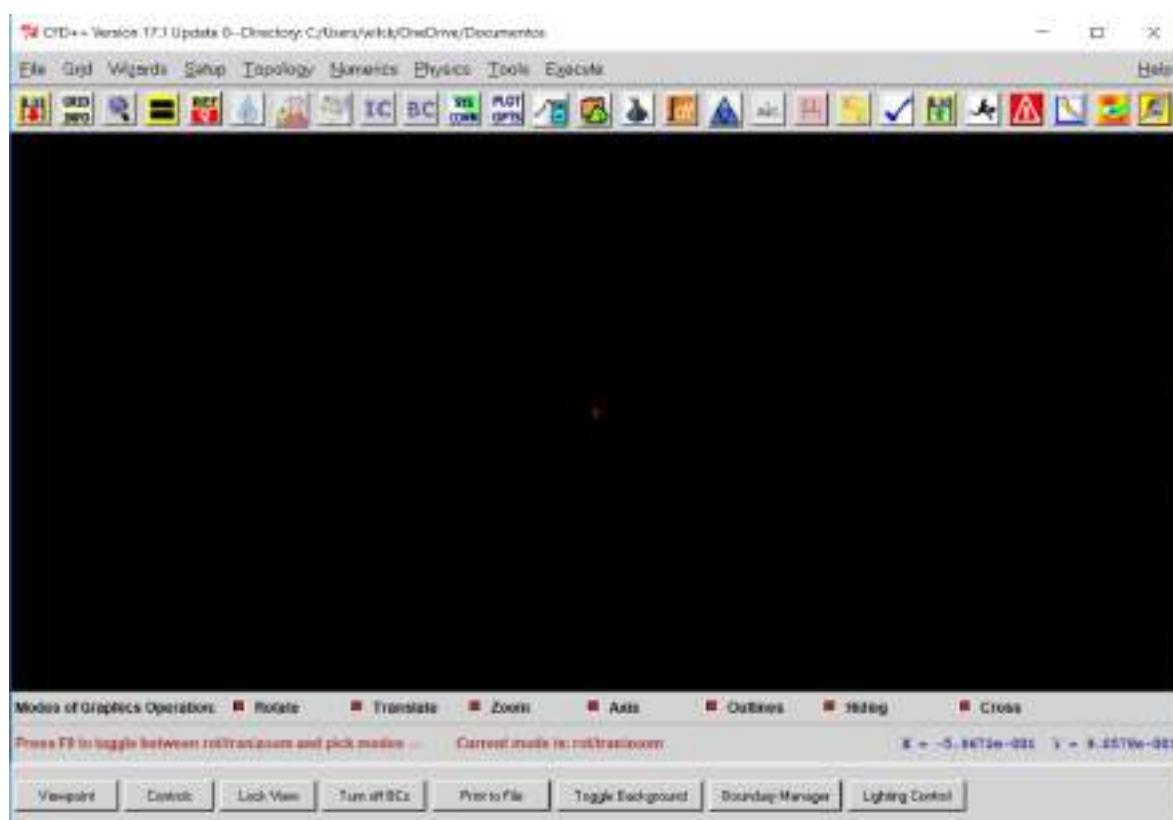


Figura 5.2 – Janela de interface gráfica do CFD++.

Os atalhos das ferramentas são autoexplicativos. Ao deixar o ícone do *mouse* sobre algum atalho, surge uma caixa de texto com o nome da ferramenta. Outra observação importante é que as ferramentas foram colocadas numa sequência lógica, onde a simulação é configurada normalmente da esquerda para a direita.

Nos atalhos principais estão presentes as seguintes ferramentas:

-  Carregar arquivo de entrada
-  Importar arquivos de malha
-  Visualizar contornos da malha
-  Escolha do conjunto de equações
-  Valores de referência
-  Propriedades dos fluidos
-  Reações químicas
-  Propriedades de fase dispersa eulerianas
-  Escolha das condições iniciais

-  Escolha das condições de contorno
-  Configuração de comandos a serem executados
-  Configurações dos resultados a serem plotados
-  Configuração dos dados a serem exportados
-  Verificação dos tipos e volumes dos elementos
-  Escolha rápida do modelo numérico
-  Configuração do regime de escoamento com respeito ao tempo
-  Configuração do esquema de interpolação espacial
-  Configuração de parâmetros do método numérico
-  Escolha do modelo de turbulência
-  Estimativa das condições iniciais de turbulência
-  Verificação das configurações escolhidas
-  Salvar arquivo
-  Iniciar simulação rápida
-  Ajuda para encontrar soluções a problemas comuns
-  Gráfico para acompanhamento dos resíduos e convergência da simulação
-  Pós-processador para análise dos resultados
-  Inicia a janela MSDOS Shell

Caso seja necessário importar uma malha gerada pelo *software* Ennova, é preciso que o arquivo de malha **.msh** exportado para Fluent seja convertido. Para isso, pode-se acessar a janela *Tools* na parte superior da GUI. Em seguida, acesse **Import-(Convert From ) → Convert from Fluent → TGrid .msh file ASCII**, conforme a Fig. 5.3.

Uma vez convertida, a malha pode ser carregada normalmente por meio da ferramenta de importação.

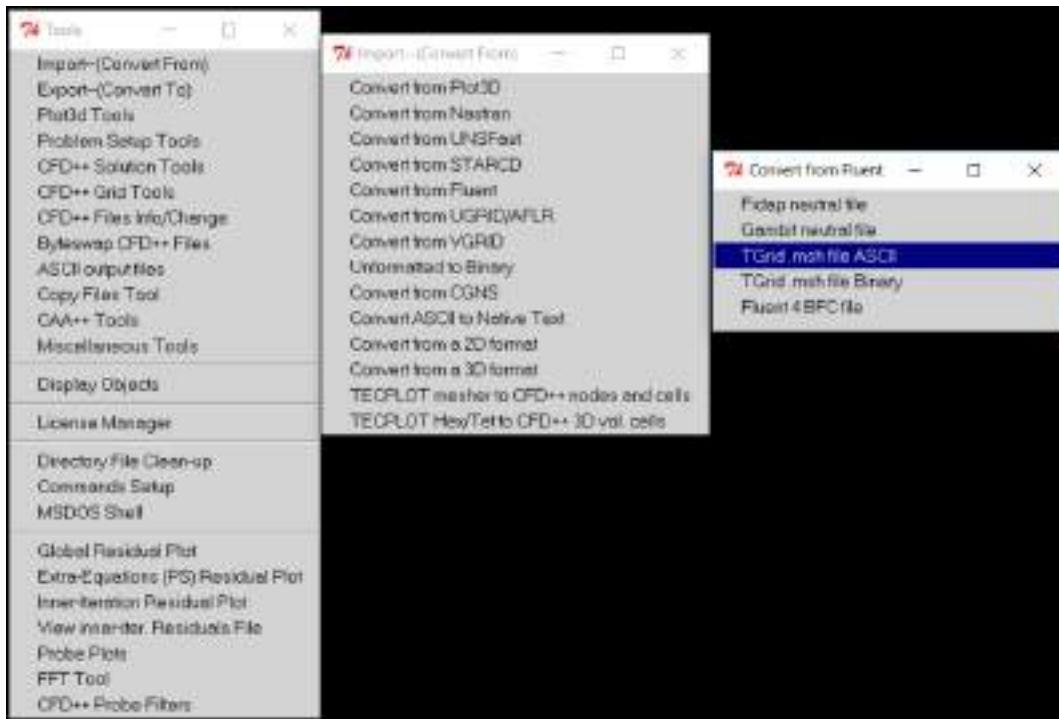


Figura 5.3 – Conversão do arquivo de malha .msh do Ennova.

## 5.2 EXEMPLOS

### 5.2.1 Exemplo 1: Escoamento laminar em um bocal de garganta dupla

No seguinte exemplo, vamos considerar um escoamento simples 2D sobre uma garganta de um bocal (Venturi). O número de *Reynolds* para esse caso é pequeno o suficiente para negligenciar a modelagem da turbulência.

Esse caso de teste foi originalmente apresentado em um *workshop* patrocinado pelo GAMM em Dezembro de 1985 na cidade de Nice, e foi intencionalmente projetado com gradientes de fluxo e número de *Reynolds* moderados para remover certas incertezas da turbulência e dos efeitos transitórios. Vamos explorar o fato de que o bocal é simétrico em relação ao seu eixo e vamos executar a simulação para apenas a metade da geometria. A parede do bocal curvado é composta por duas seções convergente/divergente, composta por cinco arcos separados:

$$y = \begin{cases} 6.6, & \text{se } x_1 < x < x_2, \\ 3.112 - 0.872(x + 4)(1 - (x + 4)^2/108), & \text{se } x_2 \leq x < x_3, \\ 1 - 0.015x^2(x^2/6 + 1.7x/3 - 9.2), & \text{se } x_3 \leq x < x_4, \\ A_1 + (x - 2.3)(A_2 - A_3t^2 + A_4t^3), & \text{se } x_4 \leq x < x_5, \\ 1.6 + 4.25s^3(2 - s), & \text{se } x_5 \leq x. \end{cases} \quad (5.1)$$

onde  $t = (x - 2.3)/4.7$ ,  $s = (x - 7)/7$ ,  $A_1 = 1.55664025$ ,  $A_2 = 0.378235$  e  $A_4 = 0.7287935638$ .

Uma condição de contorno para a entrada do reservatório será determinada e as paredes do bocal serão mantidas à temperatura constante. O número de *Reynolds*,  $R_{e0}$ , será definido como:

$$R_{e0} = \frac{c_0 L \rho_0}{\mu} = 1600 \quad (5.2)$$

onde  $c_0$  é a velocidade do som no reservatório e  $L$  é a altura da primeira garganta. Para esse exemplo, foram utilizados, como referência, valores da atmosfera padrão para a velocidade do som, massa específica e viscosidade.

### Configuração do Problema

É recomendado que o(a) usuário(a) copie os arquivos do exemplo para o seu *workspace* e depois inicie a interface gráfica do usuário de dentro do diretório digitando *mcfdgui* no *prompt* de comando. Clique na pasta com o botão direito do mouse, segurando a tecla *shift* para abrir o *prompt* de comando na pasta. Clique em "*Accept and Exit*" para aceitar o diretório padrão (atual). Fazendo isso, você estará selecionando o diretório atual como o diretório de trabalho. Se algum outro arquivo *mcfd.inp* existir no diretório de trabalho atual, você será perguntado se deseja ou não carregar o arquivo. Para o propósito destes exemplos de treinamento, o usuário não deve carregar os arquivos existentes. Portanto, deve-se selecionar o botão "*Cancel*".

O usuário deve responder a pergunta, "*Do you want to analyze your CFD++ grid files*" selecionando "*OK*". Isso irá fazer com que a janela "*Grid Information and Initial Setup*" apareça, como abaixo na Fig. 5.4:

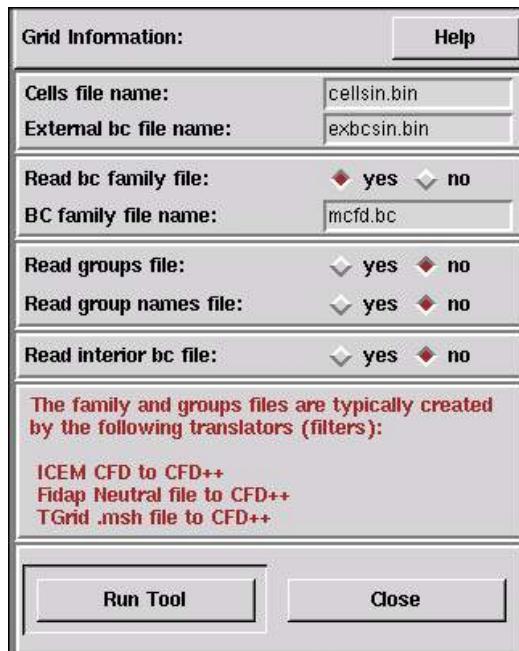


Figura 5.4 – Janela *Grid Information and Initial Setup* (exemplo 1). *Fonte: Metacomp (1994)*

Os arquivos de grupos da malha e dos contornos já possuem nomes padrões, então iremos simplesmente selecionar "*Run Tool*". Isso leva ao painel da Fig. 5.5.

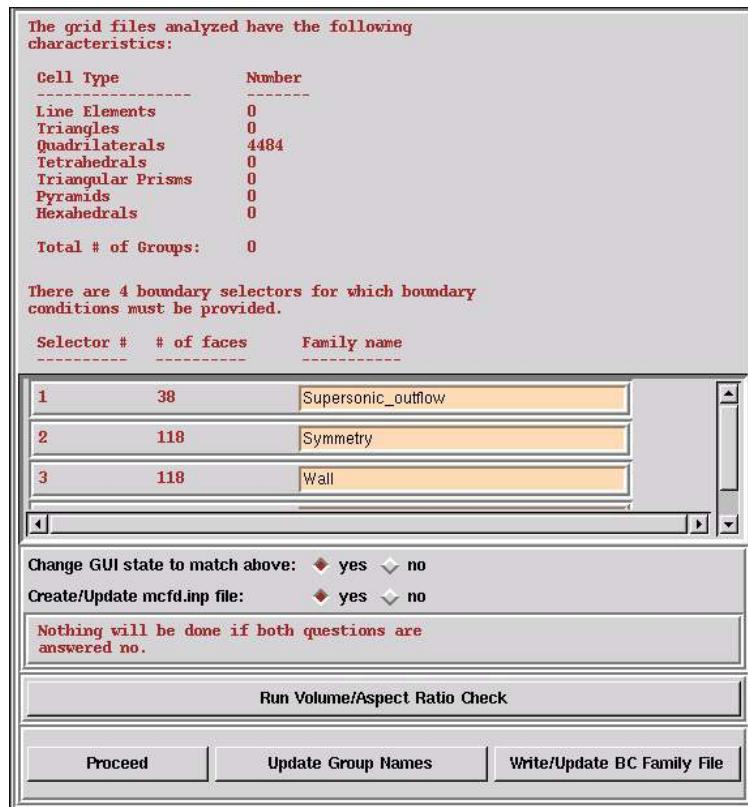


Figura 5.5 – Janela de informações da malha e dos contornos (exemplo 1). *Fonte: Metacomp (1994)*

A malha consiste de 4484 elementos quadriláteros, com 4 contornos. Certifique-se de que as opções: "Change GUI state to match above" e "Create/Update mcfd.inp file" estejam selecionadas com "yes". Selecione "Proceed" para continuar. Quando o GUI perguntar se é desejável que sejam mostrados os contornos da malha, deve ser selecionado "OK". Isso é necessário para poder visualizar a geometria e, consequentemente, onde devem ser aplicadas as condições de contorno para o problema. A Fig. 5.6 mostra os contornos da geometria.



Figura 5.6 – Visualização dos contornos da geometria (exemplo 1). *Fonte: Metacomp (1994)*

1. Vamos começar a configuração do problema definindo as equações. Selecione no menu superior. Isso irá abrir uma janela com informações a respeito da configuração das equações para o problema, conforme a Fig. 5.7.



Figura 5.7 – Painel de configuração de informações (exemplo 1). *Fonte: Metacomp (1994)*

Dê um duplo clique em "New\_information\_set". Iremos escolher resolver as equações de Navier-Stokes para gases perfeitos compressíveis ("compressible PG"). Com isso, o painel na Fig. 5.8 irá abrir:

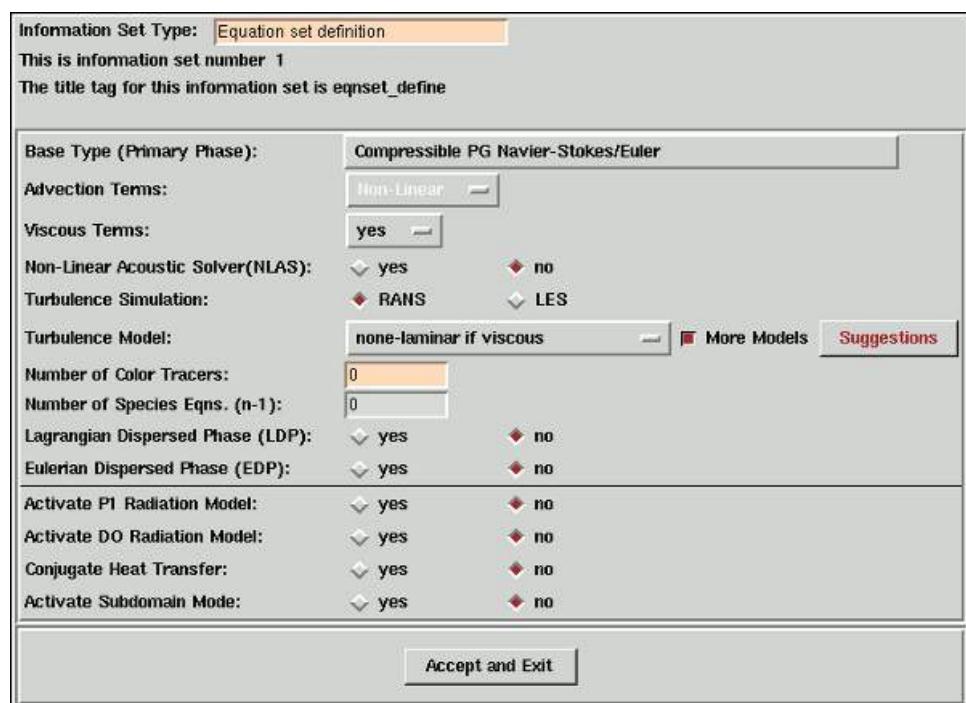


Figura 5.8 – Painel de configuração das equações (exemplo 1). *Fonte: Metacomp (1994)*

Certifique-se de que a caixa que indica os termos viscosos está ativada e selecionada com "Yes", e que a caixa nomeada "Turbulence Model" está selecionada como "none-laminar if viscous". Depois, selecione "Accept and Exit". As novas informações configuradas devem aparecer no painel de configuração de equações como sendo "info\_set#1" e o painel mostrado na Fig. 5.9 será aberto.

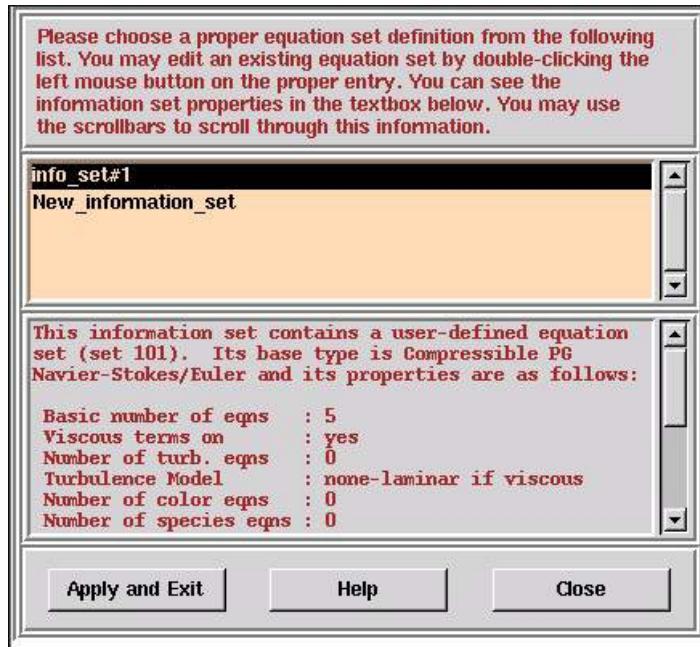


Figura 5.9 – Painel de configuração de informações (exemplo 1). *Fonte: Metacomp (1994)*

2. Clicando em "Apply and Exit" nos leva para o painel de configuração das variáveis ("Reference-quantities"), mostrado na Fig. 5.10.

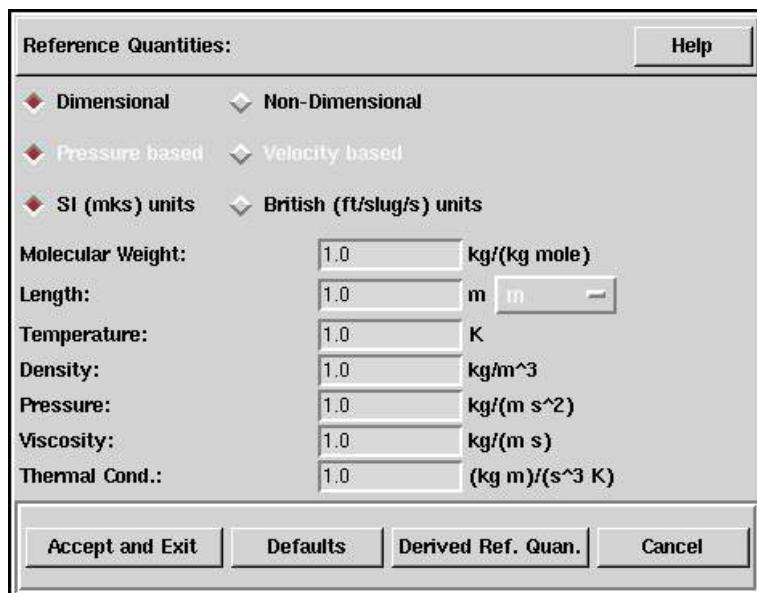


Figura 5.10 – Painel de configuração das variáveis (exemplo 1). *Fonte: Metacomp (1994)*

Para esse exemplo, vamos rodar o CFD++ no modo "dimensional", clicando dimen-

sional à esquerda na primeira opção do painel. Note que todos os valores foram alterados para 1.0 e as caixas de entrada aparecem em cinza, indicando que esses valores não podem ser alterados. Selecione "Accept and Exit" na parte inferior do painel.

3. Proceda para o painel "*Riemann-solver*". Isso fará com que o painel mostrado na Fig. 5.11 seja aberto.

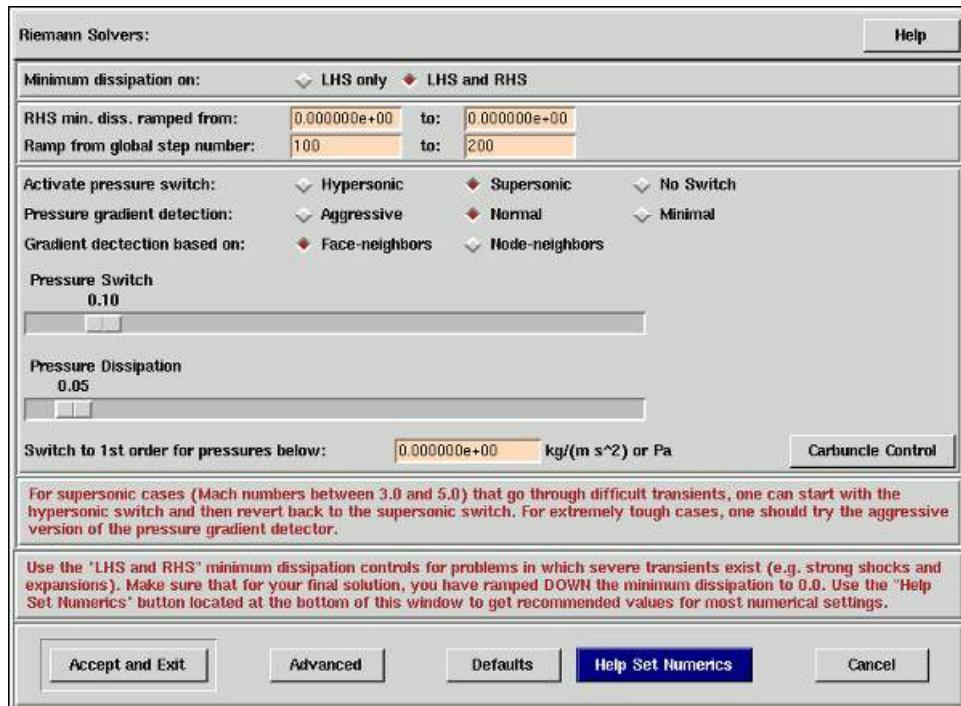


Figura 5.11 – Painel "*Riemann-solver*" (exemplo 1). Fonte: Metacomp (1994)

O usuário deve selecionar "*minimum dissipation*" em ambos LHS e RHS e selecionar "*supersonic*" em "*Activate pressure switch*". O resto das opções devem ser mantidas como padrão. Uma vez que esse painel estiver como na Fig. 5.11, selecione "*Accept and Exit*".

4. Depois, abra o painel "*Fluid Properties*" clicando em . Isso irá fazer com que o painel mostrado na Fig. 5.12 seja aberto:

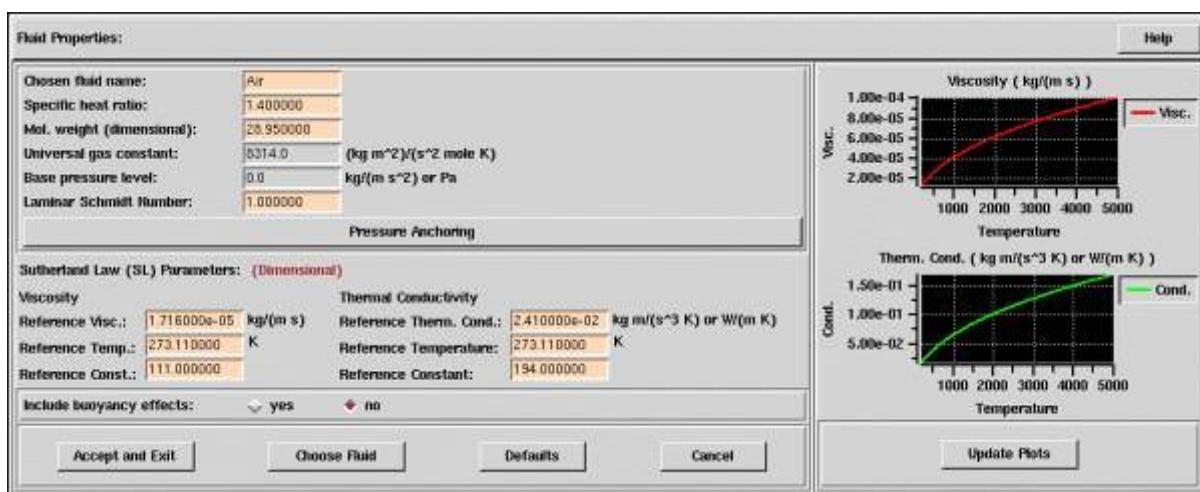


Figura 5.12 – Painel de propriedades do fluido (exemplo 1). *Fonte: Metacomp (1994)*

Note que, por padrão, o modelo de fluido definido é o ar. A menos que desejemos modelar um fluido diferente, não precisaremos utilizar a opção "Choose fluid". Aqui, iremos manter todos esses valores padrões e selecionar "Accept and Exit".

5. Depois, selecione as condições iniciais ("Initial Conditions"), no botão **IC**. No painel, "Initialization of Domain" na Fig. 5.13, verifique primeiro a opção de utilização de variáveis e selecione "P, r, u,...", para especificar uma inicialização em termos da pressão, massa específica e velocidade, ao invés do que está selecionado como padrão (pressão, temperatura e velocidade).

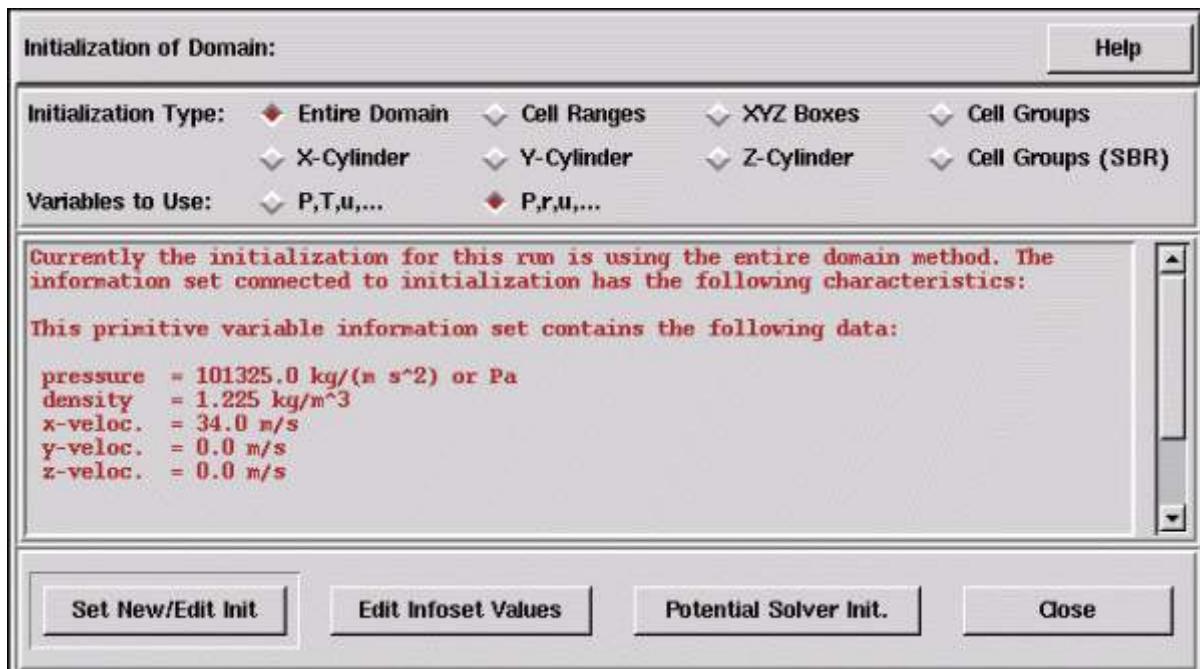


Figura 5.13 – Painel de configuração das condições iniciais (exemplo 1). *Fonte: Metacomp (1994)*

Clique em "Set New Init" e dê um duplo clique em "New\_information\_set" na pá-

gina subsequente para criar uma nova configuração de informações referentes as condições iniciais. Isso nos leva para o painel mostrado na Fig. 5.14:

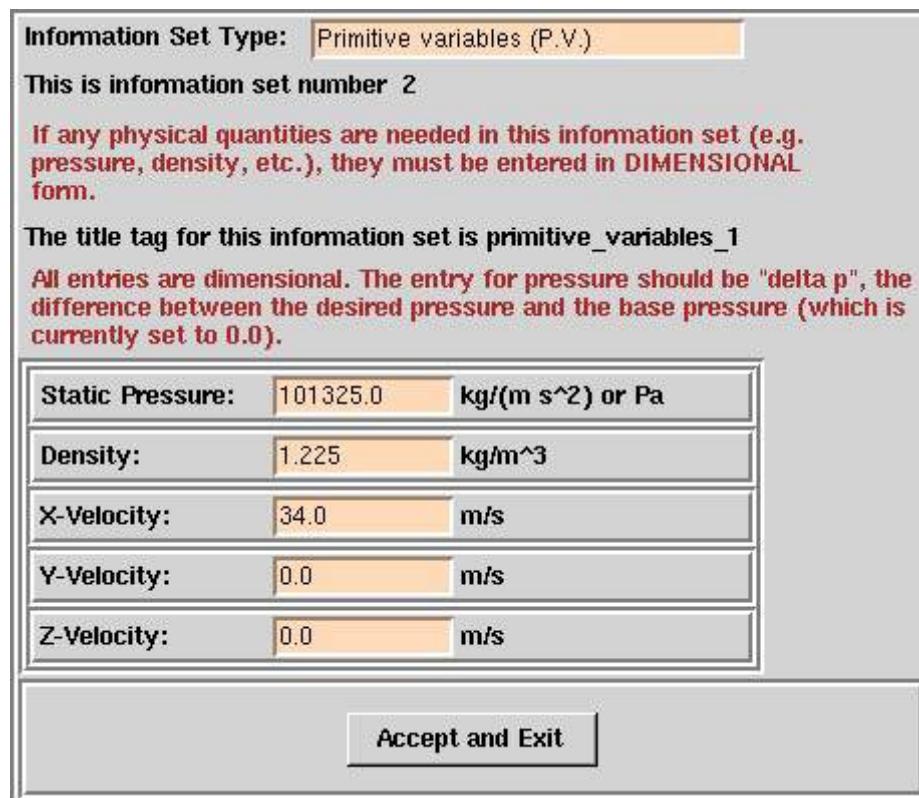


Figura 5.14 – Segundo painel de configuração das condições iniciais (exemplo 1). *Fonte: Metacomp (1994)*

Os valores que inserimos aqui serão nosso chute inicial para a solução sobre todo o domínio. Vamos inserir valores padrões para a pressão e a massa específica, sendo a pressão atmosférica no nível do mar  $101325 \text{ Pa}$  e a massa específica  $1.225 \text{ kg/m}^3$ . Poderíamos admitir a velocidade inicial como sendo zero, e inicializar esse escoamento com um gradiente de pressão, selecionando, por exemplo, uma pequena pressão na saída, porém, vamos adicionar uma pequena velocidade para inicializar o escoamento sobre o bocal. Vamos selecionar um valor de  $34 \text{ m/s}$ , o que corresponde, aproximadamente, a um  $Ma = 0.1$ . Como esses valores são utilizados apenas para inicializar o escoamento, os valores exatos utilizados não são particularmente importantes. Após selecionar esses valores, clique em "Accept and Exit".

6. Agora, iremos proceder para a configuração das condições de contorno. Lembre-se de que no primeiro passo selecionamos a ferramenta que permitia fazer com que visualizássemos os contornos da malha. Agora, iremos selecionar valores apropriados para essas condições de contorno, cujos contornos correspondem as regiões de entrada, saída, simetria e parede do bocal. Clicando em **BC**, um primeiro painel de configuração das condições de contorno, mostrado na Fig. 5.15, será aberto.

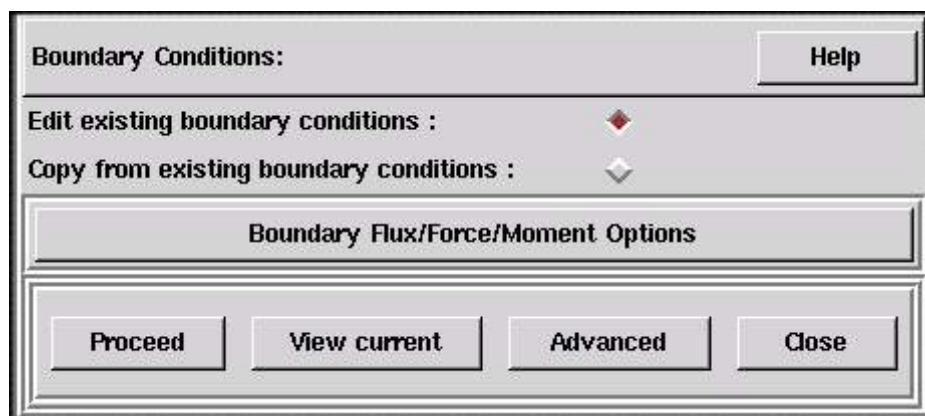


Figura 5.15 – Painel de configuração das condições de contorno (exemplo 1). *Fonte: Metacomp (1994)*

Clique em "*Edit existing boundary conditions*" e depois em "*Proceed*". Isso nos levará para uma outra página de configuração das condições de contorno, que, de forma padrão, deverá apresentar todos os contornos configurados como "*No boundary condition*", significando que nenhuma condição de contorno está aplicada. Com isso, o usuário deve configurar todas as condições de contorno. Nesse ponto, no entanto, vamos ilustrar um outro recurso útil do GUI, que é o "*boundary condition-picking mode*". Vamos, primeiramente, dispensar o painel de edição das condições de contorno selecionando "*Close*". Depois, aperte a função do teclado F9 para alterar o GUI para o "*pick mode*". Fazendo isso, o cursor vermelho na janela principal do GUI irá ser substituído por uma seta (flecha). Agora, dê um duplo clique na região de contorno amarela. Esse contorno irá piscar e um painel de seleções irá aparecer para esse contorno. Esse painel é mostrado na Fig. 5.16.

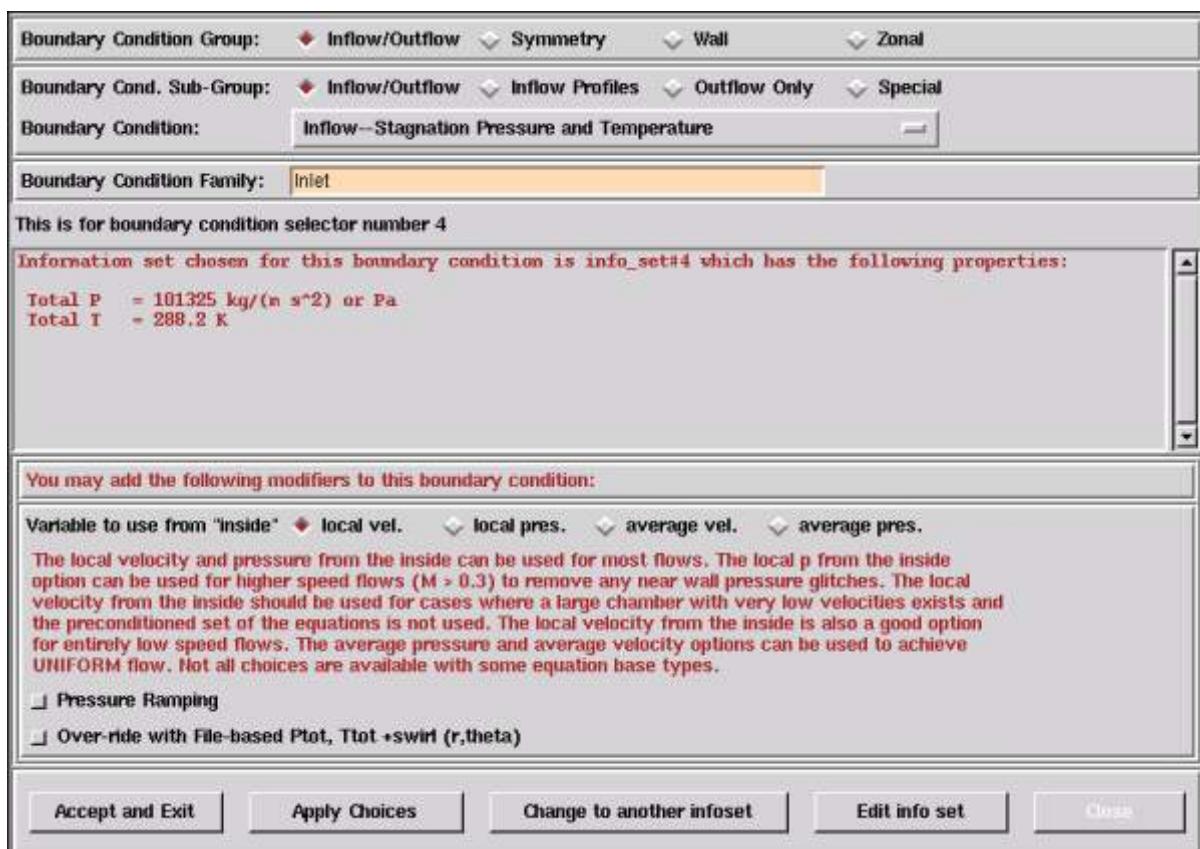


Figura 5.16 – Painel de configuração do contorno da entrada (exemplo 1). *Fonte: Metacomp (1994)*

Agora, vamos selecionar as condições de contorno reais para essa entrada. Clique em "Inflow/Outflow" para o grupo e o subgrupo. Vá para a opção seguinte e selecione "Inflow-Stagnation Pressure and Temperature". Nós escolhemos essa opção porque conhecemos apenas a pressão e a temperatura total e não a taxa do fluxo de massa. Ao clicar em "Apply Choices" o GUI irá solicitar que seja definido uma outra configuração de informações. Isso se deve ao fato de que o CFD++ precisa saber os valores utilizados para a pressão e temperatura total no reservatório. Dê um duplo clique para definir essas novas informações e insira os valores de 101325  $Pa$  para a pressão e 288.2  $K$  para a temperatura. Esse painel é mostrado na Fig. 5.17.

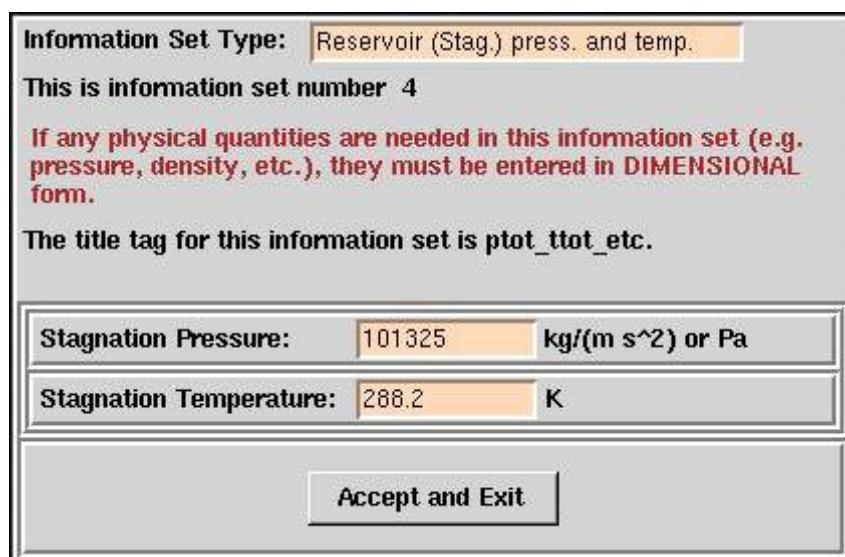


Figura 5.17 – Segundo painel de configuração do contorno da entrada (exemplo 1). *Fonte: Metacomp (1994)*

Uma vez que a janela aparece como apresentado na Fig. 5.17, clique em "Accept and Exit" para confirmar e feche a janela. Os dados inseridos devem aparecer como foi mostrado no painel de informações das condições de contorno anteriormente. Clique em "Accept and Exit" para confirmar e feche a janela.

Depois, dê um duplo clique no contorno da direita (vermelho) que corresponde à saída. Como na saída do bocal o escoamento será supersônico, vamos configurar esse contorno para utilizar uma extração centroidal. Mantenha o grupo da condição de contorno como sendo "*Inflow/outflow*", mas selecione para o subgrupo apenas "*Outflow*". Depois, selecione "*Supersonic Outflow–No conditions prescribed*". Clique em "Apply Choices", depois clique em "Accept and Exit".

Depois, dê um duplo clique no contorno inferior. Selecione a condição de simetria em "*Symmetry*" e selecione "Accept and Exit".

Finalmente, dê um duplo clique para selecionar o contorno superior e selecione parede "*Wall*". Depois, selecione "*Viscous (no-slip)*", "*Isothermal-Constant Temperature*", e "*Solve to wall*", deixando o movimento da parede como sendo estacionário. Lembre-se de que a temperatura da parede será mantida constante como sendo a temperatura do reservatório. A lei dos gases ideais com uma pressão de 101325 *Pa* e massa específica de 1.225 *kg/m<sup>3</sup>* resulta em uma temperatura para a parede de 288.2 *K*. Note que quando clicamos em "Apply choices", o GUI nos direciona para a configuração de novas informações. Isso ocorre porque devemos fornecer informações adicionais para essa condição de contorno, como a temperatura da parede isotérmica. Dê um duplo clique para definir um novo "*information\_set*", e insira a temperatura de 288.2 *K*. Finalmente, selecione "Accept and Exit" nos dois painéis.

Nesse passo, completamos a definição das condições de contorno. Os nomes das famílias e das condições de contorno podem ser confirmados clicando no botão "BC" na janela principal e depois clicando em "view current" na parte inferior da janela. Ao visualizar a caixa de texto, você deve ser capaz de confirmar os contornos selecionados 1, 2, 3 e 4, nomeados como "*Supersonic\_Outflow*", "*Symmetry*", "*Wall*" e "*Inlet*", respectivamente. A Fig. 5.18 mostra a caixa de texto com as informações das condições de contorno.

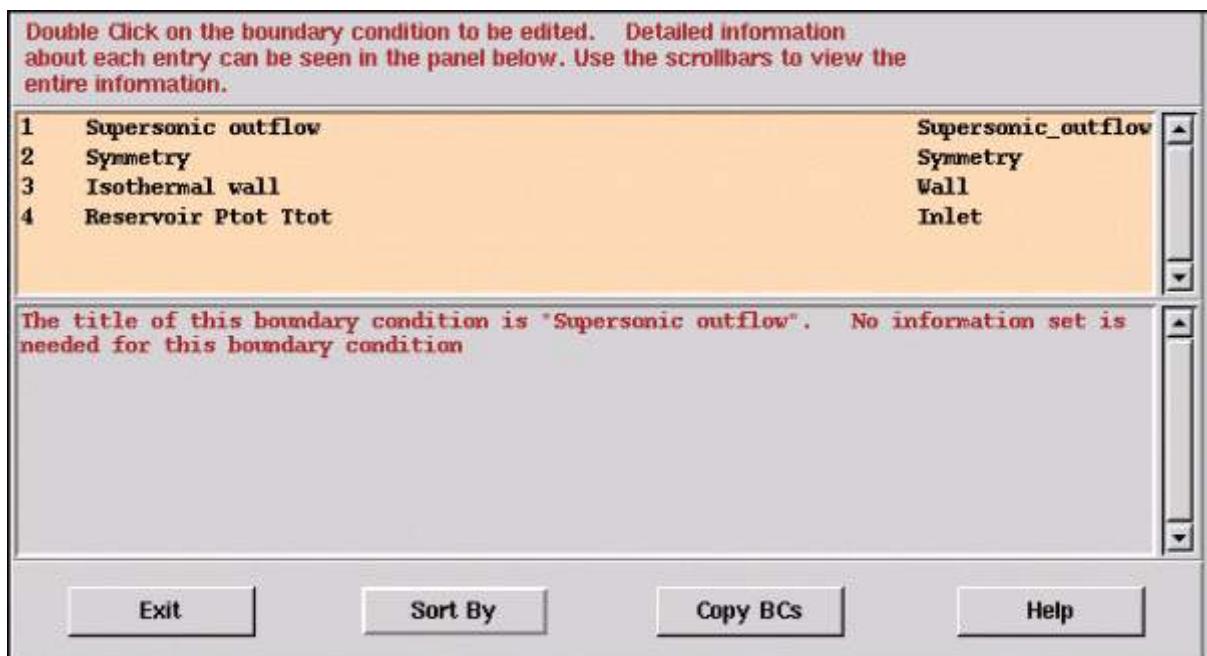


Figura 5.18 – Caixa de texto com informações das condições de contorno (exemplo 1).  
Fonte: Metacomp (1994)

Quando qualquer opção de contorno estiver realçada, as informações armazenadas para aquela condição de contorno são mostradas no painel inferior com a escrita em vermelho.

Uma vez que as condições de contorno foram definidas com sucesso, podemos clicar em "Close" nas duas janelas para fechar os painéis das condições de contorno.

7. Vamos agora proceder para o painel "*Time Integration*" selecionando o botão . O painel mostrado na Fig. 5.19 será aberto.

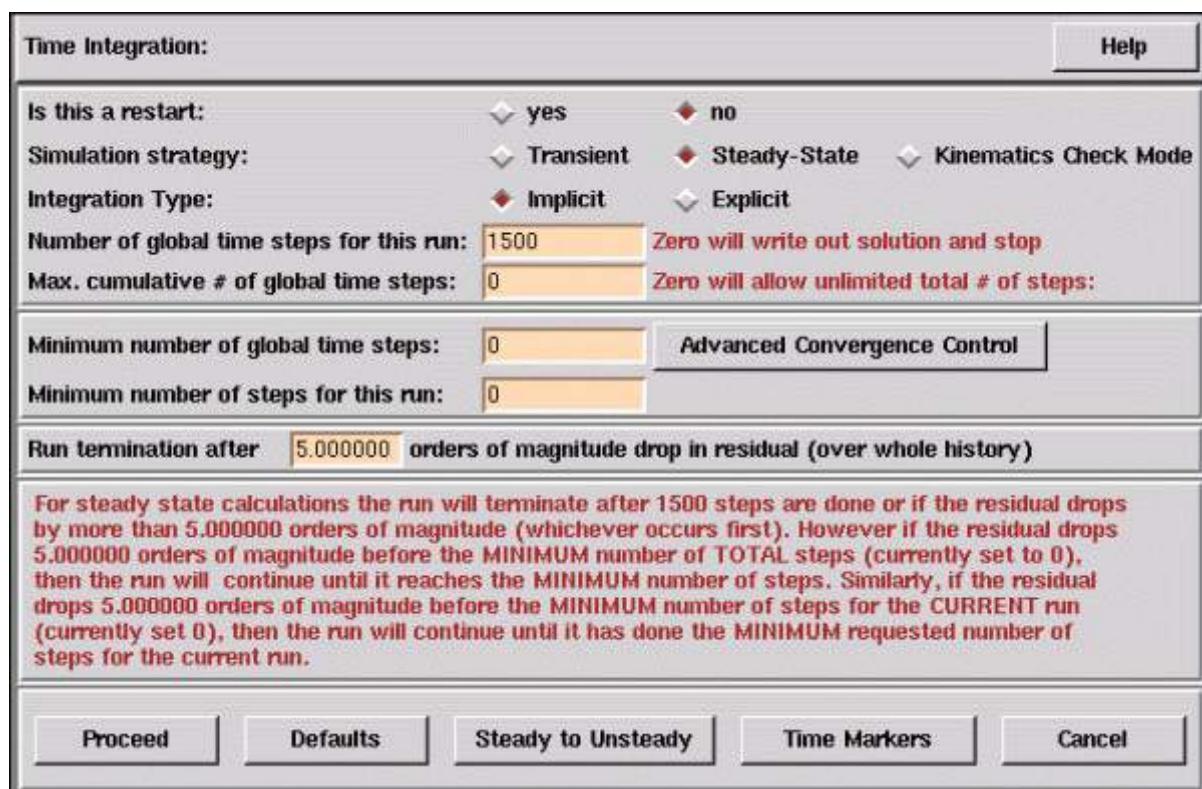


Figura 5.19 – Painel de configuração da integração temporal (exemplo 1). *Fonte: Metacomp (1994)*

Não queremos executar um "restart", pois estamos configurando a simulação desde o início, então deve-se selecionar "no". Estamos interessados em uma solução independente do tempo ("steady solution"), então iremos utilizar um método de integração implícita ("implicit"), com um número máximo de passos de tempo de 750 e com critério de parada quando os resíduais atingirem a ordem de grandeza de  $10^{-5}$ . Depois de selecionar "Proceed", seremos direcionados para outra janela que contém opções específicas a respeito do método de integração, mostrada na Fig. 5.20.

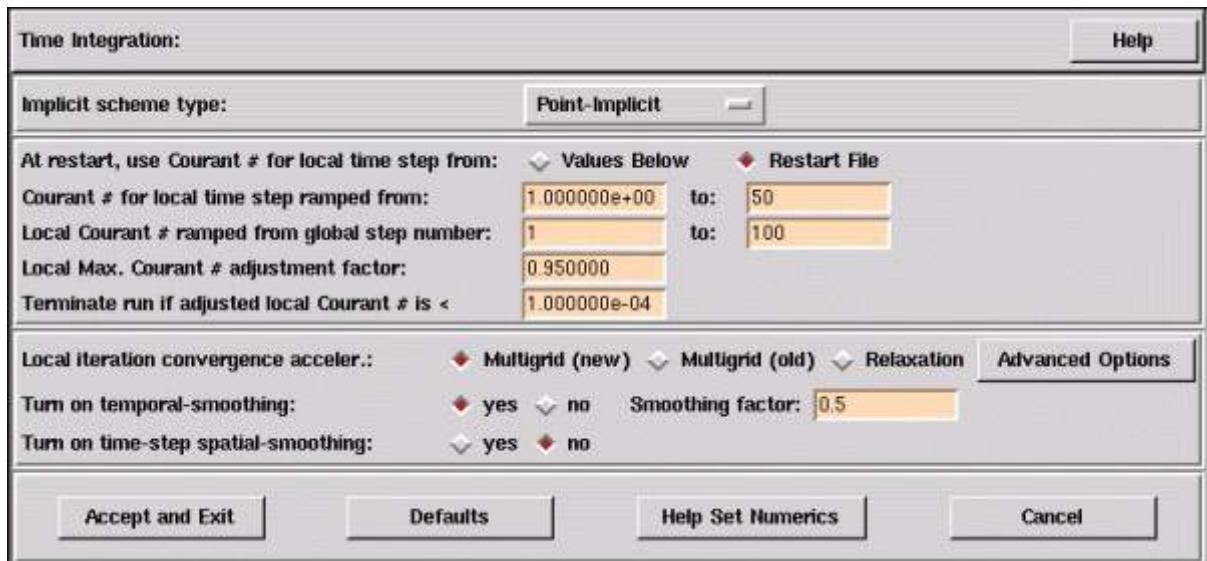


Figura 5.20 – Segundo painel de configuração da integração temporal (exemplo 1). Fonte: Metacomp (1994)

Primeiramente, precisamos alterar os parâmetros de "ramping" para número de CFL local. Usualmente, é uma boa ideia inicializar o CFL com um valor, aproximadamente, igual a 1.0, pois as condições iniciais estão muitas vezes longe de um campo de escoamento real. Vamos aumentar o número de "Courant" de 1 para 50 após 100 passos. Vamos diminuir o fator de suavidade temporal ("temporal smoother factor") para 0.5. Selecione "Accept and Exit" para fechar o painel de integração temporal.

- Nesse ponto, finalizamos a configuração desse problema. É recomendado salvar o arquivo mcfd.inp nessa etapa. Selecione o botão "Save" do menu principal "File menu", ou do atalho na janela principal do GUI.

### Executando o CFD++

O executável "r4\_mcfd" do CFD++ pode ser executado tanto como um comando ou pela interface do usuário. Em último caso, para máquinas com Unix/Linux, o usuário também tem a opção de rodar o CFD++ em segundo ou em primeiro plano. Aqui iremos escolher rodar o CFD++ interativamente, em "*single precision*". No menu principal selecione "Execute -> Single CPU -> Run CFD++(interactive)", isso irá abrir o painel da Fig. 5.21.

Antes da execução da simulação, o usuário tem a opção de selecionar rodar o CFD++ em "*single precision*" ou em "*double precision*". O modo "*single precision*" reduz os requisitos de memória, o que é uma consideração importante para problemas grandes. Embora a memória não seja um problema para esse caso, vamos aceitar a opção padrão de "*single precision*" e selecionar "Run CFD++". Note que antes do CFD++ rodar, o GUI fornece a opção para salvar o arquivo mcfd.inp.

Obs: Antes de executar a simulação, os arquivos gerados pelo CFD++ podem ser

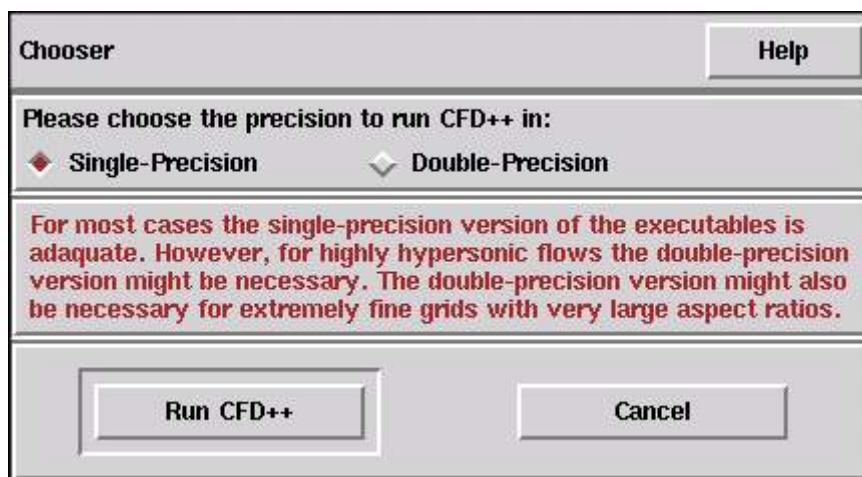


Figura 5.21 – Painel de escolha de precisão (exemplo 1). *Fonte: Metacomp (1994)*

exportados para o Tecplot. Para fazer isso, selecione: "Setup->"Probe and Residual Files->"Solution File->"Direct Tecplot Binary(TP) format output->"yes->"every X iterations". Onde X é a frequência de iterações na qual o usuário deseja exportar.

Após 270 iterações, os resíduos devem aparecer conforme a Fig.5.22. O gráfico da Fig.5.22 foi produzido utilizando o "residual-plotting tool".

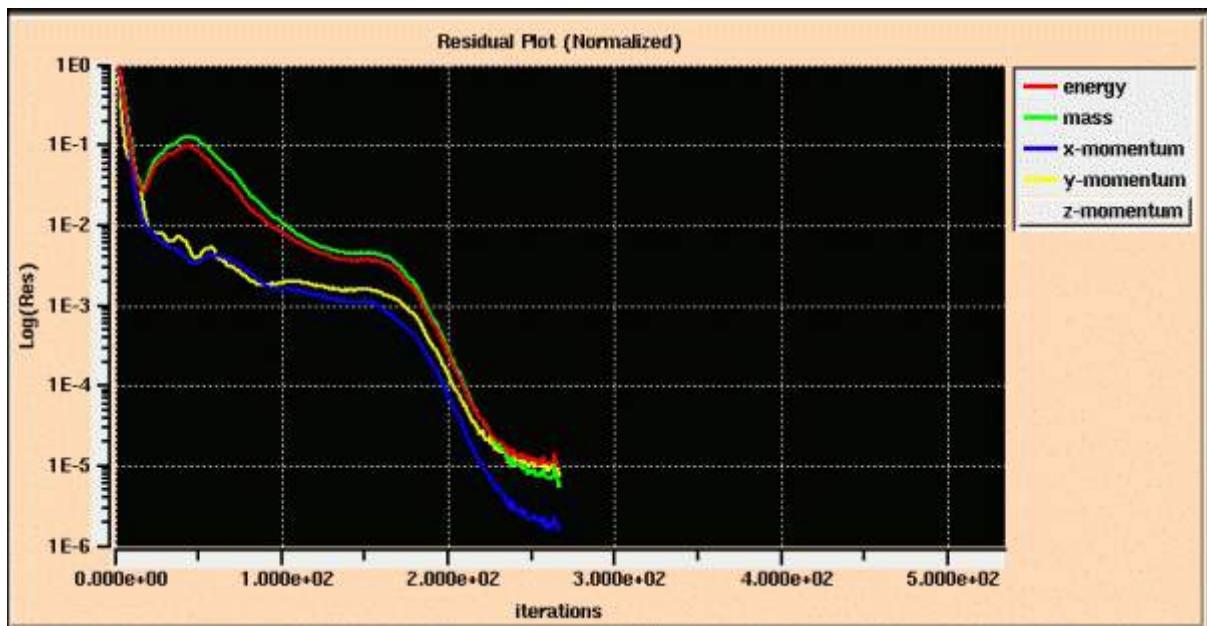


Figura 5.22 – Gráfico dos resíduos (exemplo 1). *Fonte: Metacomp (1994)*

As Fig. 5.23 e Fig. 5.24 mostram os contornos de Mach previstos no bocal e a distribuição de pressão prevista ao longo da linha de simetria:

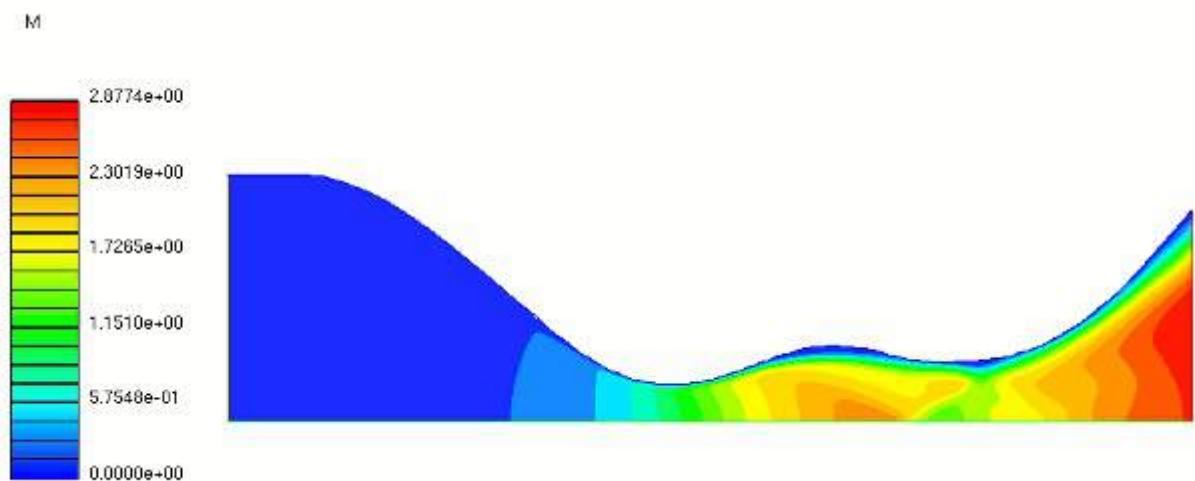


Figura 5.23 – Número de Mach ao longo do comprimento do bocal (exemplo 1). *Fonte: Metacomp (1994)*

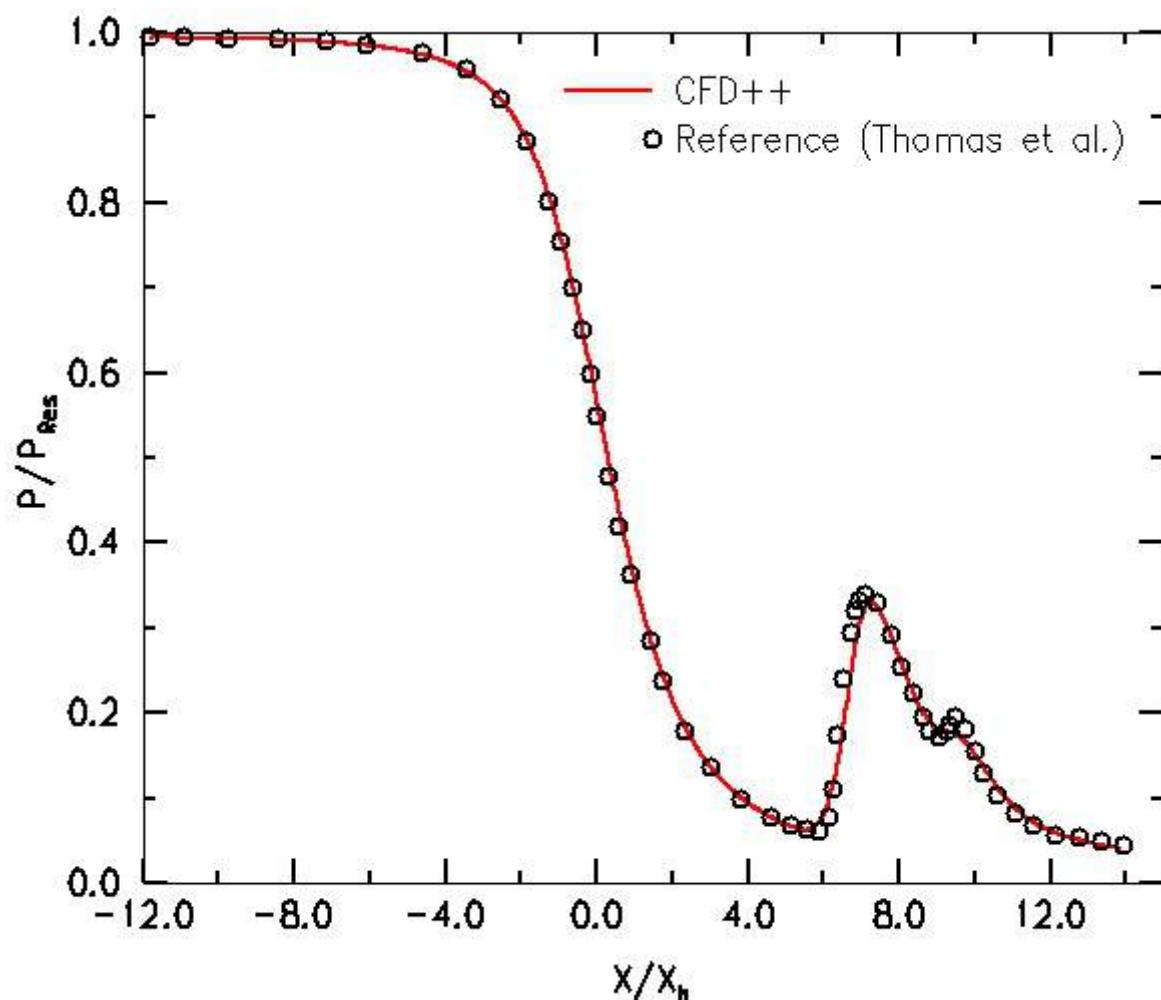


Figura 5.24 – Distribuição de pressão prevista ao longo da linha de simetria (exemplo 1). *Fonte: Metacomp (1994)*

### 5.2.2 Exemplo 2: Escoamento sobre o perfil NACA 0012

Neste exemplo, considera-se um escoamento de baixa velocidade sobre uma seção bidimensional do perfil NACA-0012, a um ângulo de ataque de  $6^\circ$  e número de Reynolds de  $1,76 \cdot 10^6$ , baseado no comprimento da corda. Este exemplo demonstra o *setup* rápido do problema que pode ser obtido ao utilizar o *Aeroespace wizard* dentro do CFD++ e mostra como as variáveis sustentação e arrasto podem ser extraídas dos arquivos de dados de fluxos, forças e momentos.

O problema consiste de uma seção bidimensional de um perfil de asa em um escoamento livre. O modelo da malha dessa seção da asa é fornecido pelo diretório *training/naca0012*. As fronteiras do interior da malha correspondem a superfície da asa e a borda de saída de espessura finita, enquanto que, as fronteiras do domínio correspondem as bordas externas da malha.

Após os cálculos iniciais, será demonstrada a utilização do CL driver para obter o coeficiente de sustentação desejado.

#### Configuração do Problema

É recomendado que o(a) usuário(a) copie os arquivos do exemplo para o seu *workspace* e depois inicie a interface gráfica do usuário de dentro do diretório digitando *mcfdgui* no *prompt* de comando. Clique na pasta com o botão direito do mouse, segurando a tecla *shift* para abrir o *prompt* de comando na pasta. Clique em "*Accept and Exit*" para aceitar o diretório padrão (atual).

O usuário deve responder a pergunta, "*Do you want to analyze your CFD++ grid files*" selecionando "*OK*". Isso irá fazer com que a janela "*Grid Information and Initial Setup*" apareça, como na Fig. 5.25:

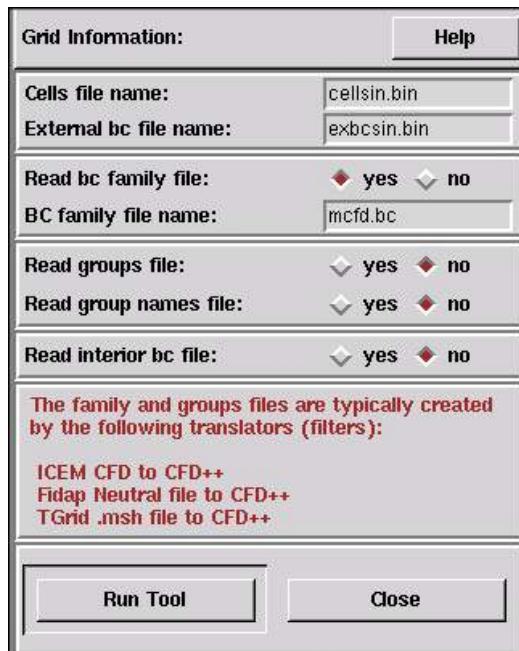


Figura 5.25 – Painel de informações referentes a malha (exemplo 2). *Fonte: Metacomp (1994)*

Selecionando "Run Tool", leva para o painel da Fig. 5.26:

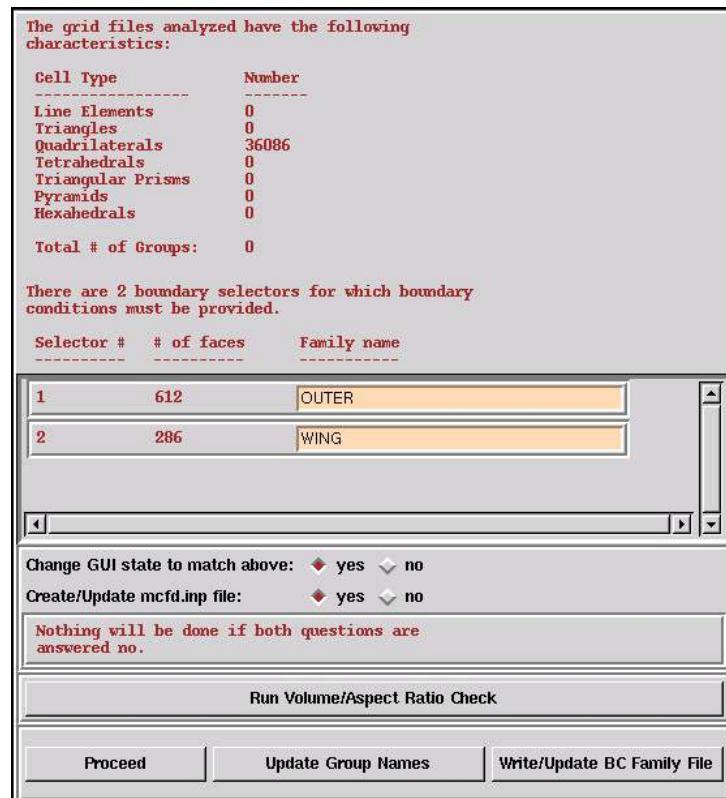


Figura 5.26 – Painel de informações referentes a malha e configurações iniciais (exemplo 2). *Fonte: Metacomp (1994)*

Esse painel confirma que existem 36086 elementos quadriláteros na malha. Existem duas opções de seleção para os contornos (ou regiões), denominadas "OUTER" e "WING". Certifique-se de que as opções: "*Change GUI state to match above*" e "*Create/Update mcfd.inp file*" estejam selecionadas com "yes". Selecione "*Proceed*" para continuar.

Quando o GUI perguntar se é desejável que sejam mostrados os contornos da malha, deve ser selecionado "*OK*". Os contornos são mostrados na Fig. 5.27.

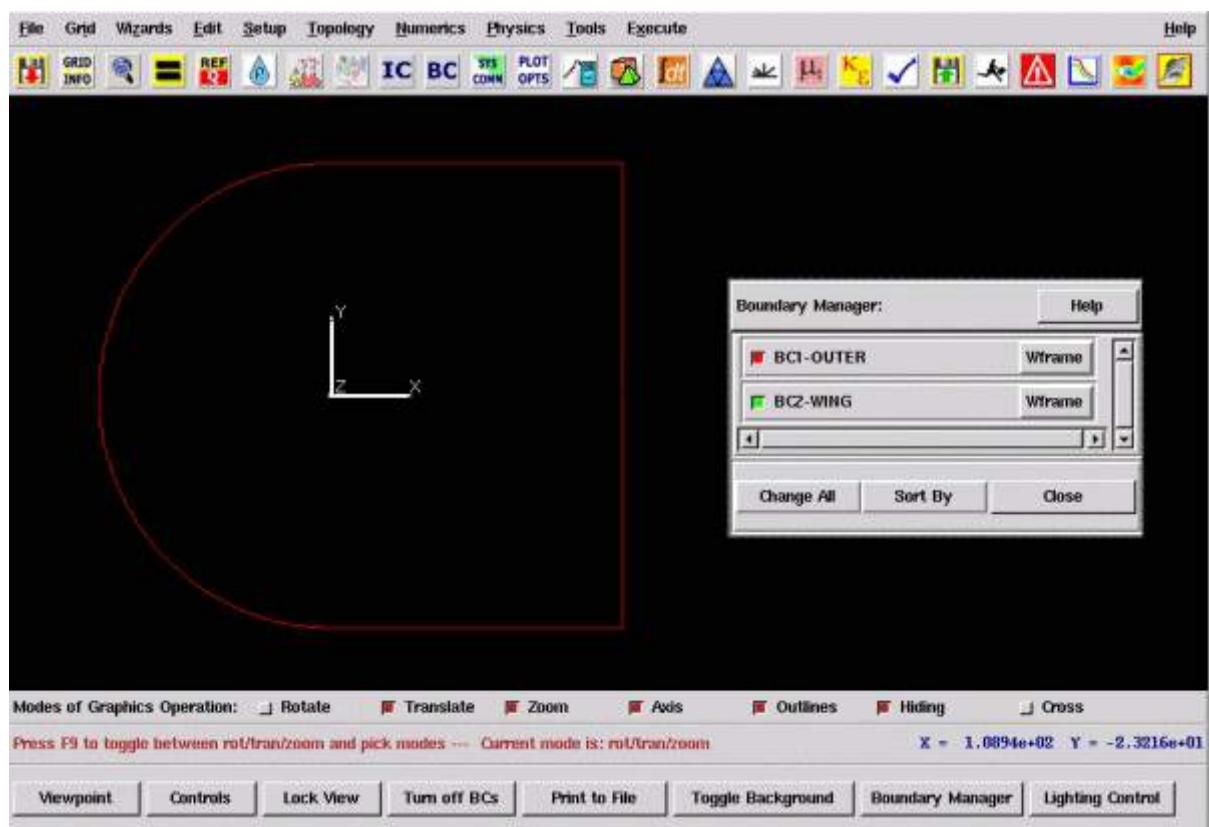


Figura 5.27 – Contornos da malha (exemplo 2). *Fonte: Metacomp (1994)*

As duas regiões de contorno são BC1 (vermelho), que corresponde à toda borda externa, e BC2 (verde), que corresponde à superfície da asa (que será visível após aproximar-se do eixo de origem).

Para definir esse problema, um dos "wizards" dentro do CFD++ será utilizado. O usuário deve proceder selecionando o comando "*Wizards-> "External Aero Aerodynamics"*" do menu principal do GUI. Isso irá levar para o painel da Fig. 5.29:

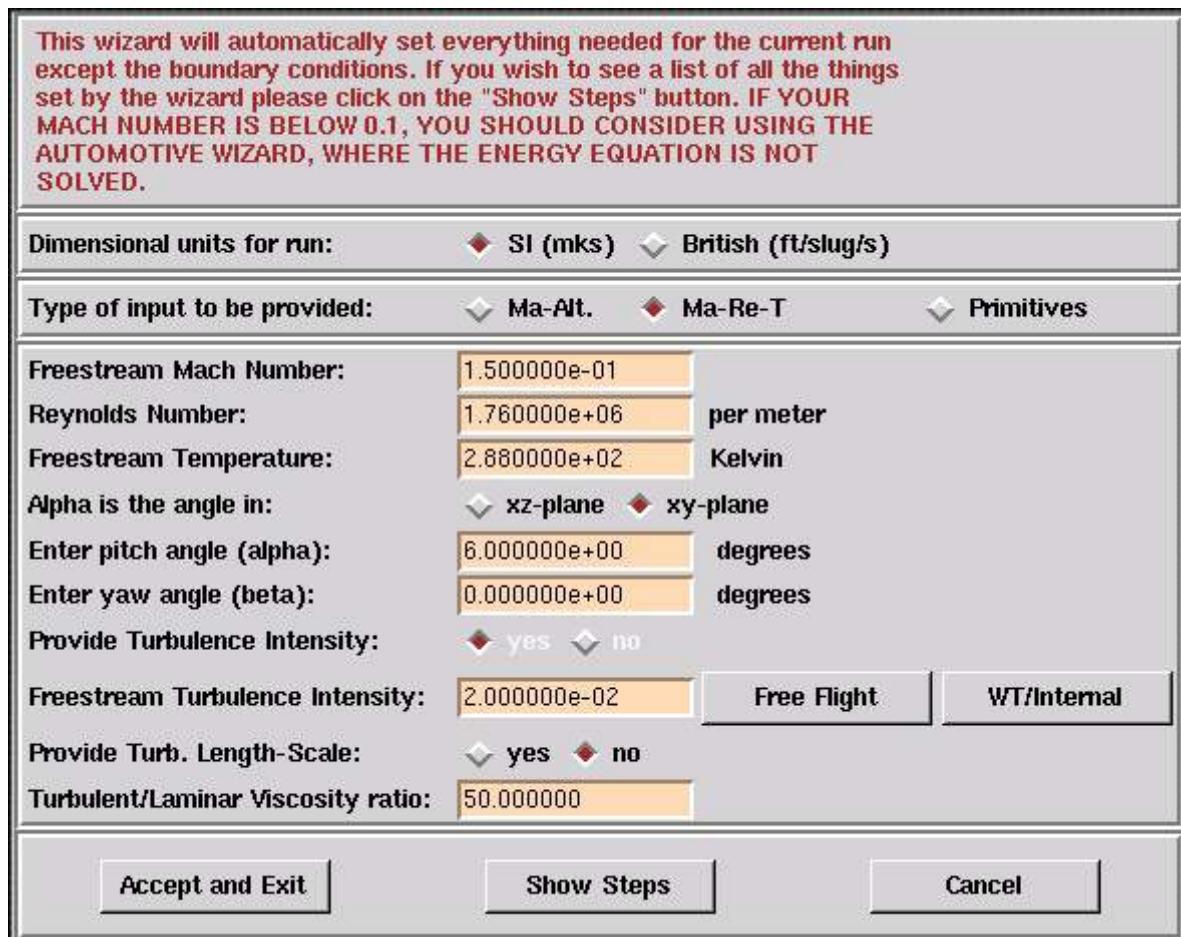


Figura 5.28 – Painel de configuração do *wizard* (exemplo 2). Fonte: Metacomp (1994)

O usuário deve escolher o *input* para esse *wizard* na forma do número de *Mach*, número de *Reynolds* e temperatura (Ma-Re-T). Nas respectivas caixas de entrada, insira um número de *Mach* de 0.15, número de *Reynolds* por metro de  $1,76 \cdot 10^6$  (note que a malha fornecida possui corda de 1 m) e temperatura de escoamento livre (T no infinito) de 288 K. Especifique o ângulo de ataque (*pitch angle*) como 6° no plano XY. Depois, introduza uma intensidade de turbulência de 0.02 e uma taxa de viscosidade turbulent/laminar de 50. Antes de inicializar esse *wizard*, os passos a serem desenvolvidos podem ser previstos ao clicar no botão "*Show steps*". Os passos são mostrados na Fig. 5.29.

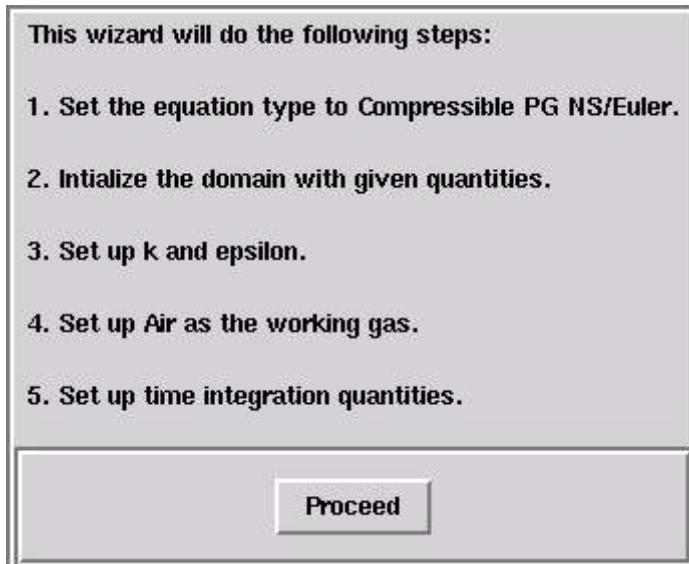


Figura 5.29 – Passos de configuração do *wizard* (exemplo 2). *Fonte: Metacomp (1994)*

O usuário deve então fechar a janela de previsão de passos clicando em "*Proceed*" e inicializar o *wizard* clicando em "*Accept and Exit*" dentro do painel *Aeroespace Wizard*.

Nessa etapa, a maior parte do problema já está especificada, porém as condições de contorno devem ser definidas.

Para definir as condições de contorno, clique no ícone "BC" e depois clique em "*Proceed*" após selecionar "*Edit existing boundary conditions*", isso irá fazer com que o painel da Fig. 5.30 seja aberto. Comece com um duplo clique no primeiro contorno (externo), e no painel correspondente à condição de contorno, selecione "*Inflow/Outflow*" de ambos os grupos (principal e subgrupo), então selecione "*Inflow/Outflow Characteristics-based*".

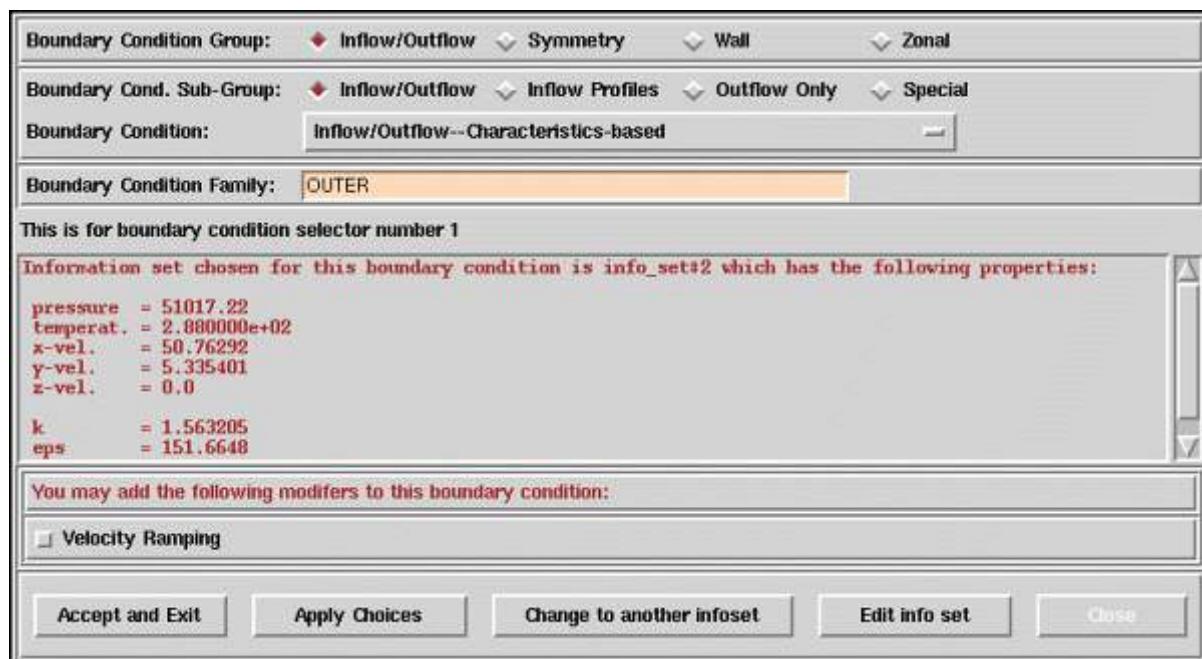


Figura 5.30 – Painel de edição das condições de contorno (exemplo 2). *Fonte: Metacomp (1994)*

Ao selecionar "Apply Choices", uma janela com condições iniciais que precisam ser inseridas será aberta, conforme mostra a Fig. 5.31. Selecione as informações existentes "setadas". Confirme as escolhas e feche o painel, clicando em "Accept and Exit".

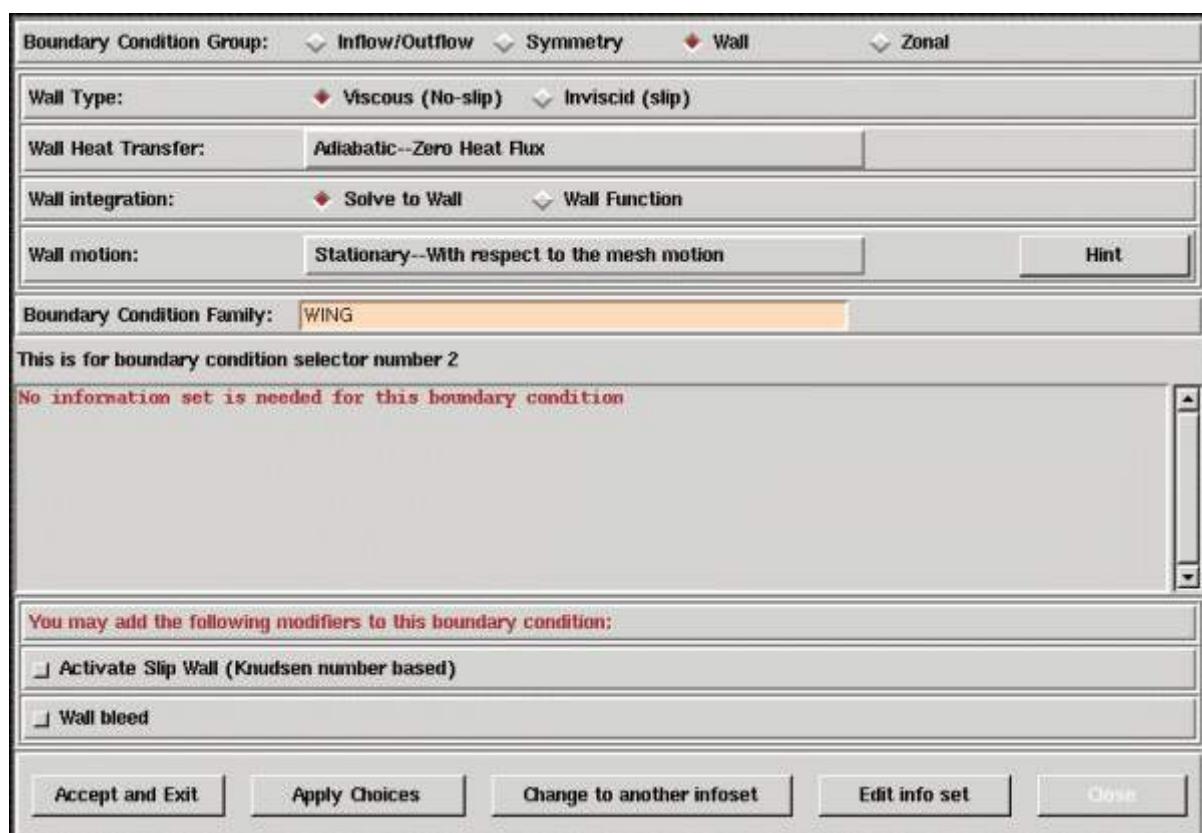


Figura 5.31 – Segundo painel de edição das condições de contorno (exemplo 2). *Fonte: Metacomp (1994)*

Depois, dê um duplo clique para selecionar a segunda região de contorno. Essa região corresponde à superfície da asa. Selecione "Wall" no grupo principal, depois "Viscous (no-slip)", "Adiabatic", e "Solve to wall" nas opções subsequentes e clique em "Apply Choices". Nenhuma informação adicional é necessária para essa condição de contorno, então, clique em "Accept and Exit" para fechar o painel.

Então, clique em "Exit" para fechar a janela de edição principal das condições de contorno.

Depois, as opções para a integração temporal serão selecionadas. Clique no atalho "time integration" para abrir o painel da Fig. 5.32.

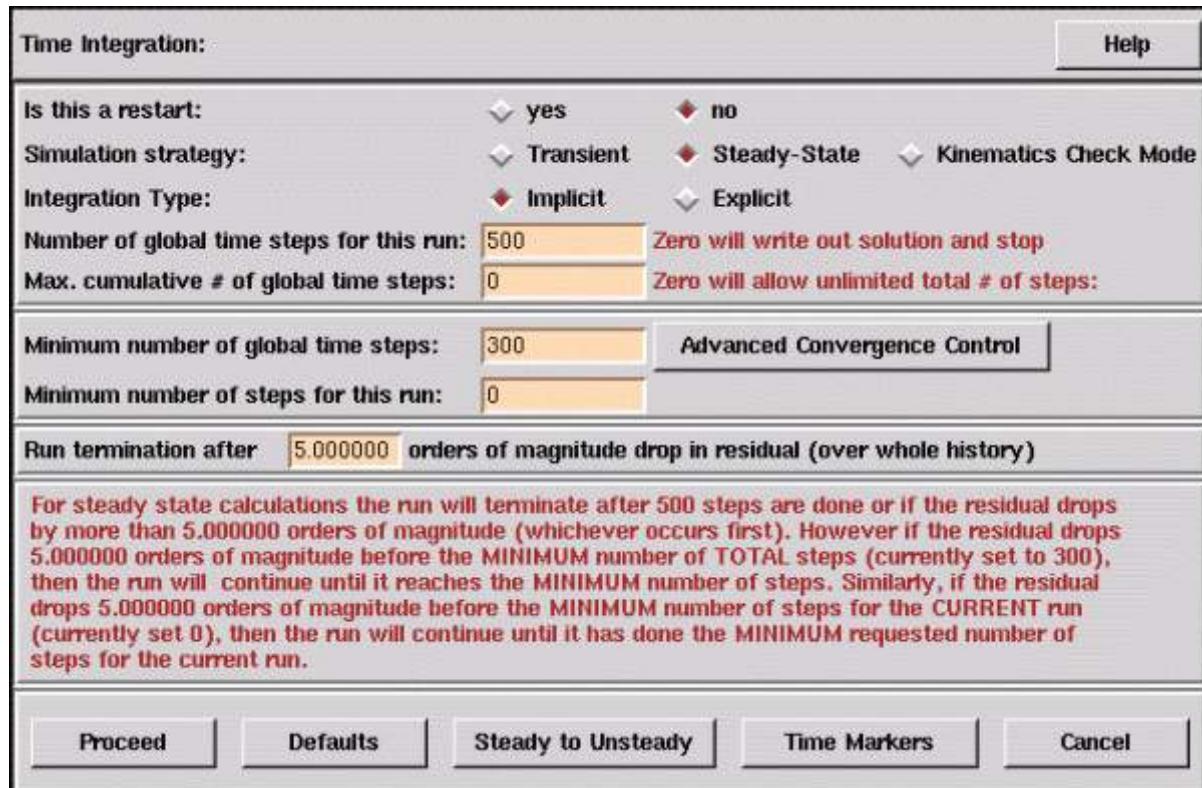


Figura 5.32 – Painel de configuração da integração temporal (exemplo 2). *Fonte: Metacomp (1994)*

Altere o número mínimo do passo de tempo global para 300 e clique em "Procced". No segundo painel, aceite todas as configurações padrões e clique em "Accept and Exit".

Como o *wizard* terá providenciado valores padrões para todas as configurações restantes, nessa etapa, a especificação do problema está completa. Agora é recomendável que usuário salve o arquivo "*mcfd.inp*" através da opção "Save" no menu principal.

### Executando o CFD++

O usuário deve escolher "rodar" o CFD++ interativamente em um único CPU. No menu "Execute", selecione "Single-CPU-> "Run CFD++ (Interactive)". Isso irá fazer com que o painel da Fig. 5.33 seja aberto.

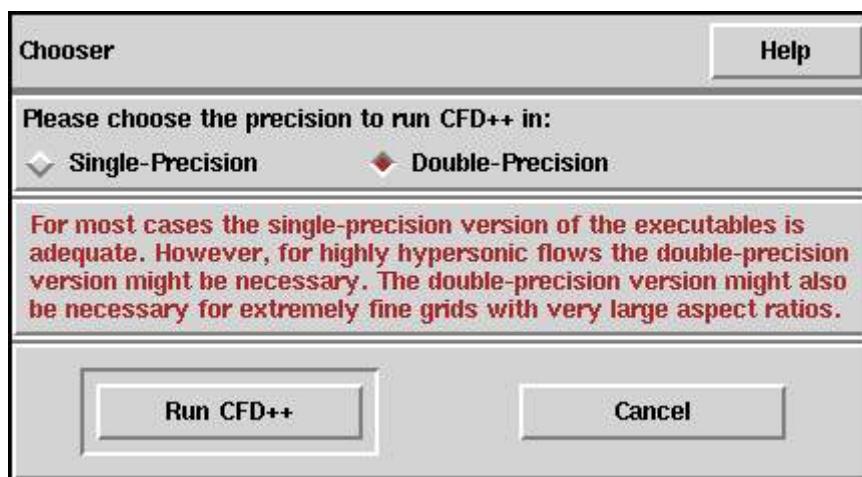


Figura 5.33 – Painel de escolha da precisão (exemplo 2). *Fonte: Metacomp (1994)*

Selecione a opção "Double Precision" e clique em "Run CFD++". Note que antes do CFD++ rodar, o GUI fornece a opção para salvar o arquivo *mcfdp.inp*. Salvando nessa etapa garante-se que quaisquer alterações adicionais feitas no GUI serão refletidas na simulação. Após o término da simulação, os resíduos devem aparecer como no gráfico da Fig. 5.34. Esse gráfico foi produzido com a ferramenta "residual-plotting tool".

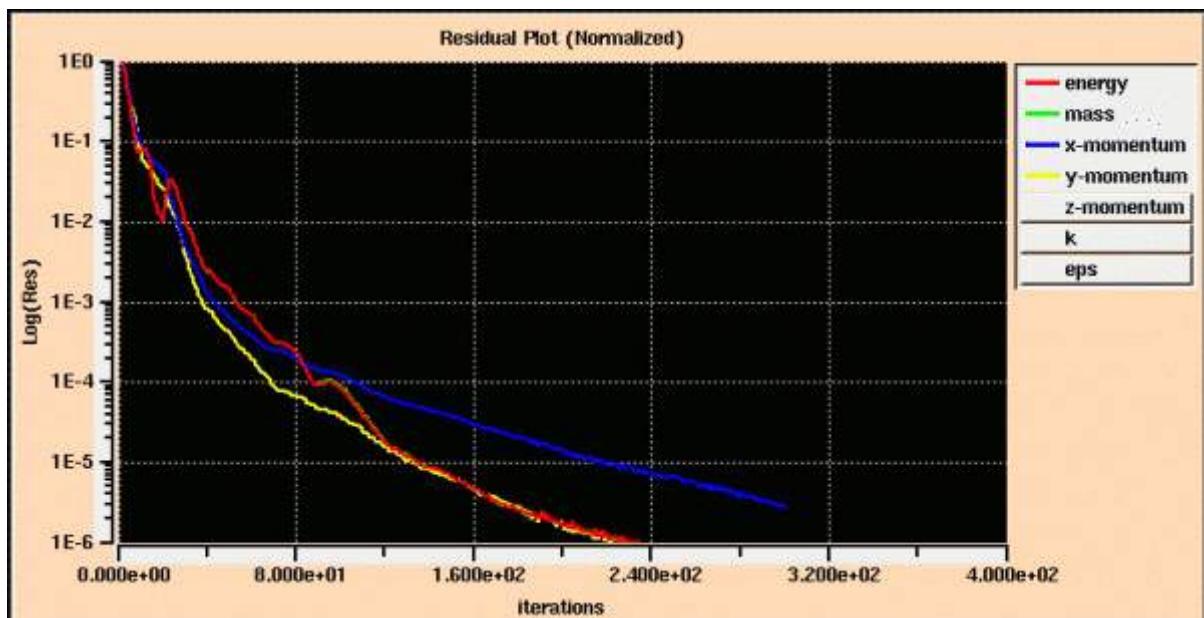


Figura 5.34 – Gráfico dos resíduos (exemplo 2). *Fonte: Metacomp (1994)*

## Pós-Processamento

Esta seção ilustra a utilização dos fluxos, forças e momentos no "post-processing tool" do CFD++. No menu principal, selecione "Tools-> "CFD++ Probe Filters-> "Fluxes, Forces and Moments". Isso irá abrir o painel da Fig. 5.35.

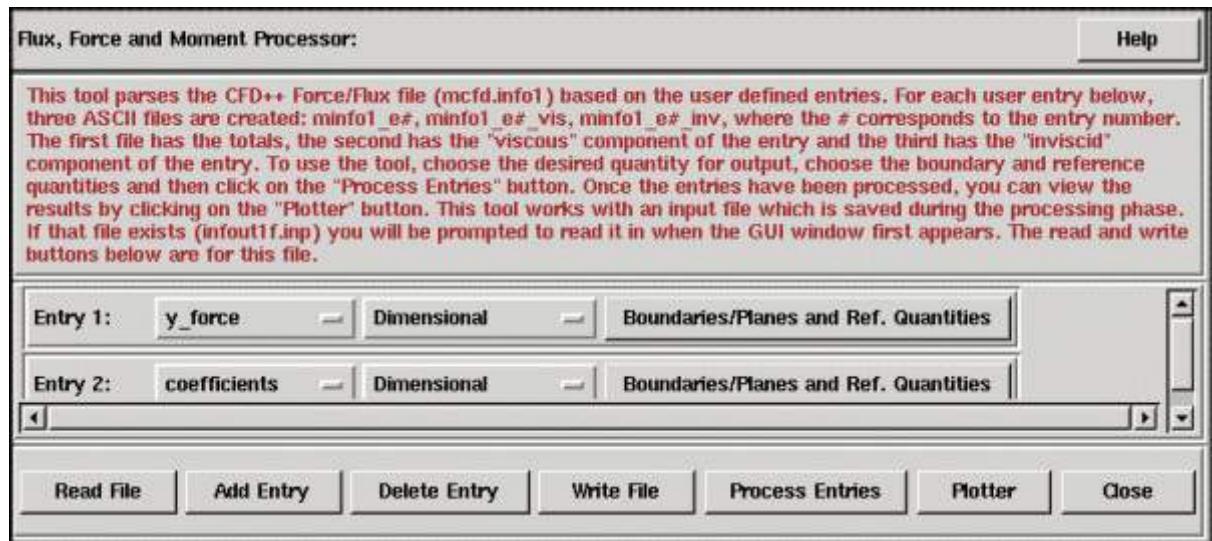


Figura 5.35 – Painel de configuração de fluxos, forças e momentos (exemplo 2). *Fonte: Metacomp (1994)*

Na primeira entrada, selecione "y\_force" na primeira opção. Depois, clique em "Add Entry" e selecione "coefficients" na primeira opção da entrada 2. No painel de "Boundaries/Planes and Ref. Quantities"(Fig.5.36) para ambas entradas, selecione os contornos que correspondem à toda extensão da superfície da asa ("BC 2 – WING").

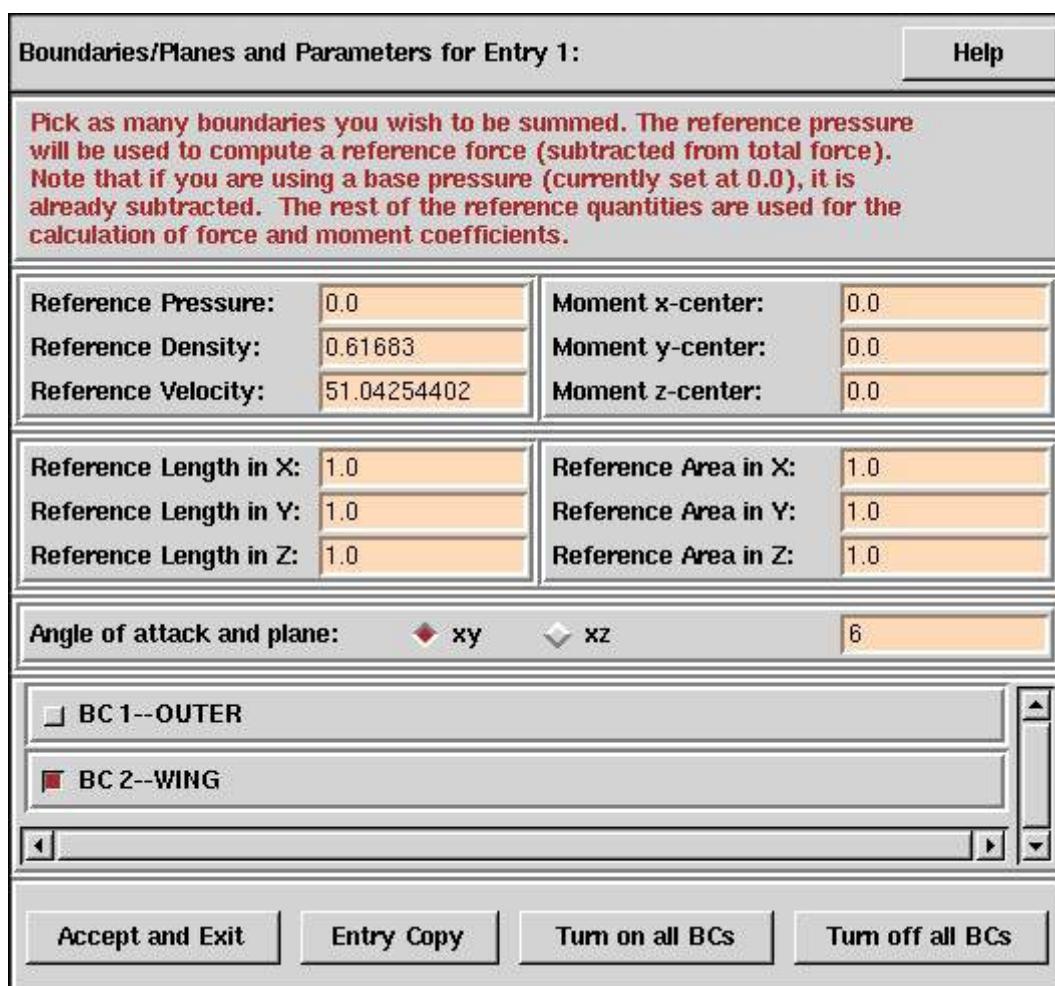


Figura 5.36 – Painel de configuração de fluxos, forças e momentos (exemplo 2). *Fonte: Metacomp (1994)*

Para calcular os coeficientes, é necessário providenciar valores de referência para certas quantidades. Insira uma pressão de 0  $Pa$ , massa específica de 0.61683  $kg/m^3$  e velocidade de 51.04  $m/s$ . Também, insira um ângulo de ataque de 6° no plano XY. Depois de inserir os dados, e clicar em "Accept and Exit" no painel, clique em "Process Entries" no processador de Fluxo, Força e Momento e depois clique em "Plotter". O gráfico da Fig. 5.37 mostra a força resultante em  $y$  na asa.

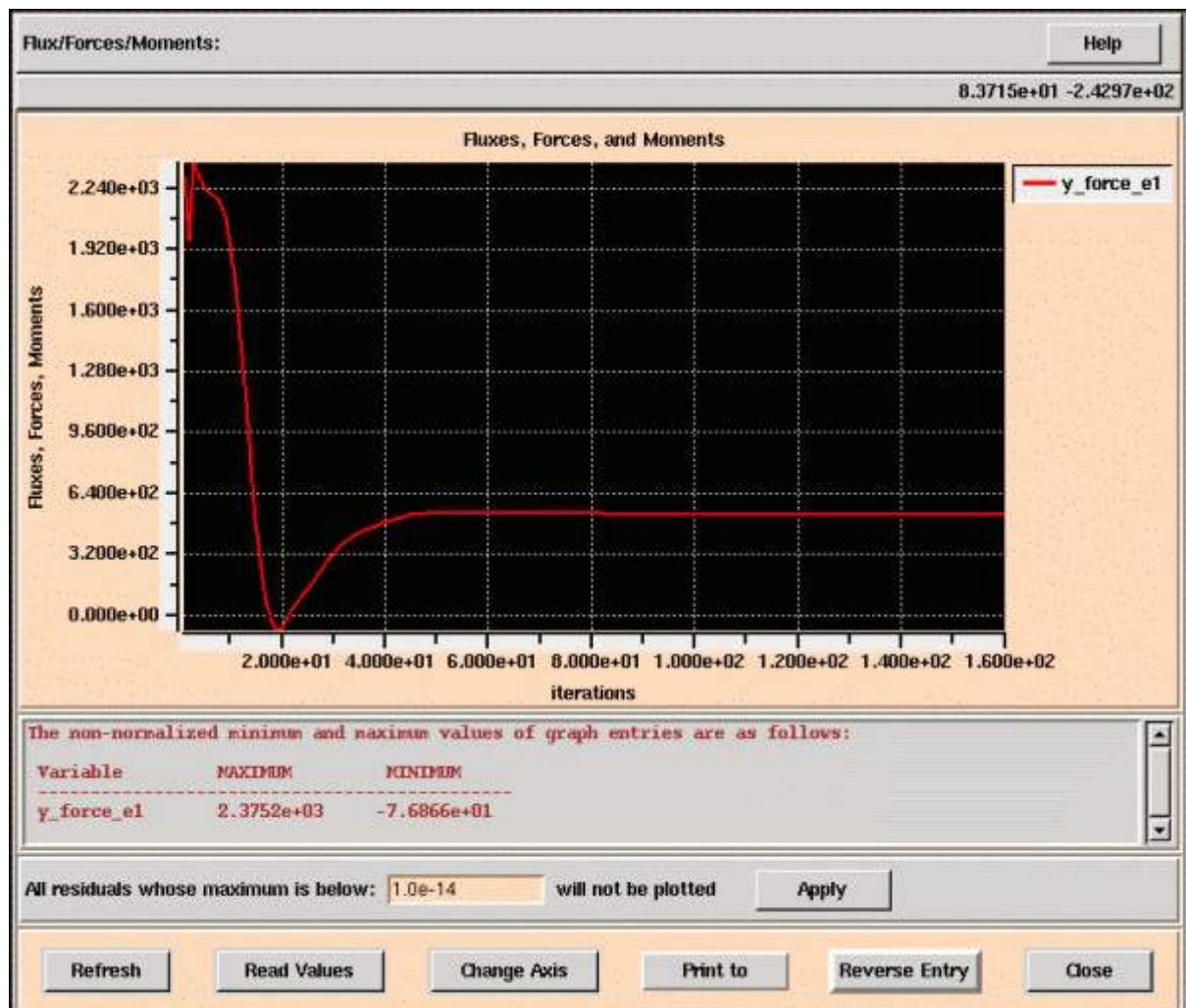


Figura 5.37 – Força resultante em y na asa por iteração (exemplo 2). Fonte: Metacomp (1994)

O próximo "plot", da Fig. 5.38, mostra o coeficiente de sustentação na asa.

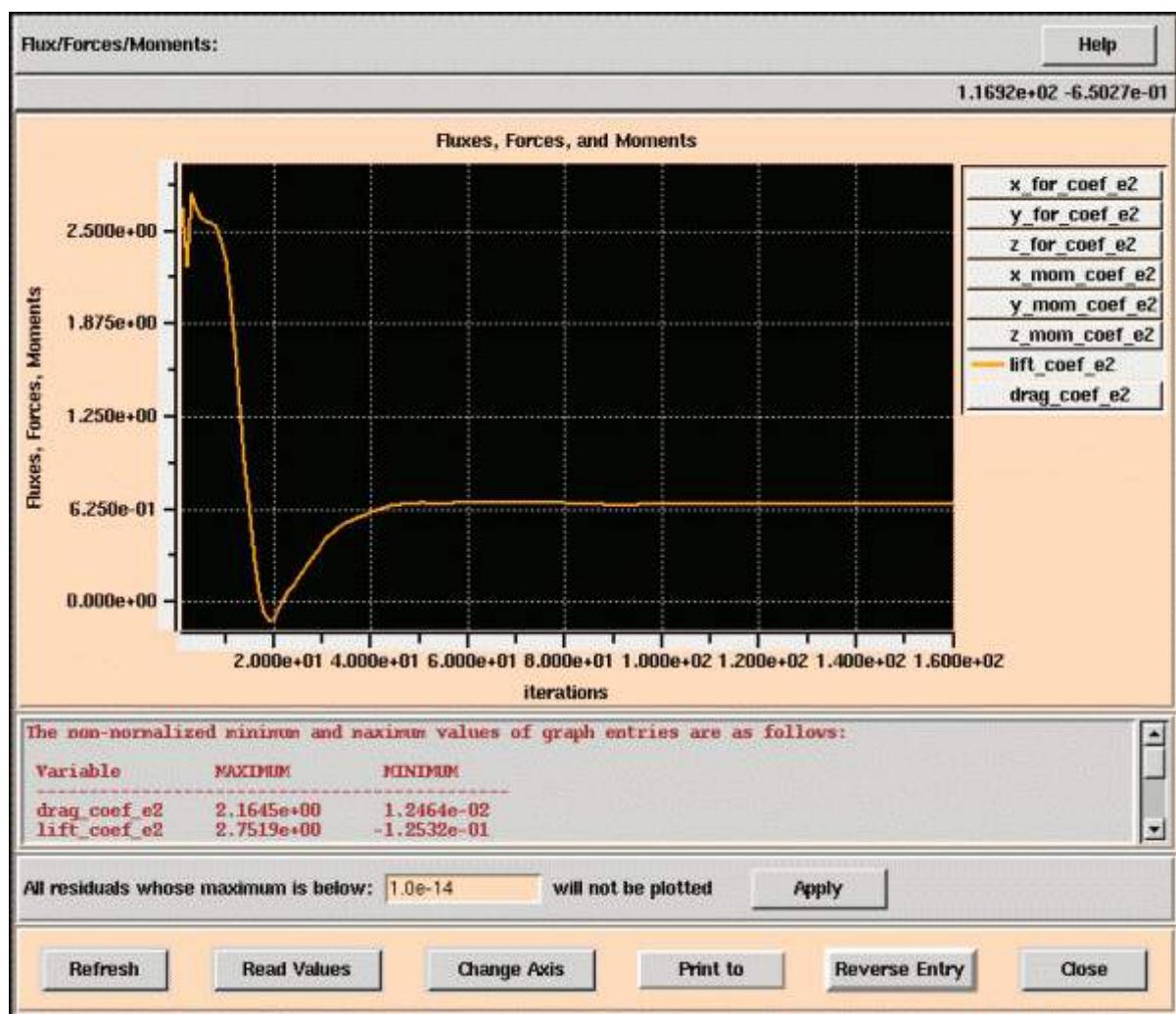


Figura 5.38 – Coeficiente de sustentação da asa por iteração (exemplo 2). Fonte: Metacomp (1994)

### Utilizando o *CL Driver*

A ferramenta *CL-Driver* do CFD++ pode ser utilizada nesse exemplo para obter o coeficiente de sustentação desejado. Os passos para executar essa ferramenta são os seguintes:

1. O *CL-Driver* irá alterar o ângulo de ataque de forma incremental, até que o coeficiente de sustentação desejado seja atingido. Portanto, é recomendado que o usuário inicie o cálculo com um ângulo de ataque igual a zero. Para esse caso, o valor do ângulo de ataque no "Aero-Wizard" deve ser alterado de 6 graus para zero. Todos os outros atributos no *wizard* devem ser mantidos os mesmos.
2. Os arquivos de entrada de "Fluxos, Forças e Momentos (FFM)"(*infout1.inp*) serão utilizados para calcular o coeficiente de sustentação atual pelo *driver*. Os mesmos arquivos dos casos anteriores podem ser utilizados novamente, mas os valores para

o ângulo de ataque devem ser alterados para zero antes de selecionar "Write File".

- O próximo passo é ativar o *CL-Driver* e inserir os *inputs* necessários. A ferramenta *CL-Driver* pode ser encontrada em "Wizards-> "Lift Coefficient (CL) Driver". Depois de aberto, o usuário deve inserir "yes" para "Turn on CL Driver Control". Então, o painel se expande, conforme a Fig. 5.39.

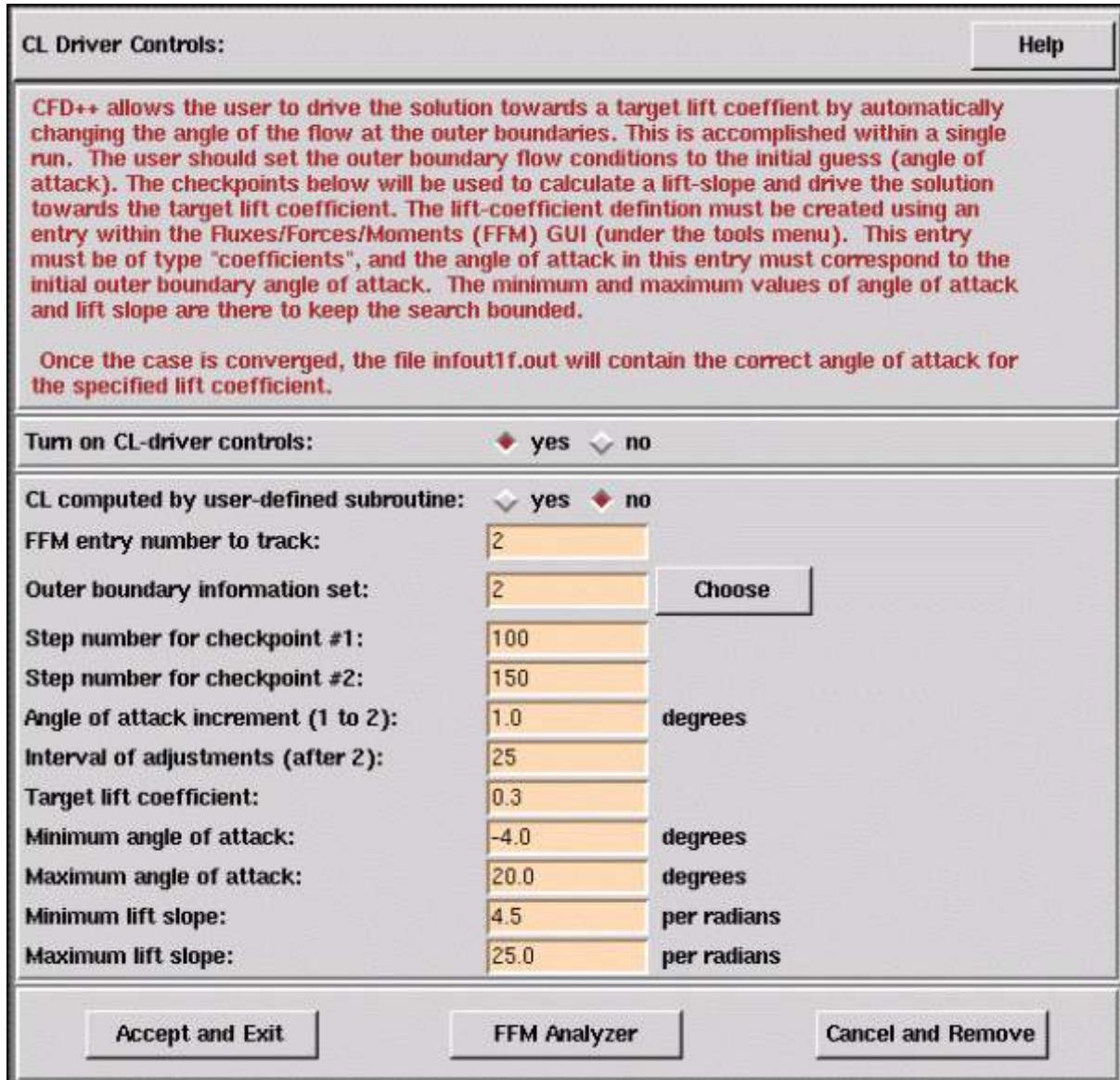


Figura 5.39 – Configuração do *CL Driver* (exemplo 2). Fonte: Metacomp (1994)

Aqui o "FFM entry number to track" deve ser 2, pois isso deve corresponder à entrada utilizada para definir os coeficientes. A "Outer boundary information set" deve ser 2, pois a informação "setada" que foi utilizada pelo contorno externo é 2.

Os "inputs" restantes controlam a iteração do ângulo de ataque. O ângulo de ataque inicial será calculado até ser alcançado o número do passo para o *checkpoint #1*. Nesse passo, o ângulo de ataque será incrementado pelo número de graus prescrito

(*"Angle of attack increment, 1 to 2"*). Esse ângulo de ataque será calculado para o número do passo que é dado para o *checkpoint #2*. Esses dois pontos serão utilizados para estimar a inclinação da curva de sustentação. Depois do *checkpoint #2*, o ângulo de ataque será modificado repentinamente através do intervalo de ajuste especificado, até que o coeficiente de sustentação desejado seja atingido. O coeficiente de sustentação desejado para esse caso será 0.3. O usuário deve então selecionar *"Accept and Exit"*.

4. Todos os outros inputs devem ser mantidos os mesmos do caso anterior. O usuário pode proceder selecionando *"Run CFD++"* para rodar a simulação. É recomendado que para esse caso seja utilizado *"Double-Precision"*.

Enquanto o programa está calculando, o *mcfd.log* irá mostrar o CL e o ângulo de ataque atual. Essa informação será providenciada após cada intervalo de ajuste.

5. O usuário deve notar que o CFD++ também irá criar um arquivo *infout1f.out* que inclui o ângulo de ataque final, que pode ser copiado para *infout1f.inp* se o usuário desejar processar os fluxos, forças e momentos da solução final convergida do *CL-Driver*.

### 5.2.3 Exemplo 3: Escoamento transitório sobre um cilindro

Este exemplo irá guiar o usuário na configuração completa de um problema de escoamento transitório, envolvendo um escoamento de ar 2-D de baixa velocidade sobre um cilindro, mostrado esquematicamente na Fig. 5.40. A utilização das ferramentas "dual time-stepping" e "Fluxes, Forces and Moments (FFM)" também será introduzida. Com a ferramenta FFM, o usuário será capaz de determinar a frequência das oscilações associadas com a esteira de vórtices atrás do cilindro. Com essa frequência, o usuário será capaz de calcular o número de *Strouhal* na região de esteira do escoamento e comparar com valores experimentais. Um número de *Reynolds* de 136 será utilizado para esse problema, de acordo com o experimento.

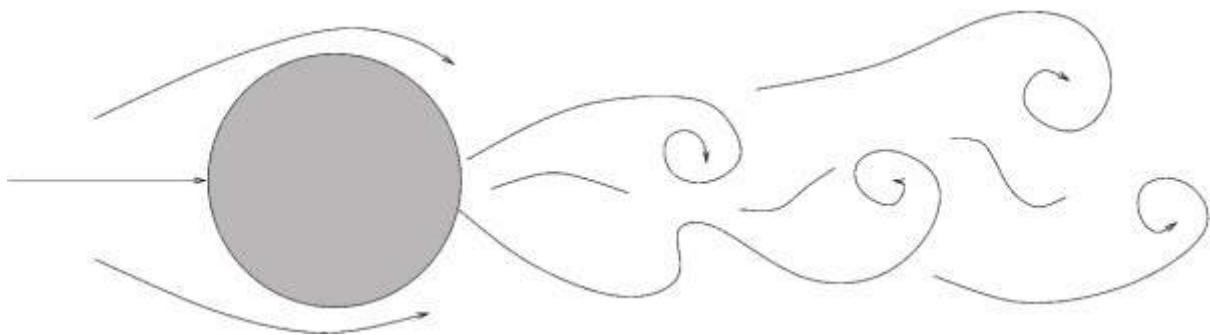


Figura 5.40 – Escoamento sobre um cilindro (exemplo 3). Fonte: Metacomp (1994)

## Configuração do Problema

Para esse caso, é recomendado que os arquivos da malha sejam copiados do diretório "training/cylinder\_unsteady" para um local apropriado dentro do diretório do usuário, de forma que evite corromper os arquivos originais. A interface gráfica pode ser aberta, portanto, ao digitar *mcfdgui* no *prompt* de comando aberto na pasta. O diretório atual deve ser escolhido como o diretório de trabalho antes de optar por analisar os arquivos de malha existentes. Após abrir a interface gráfica do CFD++ a Fig. 5.41 será mostrada.

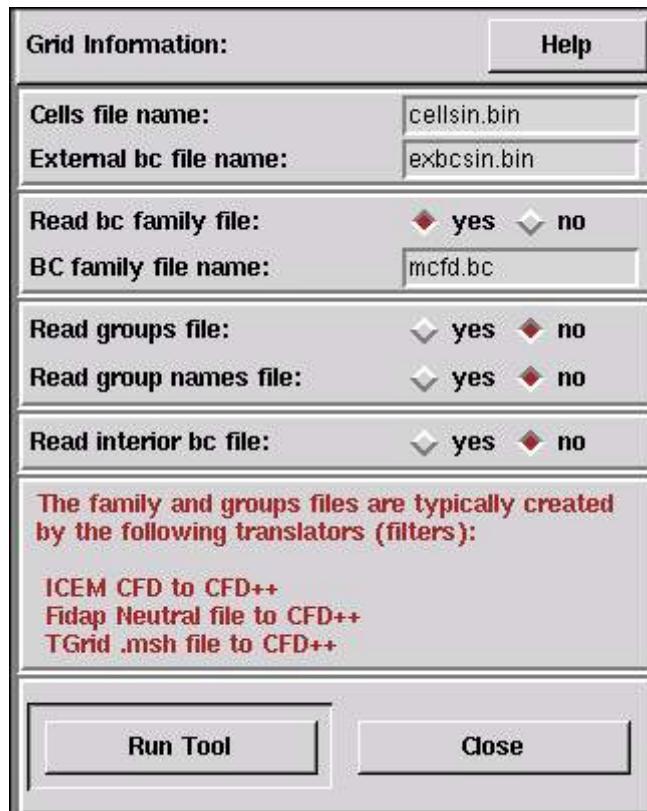


Figura 5.41 – Painel de informações da malha (exemplo 3). *Fonte: Metacomp (1994)*

Ao selecionar "Run Tool", o painel mostrado na Fig. 5.42 será aberto.

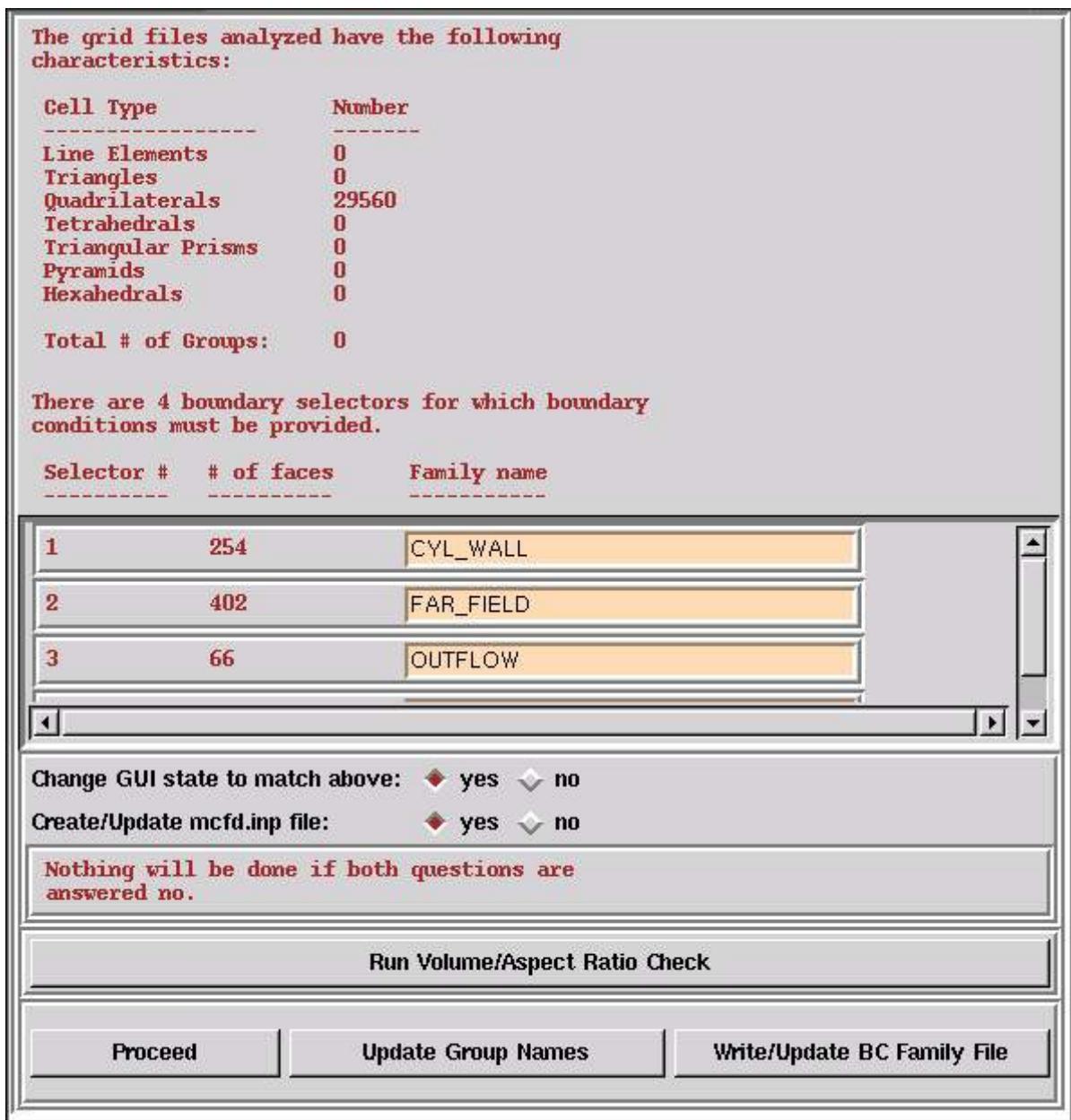


Figura 5.42 – Painel de informações da malha e dos contornos (exemplo 3). Fonte: Metacomp (1994)

A malha deve conter 29560 elementos quadriláteros, com 4 contornos (regiões) a serem determinados. As duas opções do painel devem estar selecionadas com "yes" antes de clicar em "Proceed". Ao selecionar para ver os contornos da malha, a imagem mostrada na Fig. 5.43 deverá aparecer.

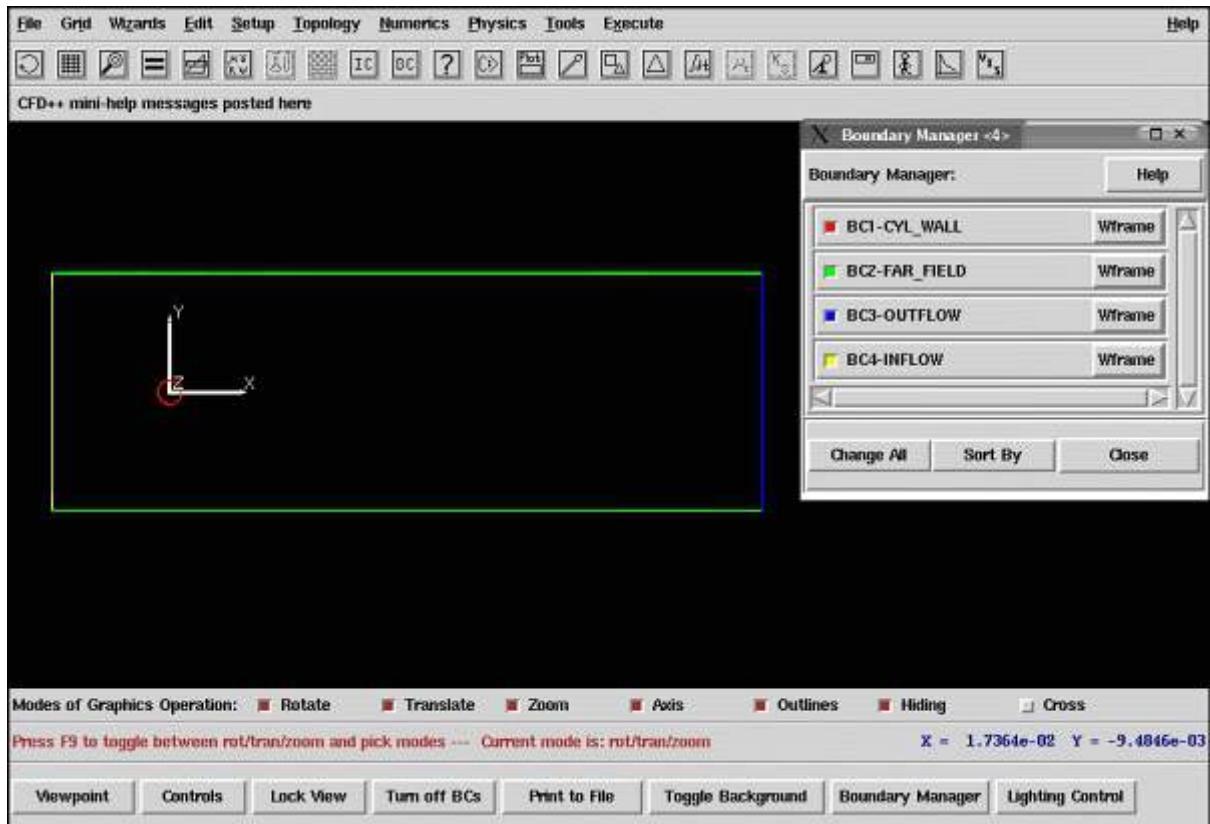


Figura 5.43 – Painel de informações da malha e dos contornos (exemplo 3). *Fonte: Metacomp (1994)*

As 4 famílias de contornos, que correspondem à entrada, à saída, às paredes do cilindro e do "far field" ( $V_\infty$ ) devem estar visíveis. Essa imagem pode ser aproximada utilizando o *zoom* do mouse.

1. A configuração do problema, para esse caso, deve iniciar com a definição das equações, clicando no atalho "*Equation Set Definition Panel*". Aqui o usuário será direcionado para definir uma nova configuração de informações. Dê um duplo clique em "*New\_information\_set*" e isso irá abrir um painel com informações a serem inseridas. Aqui as equações de *Navier-Stokes* para gases perfeitos ("*Preconditioned Compressible PG NS/Euler*") devem ser selecionadas. Os termos viscosos devem estar ativados, porém, não se torna necessário resolver a equação da energia, visto que, não estamos interessados em efeitos térmicos. O escoamento nesse exemplo será laminar, e com isso, as opções restantes devem ser mantidas como padrão (sem modelos de turbulência prescritos). Antes de selecionar "*Accept and Exit*" verifique se o painel está conforme a Fig. 5.44.

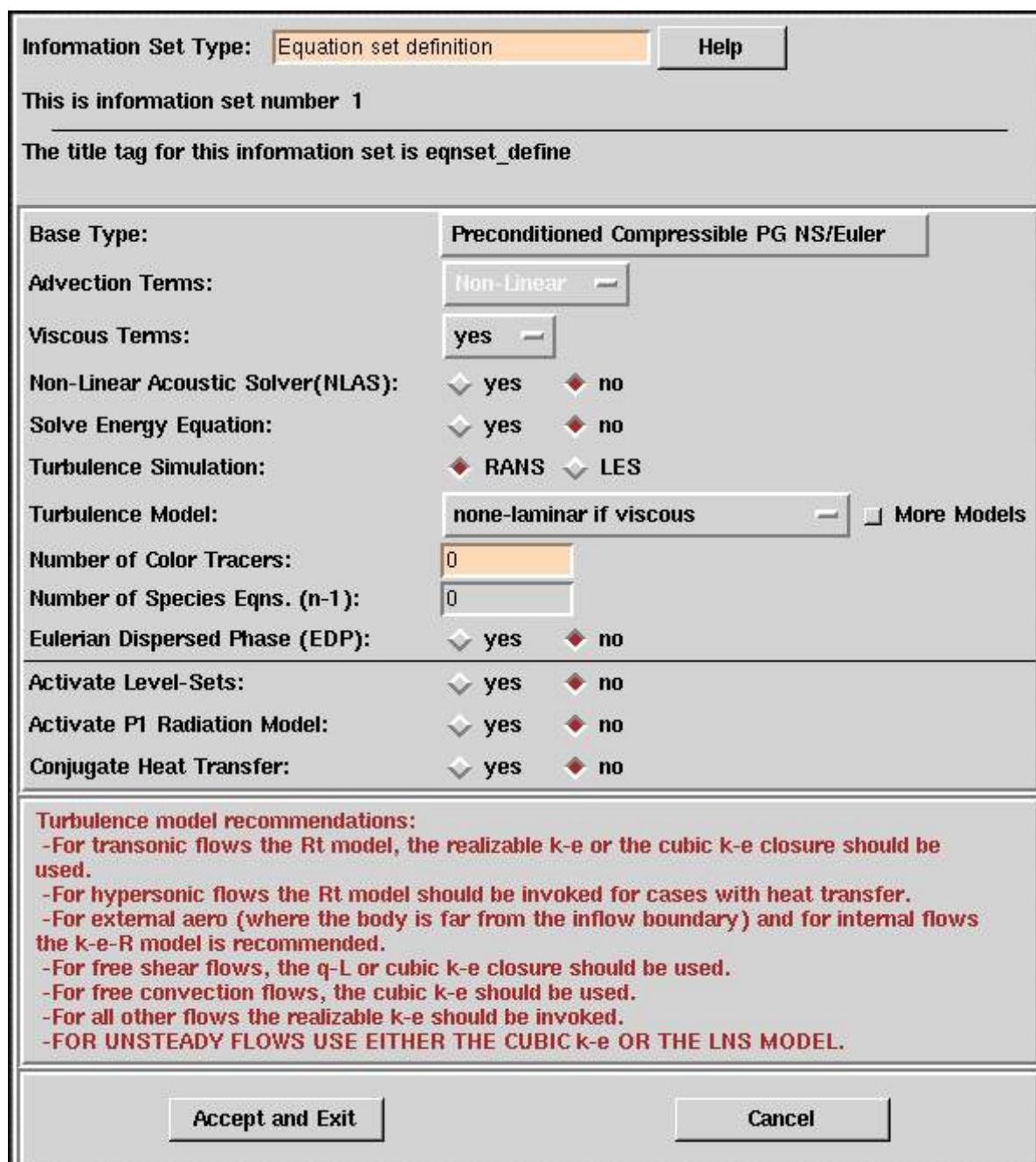


Figura 5.44 – Painel de configuração das equações (exemplo 3). Fonte: Metacomp (1994)

No painel global de configuração das equações (Fig. 5.45), as informações recém definidas devem aparecer como "info\_set#1".

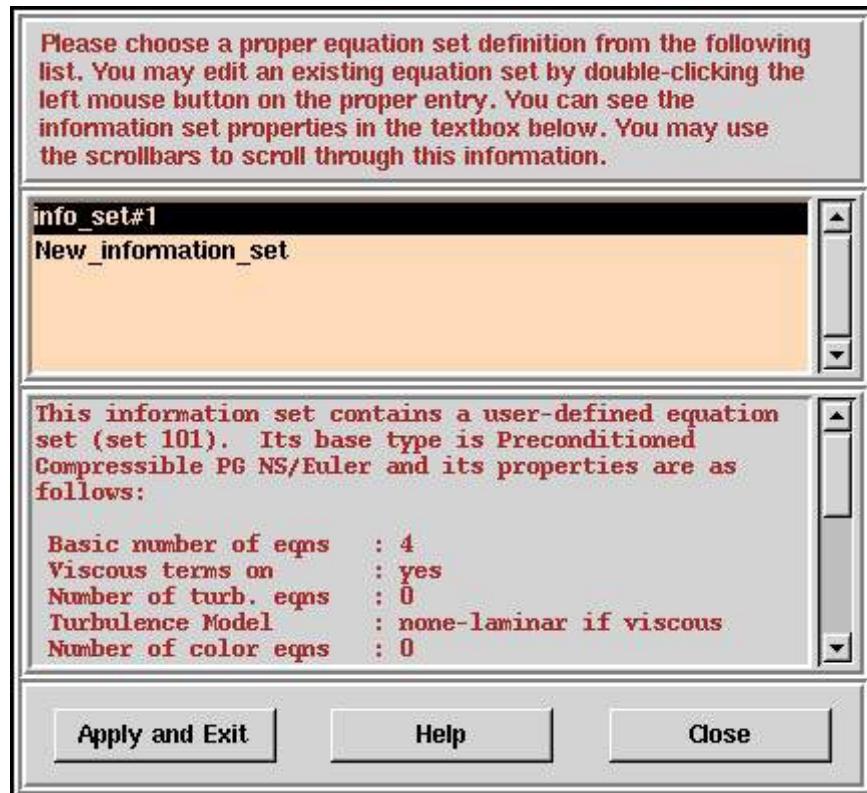


Figura 5.45 – Painel global de configuração das equações (exemplo 3). *Fonte: Metacomp (1994)*

Selecionando "Apply and Exit" irá confirmar essa seleção e nos levar para o painel de referência das variáveis ("Reference Quantities"), mostrado na Fig. 5.46

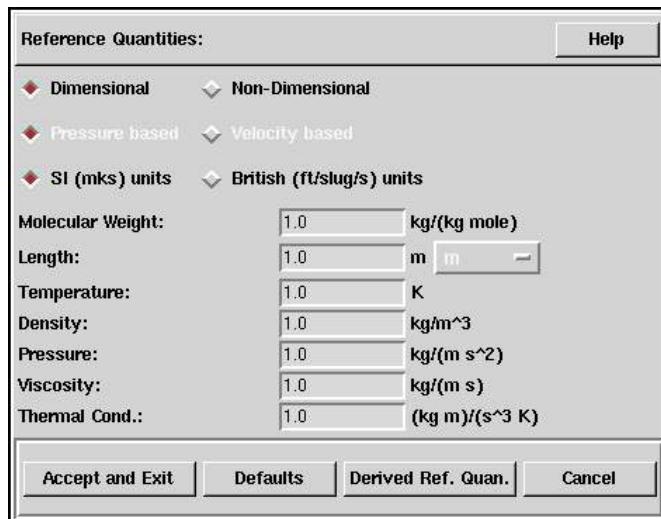


Figura 5.46 – Painel de referência das variáveis (exemplo 3). *Fonte: Metacomp (1994)*

2. No painel de referência das variáveis, o usuário deve selecionar a opção "*Dimensional*" para esse problema.

Por motivos de simplificação, todos os valores para as variáveis serão configurados como sendo 1.0. O painel pode então ser fechado selecionando "*Apply and Exit*".

O CFD++ irá mostrar uma mensagem para lembrar o usuário de que todos os valores inseridos devem ser dimensionais. Selecionando "*Proceed*" irá levar para o painel "*Riemann Solver*", mostrado na Fig. 5.47.

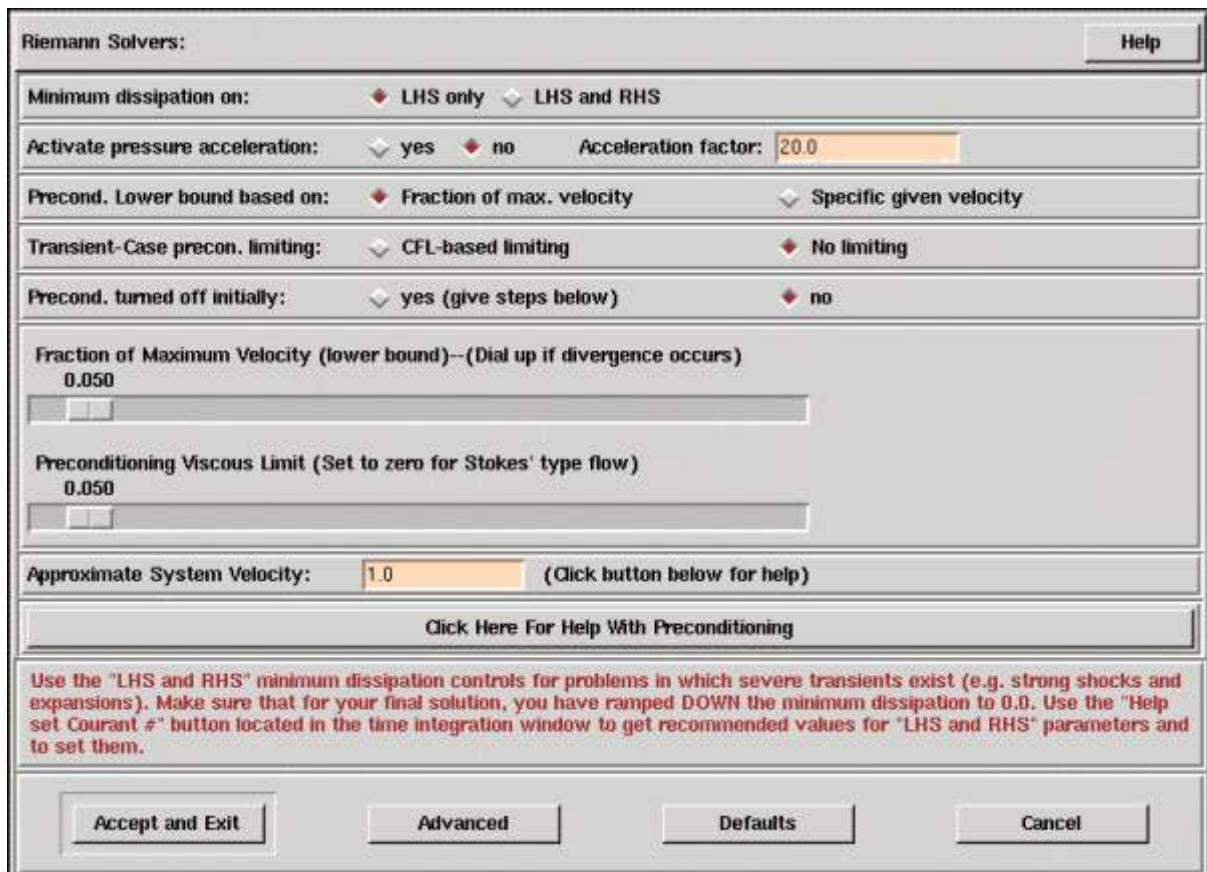


Figura 5.47 – Painel *Riemann Solver* (exemplo 3). Fonte: Metacomp (1994)

3. No painel "*Riemann Solver*", deve ser inserido um valor razoável para a velocidade ("Approximate System Velocity"). Esse valor deve ser da mesma ordem de magnitude da maior velocidade prevista no domínio durante a simulação. Nesse caso, a velocidade de 1 m/s será uma aproximação adequada.

Deixando as opções restantes na forma padrão, selecione "*Accept and Exit*".

4. Depois, o usuário deve abrir o painel de propriedades do fluido através do atalho . Nesse painel, as únicas variáveis que precisam ser modificadas são, a Pressão base e a Temperatura de referência. Essas entradas correspondem a níveis médios, na qual os níveis computados irão variar.

Para casos de escoamentos compressíveis a baixas velocidades, o CFD++ utiliza a pressão manométrica ao invés da pressão absoluta, para minimizar erros de arredondamento associados a pequenas perturbações em um grande valor médio. Nesse exemplo, o usuário deve inserir uma pressão atmosférica de 101325 Pa.

Para a temperatura de referência, deve ser inserido um valor de 288 K. Embora a equação da energia não esteja sendo resolvida, o CFD++ ainda utiliza os valores de temperatura para calcular a viscosidade ao longo do domínio. Assim que o painel de propriedades do fluido estiver como na Fig. 5.48, o usuário pode selecionar "Accept and Exit" para confirmar essas configurações e fechar a janela.

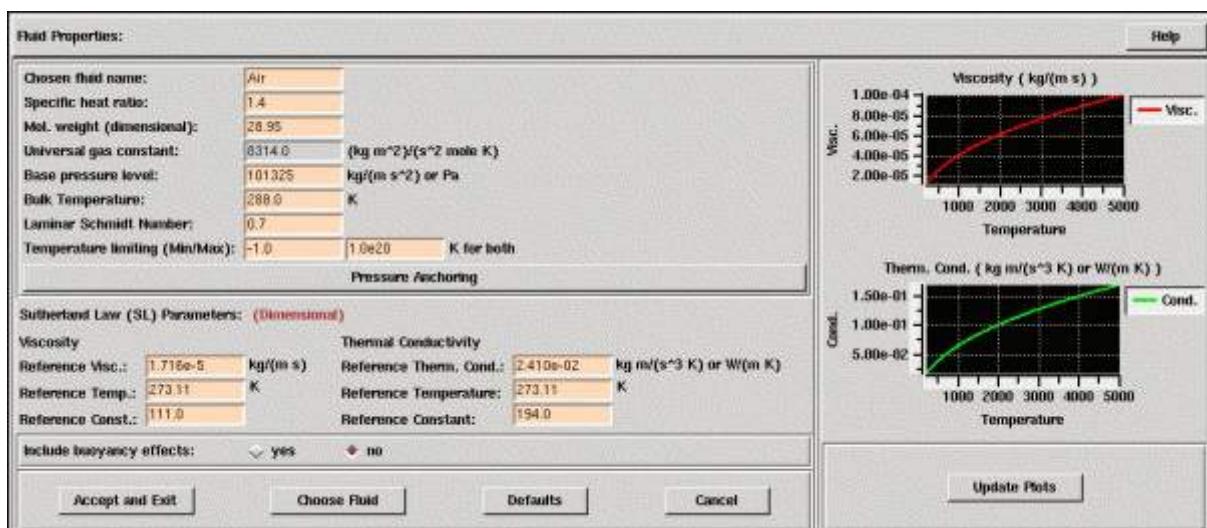


Figura 5.48 – Painel de propriedades do fluido (exemplo 3). Fonte: Metacomp (1994)

- Depois, o usuário deve inicializar o domínio computacional, primeiramente, selecionado o atalho **IC**. Para esse exemplo, o usuário pode inicializar o domínio inteiro utilizando apenas uma configuração de informações. Para fazer isso, a opção "Entire Domain", no painel de inicialização do domínio, deve ser selecionada antes de clicar em "Set New Init" para aplicar a configuração de informações. Na janela subsequente, ao dar um duplo clique na entrada "New\_information\_set" irá abrir um painel de configuração de informações, mostrado na Fig. 5.49.

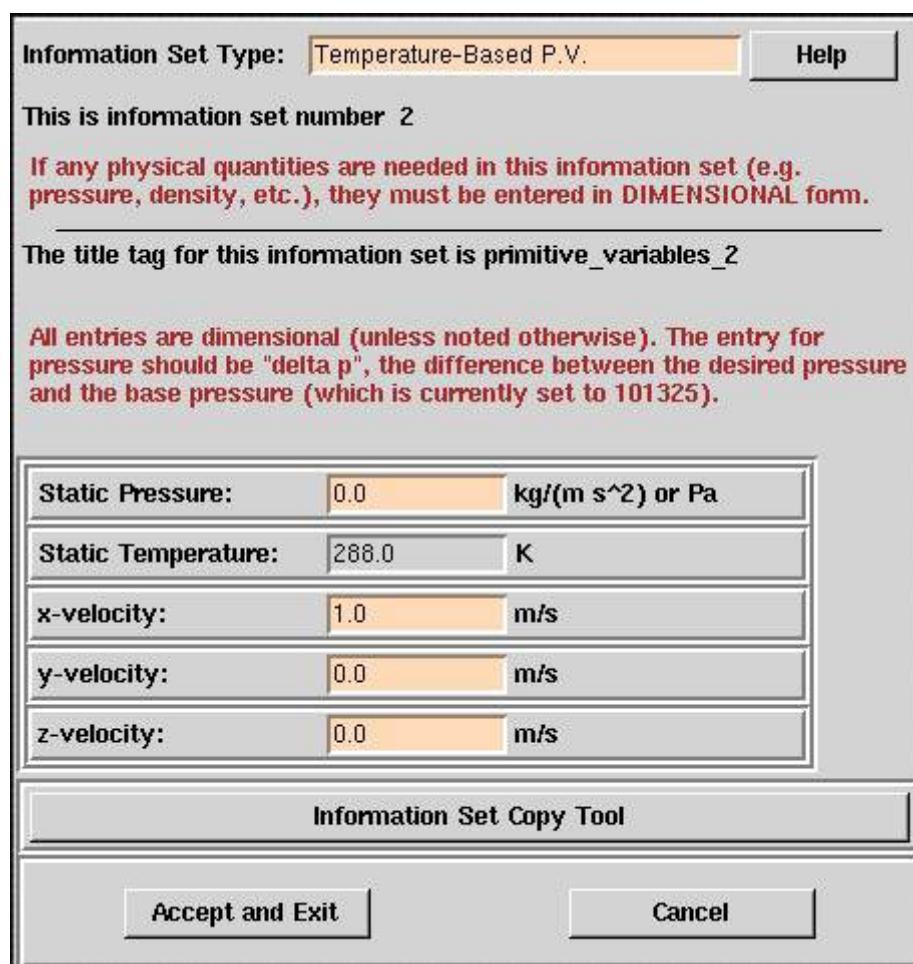


Figura 5.49 – Painel de configuração de informações (exemplo 3). *Fonte: Metacomp (1994)*

Note que a pressão inserida deve ser zero, visto que a mesma é relativa a pressão base ( $101325\text{ Pa}$ ). Além disso, a temperatura é fixada como sendo a temperatura de referência determinada no painel de propriedades do fluido e não pode ser alterada, pois a equação de energia não está sendo resolvida. No entanto, o usuário deve inserir uma velocidade inicial ("*x-velocity*") de  $1\text{m/s}$ . O painel deve aparecer como mostrado na Fig. 5.49, antes de selecionar "*Accept and Exit*".

Uma vez que essas informações foram aplicadas, elas devem aparecer no painel principal das condições iniciais (IC), mostrado na Fig. 5.50. O usuário pode então selecionar "*Close*" para confirmar.

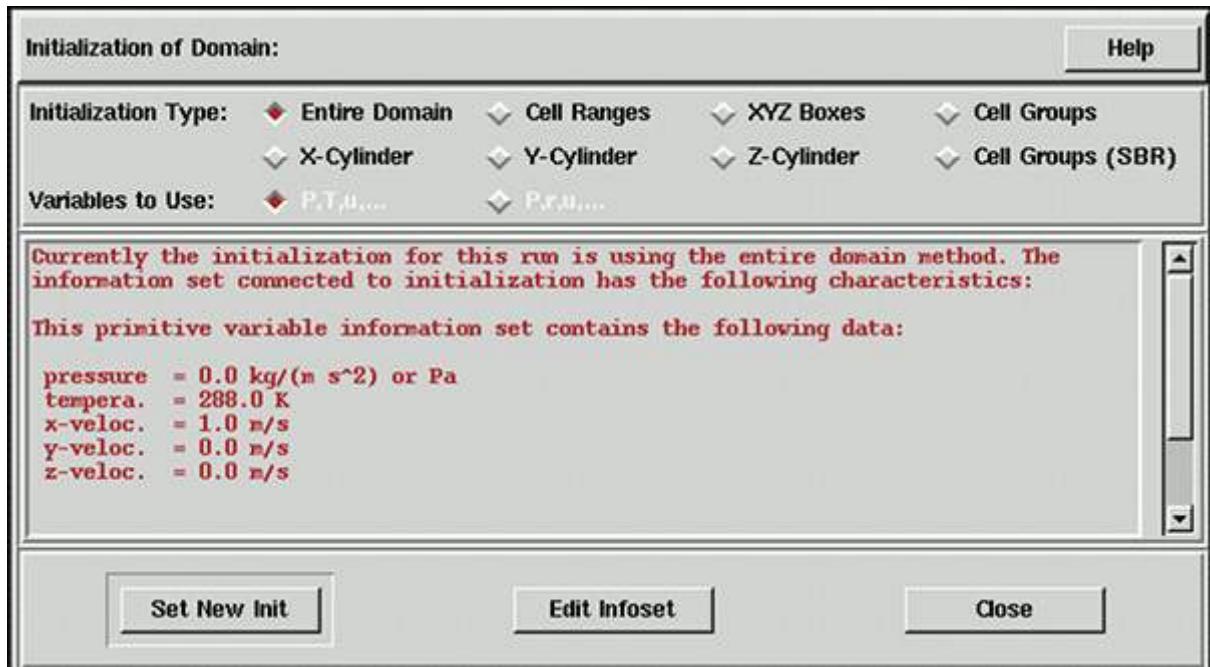


Figura 5.50 – Painel principal das condições iniciais (exemplo 3). Fonte: Metacomp (1994)

6. Existem duas formas de definir as condições de contorno no CFD++. Um método é entrando no painel de edição das condições de contorno através do atalho **BC** e definindo as condições de contorno, uma de cada vez, a partir de uma lista de regiões de contorno. Um outro método, que será demonstrado nesse exemplo, é utilizando o modo "*Pick*" e selecionando cada contorno individualmente.

O primeiro passo é alterar o GUI para o "*Pick mode*". Isso pode ser feito pressionando a função do teclado F9 até que o cursor vire uma seta (flecha).

Uma vez feito isso, o usuário pode começar a atribuir valores para as condições de contorno dando um duplo clique em cada região. Quando uma região for selecionada, o contorno deve aparecer destacado na cor branca, e um painel com as informações do contorno deve ser aberto. Cada região de contorno deve ser definida individualmente. As condições de contorno que devem ser aplicadas são listadas abaixo:

#### **ENTRADA (amarelo, contorno da esquerda)**

- "Boundary Condition Group: Inflow/Outflow";
- "Boundary Condition Sub-group: Inflow/Outflow";
- "Boundary Condition: Inflow/Outflow Characteristics-based";

Uma vez que as opções acima foram selecionadas, o usuário deve clicar em "*Apply Choices*". Isso irá fazer com que uma janela apareça (Fig. 5.51), onde o

usuário pode escolher inserir uma nova configuração de informações ou utilizar informações definidas previamente (da definição das condições iniciais).

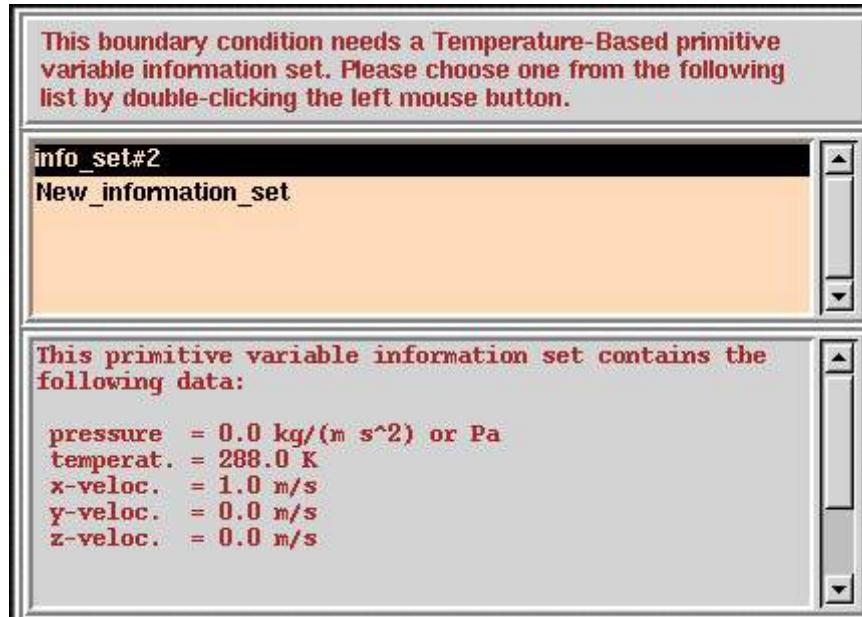


Figura 5.51 – Painel do contorno da entrada (exemplo 3). *Fonte: Metacomp (1994)*

Aqui, uma entrada simples e uniforme é aplicada selecionando a configuração de informações existentes. Isso pode ser feito destacando a opção e efetuando um duplo clique. Então, o painel principal do contorno da entrada deve aparecer como na Fig. 5.52.

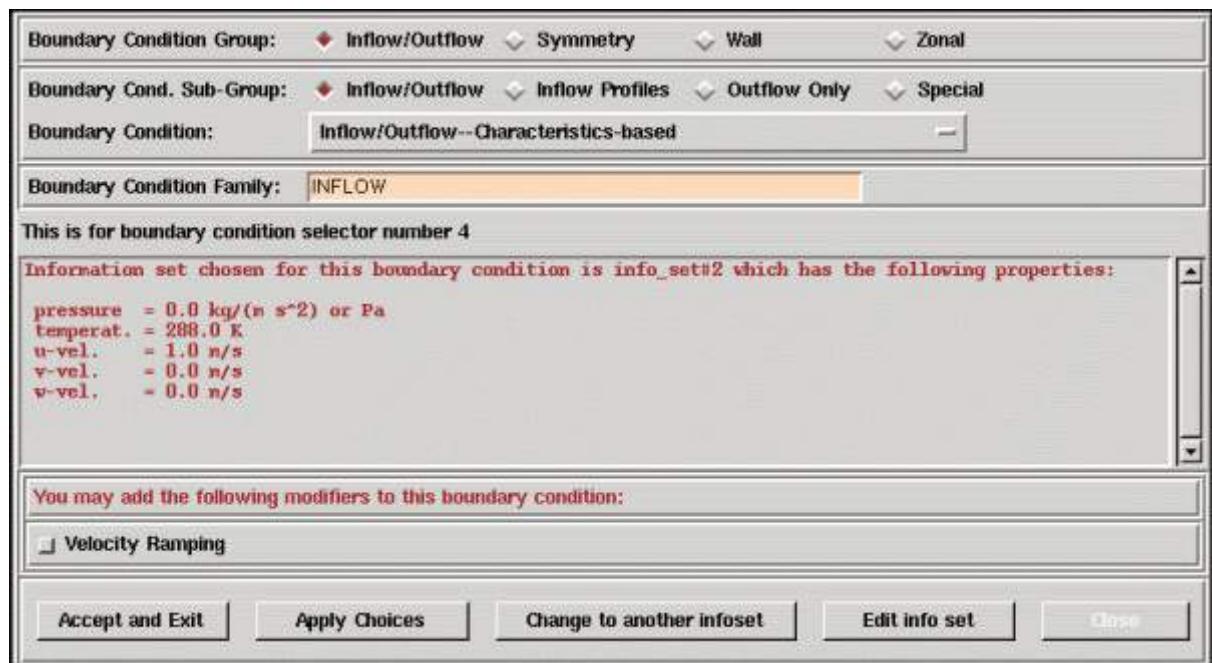


Figura 5.52 – Painel de configuração do contorno da entrada (exemplo 3). *Fonte: Metacomp (1994)*

Pressionando "Accept and Exit" irá confirmar essa escolha e fechar a janela.

### **CYL\_WALL (vermelho, circular)**

- "Boundary Condition Group: Wall";
- "Wall Type: Viscous (no-slip)";
- "Wall Heat Transfer: Adiabatic Zero Heat Flux";
- "Wall Integration: Solve to wall";
- "Wall Motion: Stationary With respect to the mesh motion";

Selecionando "Apply Choices" irá confirmar essas opções. O painel deve aparecer como mostrado na Fig. 5.53 antes de selecionar "Accept and Exit".

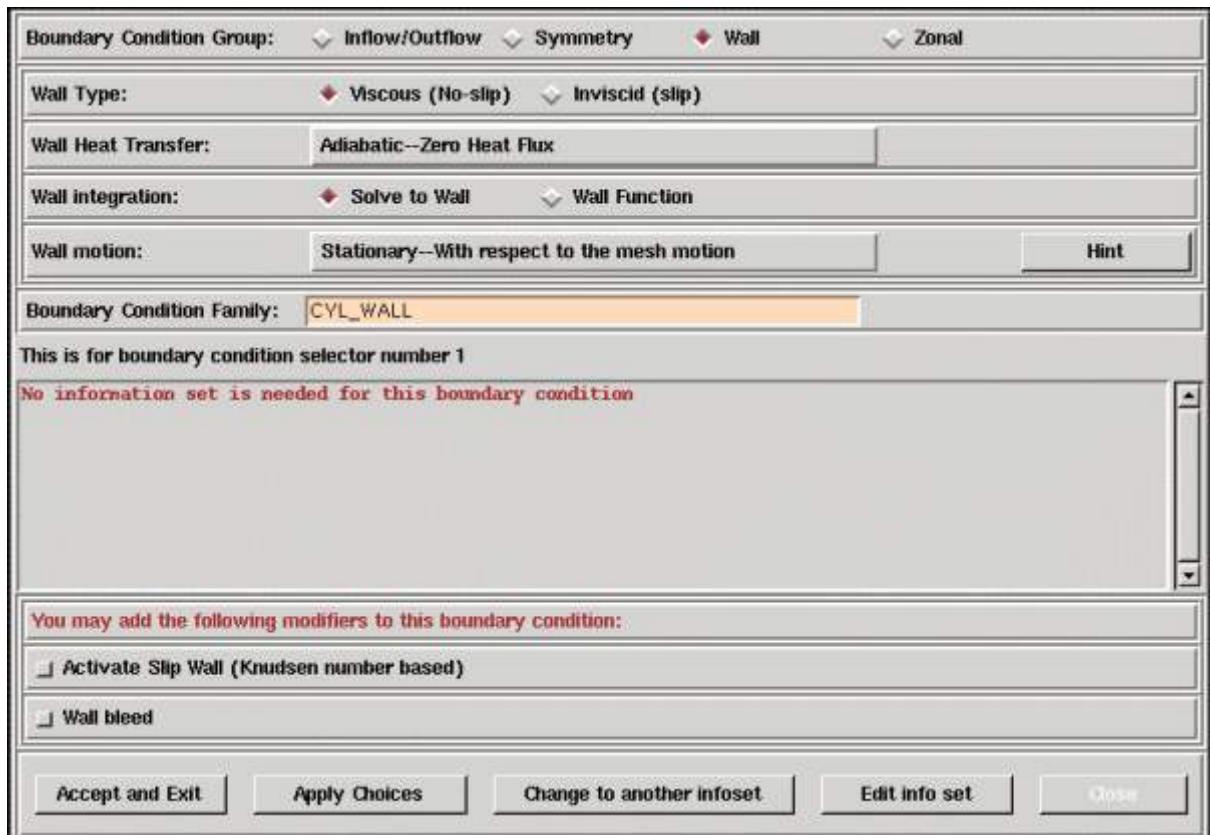


Figura 5.53 – Painel de configuração do contorno do cilindro (exemplo 3). *Fonte: Metacomp (1994)*

### **FAR\_FIELD (verde, contornos superior e inferior)**

- "Boundary Condition Group: Wall";
- "Wall Type: Inviscid";

Após selecionar as opções acima, o usuário deve clicar em "Apply Choices". O painel deve aparecer como na Fig. 5.54, antes de selecionar "Accept and Exit".

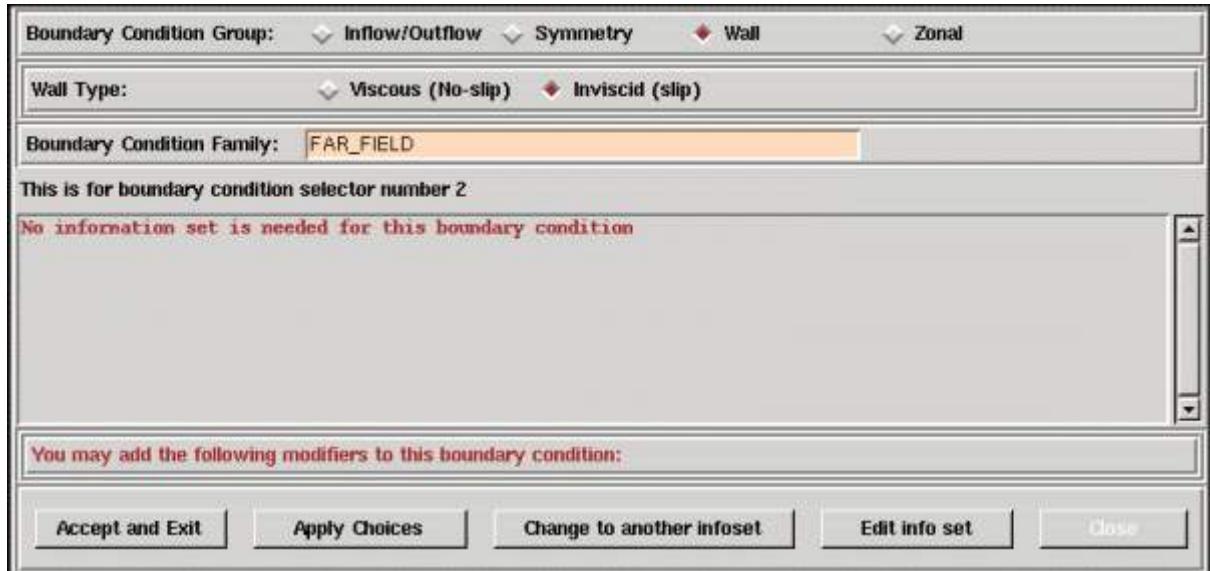


Figura 5.54 – Painel de configuração do contorno do *far field* (exemplo 3). *Fonte: Metacomp (1994)*

### **OUTFLOW (azul, contorno da direita)**

- "Boundary Condition Group: Inflow/Outflow";
- "Boundary Condition Sub-Group: Outflow Only";
- "Boundary Condition: Outflow Back pressure imposition";

Uma vez que as seleções acima foram feitas, selecione "Apply Choices" e a janela mostrada na Fig. 5.55 abrirá.

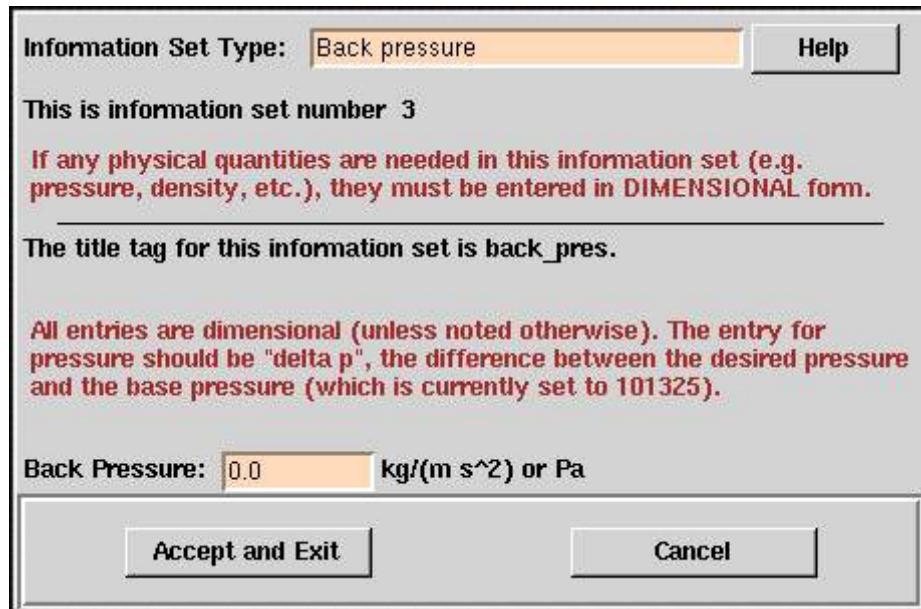


Figura 5.55 – Painel de informações do contorno da saída (exemplo 3). *Fonte: Metacomp (1994)*

Um valor de 0.0  $Pa$  deve ser aplicado para essa condição de contorno (lembre-se que esse valor é relativo à pressão base especificada). Selecionando "Accept and Exit" irá retornar para a janela anterior, onde o painel deve aparecer como na Fig. 5.56.

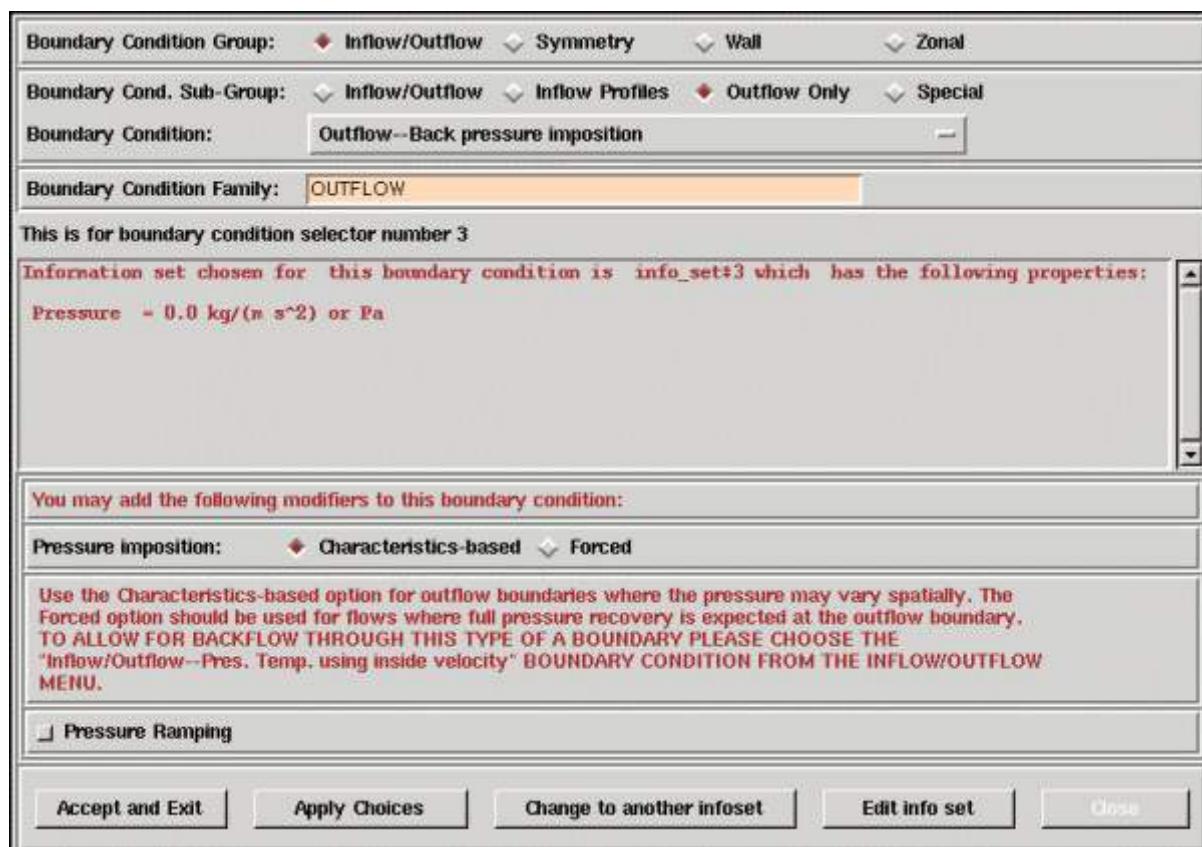


Figura 5.56 – Painel de configuração do contorno da saída (exemplo 3). Fonte: Metacomp (1994)

Selecionando "Accept and Exit" mais uma vez irá completar a definição dessa condição de contorno. Com todas os contornos definidos, a descrição das condições de contorno deve estar listada no painel de edição das condições de contorno ("Boundary Condition Editing panel"), como mostrado na Fig. 5.57.

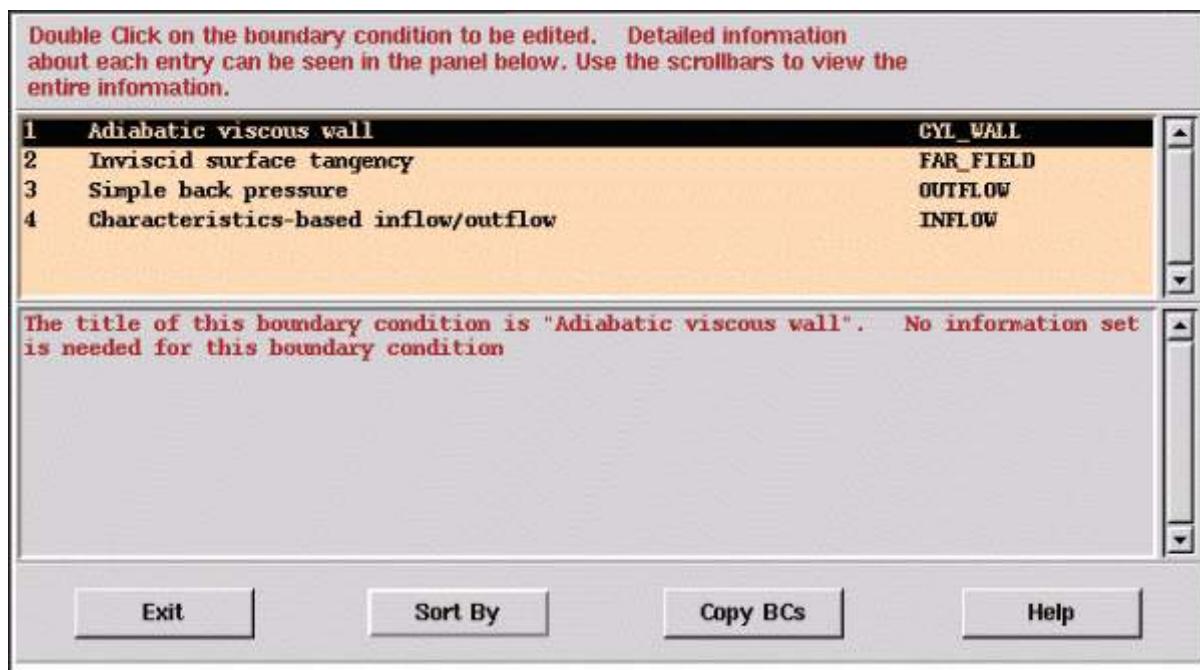


Figura 5.57 – Painel de informações das condições de contorno (exemplo 3). *Fonte: Metacomp (1994)*

O usuário pode agora fechar essa janela clicando em "Exit", e sair do "Pick mode" selecionando F9.

7. Para o próximo passo, o usuário deve abrir o painel de integração no tempo ("Time integration panel"), selecionando o atalho ***[dt]***. Isso irá abrir o painel mostrado na Fig. 5.58.

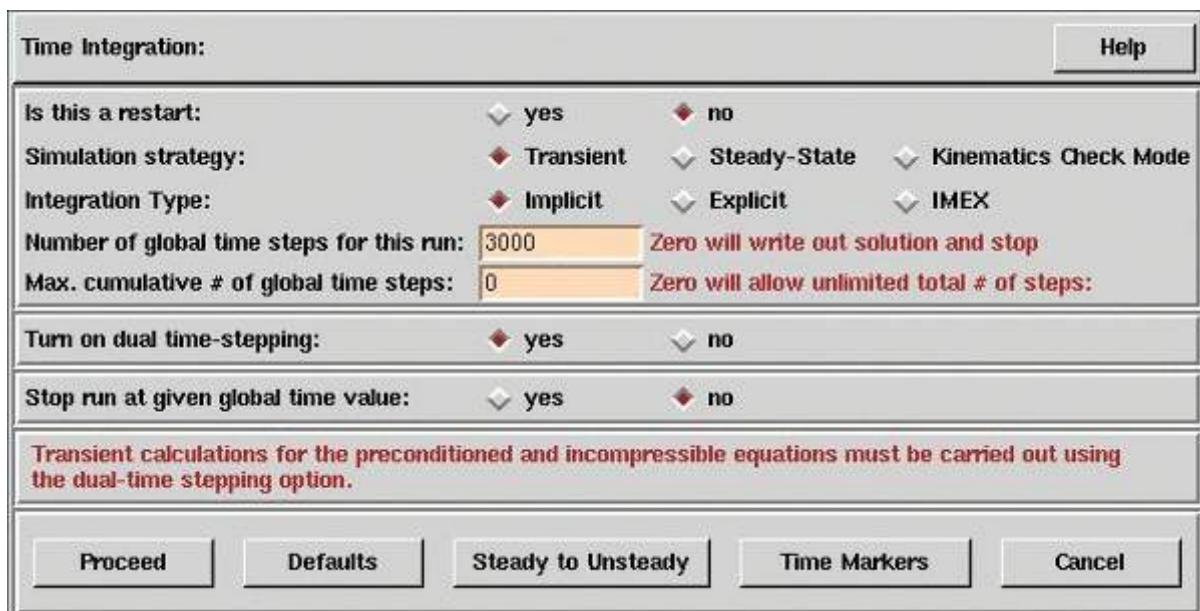


Figura 5.58 – Painel de integração temporal (exemplo 3). *Fonte: Metacomp (1994)*

Uma simulação transiente deve ser escolhida, e o número global de passos de tempo

deve ser 3000. Além disso, a ferramenta "dual time-stepping" deve ser acionada antes de clicar em "Proceed". O segundo painel de integração temporal apresenta opções pertencentes aos métodos de integração escolhidos. Para auxílio com a configuração do número de *Courant*, a ferramenta "Help Set Numerics" deve ser aberta clicando no botão apropriado na parte inferior do painel (Fig. 5.59).

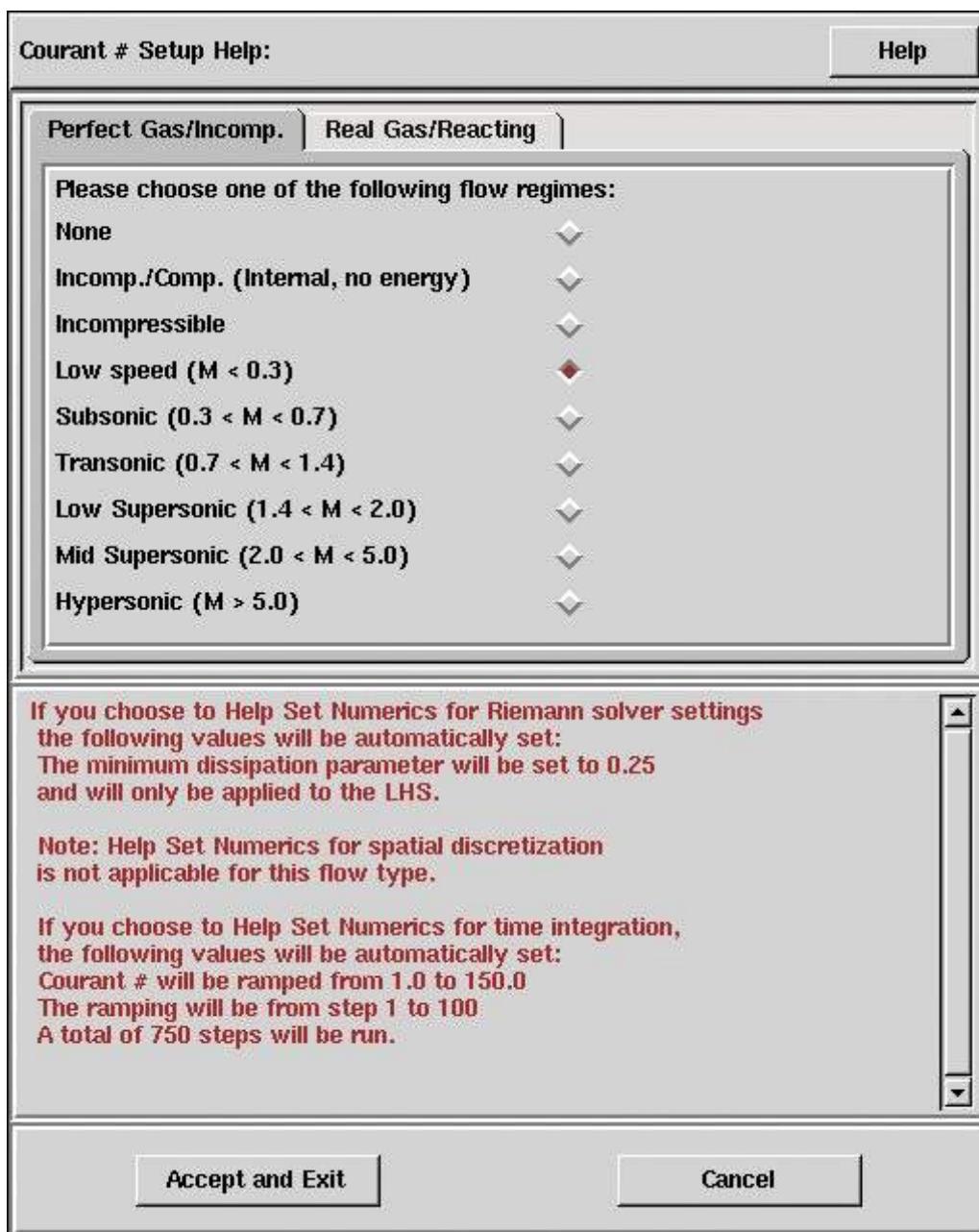


Figura 5.59 – Painel "Help Set Numerics" (exemplo 3). Fonte: Metacomp (1994)

No menu de gases perfeitos, escolha um escoamento "*Low speed ( $M < 0.3$ )*" e clique em "Accept and Exit". Isso irá fazer com que os parâmetros relacionados com o número de *Courant* sejam automaticamente inseridos (Fig. 5.60).

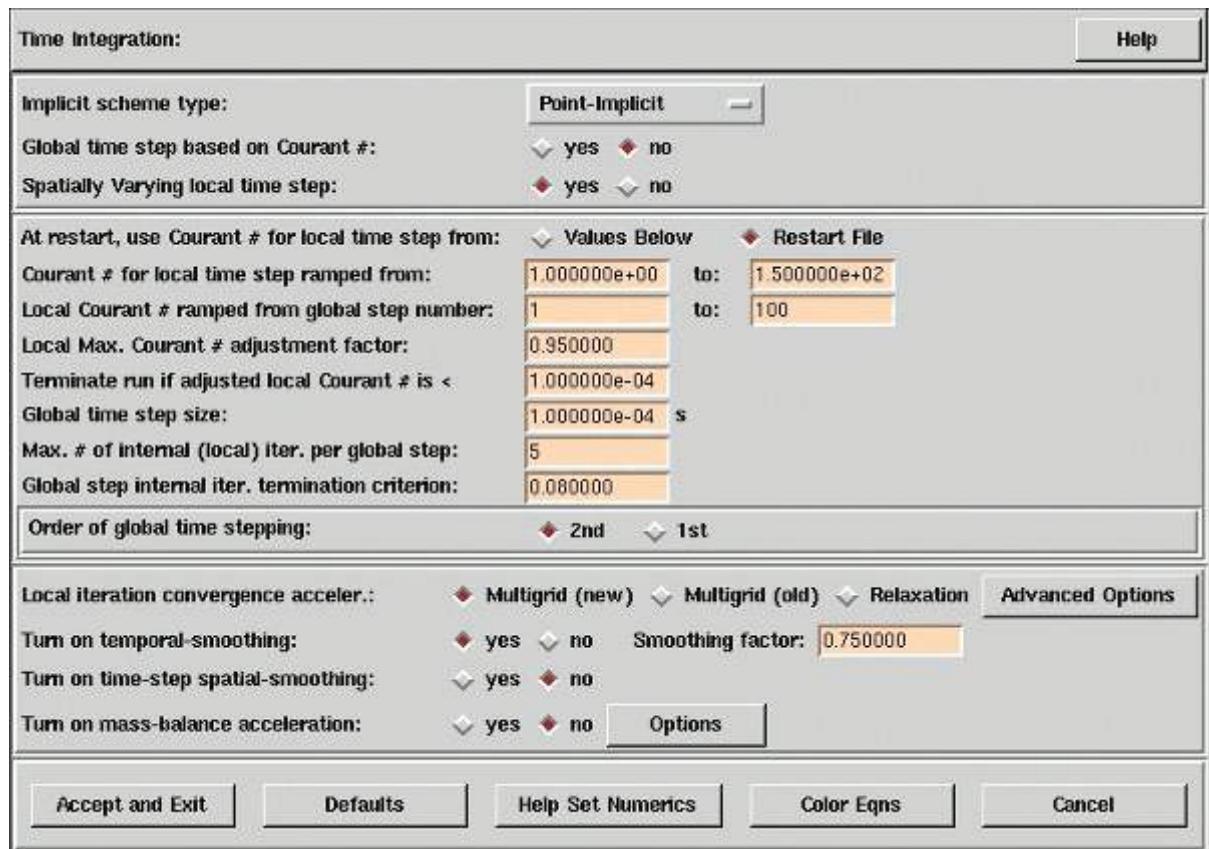


Figura 5.60 – Painel de configuração da integração temporal (exemplo 3). *Fonte: Metacomp (1994)*

Além disso, um passo de tempo global com tamanho de  $1.0^{-4}$  s deve ser inserido, juntamente com um máximo de 5 iterações por passo de tempo e um critério de parada de 0.08. O usuário deve então clicar em "Accept and Exit", deixando as demais opções conforme a configuração padrão.

Agora que a configuração do problema está completa, é recomendável que o usuário salve o arquivo.

## 8. Executando o CFD++

O usuário pode agora rodar o CFD++. Para fazer isso, selecione "Execute -> Single CPU -> Run CFD++ (Interactive)". Uma simulação "single-precision" deve ser suficiente para esse problema. Muitas vezes é conveniente salvar qualquer alteração final no arquivo de entrada antes de rodar o CFD++. Após o término da simulação, o gráfico dos resíduos deve aparecer de forma similar a Fig. 5.61.

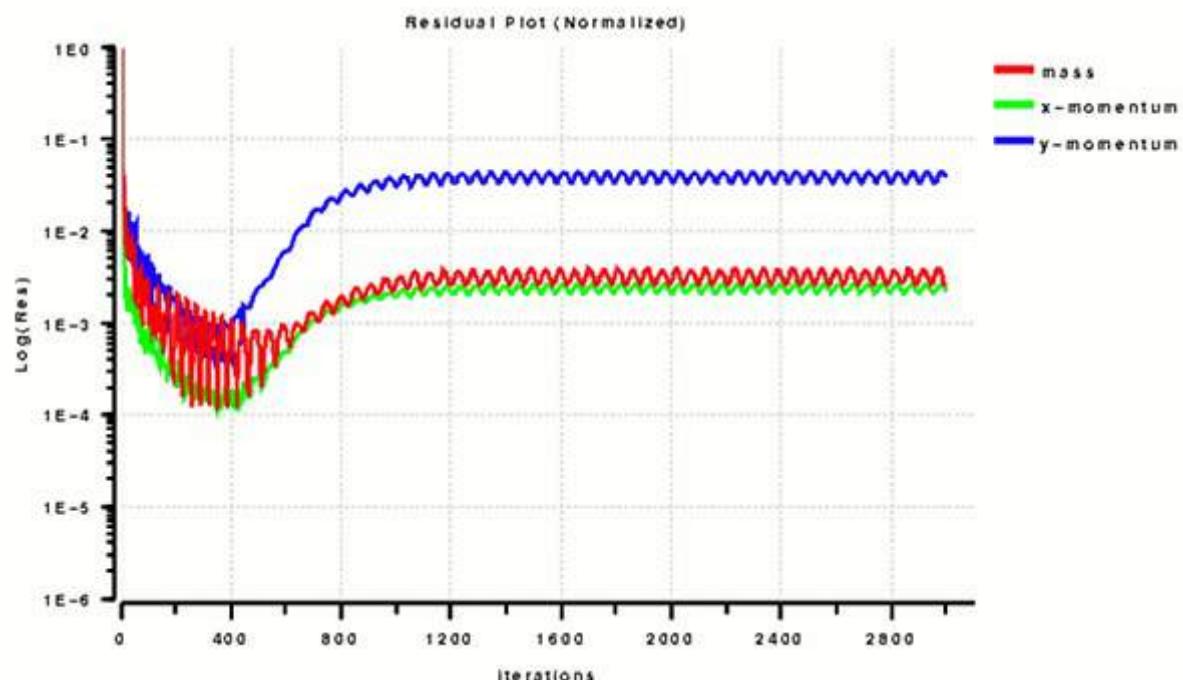


Figura 5.61 – Gráfico dos resíduos (exemplo 3). *Fonte: Metacomp (1994)*

### Pós-Processamento

Esta seção ilustra a utilização da ferramenta "*Fluxes, Forces and Moments*" de pós-processamento do CFD++. Essa ferramenta pode ser acessada do menu principal da interface gráfica, via "*Tools -> CFD++ Probe Filters -> Fluxes, Forces and Moments*" (Fig. 5.62)

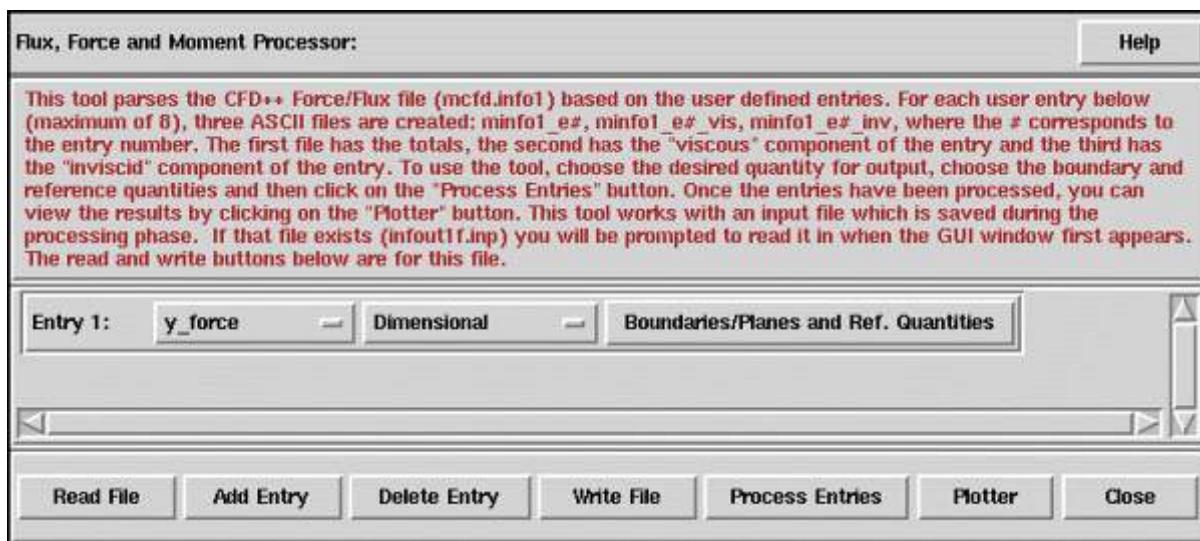


Figura 5.62 – Painel *FFM Tool* (exemplo 3). *Fonte: Metacomp (1994)*

Na primeira (e única) entrada, o usuário deve selecionar "y\_force". Depois, no painel "Boundaries/Planes and Ref. Quantities", o contorno que corresponde a superfície do cilindro (BC 1) deve ser selecionado (Fig. 5.63).

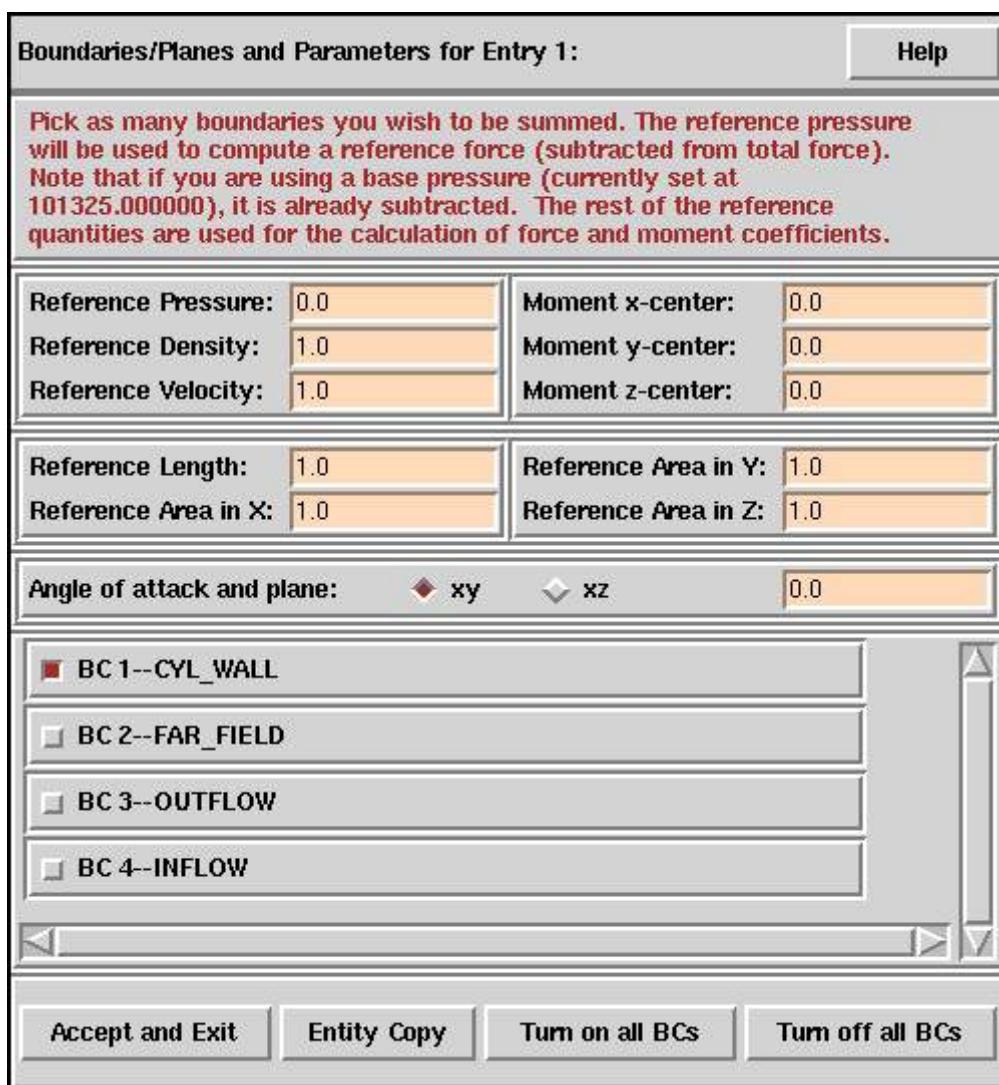


Figura 5.63 – Painel "Boundaries/Planes and Ref.Quantities" (exemplo 3). Fonte: Metacomp (1994)

O painel deve aparecer como na Fig. 5.63, antes de selecionar "Accept and Exit". De volta ao painel "Fluxes, Forces and Moments", o usuário deve clicar em "Process Entries" antes de clicar em "Plotter". No "plotter", leia o primeiro arquivo de dados intitulado "minfo\_e1". (Se a janela "Read Files" não aparecer automaticamente, ela pode ser aberta pressionando em "Read Values" na janela do "plotter") (Fig. 5.64).

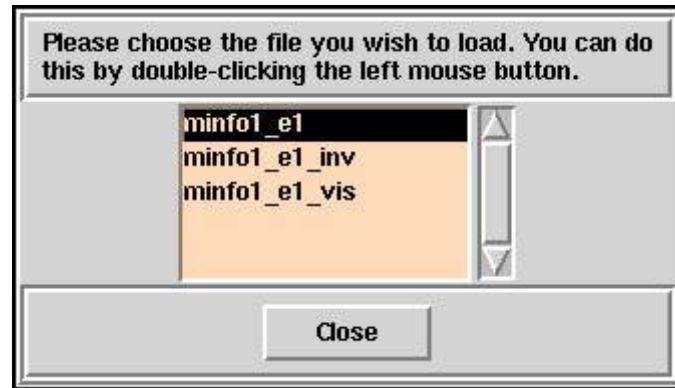


Figura 5.64 – Painel de seleção de arquivos (exemplo 3). *Fonte: Metacomp (1994)*

O gráfico resultante será das forças resultantes oscilantes em  $y$  (*net y-forces*), na superfície do cilindro (Fig. 5.65).

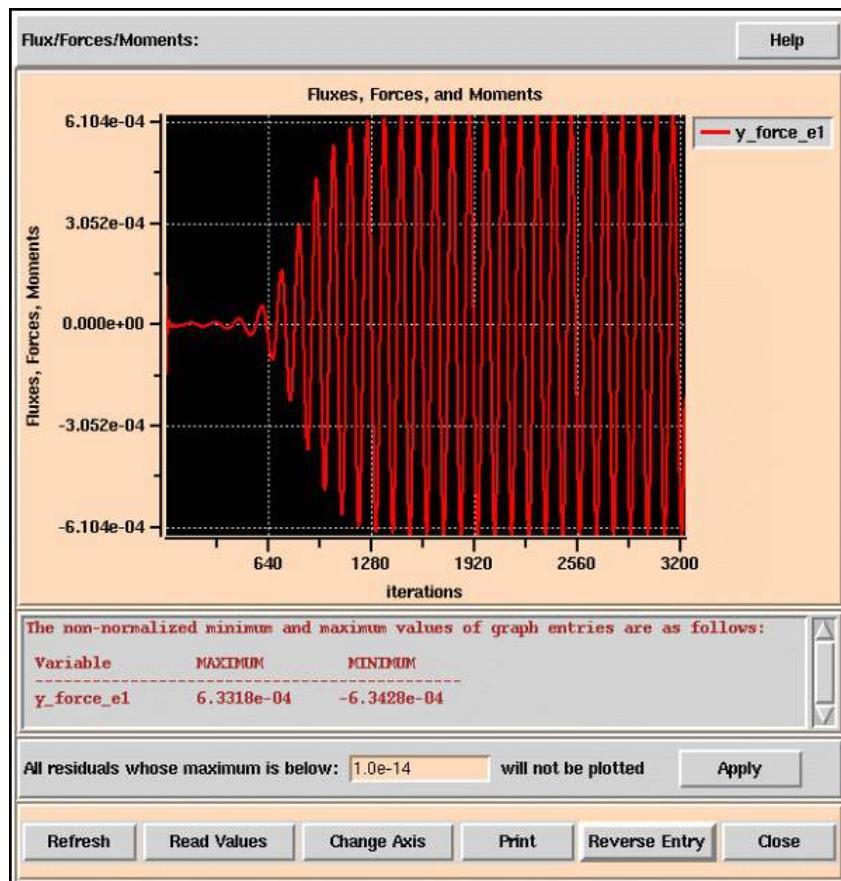


Figura 5.65 – Gráfico das forças resultantes em  $y$  (exemplo 3). *Fonte: Metacomp (1994)*

Utilizando o zoom do mouse, o usuário pode focar em um período de oscilação específico (Fig. 5.66).

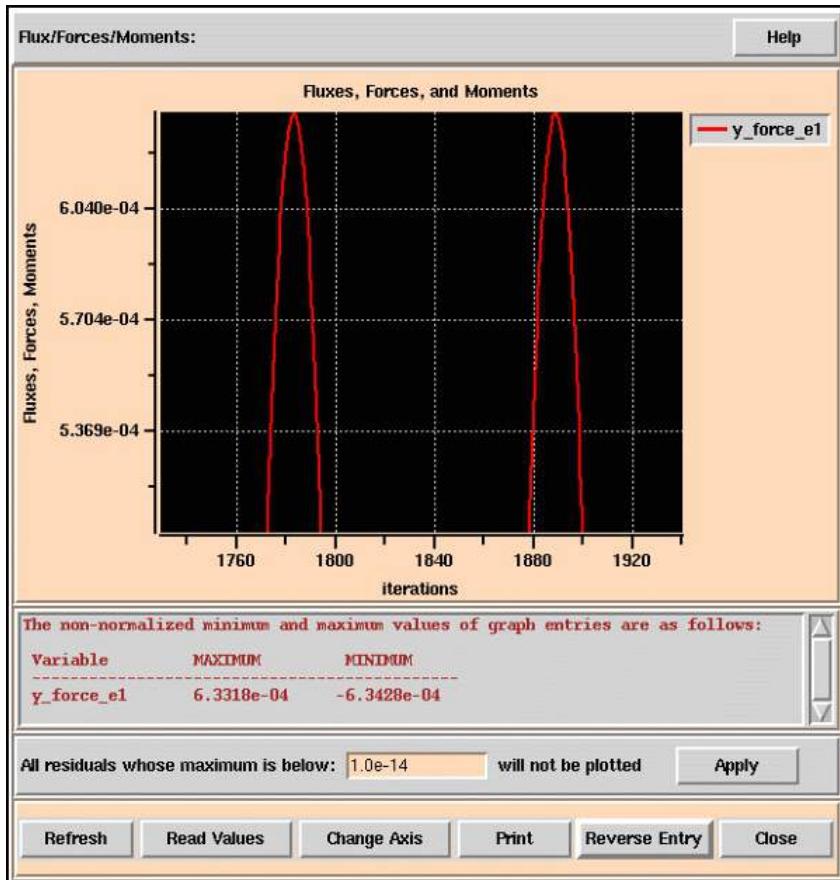


Figura 5.66 – Gráfico aproximado das forças resultantes em y (exemplo 3). Fonte: Metacomp (1994)

Do gráfico mostrado na Fig. 5.66, é visto que um período de oscilações da esteira de vórtices corresponde a aproximadamente 106 iterações. Com cada iteração correspondendo a  $10^{-4} \text{ s}$ , um período é igual a aproximadamente  $0.0106 \text{ s}$ , o que resulta em uma frequência de  $94.33 \text{ Hz}$ . Utilizando o diâmetro do cilindro ( $0.002 \text{ m}$ ) como o comprimento característico e a velocidade de escoamento livre ( $1.0 \text{ m/s}$ ) como velocidade de escala, é obtido um número de *Strouhal* (adimensional) de 0.188.

$$S_t = \frac{\omega l}{V} \quad (5.3)$$

Esse número está de acordo com os resultados experimentais para o escoamento com esse número de *Reynolds* para um cilindro.

### 5.2.4 Exemplo 4: Escoamento transônico sobre o perfil RAE2822

Este exemplo simula um escoamento transônico sobre o perfil RAE2822. Neste caso particular, vamos considerar um *Mach* de 0.734 a um ângulo de ataque de  $2.79^\circ$ , com uma temperatura de escoamento livre de  $255.56\text{ K}$  e número de *Reynolds* por metro de aproximadamente  $6.3 \cdot 10^6\text{ m}^{-1}$ . Esta seção demonstra a configuração rápida do problema que pode ser obtida utilizando o *Aeroespace Wizard* do CFD++.

#### Configuração do problema

Inicialmente, é recomendado que o usuário copie os arquivos da malha para o seu diretório de trabalho, de modo que não venha a corromper os arquivos originais.

A interface gráfica pode então ser aberta, digitando *mcfogui* no *prompt* de comando aberto dentro da pasta de trabalho que contém esses arquivos da malha. Aqui, esperamos que o usuário já esteja habituado com o processo de carregar a malha e visualizar os contornos da mesma, portanto, vamos apenas ilustrar as janelas para que sejam confirmadas as informações referentes a malha e aos contornos.

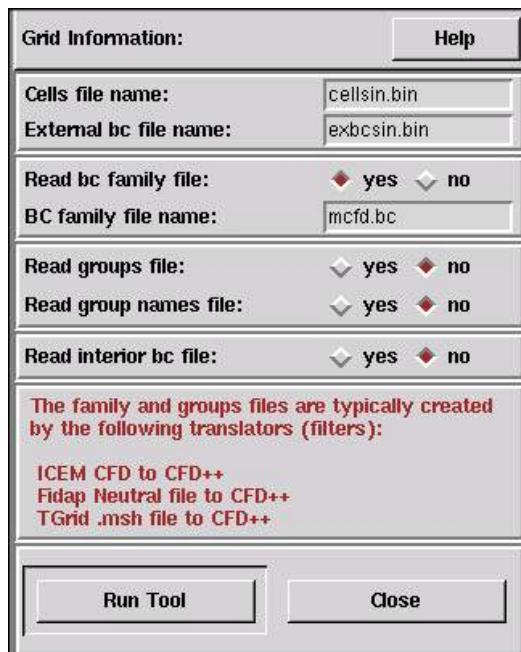


Figura 5.67 – Painel de informações da malha (exemplo 4). *Fonte: Metacomp (1994)*

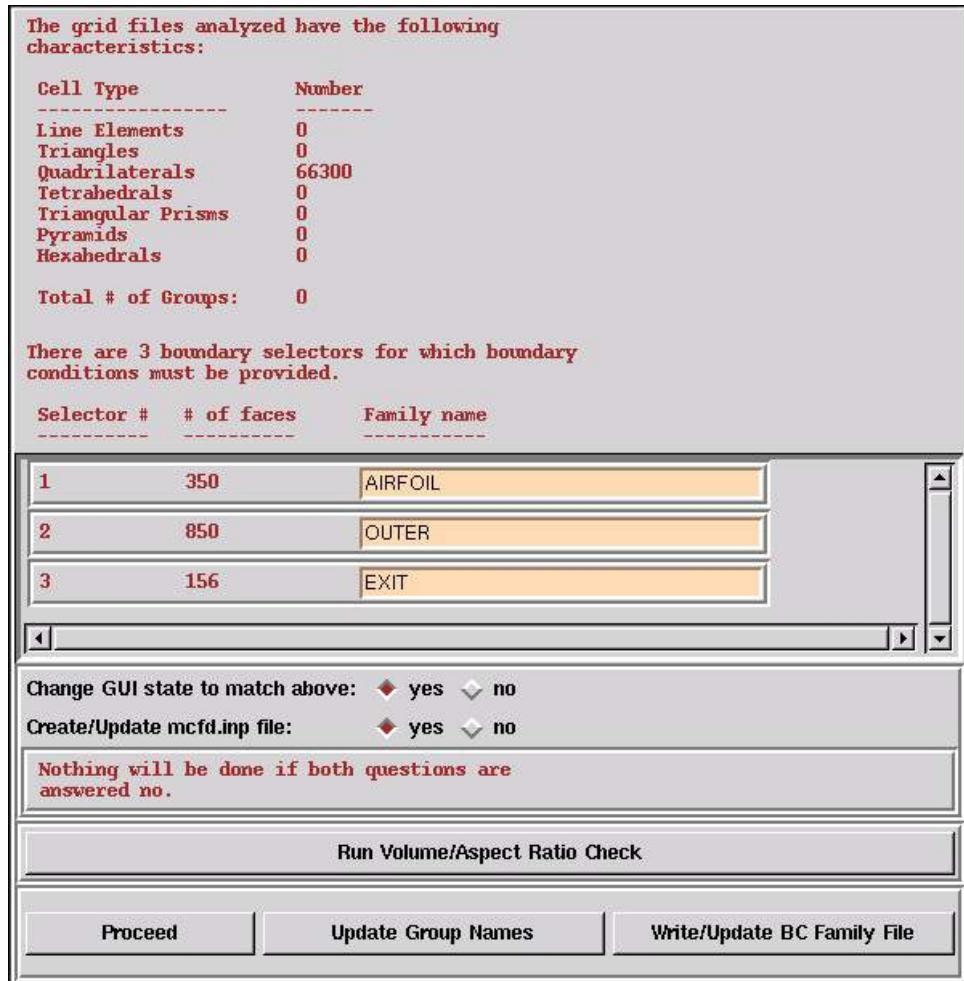


Figura 5.68 – Painel de informações da malha 2 (exemplo 4). Fonte: Metacomp (1994)

A malha deve consistir em 66300 elementos quadriláteros, com 3 números de seleção, correspondendo aos contornos da malha. As duas seleções do painel devem estar selecionadas com yes, antes de clicar em *Proceed*.

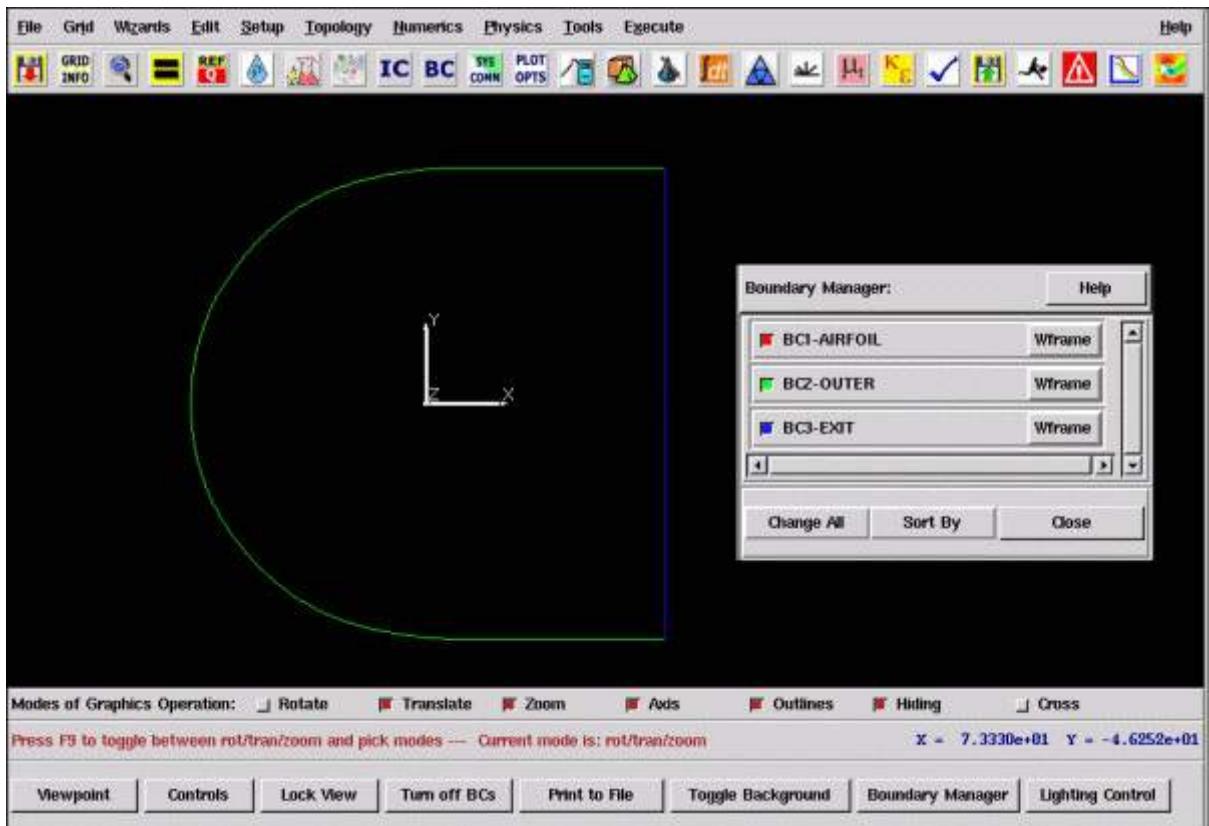


Figura 5.69 – Painel de visualização dos contornos (exemplo 4). *Fonte: Metacomp (1994)*

Para a definição deste problema, vamos utilizar um dos *wizards* do CFD++. Vamos proceder selecionando "Wizards->"External Aerodynamics". Isso irá fazer com que a janela mostrada na Fig. 5.70 seja aberta.

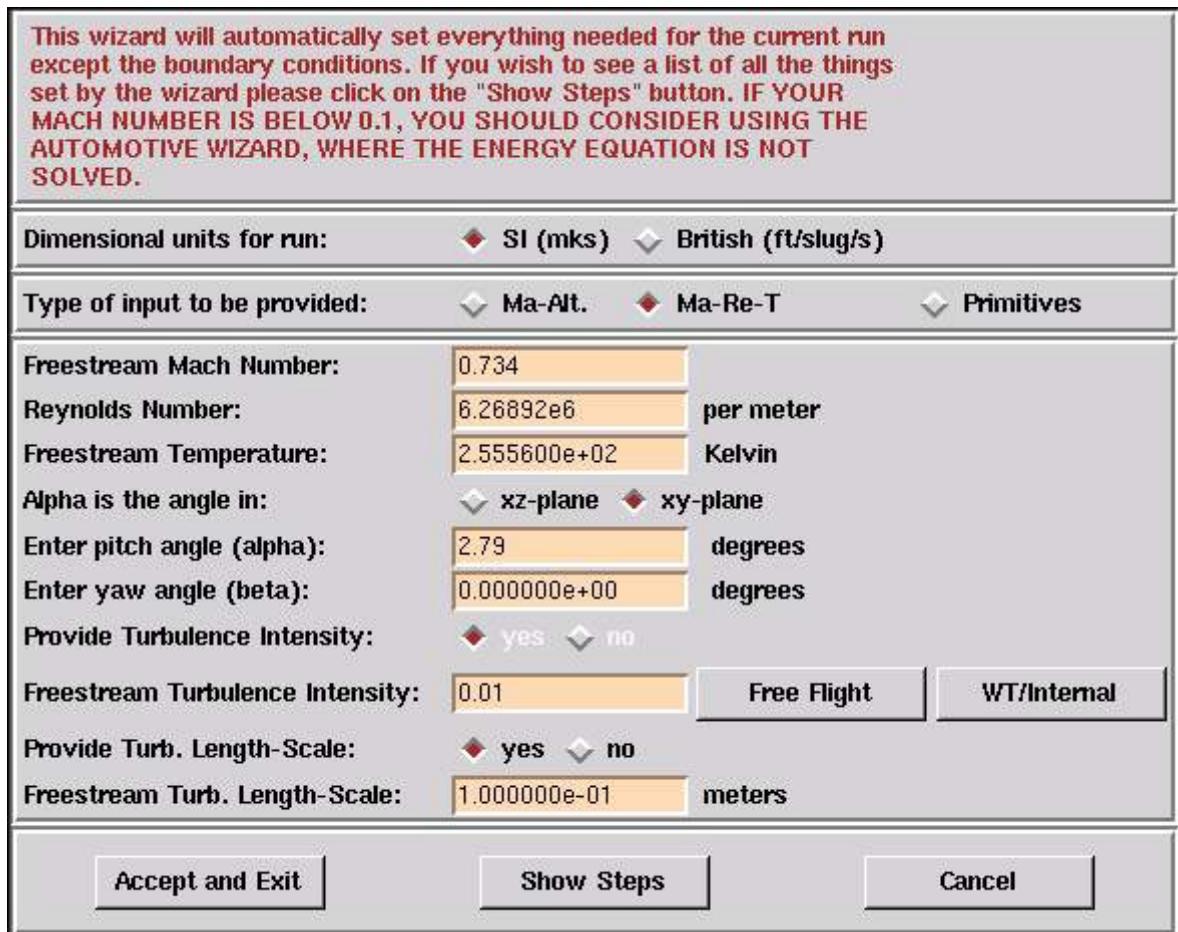


Figura 5.70 – Painel de configuração do *Wizard* (exemplo 4). Fonte: Metacomp (1994)

Vamos escolher fornecer os dados de entrada a partir do número de *Mach*, número de *Reynolds* e da temperatura. Nas respectivas caixas de entrada, vamos então utilizar um número de *Mach* de 0.734, *Reynolds* por metro de  $6.26892 \cdot 10^6$  e temperatura de escoamento livre de 255.56 K. Desejamos especificar um ângulo de ataque no plano *xy*, então vamos selecionar essa opção. Após, iremos inserir um ângulo (*pitch angle*) de 2.79°. Finalmente, vamos optar por inserir uma intensidade de turbulência de 0.01 e o comprimento de escala de 0.1. Antes de executar o *Wizard*, podemos prever os passos selecionando *Show steps* (Fig. 5.71).

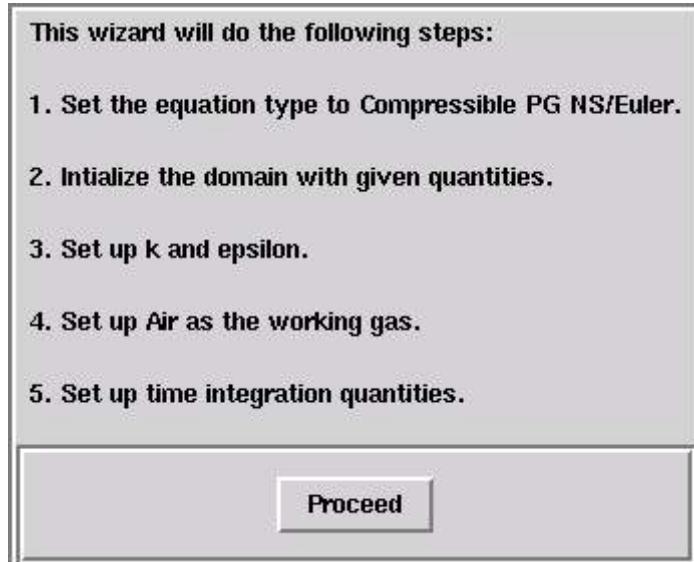


Figura 5.71 – Painel de passos do *Wizard* (exemplo 4). *Fonte: Metacomp (1994)*

Vamos, então, fechar a janela de previsão de passos clicando em *Proceed*, e iniciar o *wizard* clicando em *Accept and Exit*.

Neste ponto, a maior parte do problema já está especificada, mas ainda precisamos especificar as condições de contorno do problema. Para proceder, clique no atalho "BC" no menu principal e depois clique em *Proceed*. A janela de configuração das condições de contorno será aberta (Fig. 5.72).

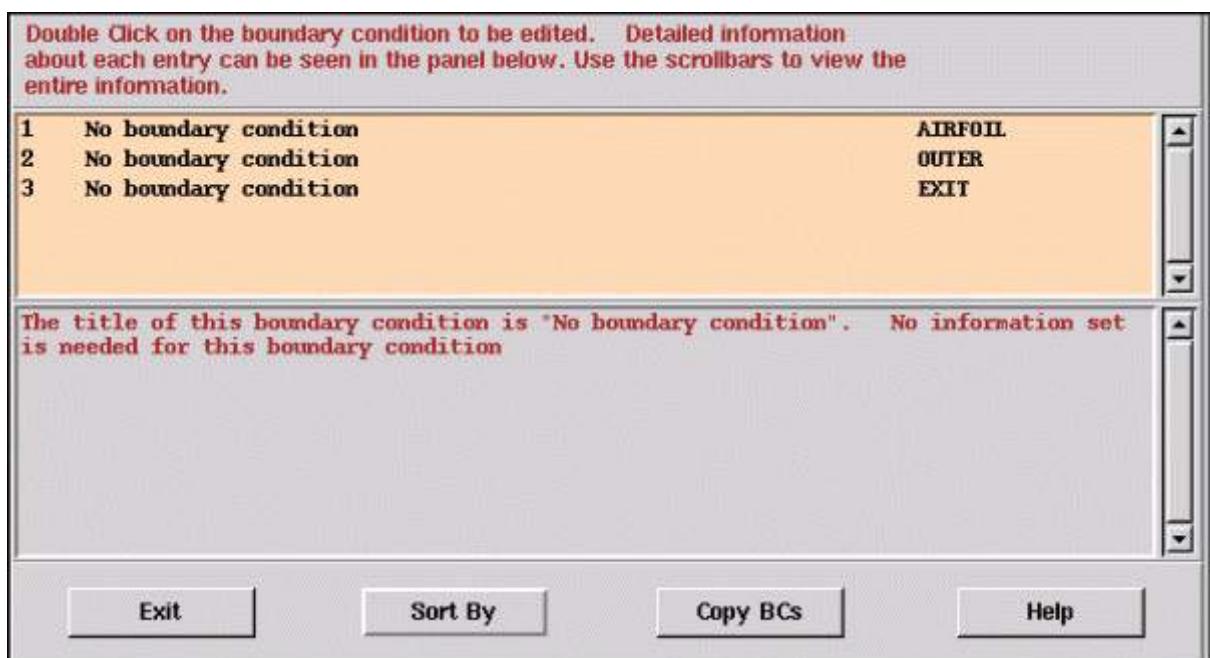


Figura 5.72 – Painel de configuração das condições de contorno (exemplo 4). *Fonte: Metacomp (1994)*

Vamos começar selecionando o primeiro contorno (*AIRFOIL*), que corresponde ao perfil. No painel subsequente, insira as seguintes informações a respeito desse contorno:

- *Boundary Condition Main Group: Wall*
- *Wall Type: Viscous (No-slip)*
- *Wall Heat Transfer: Adiabatic Wall*
- *Wall Integration: Solve to Wall*
- *Wall Motion: Stationary - With respect to the mesh motion*

Uma vez que as condições foram inseridas, selecione *Apply Choices* para confirmar (Fig. 5.73). Nenhuma outra informação adicional é necessária, portanto, podemos confirmar essas escolhas selecionando "Accept and Exit".

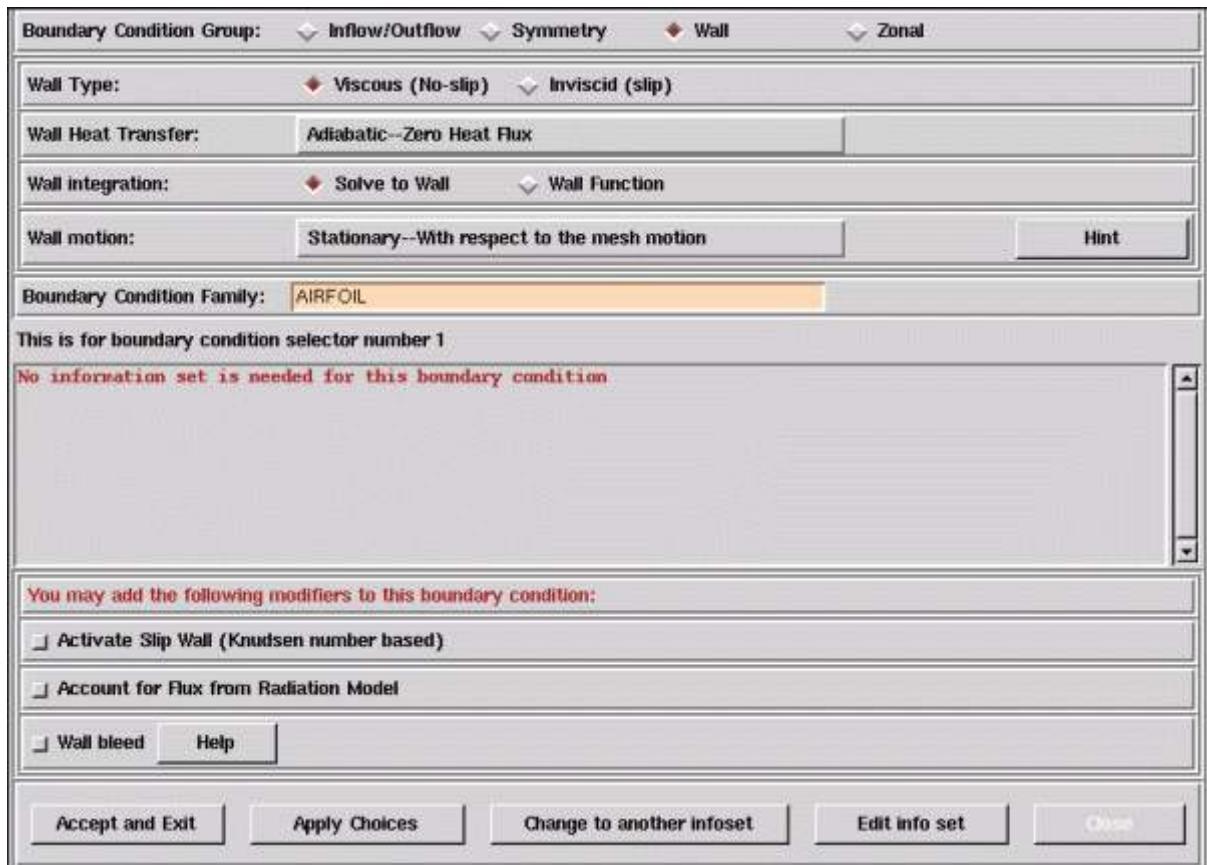


Figura 5.73 – Painel de configuração do contorno do perfil (exemplo 4). *Fonte: Metacomp (1994)*

Vamos agora selecionar o segundo contorno (*OUTER*). No painel de informações desse contorno, insira o seguinte:

- *Boundary Condition Main Group: Inflow/Outflow*

- *Boundary Condition Sub-Group: Inflow/Outflow*
- *Boundary Condition: Inflow/Outflow – Characteristics-based*

Uma vez que as informações foram inseridas, clique em "Apply Choices". Seremos direcionados para uma janela de configuração de informações que serão utilizadas para definir essas condições (Fig. 5.74).

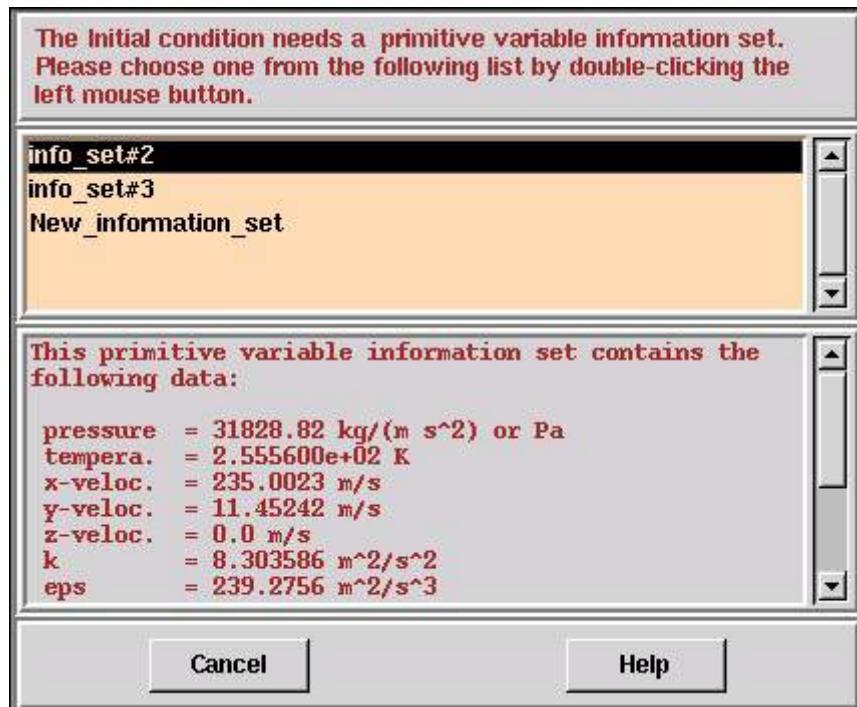


Figura 5.74 – Painel de variáveis primitivas (exemplo 4). Fonte: Metacomp (1994)

Existem duas variáveis primitivas de informações configuradas que devem ser idênticas (para números de *Mach* suficientemente grandes, o *Aero Wizard* cria duas configurações de informações para que uma possa ser utilizada para a inicialização por caixas, se necessário). Selecione cada uma, efetuando um duplo clique. Antes de selecionar "Accept and Exit", o painel de informações da condição de contorno deve aparecer como mostrado na Fig. 5.75.

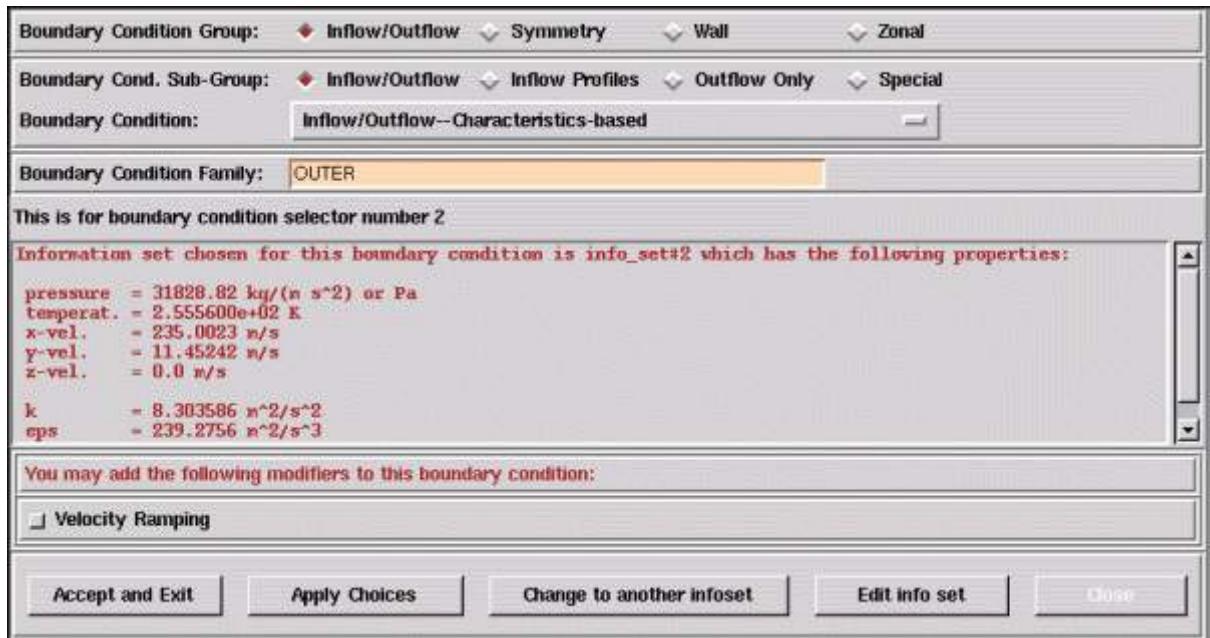


Figura 5.75 – Painel de configuração do contorno externo (exemplo 4). *Fonte: Metacomp (1994)*

A mesma condição de contorno utilizada na região externa, pode ser utilizada na saída ( $BC_2 = BC_3$ ). Com isso, as especificações das condições de contorno estão completas.

Como o *wizard* providencia configurações padrões para os outros dados necessários, nesta etapa, a configuração do problema está completa. Vamos, no entanto, fazer inúmeras alterações adicionais. Primeiramente, abra o painel de integração no tempo "Numerics->"Time integration". A janela da Fig. 5.76 será aberta.

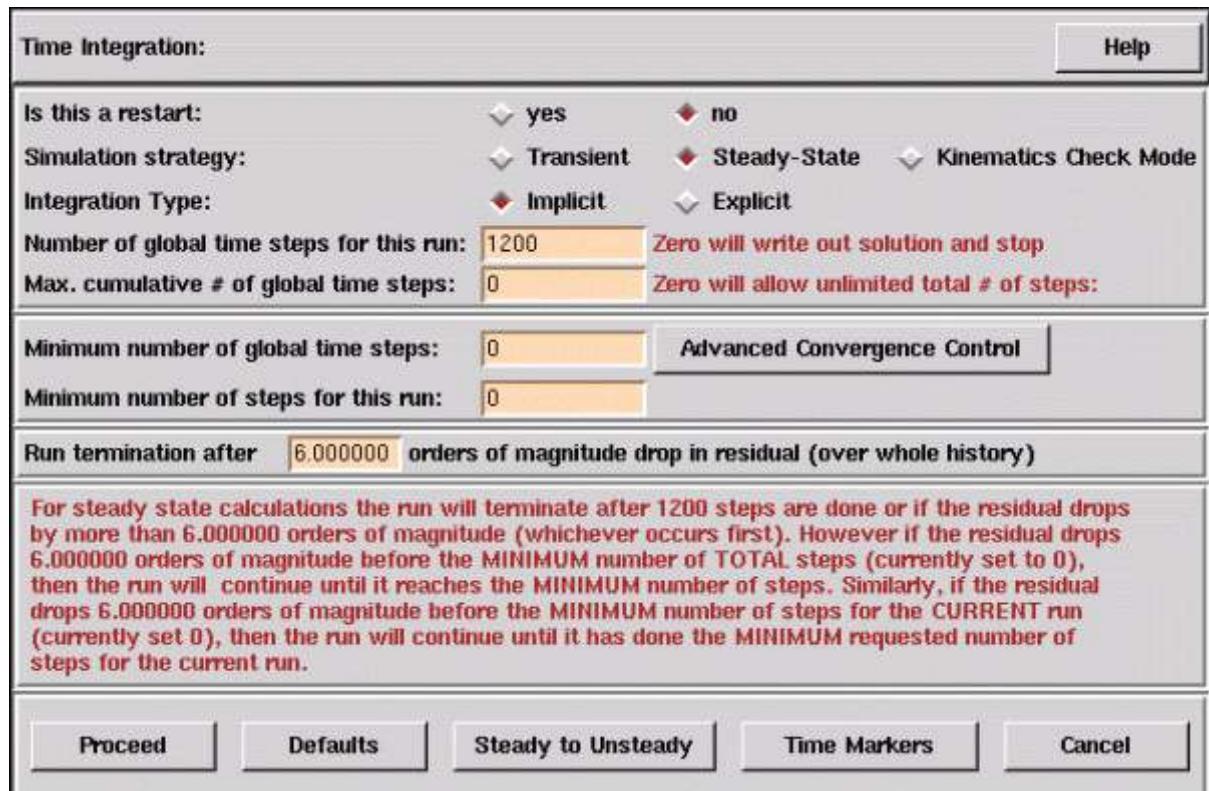


Figura 5.76 – Painel de integração no tempo (exemplo 4). *Fonte: Metacomp (1994)*

Selecione executar esse caso para 1200 iterações e um critério de parada de 6 ordens de magnitude (*drop*) dos resíduos. Vamos também adicionar outro critério de parada baseado na convergência do coeficiente de arrasto. Clique em "Advanced Convergence Control" e selecione para ativar o "*type 2 controls*", como na Fig. 5.77.

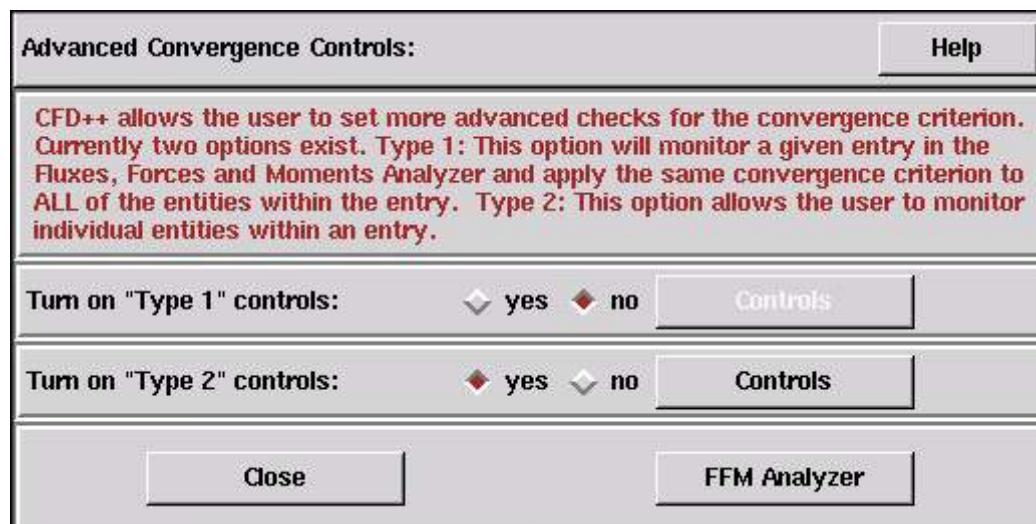


Figura 5.77 – Painel de configuração do critério de parada (exemplo 4). *Fonte: Metacomp (1994)*

Antes de configurarmos esse controle, precisamos definir o coeficiente de arrasto no processador de fluxos, forças e momentos, que pode ser aberto clicando em "FFM Analyzer", mostrado na Fig. 5.78.



Figura 5.78 – Painel de configuração do processador de fluxos, forças e momentos (exemplo 4). *Fonte: Metacomp (1994)*

Quando o painel abrir, configure a entrada 1 (*Entry 1*) para "coefficient" e depois clique em "Boundary/Planes and Ref. Quantities", isso irá abrir o painel mostrado na Fig. 5.79.

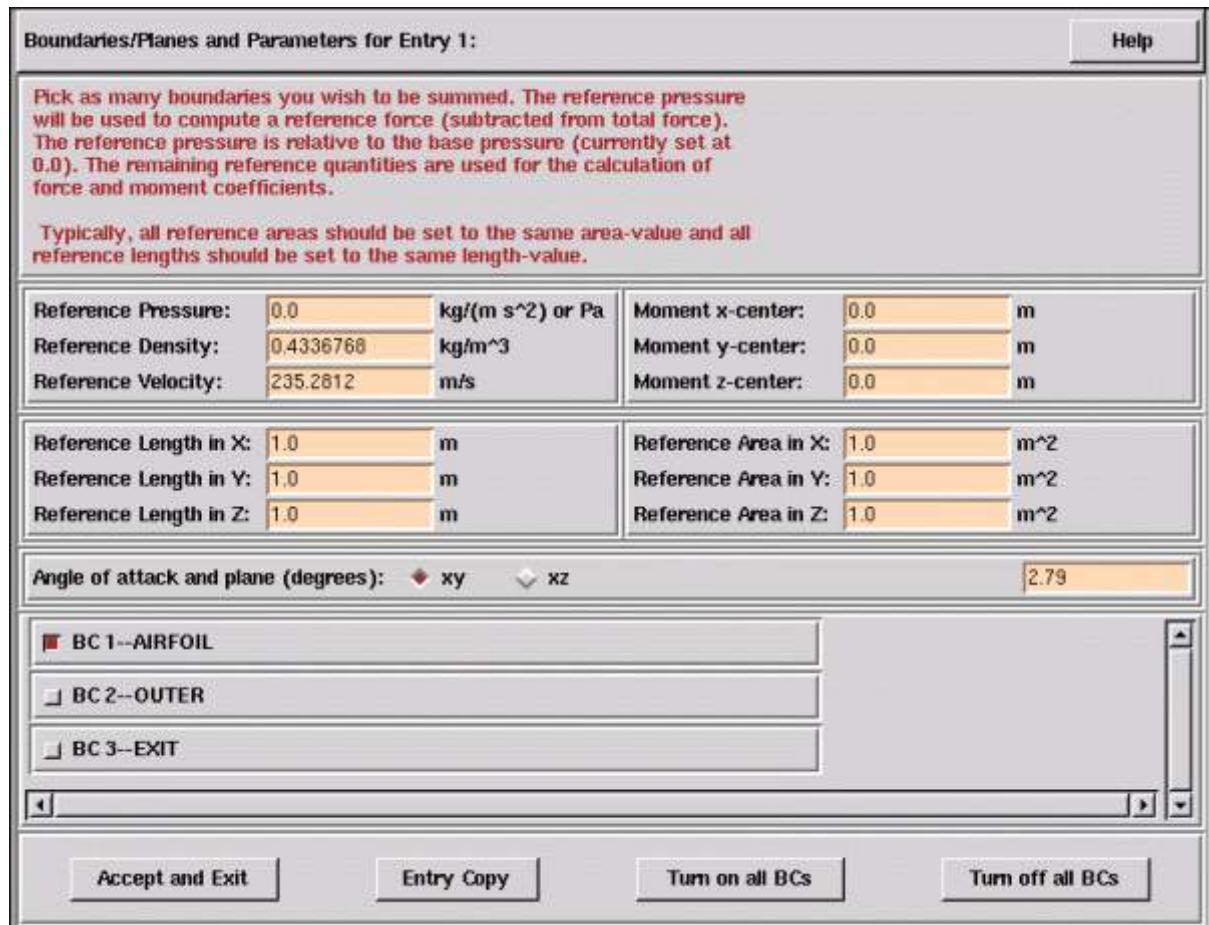


Figura 5.79 – Painel de configuração da entrada 1 do *FFM Processor* (exemplo 4). Fonte: Metacomp (1994)

Nesse painel, insira a massa específica de referência de  $0.4336768 \text{ kg/m}^3$  e uma velocidade de referência de  $235.2812 \text{ m/s}$ . Para o ângulo de ataque, selecione *xy* e insira um valor de  $2.79^\circ$ . Depois, selecione "BC1-Airfoil" e clique em "Accept and Exit" para confirmar e fechar esse painel.

De volta no painel de processamento dos fluxos, forças e momentos, clique em "Write file" para gravar os dados inseridos no arquivo *infout1f.inp*. O painel pode, então, ser fechado clicando em *Close*.

No painel "Advanced Convergence Control", clique em "Controls" ao lado do "type 2 controls". Isso leva para o painel mostrado na Fig. 5.80.

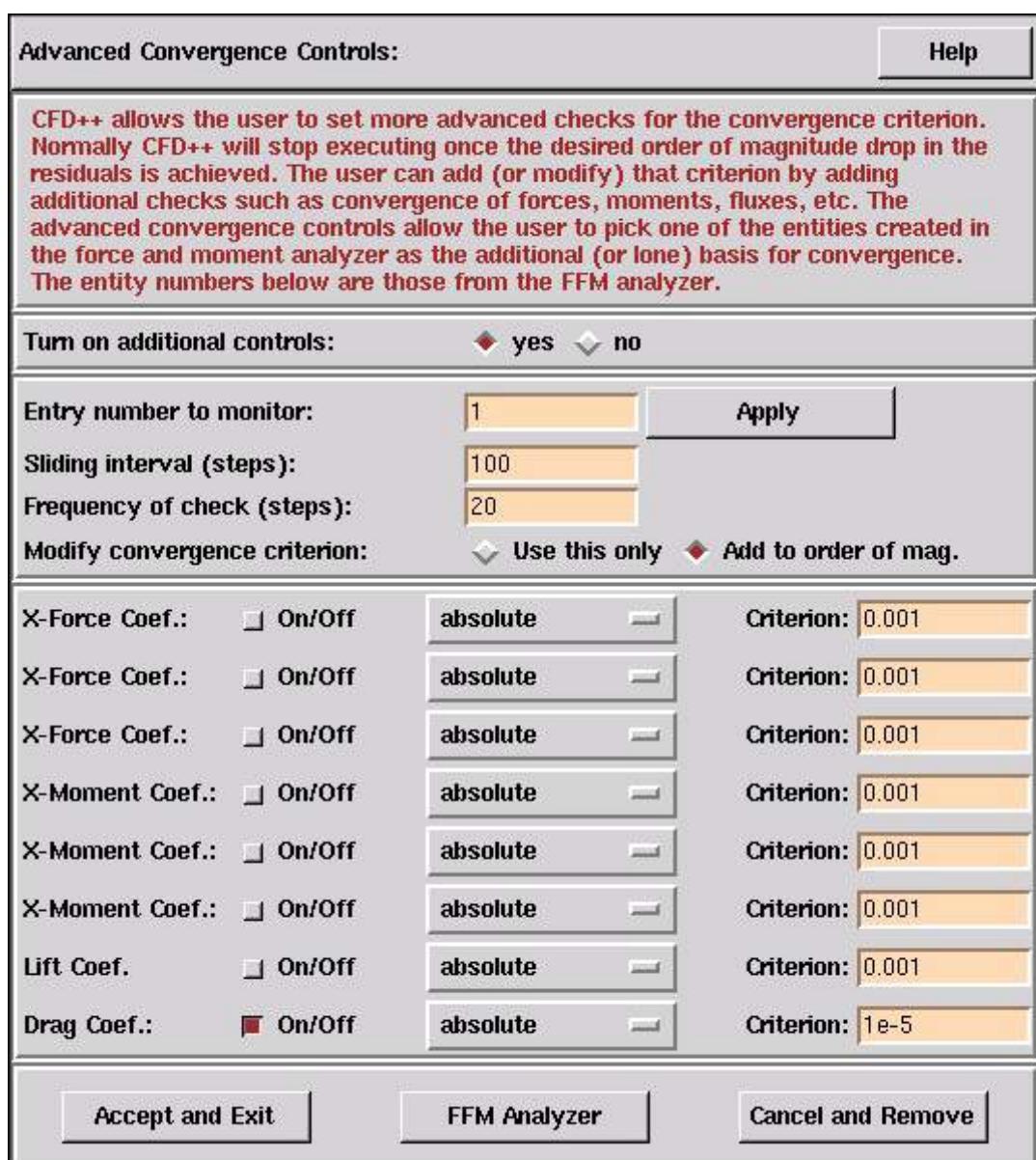


Figura 5.80 – Painel de configuração *Advanced Convergence Controls* (exemplo 4). Fonte: Metacomp (1994)

Selecione "Drag Coeff." e configure o critério de convergência para  $1 \cdot 10^{-5}$ . Clique em "Accept and Exit" para confirmar e fechar esse painel. Clique em "Close" para fechar o painel *Advanced Convergence Control*.

No painel de integração temporal, selecione *Proceed*. No segundo painel de integração temporal, mantenha as configurações sem fazer alterações e clique em "Accept and Exit" para confirmar e fechar esse painel.

Finalmente, no atalho "Plot", certifique-se de que o coeficiente de pressão está ativado (Fig. 5.81).

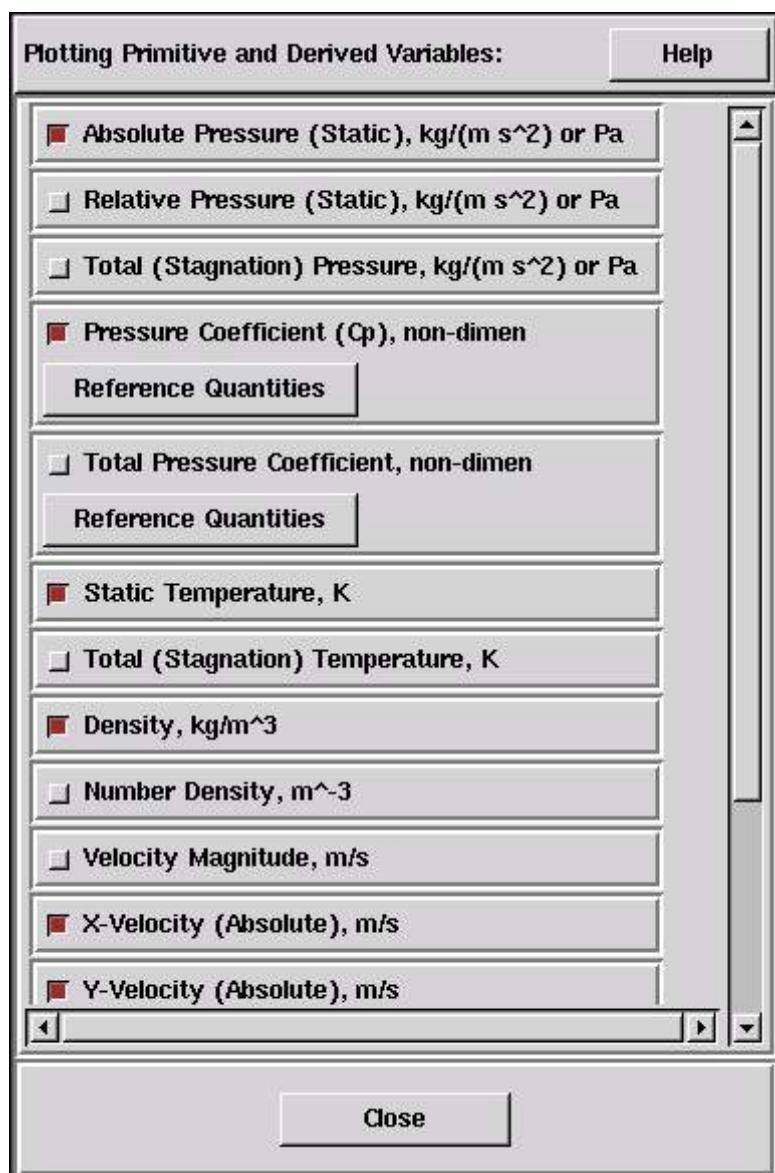


Figura 5.81 – Painel de configuração do "Plot" (exemplo 4). *Fonte: Metacomp (1994)*

Quando esta opção é ativada, o usuário deve providenciar a pressão de referência, os valores de massa específica e velocidade. Clique em "*Reference Quantities*" e o painel da Fig. 5.82 será aberto.

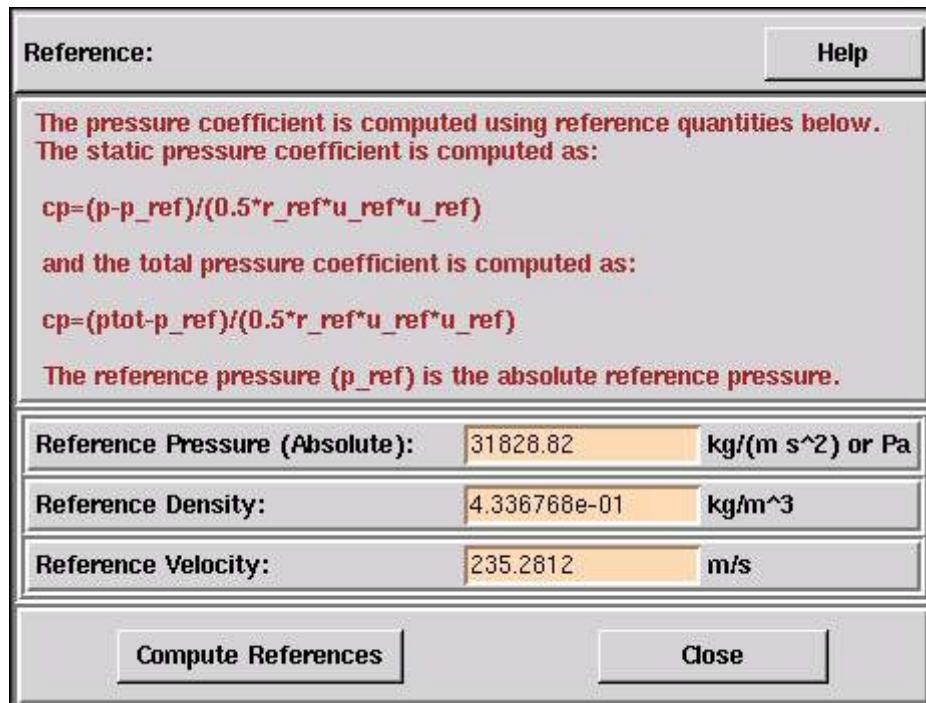


Figura 5.82 – Painel de configuração das variáveis de referência (exemplo 4). *Fonte: Metacomp (1994)*

Vamos utilizar os valores referentes ao escoamento livre,  $31828.82 \text{ Pa}$ ,  $235.2812 \text{ m/s}$  e  $0.4336768 \text{ kg/m}^3$ . O usuário pode inserir esses valores manualmente ou clicando em "Compute References" e, depois, dando um duplo clique para selecionar uma das opções de configuração de informações existentes (Fig. 5.83). Na última opção, os valores serão inseridos nas suas respectivas caixas de entrada automaticamente.

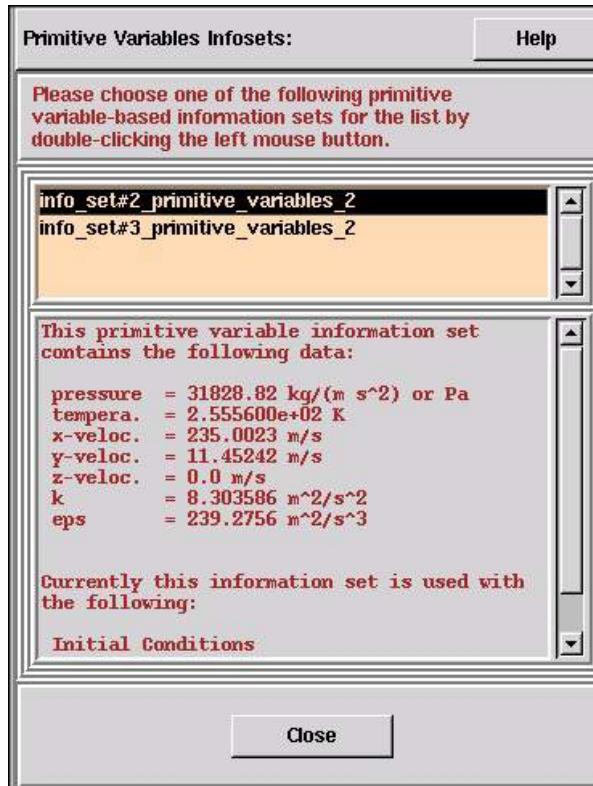


Figura 5.83 – Painel de configuração das variáveis primitivas atualizado (exemplo 4). Fonte: Metacomp (1994)

Então, podemos selecionar "Close" duas vezes para fechar o painel de configuração do coeficiente de pressão e o painel do "Plot". Depois, selecione "Write and Exit" no painel de opções "Neutral plotting file". Selecione "OK" e salve os arquivos.

## Executando o CFD++

Vamos escolher executar o CFD++ interativamente em um único CPU (*single CPU*). Para isso, selecione "Execute->"Single-CPU->"Run CFD++(Interactive)". Isso irá fazer com que o painel mostrado na Fig. 5.84 seja aberto.

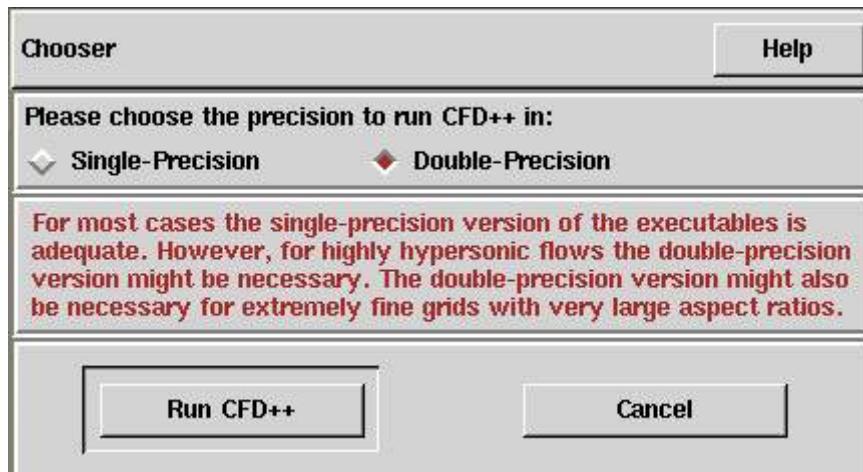


Figura 5.84 – Painel de escolha da precisão de execução (exemplo 4). *Fonte: Metacomp (1994)*

Vamos selecionar a opção "*Double-Precision*" e clicar em "*Run CFD++*". Note que antes do CFD++ iniciar a execução da simulação, uma opção para salvar os arquivos é aberta. Salvando os arquivos nessa etapa asseguramos que qualquer alteração adicional seja refletida na execução. Após 680 iterações, os resíduos devem aparecer similarmente a Fig. 5.85.

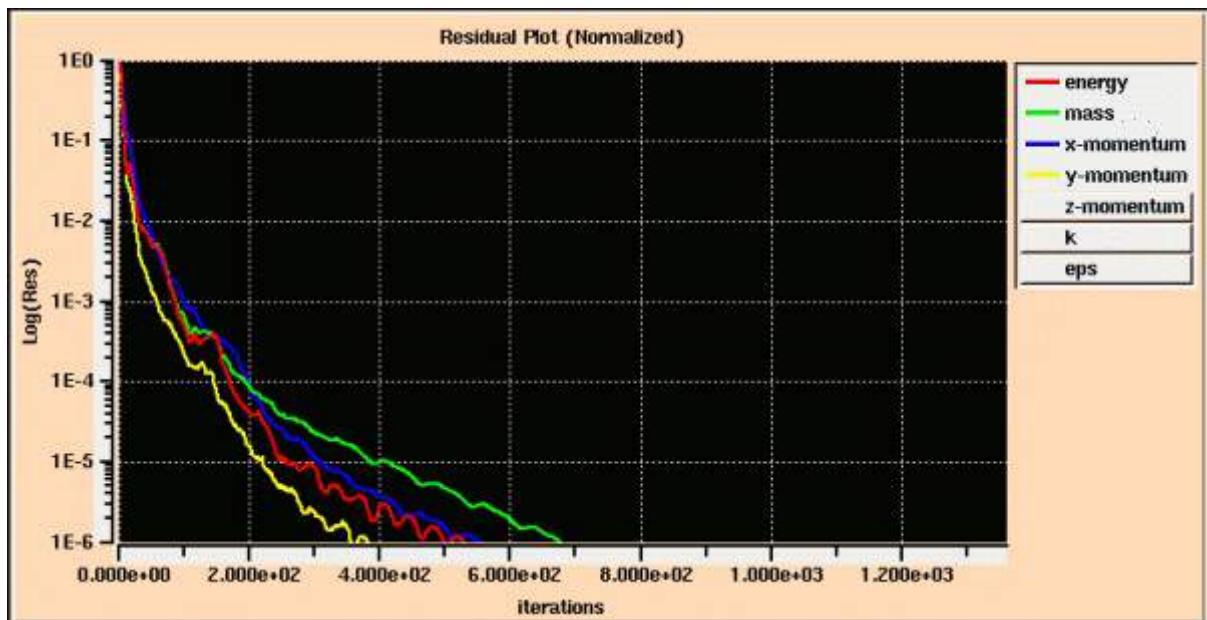


Figura 5.85 – Gráfico dos resíduos (exemplo 4). *Fonte: Metacomp (1994)*

A Fig. 5.86 mostra os contornos do número de *Mach* ao longo do comprimento do perfil.

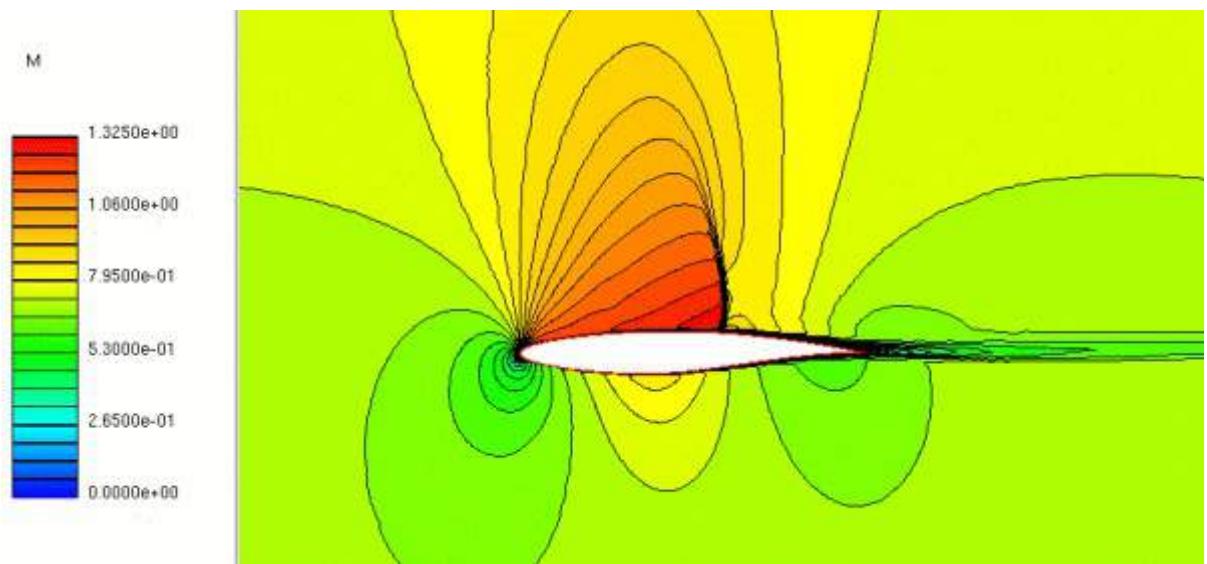


Figura 5.86 – Contornos do número de *Mach* ao longo do perfil (exemplo 4). *Fonte: Metacomp (1994)*

O modelo de turbulência *realizable*  $k - \epsilon$  foi utilizado nesse caso. Outro caso com o modelo SA também foi simulado. A Fig. 5.87 mostra uma comparação do coeficiente de pressão calculado para os dois casos e também por um experimento.

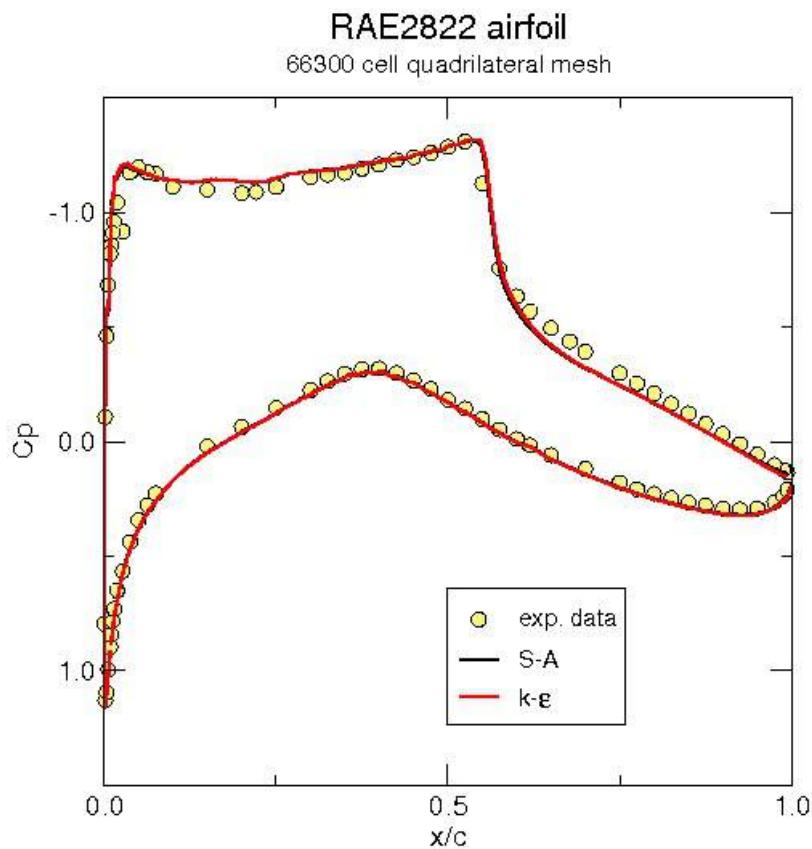


Figura 5.87 – Gráfico comparativo do coeficiente de pressão para dois modelos de turbulência e um experimento (exemplo 4). *Fonte: Metacomp (1994)*

### 5.2.5 Exemplo 5: Transferência de Calor dentro de uma Cabine de uma Aeronave

Este exemplo simula o escoamento e a transferência de calor dentro de uma cabine simplificada de uma aeronave. O efeito da radiação solar através da janela da cabine e a transferência de calor combinada entre o escoamento e os assentos são incluídos.

#### Configuração do Problema

Inicialmente, é recomendado que o usuário copie os arquivos da malha para o seu diretório de trabalho, de modo que não venha a corromper os arquivos originais.

A interface gráfica pode então ser aberta, digitando *mcfogui* no *prompt* de comando aberto no diretório que contém os arquivos da malha. Selecione o diretório atual como sendo o diretório de trabalho e opte por analisar os arquivos de malha existentes. Note que o arquivo dos grupos também é detectado e lido. Vamos também optar por ler o arquivo das condições de contorno internas (*interior BC file*). A Fig. 5.88 mostra o painel de inicialização da malha.

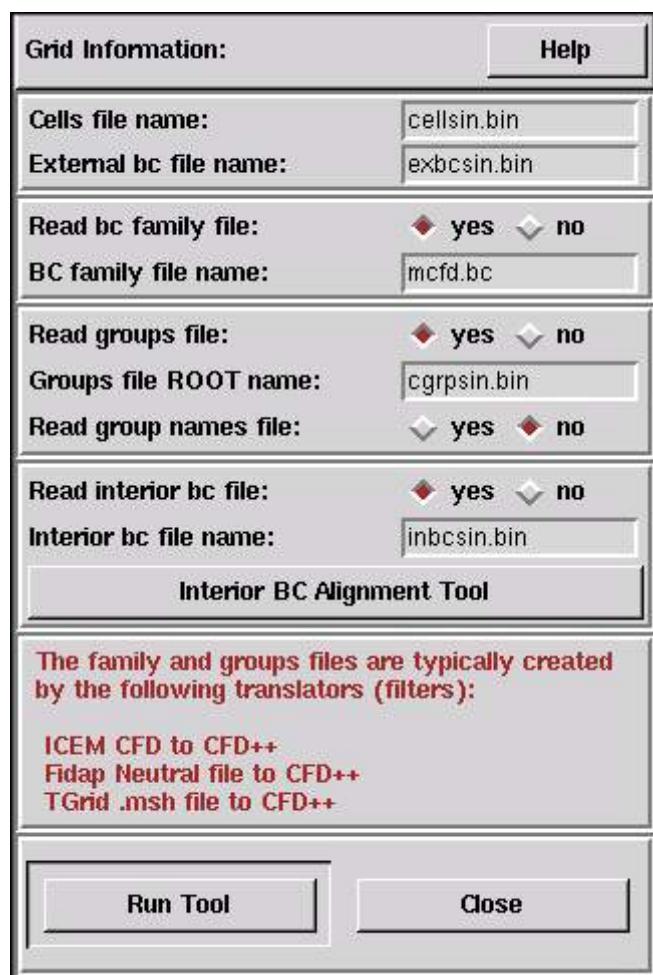


Figura 5.88 – Painel de inicialização da malha (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

Clicando em "Run tool" leva para o painel da Fig. 5.89.

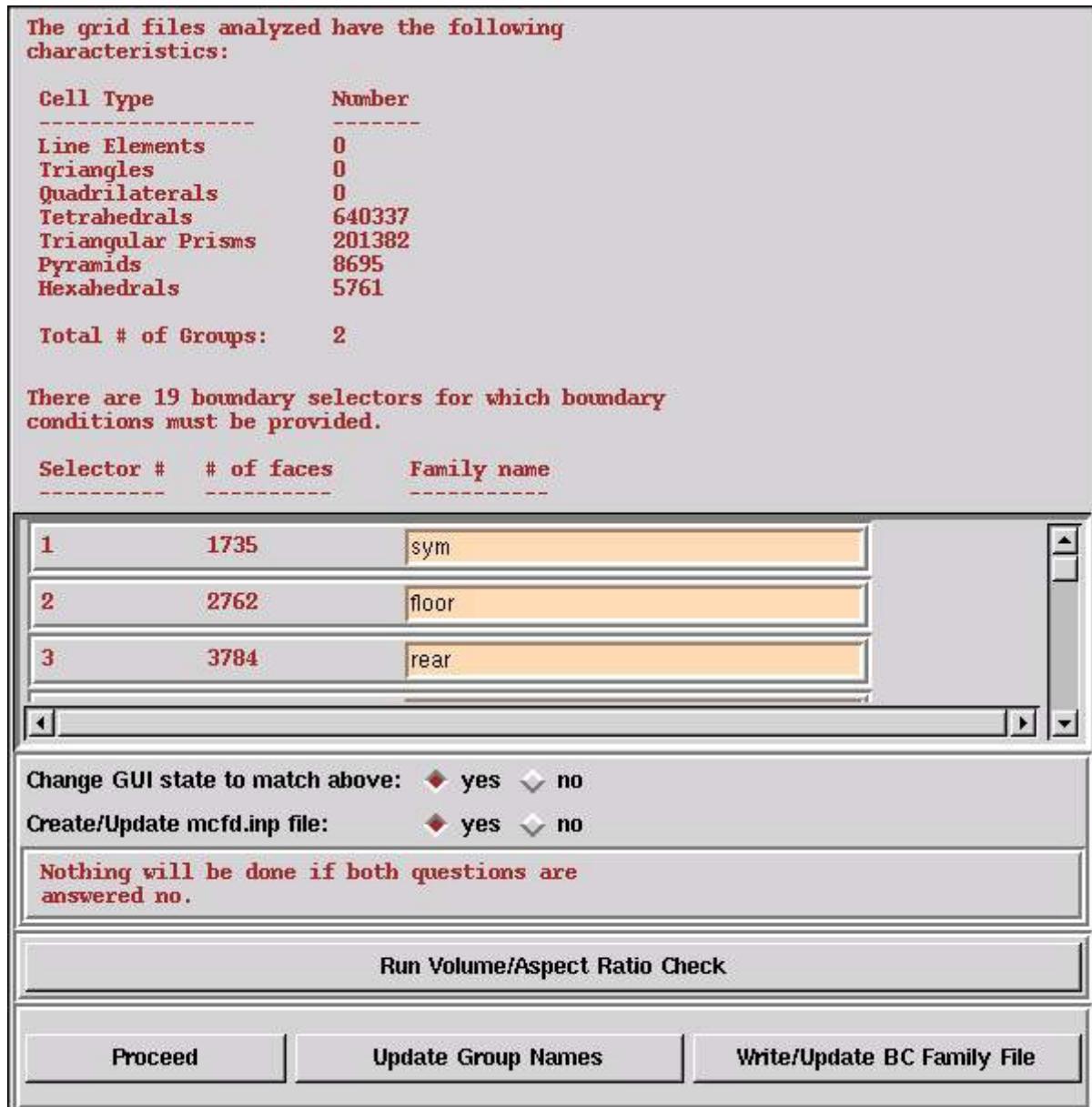


Figura 5.89 – Painel de informações referentes a malha (exemplo 5). Fonte: Metacomp (1994)

A malha deve consistir de 640377 elementos tetraédricos, 201382 prismas triangulares, 8695 pirâmides e 5761 hexaedros, com 19 contornos. Antes de proceder, certifique-se de que as opções estão marcadas com "yes". Quando o GUI perguntar se é desejável mostrar os contornos da malha, selecione "OK". A Fig. 5.90 será aberta.

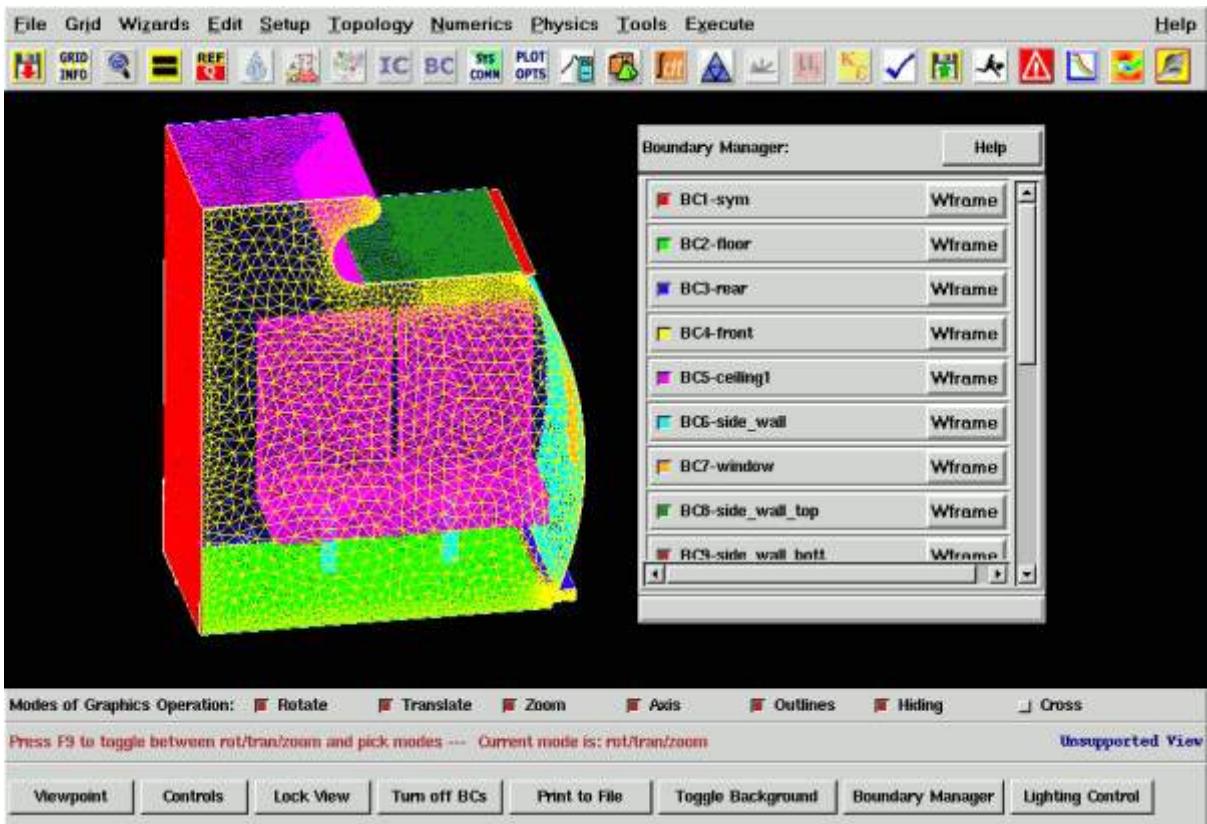


Figura 5.90 – Visualização dos contornos (exemplo 5). Fonte: Metacomp (1994)

### 1. Configuração das Equações:

Vamos iniciar definindo as equações que precisam ser resolvidas. O painel para definir uma nova configuração de equação pode ser acessado em "Physics->"Equation set type", ou através do atalho no menu principal. Dê um duplo clique em "New\_information\_set" para iniciar a configuração das equações. Isso irá abrir o painel mostrado na Fig. 5.91.

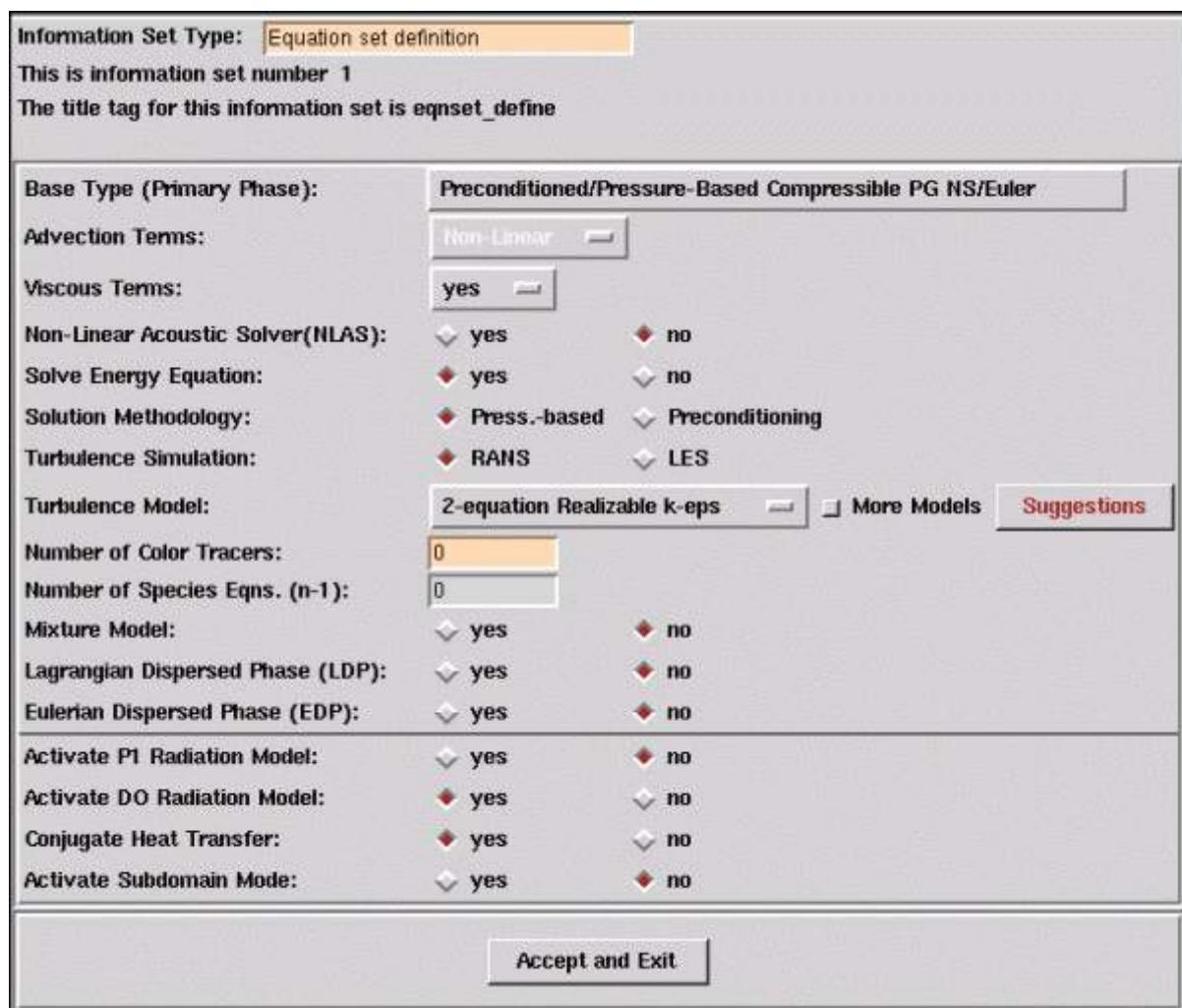


Figura 5.91 – Painel de configuração das equações (exemplo 5). Fonte: Metacomp (1994)

Vamos escolher resolver as equações de *Navier-Stokes* para escoamentos compressíveis considerando o fluido um gás perfeito ("*Preconditioned/Pressure-based Compressible PG NS/Euler*"). Certifique-se de que os termos viscosos e a equação da energia estão ativados. Selecione a opção "*Pressure-based*" para o algoritmo que resolve as equações. Vamos utilizar o modelo padrão RANS e selecionar o modelo de turbulência de duas equações "*Realizable k-epsilon*". Depois, vamos ativar os termos "*DO Radiation*" e "*Conjugate Heat Transfer*". Mantenha os demais itens na forma padrão e selecione "*Accept and Exit*" para fechar o painel. A nova configuração de informações deve aparecer no painel como "*info\_set#1*", conforme mostra a Fig. 5.92. Clique em "*Apply and Exit*" para fechar o painel.

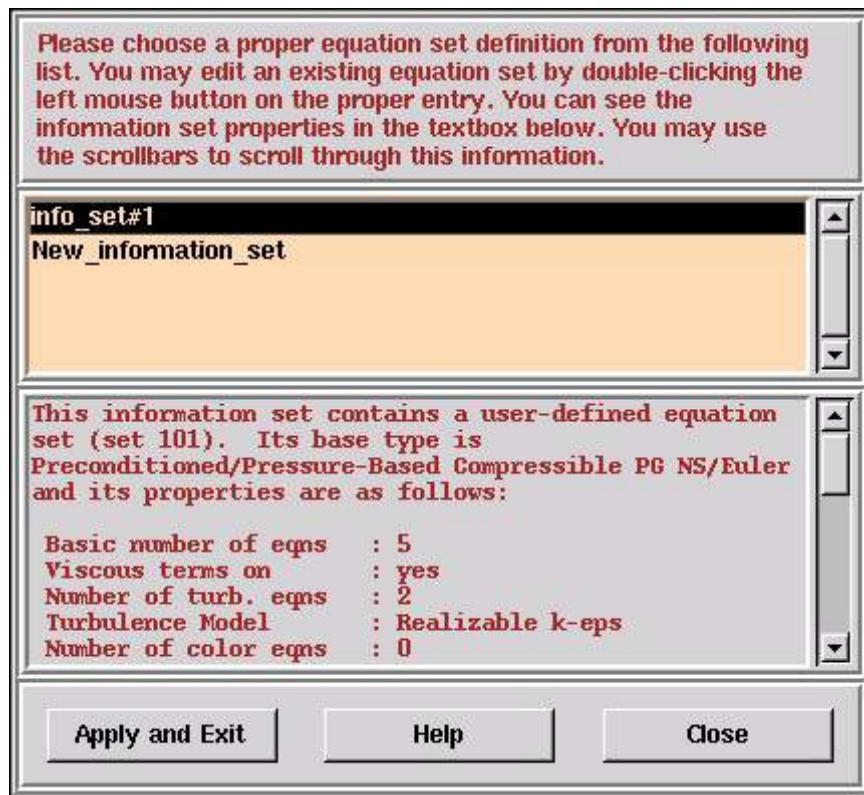


Figura 5.92 – Painel de informações referente a configuração das equações (exemplo 5).  
Fonte: Metacomp (1994)

## 2. Referência das Variáveis

Após a configuração das equações, o painel de referência das variáveis será aberto, conforme a Fig. 5.93.

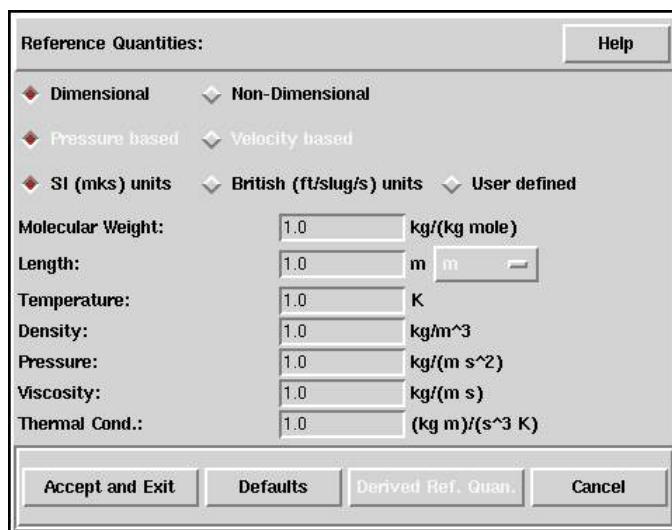


Figura 5.93 – Painel de referência das variáveis (exemplo 5). Fonte: Metacomp (1994)

Vamos escolher executar o CFD++ no modo "*dimensional*". Uma vez que isso é selecionado, nenhum outro dado de entrada é necessário para configurar nessa seção. Selecione "*Accept and Exit*" e depois "*Proceed*".

### 3. Painel Riemann Solver

Depois de configurar a referência das variáveis, seremos direcionados para o painel "*Riemann Solver*". Mantenha as configurações na forma padrão, conforme a Fig. 5.94, e selecione "*Accept and Exit*" para confirmar e fechar esse painel.

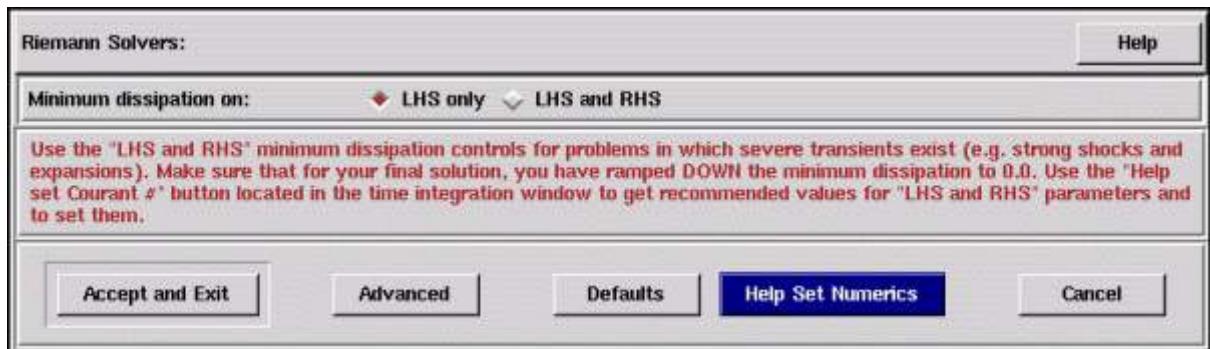


Figura 5.94 – Painel *Riemann Solver* (exemplo 5). Fonte: Metacomp (1994)

### 4. Modelo *DO Radiation*

O usuário será então direcionado para a configuração do modelo *DO Radiation*. Nesse painel, altere o tipo da função fase para "*isotropic*". Para problemas tridimensionais, tipicamente, pode-se definir o número de divisões em ângulo polar e azimutal para 2 e 4, respectivamente. Insira *0.0001* para o coeficiente de absorção da radiação e mantenha as demais configurações na forma padrão. Certifique-se de que o painel está como na Fig. 5.95 e clique em "*Accept and Exit*".

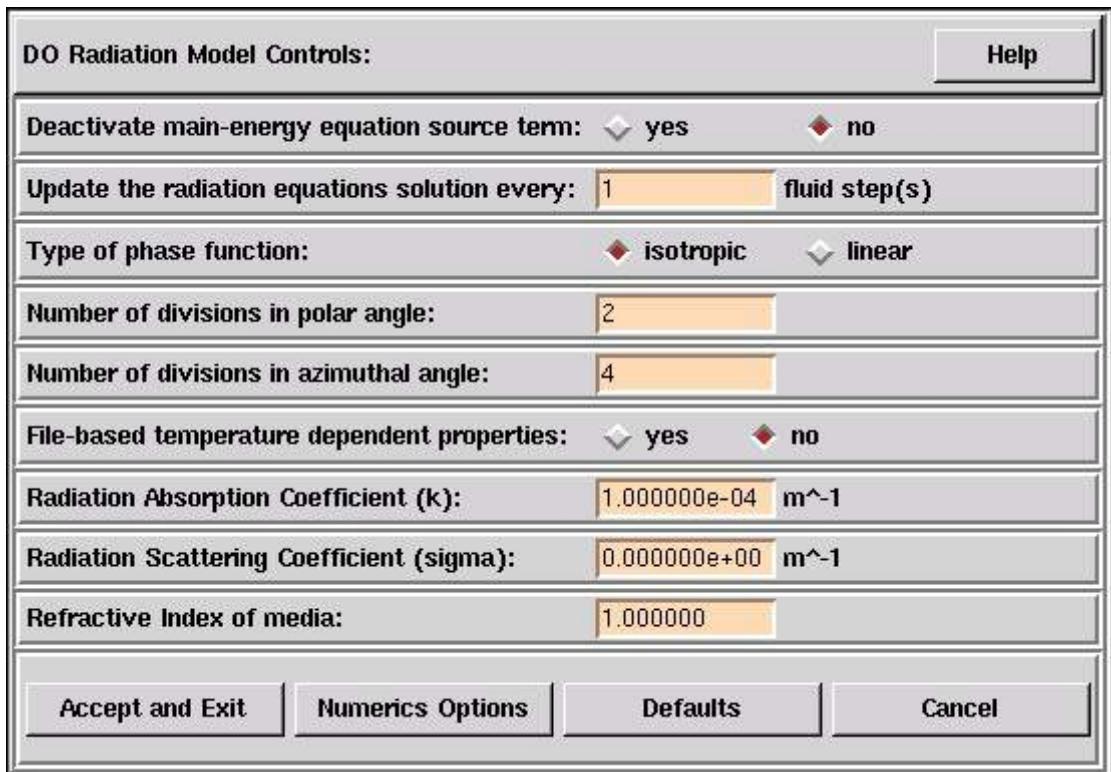


Figura 5.95 – Painel de configuração do modelo *DO Radiation* (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

## 5. Configuração do modelo de turbulência

No painel *Turbulence control*, mantenha todas as configurações na forma padrão, conforme a Fig. 5.96, e selecione "Accept and Exit".

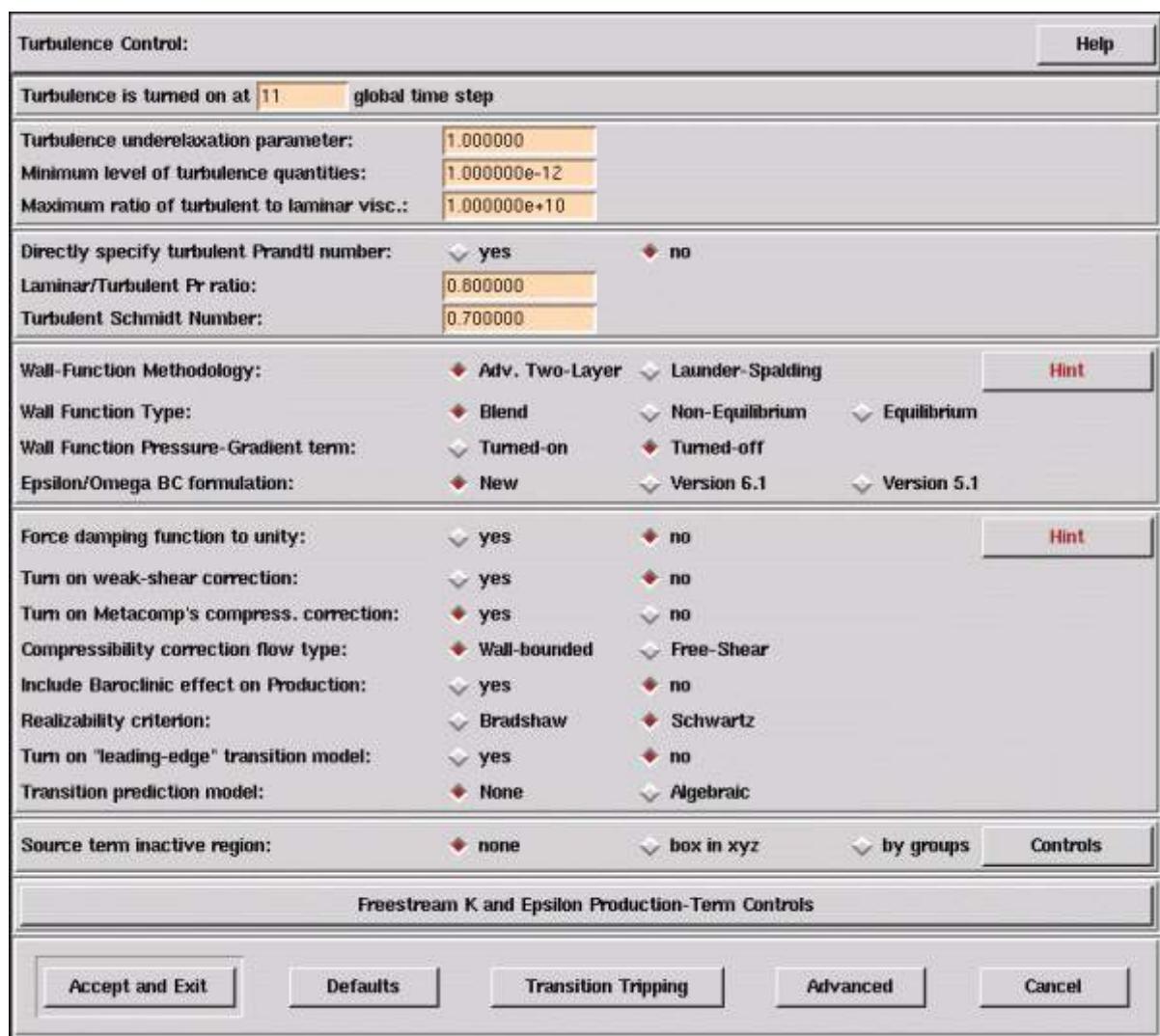


Figura 5.96 – Painel de configuração *Turbulence Control* (exemplo 5). Fonte: *Metacomp* (1994)

## 6. Configuração do modelo combinado de transferência de calor

No painel de configuração do modelo de transferência de calor combinado altere o número total de grupos para 2, visto que, existem dois grupos nesse problema: um grupo fluido e um grupo sólido. Os grupos fluido e sólido são identificados como grupo 1 e grupo 2, respectivamente. O número de grupos sólidos deve ser alterado para 1 antes de clicar em "Apply". O painel irá, então, se expandir, permitindo a configuração das propriedades termodinâmicas do material, conforme a Fig. 5.97.

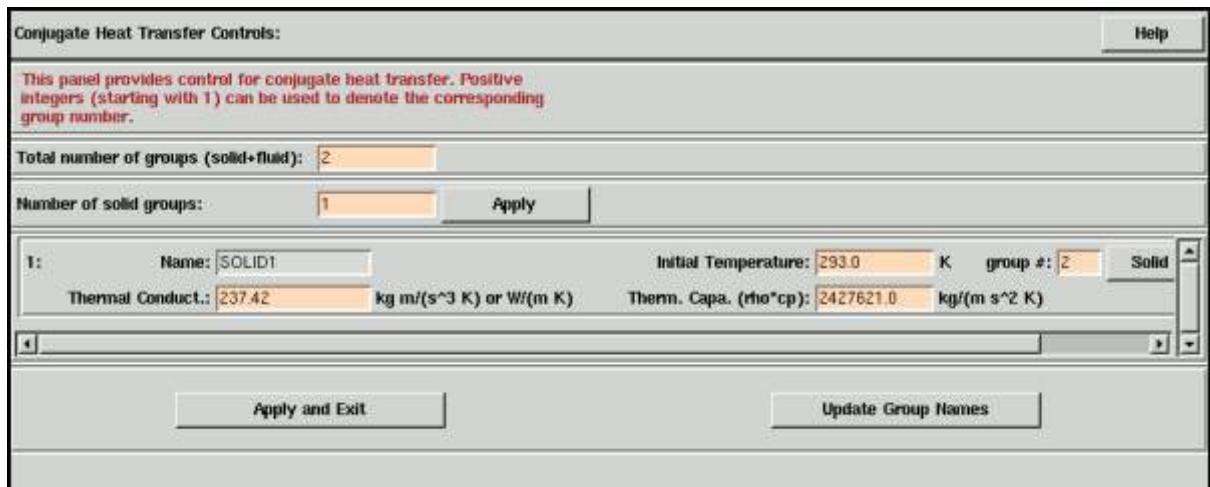


Figura 5.97 – Painel de configuração *Conjugate Heat Transfer* (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

Insira uma temperatura inicial de 293 K. Depois, altere o número do grupo referente ao sólido para 2 e selecione "Solid Database". Isso irá fazer com que o painel mostrado na Fig. 5.98 seja aberto. Para esse exemplo, o sólido que deve ser selecionado é o "Aluminum (pure)".

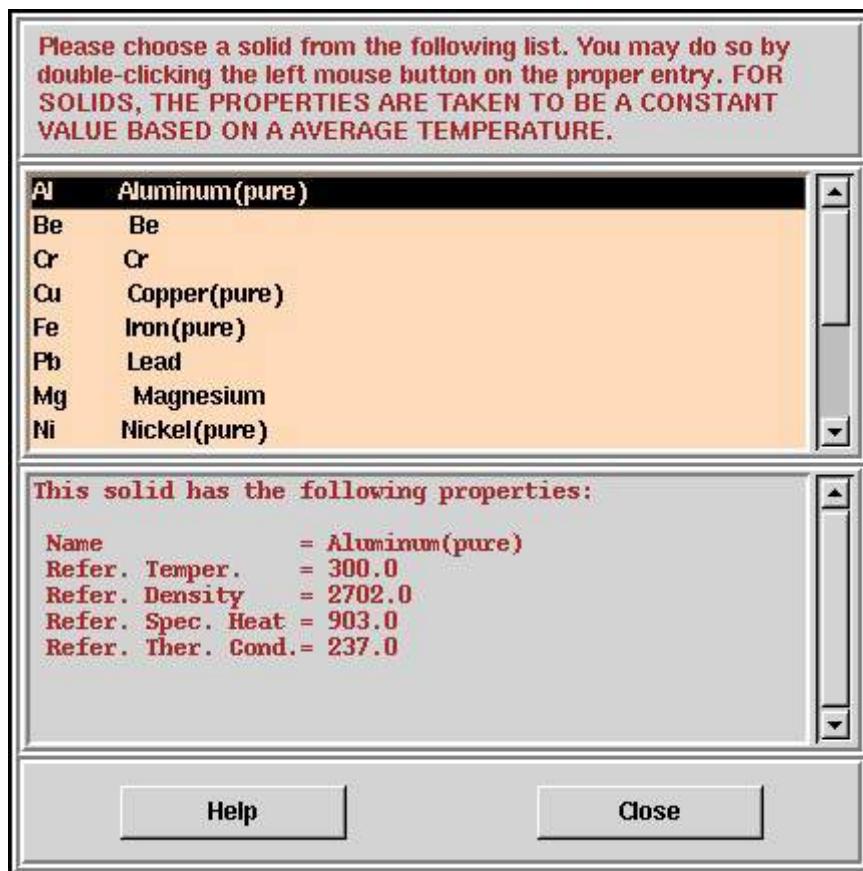


Figura 5.98 – Painel de seleção do material (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

O usuário será direcionado para uma janela (Fig. 5.99) na qual é solicitado que seja inserido um valor de temperatura média para avaliar as propriedades do material. Insira um valor de  $293\text{ K}$  e selecione *Proceed*.

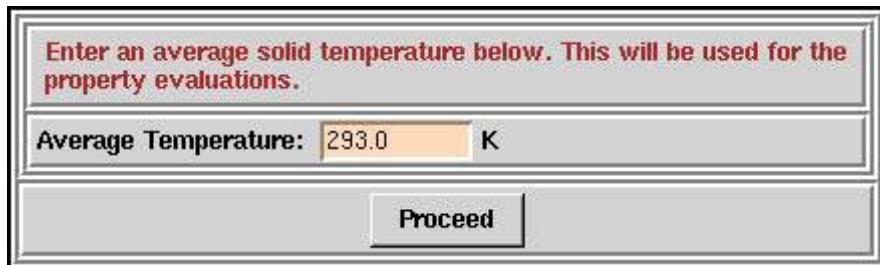


Figura 5.99 – Configuração da temperatura média (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

Clique em "Apply and Exit" para fechar o painel de configuração do modelo combinado de transferência de calor.

## 7. Propriedades do Fluido

O próximo passo é selecionar o fluido que será utilizado para a simulação. Isso pode ser feito através do painel "Fluid properties", que pode ser acessado no ícone do menu principal, ou através de "Physics->"Fluid Properties (Single-Species)". Após clicar em uma dessas opções, o painel da Fig. 5.100 será aberto.

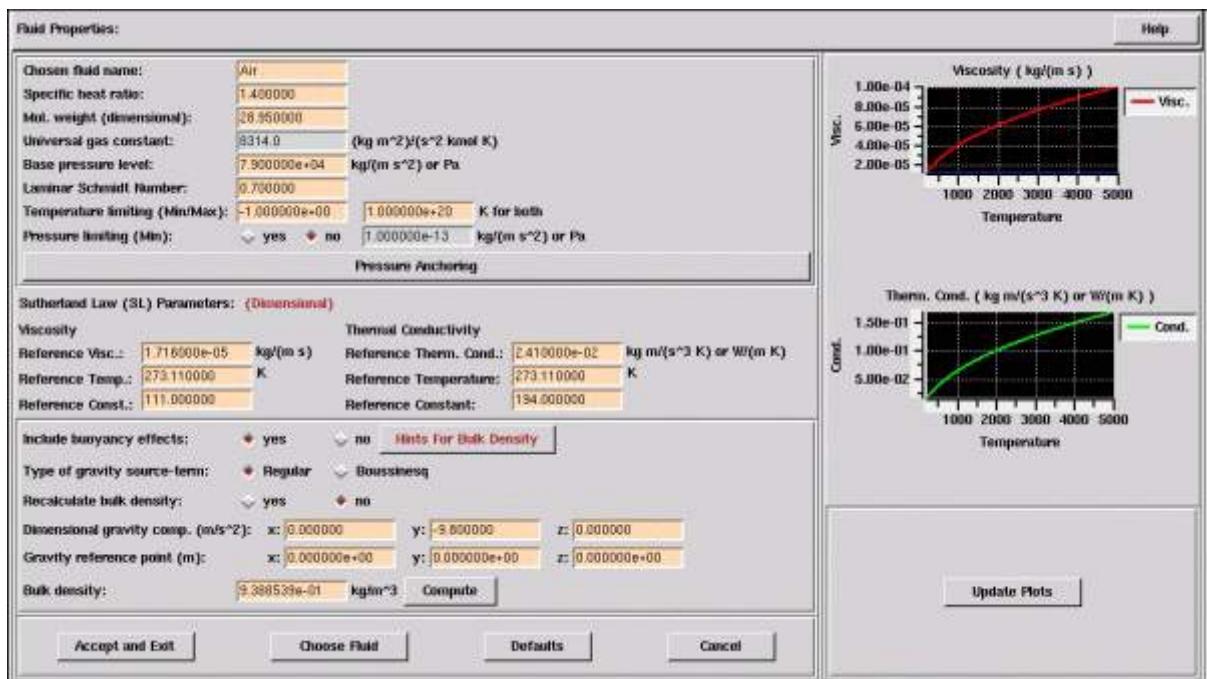


Figura 5.100 – Painel de propriedades do fluido (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

Insira uma pressão base de  $7.9 \cdot 10^4\text{ Pa}$ , o que corresponde a pressão em uma cabine de uma aeronave em condições de cruzeiro.

Na sequência, vamos habilitar o termo correspondente a aceleração gravitacional. Selecione "yes" ao lado do termo "*include buoyancy effects*". O painel irá se expandir, habilitando outras opções. Insira na caixa de entrada o valor de  $-9.81 \text{ m/s}^2$  para a componente  $y$  do vetor aceleração gravitacional. Altere a massa específica de referência ("*bulk density*") para  $9.388539 \cdot 10^{-1} \text{ kg/m}^3$ .

Clique em "*Apply and Exit*" para confirmar e fechar o painel.

## 8. Condições Iniciais

O painel de inicialização do domínio pode ser acessado tanto pelo ícone (IC) no menu principal, quanto pelo caminho "*Setup->Data and Initialization->Initial Conditions*". Após clicar em uma dessas opções, o painel mostrado na Fig. 5.101 será aberto.

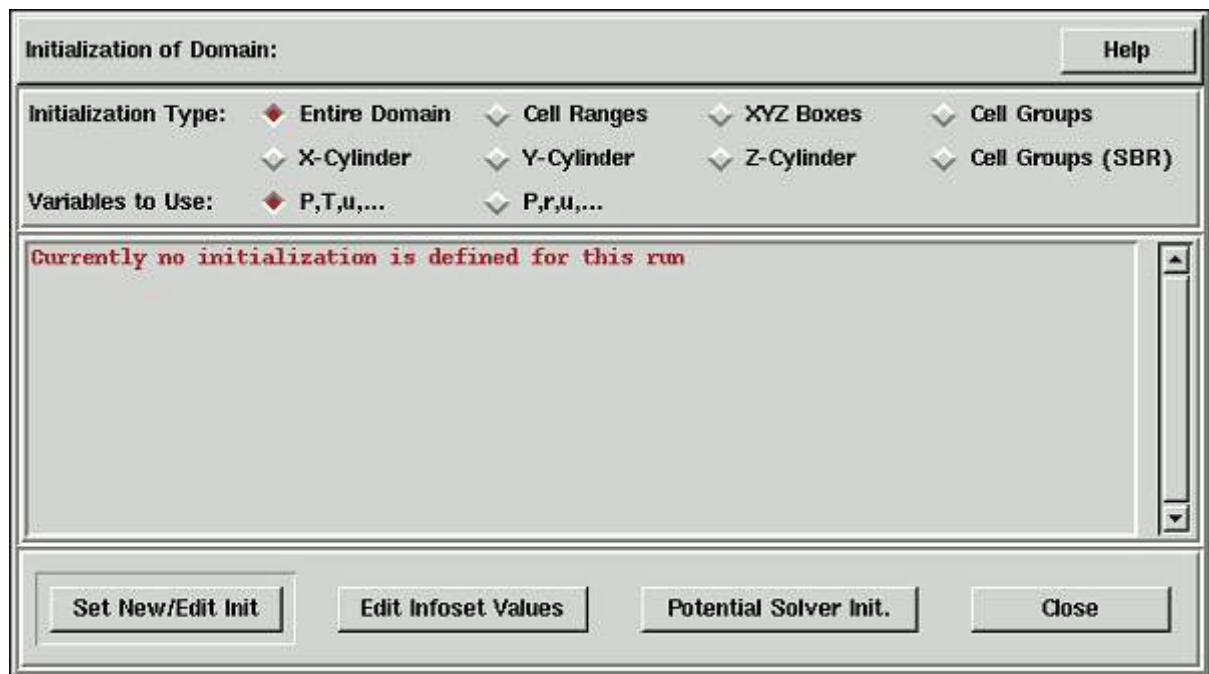


Figura 5.101 – Painel de inicialização do domínio (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

Clique em "*Set New Init*" e depois dê um duplo clique em "*New Information Set*" na janela subsequente, a fim de criar uma nova configuração de informações a respeito das condições iniciais do problema.

No painel seguinte, insira uma Pressão de  $0.0 \text{ Pa}$  e uma temperatura de  $293.0 \text{ K}$ . Insira uma velocidade de  $0.01 \text{ m/s}$  para componente de velocidade. Mantenha as variáveis de turbulência inalteradas, pois elas serão especificadas mais tarde através da ferramenta de inicialização da turbulência. Certifique-se de que as opções estão assinaladas como na Fig. 5.102 e clique em "*Accept and Exit*".

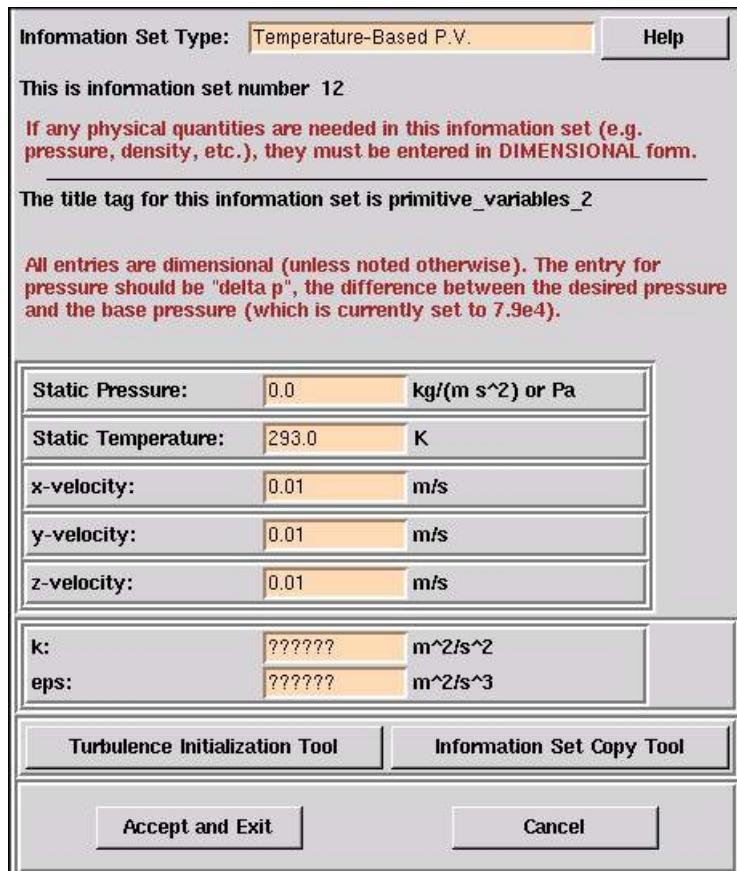


Figura 5.102 – Painel de configuração das condições iniciais (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

As condições iniciais para a região sólida também precisam ser especificadas. Lembre-se que isso foi realizado no passo 6, portanto, a configuração das condições iniciais está completa.

## 9. Condições de contorno

Agora vamos proceder para a configuração das condições de contorno. O painel de configuração pode ser acessado tanto pelo ícone (BC) no menu principal quanto pelo caminho "*Setup->Data and Initialization->Boundary Conditions*". O painel inicial de configuração das condições de contorno é mostrado na Fig. 5.103.

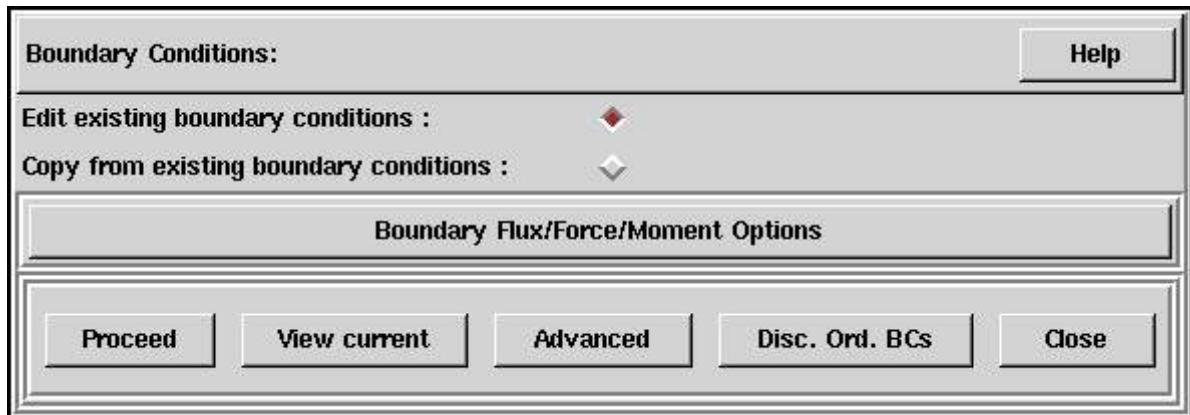


Figura 5.103 – Painel inicial de configuração das condições de contorno (exemplo 5).  
Fonte: Metacomp (1994)

Clicando no botão "*Proceed*" irá fazer com que o painel de edição das condições de contorno seja aberto. O painel deve conter 19 contornos, com nenhuma condição prescrita para eles. Vamos especificar as condições para cada contorno, portanto, selecione cada um individualmente e preencha as seguintes informações:

#### **BC1-sym, BC3-rear, BC4-front**

- *Boundary Condition Main Group: Symmetry*
- *Boundary Condition Sub-Group: Symmetry*

Uma vez que as informações foram preenchidas, selecione *Apply Choices* para confirmar a escolha. O painel deve estar configurado conforme mostra a Fig. 5.104.

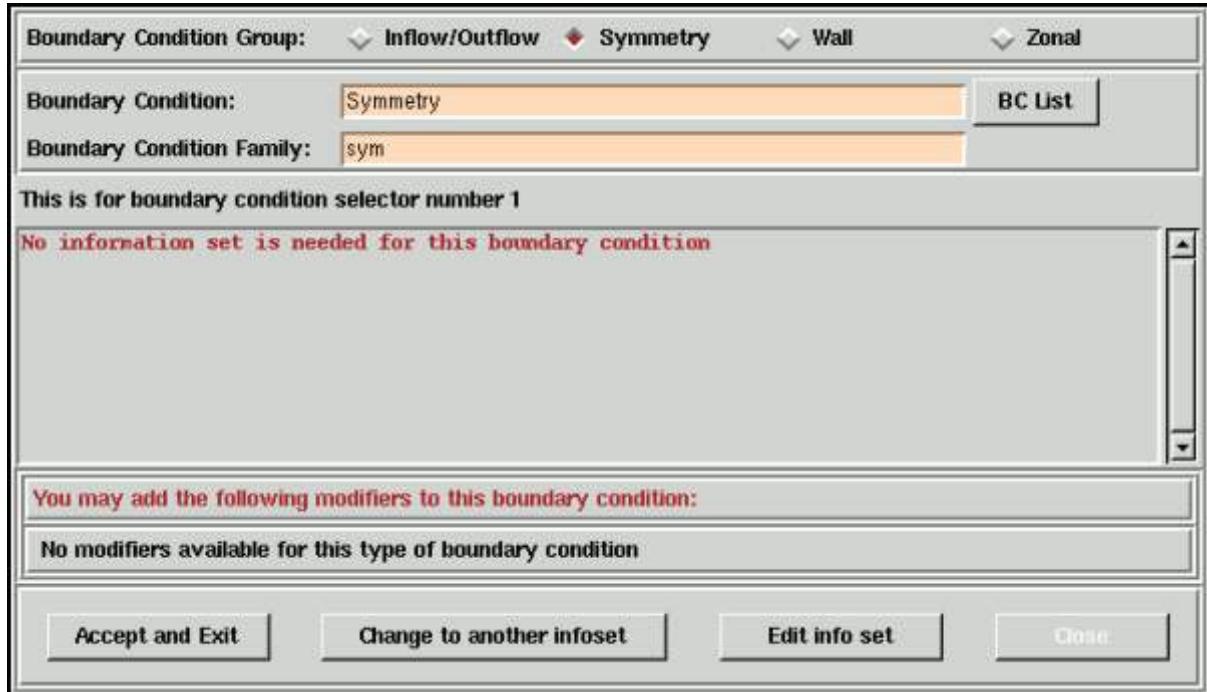


Figura 5.104 – Painel de configuração do contorno BC1, BC3 e BC4 (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

**BC2-floor, BC5, BC10(ceiling1, side\_wall, window, side\_wall\_top, side\_wall\_bott, inlet\_duct), BC-12 outlet\_duct, BC17-ceiling 2**

- *Boundary Condition Main Group: Wall*
- *Wall Type: Viscous (No-slip)*
- *Wall Heat Transfer: Isothermal-Constant Temperature*
- *Wall Integration: Wall Function*
- *Wall Motion: Stationary - With respect to the mesh motion*

Depois de inserir as informações selecione "Apply Choices" para confirmar. Uma nova janela será aberta, e o usuário deve clicar em "New information set". Isso irá fazer com que o painel mostrado na Fig. 5.105 seja aberto, solicitando um valor de temperatura na parede. Insira um valor de 297.0 K e clique em "Apply and Exit". Antes de clicar em "Accept and Exit" novamente, certifique-se de que o painel de configuração do contorno está como na Fig. 5.106.

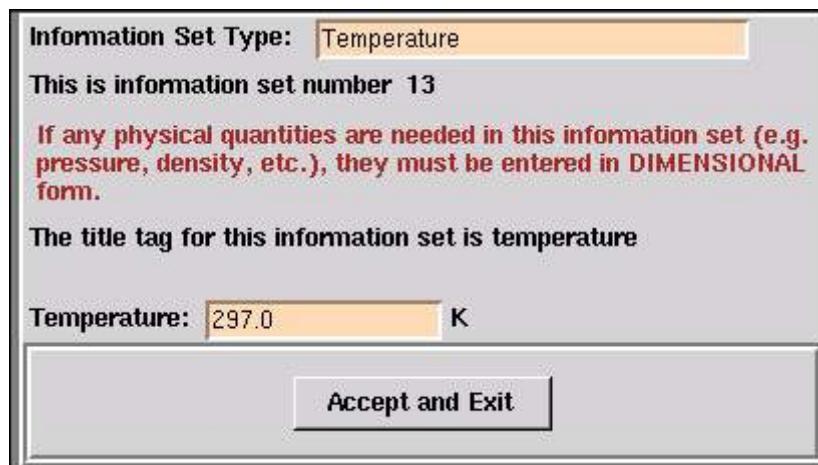


Figura 5.105 – Painel de configuração de temperatura na parede dos contornos BC2, BC5, BC10, BC12 e BC17 (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

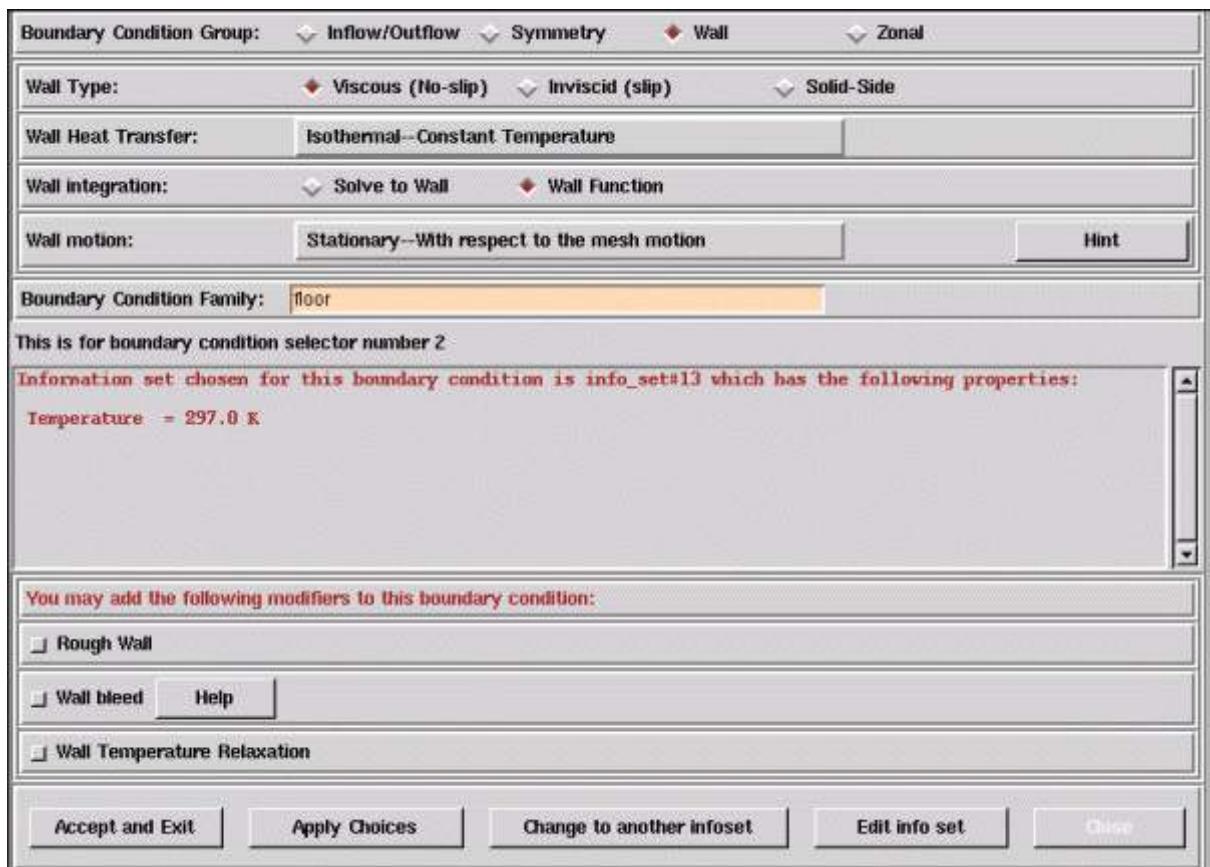


Figura 5.106 – Painel de configuração dos contornos BC2, BC5, BC10, BC12 e BC17 (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

### BC11 - inlet

- *Boundary Condition Main Group: Inflow/Outflow*
- *Boundary Condition Sub-Group: Inflow/Outflow*
- *Boundary Condition: Temperature-Velocity inflow/pressure outflow*

Uma vez que essas informações foram inseridas, clique em "Apply Choices" para confirmar. Uma nova janela será aberta, e o usuário deve clicar em "New information set" para definir um novo conjunto de informações. Isso irá fazer com que o painel da Fig. 5.107 seja aberto.

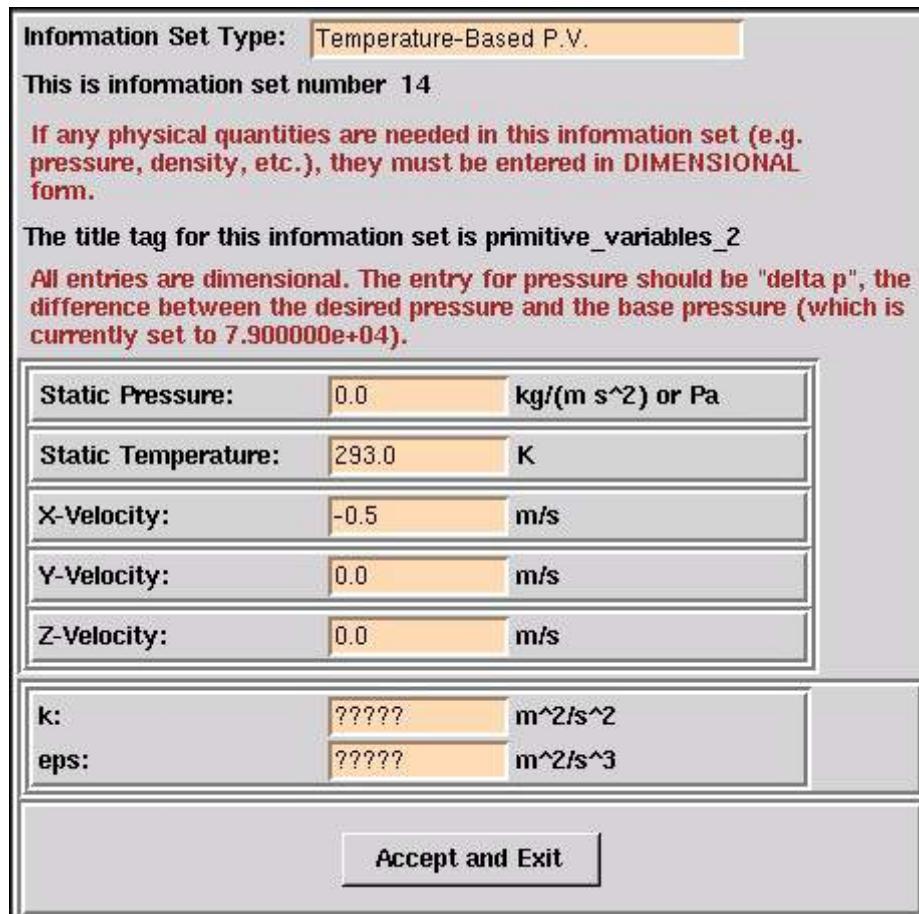


Figura 5.107 – Painel de configuração do contorno BC11 (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

Insira uma pressão de  $0.0 \text{ Pa}$ , uma temperatura de  $293 \text{ K}$ , e uma velocidade em  $x$  de  $-0.5 \text{ m/s}$ . Mantenha os valores referentes a turbulência inalterados e clique em "Accept and Exit".

Antes de clicar em "Accept and Exit" novamente, certifique-se de que o painel esteja como na Fig. 5.108.

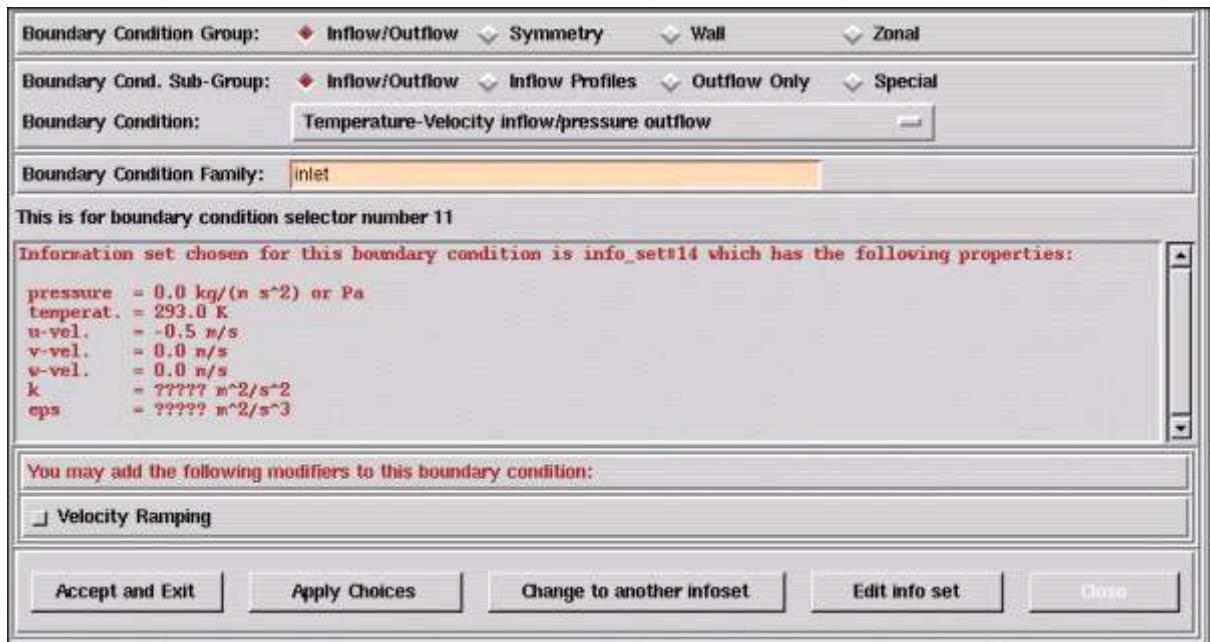


Figura 5.108 – Painel de informações do contorno BC11 (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

### BC13-outlet

- *Boundary Condition Main Group: Inflow/Outflow*
- *Boundary Condition Sub-Group: Outflow Only*
- *Boundary Condition: Outflow - Back Pressure Imposition*

Uma vez que as informações foram inseridas, clique em "Apply Choices" para confirmar. Uma nova janela será aberta, e o usuário deve clicar em "New information set" para definir um novo conjunto de informações. Isso irá fazer com que o painel mostrado na Fig. 5.109 seja aberto.

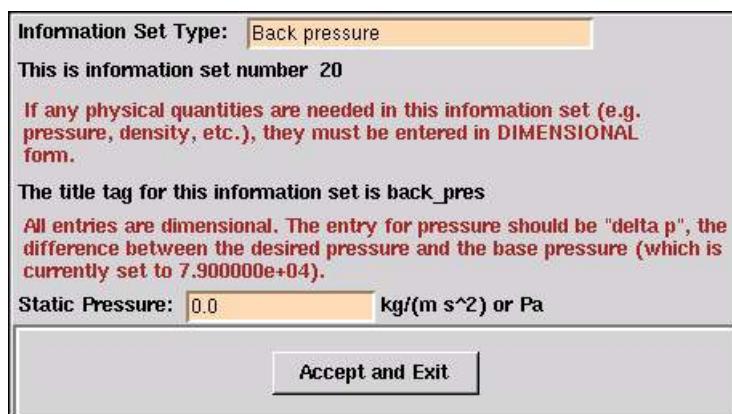


Figura 5.109 – Painel de informações do contorno BC13 (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

Insira uma pressão de 0.0 Pa antes de clicar em "Accept and Exit".

No painel de configuração do contorno, ative o modificador "*Sensitive to Gravity (integral)*". As coordenadas dos pontos de referência podem ser mantidas com seus valores padrões. Essa opção é ativada uma vez que o vetor aceleração gravitacional não é perpendicular em relação a essa superfície, mas sim paralelo e, com isso, a pressão nesse contorno terá uma componente hidrostática que não pode ser removida por  $(\rho - \rho_{bulk})gz$  (uma vez que  $\rho$  não é constante). O painel deve estar como na Fig. 5.110 antes de clicar em "Accept and Exit".

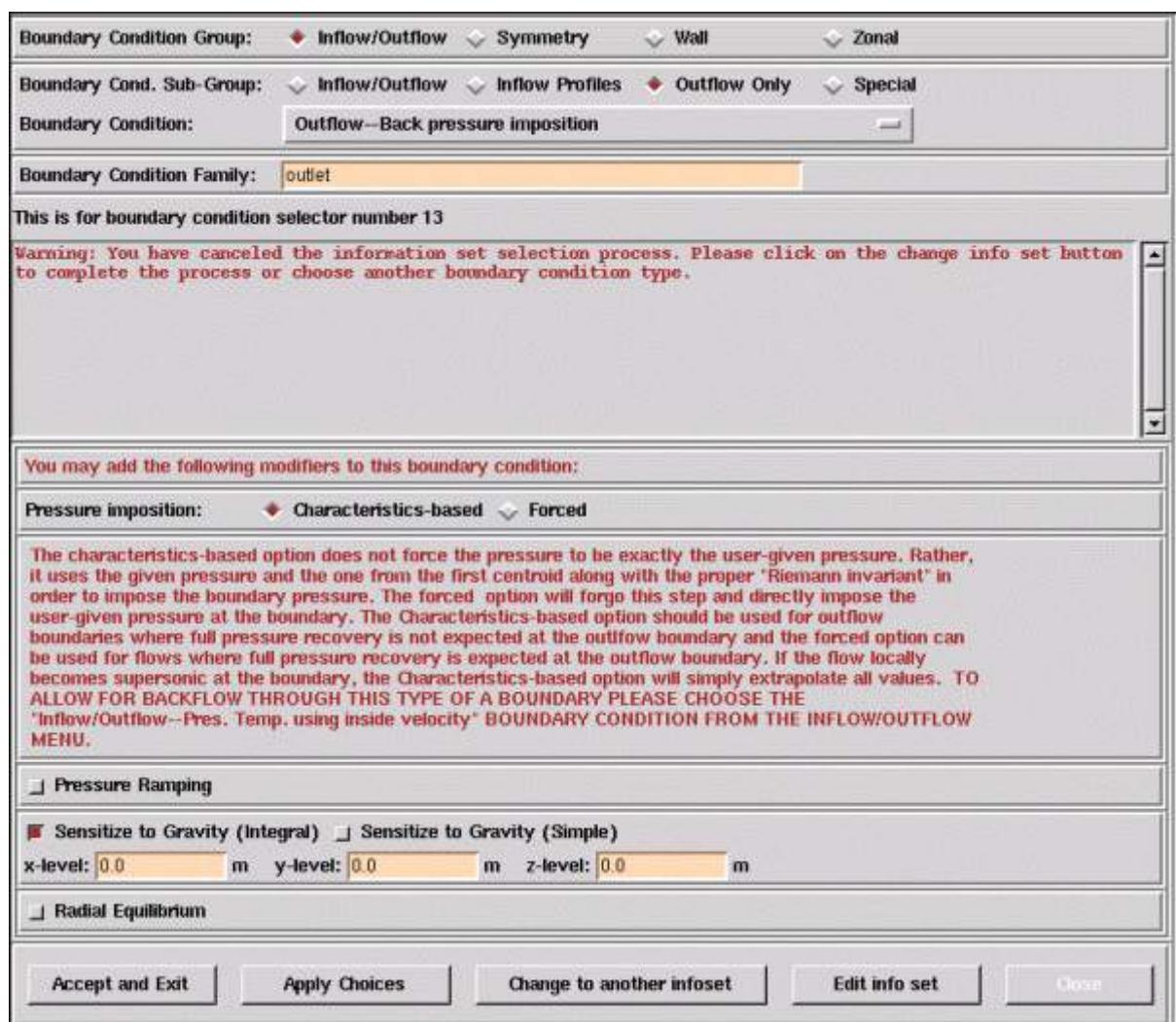


Figura 5.110 – Painel de configuração do contorno BC13 (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

### **BC14 - seats\_tw1, BC18 - seats\_tw2**

Esses contornos são as interfaces entre as regiões sólido e fluido. BC14 é o contorno visto pela região de fluido e BC18 é o contorno visto pela região sólida.

- *Boundary Condition Main Group: Zonal*
- *Zonal Interface Condition to be Applied after Zonal Connection: Conjugate Heat Transfer - Fluid/Solid - Wall Function*
- *Zonal Connection Type: Patched Only*

Uma vez que as informações foram inseridas, clique em "Apply Choices" para confirmar. Depois, clique em "yes" ao lado de "Set up a buffer layer". Insira um valor de  $0.1 \text{ W/(mK)}$  para a condutividade térmica e  $0.007\text{m}$  para a espessura. Isso será utilizado para modelar o tecido e a espuma/preenchimento dos assentos. O painel de configuração do contorno deve aparecer como mostra a Fig. 5.111.

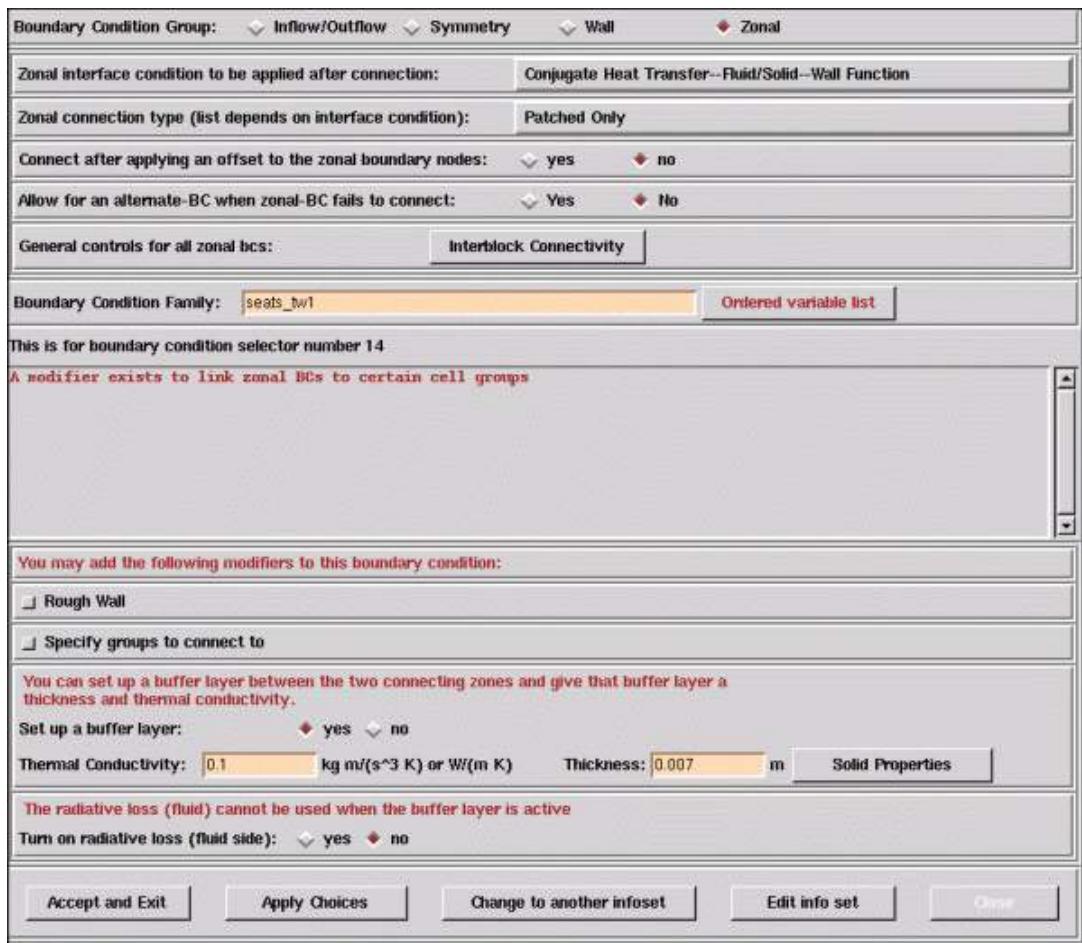


Figura 5.111 – Painel de configuração dos contornos BC14 e BC18 (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

### **BC15 - legs\_tw1, BC19 - legs\_tw2**

Esses contornos também são interfaces entre as regiões de sólido e fluido. BC15 é o contorno visto pela região de fluido e BC19 é o contorno visto pela região sólida.

- *Boundary Condition Main Group: Zonal*

- *Zonal Interface Condition to be Applied after Zonal Connection: Conjugate Heat Transfer - Fluid/Solid - Wall Function*
- *Zonal Connection Type: Patched Only*

Uma vez que as informações foram inseridas, clique em "Apply Choices" para confirmar. Nenhuma informação adicional é necessária. O painel deve estar como na Fig. 5.112.

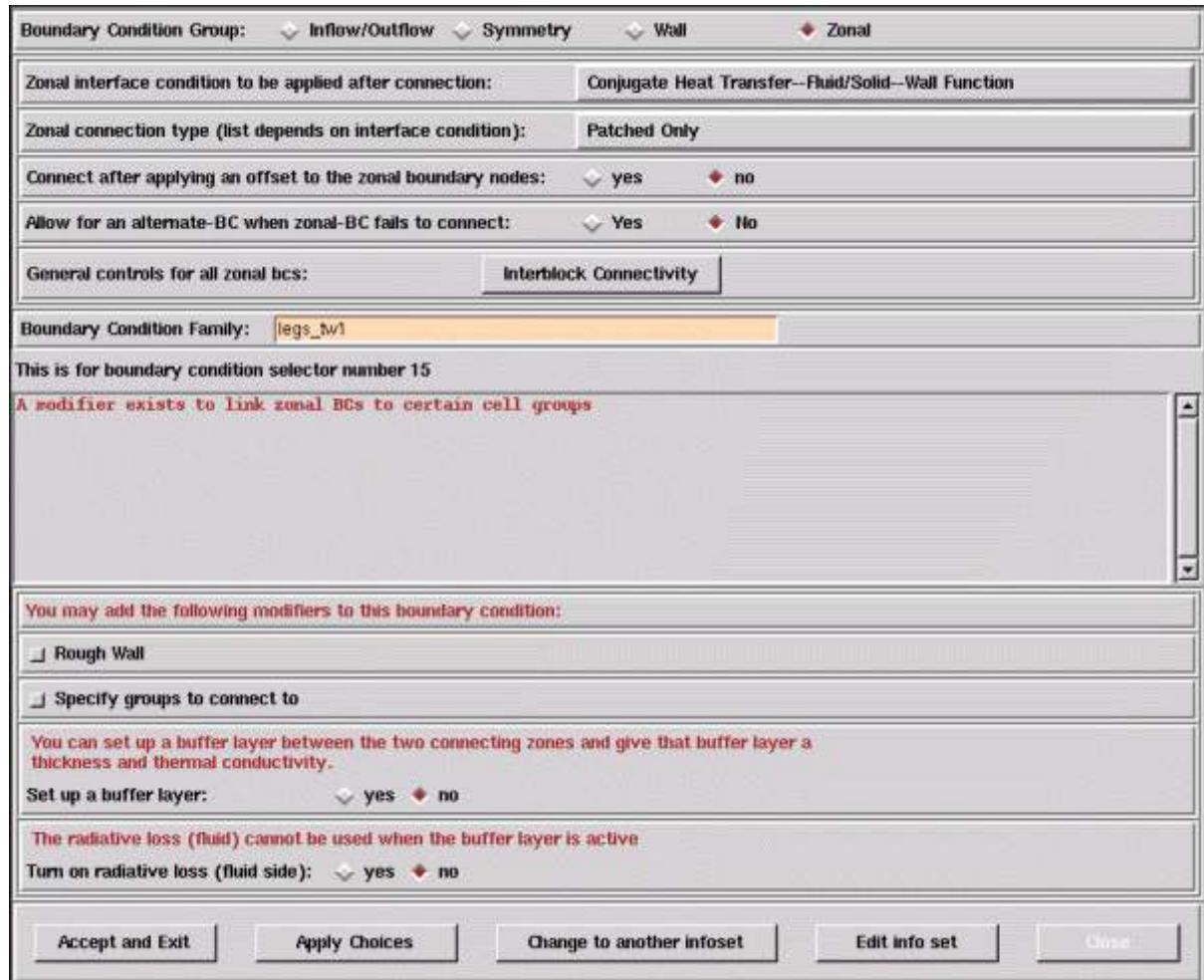


Figura 5.112 – Painel de configuração dos contornos BC15 e BC19 (exemplo 5). Fonte: Metacomp (1994)

### **BC16 - feet**

- *Boundary Condition Main Group: Wall*
- *Wall Type: Solid Side*
- *Wall Heat Transfer: Adiabatic*

Uma vez que as informações foram inseridas clique em "Apply Choices" para confirmar. Nenhuma informação adicional é necessária. O painel deve aparecer como mostra a Fig. 5.113.

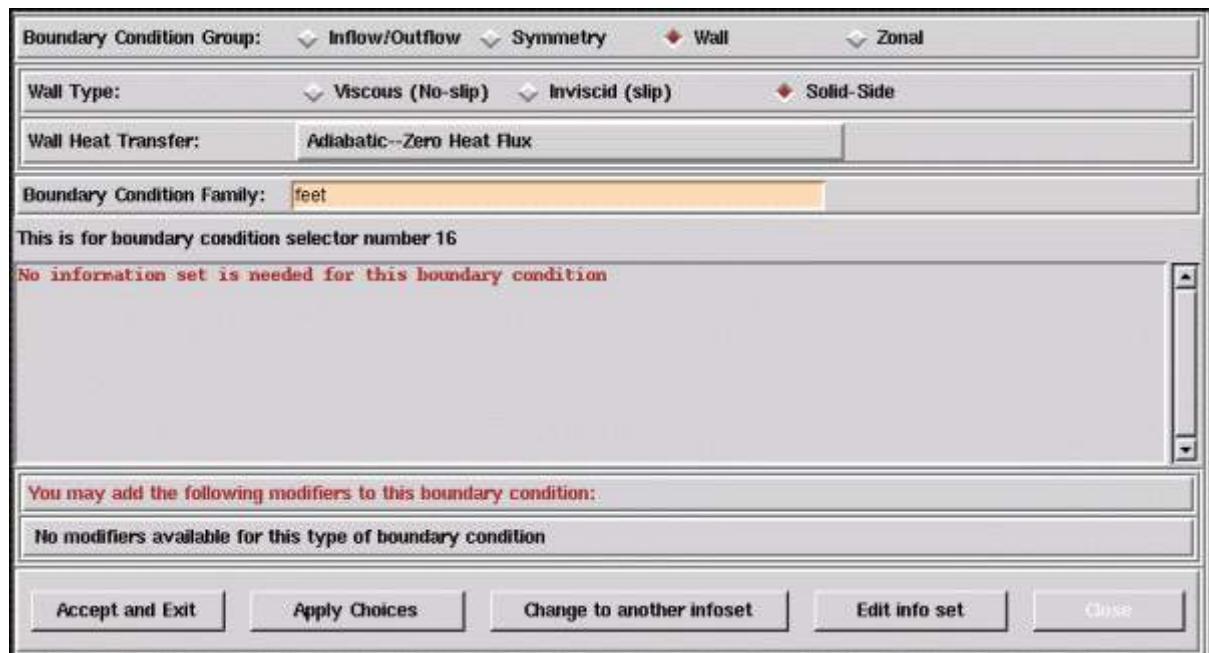


Figura 5.113 – Painel de configuração do contorno BC16 (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

O painel principal das condições de contorno será então aberto, como mostra a Fig. 5.114. Clique em "Exit" para fechar o painel.

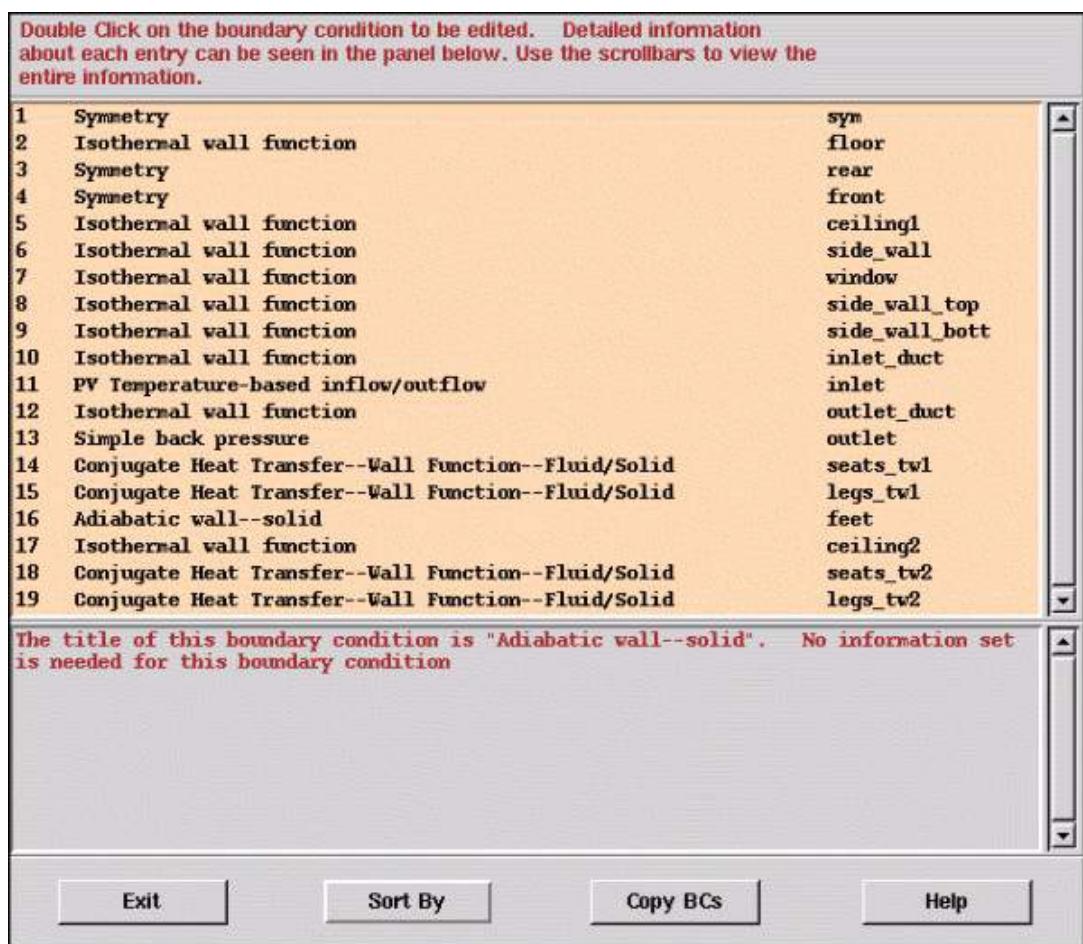


Figura 5.114 – Painel principal das condições de contorno (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

Agora, vamos especificar as condições de contorno para o modelo DO. Abra o painel das condições de contorno e clique em "*Disc. Ord. BCs*" (Fig. 5.115).

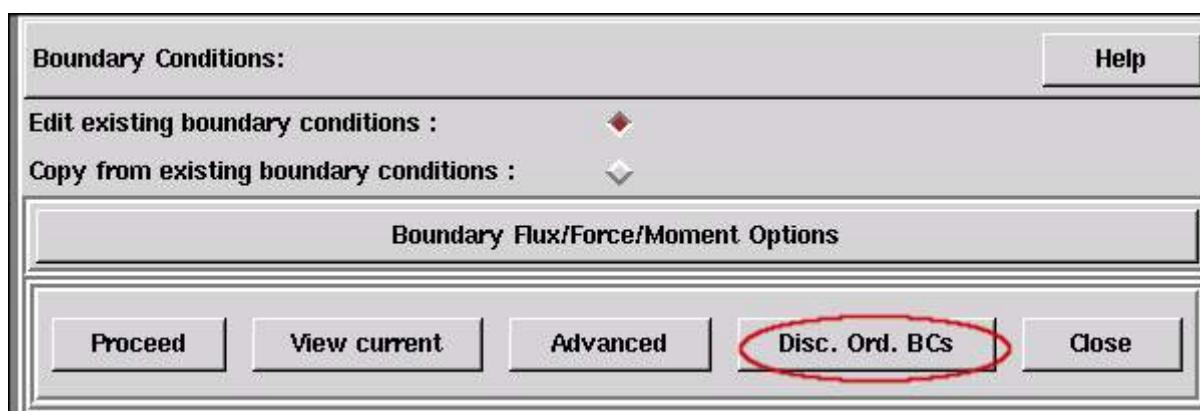


Figura 5.115 – Painel BC (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

Todos os contornos, exceto o contorno BC7, podem ser tratados como corpos negros (absorve radiação eletromagnética). Uma condição de parede radioativa (*Radiative Wall*) com propriedades constantes será aplicada nesses contornos. O usuário será

direcionado para um painel de seleção de emissividade e reflectância da parede. Dê um duplo clique em *New\_Information\_Set* para abrir o painel da Fig. 5.116.

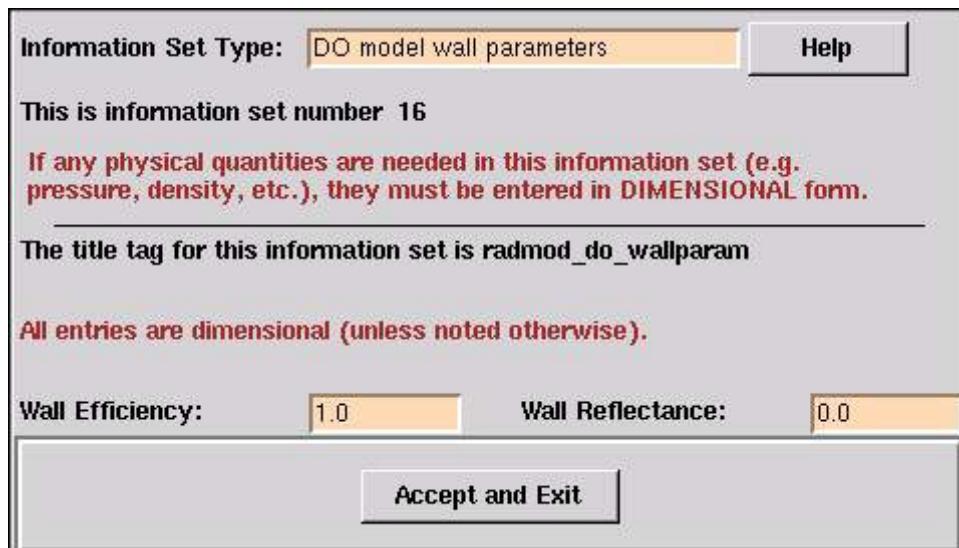


Figura 5.116 – Painel de informações DO (exemplo 5). Fonte: Metacomp (1994)

Insira um valor de emissividade igual a 0.9 e reflectância de 0.1 para os contornos BC14 e BC18. Para os contornos restantes, os valores padrões de 1.0 e 0.0 devem ser utilizados.

Para o contorno BC7 (por onde a radiação solar entra na cabine), selecione a opção "Radiative Wall – Constant Prop. + Solar". Uma nova janela irá ser aberta e o usuário deve clicar em "*New information set*" para configurar um novo conjunto de informações. Isso leva para o painel mostrado na Fig. 5.117.

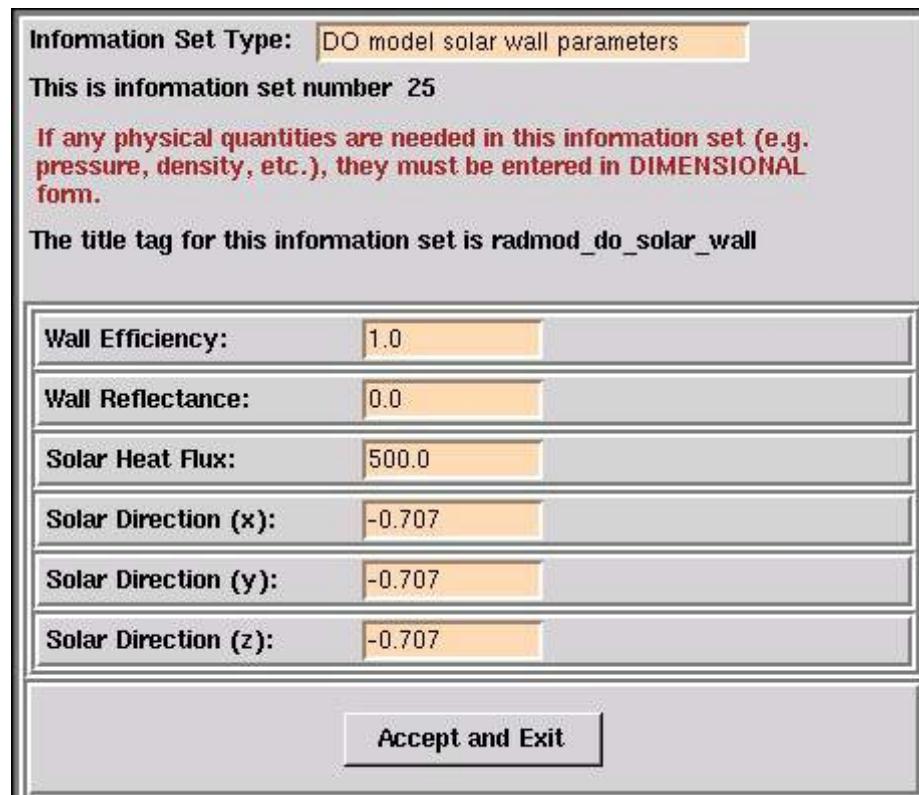


Figura 5.117 – Painel de configuração do modelo DO (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

Configure o fluxo de calor solar para  $500.0 \text{ kg/s}^3$  e a direção solar para  $(-0.707, -0.707, -0.707)$ . Mantenha as outras opções na forma padrão e clique em "Accept and Exit".

A Fig. 5.118 mostra os 8 ângulos do sólido. Pode-se perceber que a direção solar especificada coincide com a direção do sétimo ângulo do sólido (marcado em vermelho), portanto, a radiação solar especificada irá entrar na cabine através da janela ao longo da sétima direção.

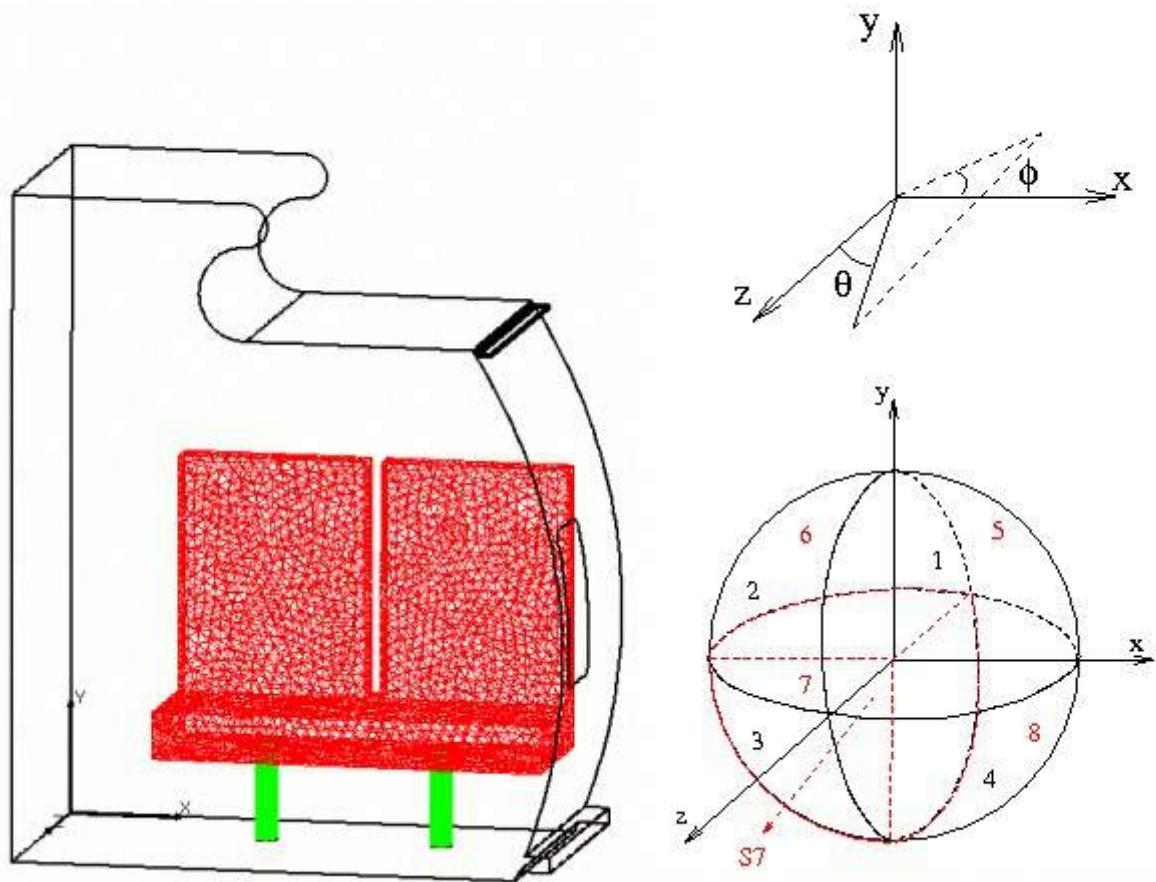


Figura 5.118 – Ângulos do sólido e representação da cabine (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

Clique em "Accept and Exit" para fechar o painel "*DO Radiation Model Boundary Conditions*" e em "Close" para fechar o painel principal das condições de contorno. A definição das condições de contorno está completa.

## 10. Integração Temporal

Abra o painel de integração temporal através do ícone no menu principal ou através do caminho "*Numerics->Time integration*". O painel mostrado na Fig. 5.119 será aberto.

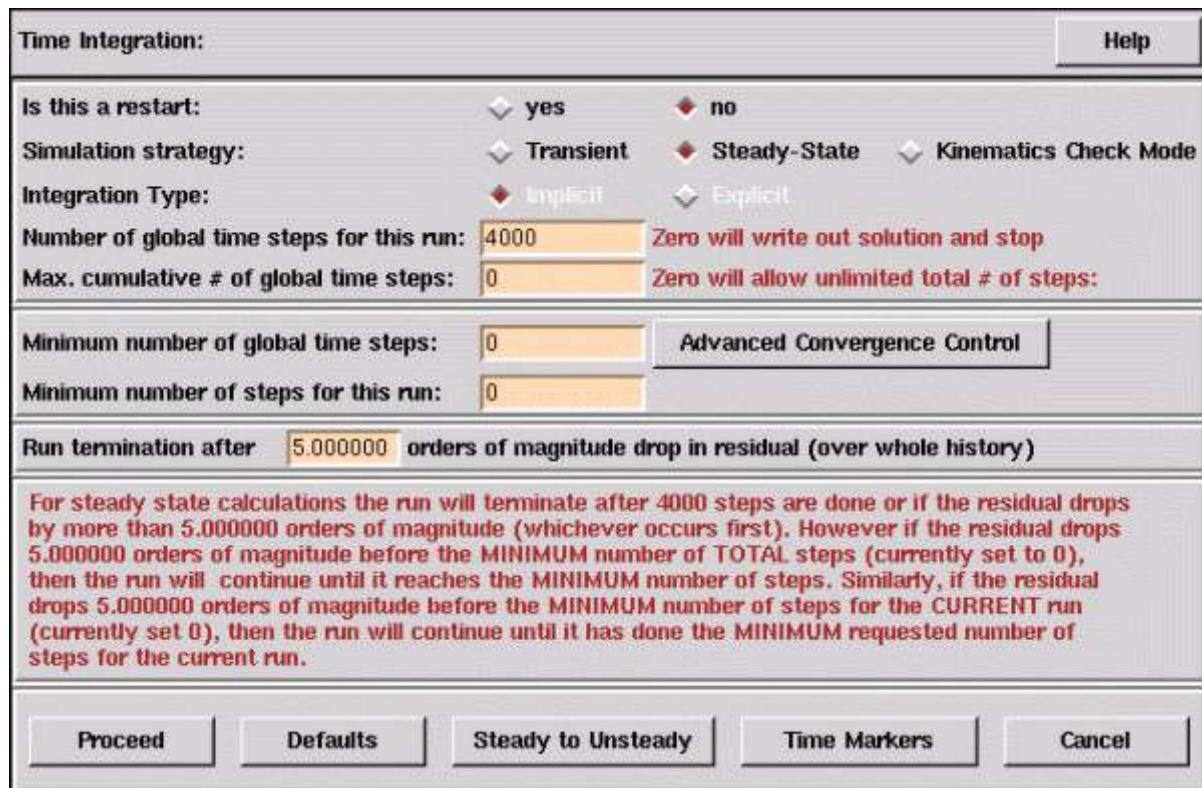


Figura 5.119 – Painel de configuração da integração temporal 1 (exemplo 5). Fonte: *Metacomp* (1994)

Vamos rodar esse caso em regime permanente, portanto, mantenha a estratégia de simulação na forma padrão ("steady state") e o tipo de integração como sendo implícito. Selecione para rodar a simulação com 4000 passos de tempo e um critério de parada de 5 ordens de magnitude de caída dos resíduos. Mantenha as outras opções inalteradas. Clique em "Proceed" para abrir um painel (Fig. 5.120) com mais informações.

Altere o fator "Auto timestep factor" para 5, pois o valor padrão seria muito conservativo para esse caso. Varie o número de *Courant* para o passo de tempo local de 1 para 25.

Diminua o fator de sub-relaxação (*Coupled-Solver variable under-relaxation*) para 0.25. Mantenha os outros valores na forma padrão e clique em "Accept and Exit".

## 11. Discretização Espacial

O painel de configuração da discretização espacial (Fig. 5.121) pode ser acessado através do caminho "Numerics->"Spatial discretization".

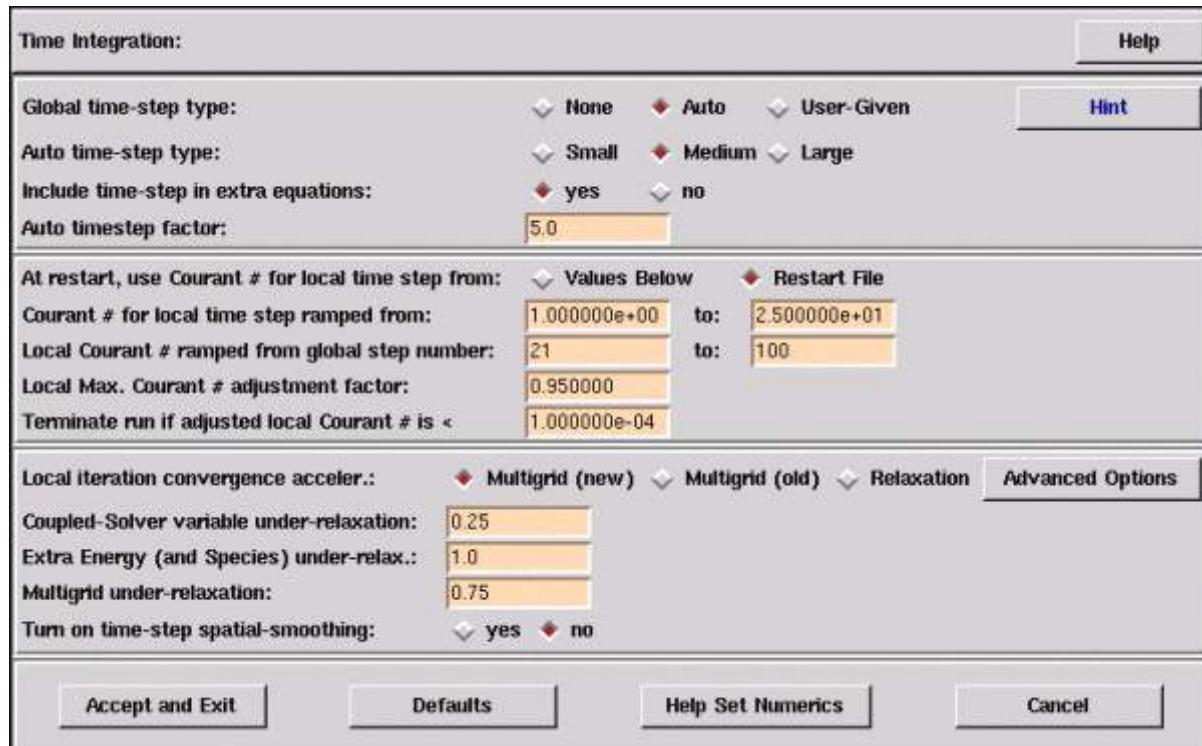


Figura 5.120 – Painel de configuração da integração temporal 2 (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

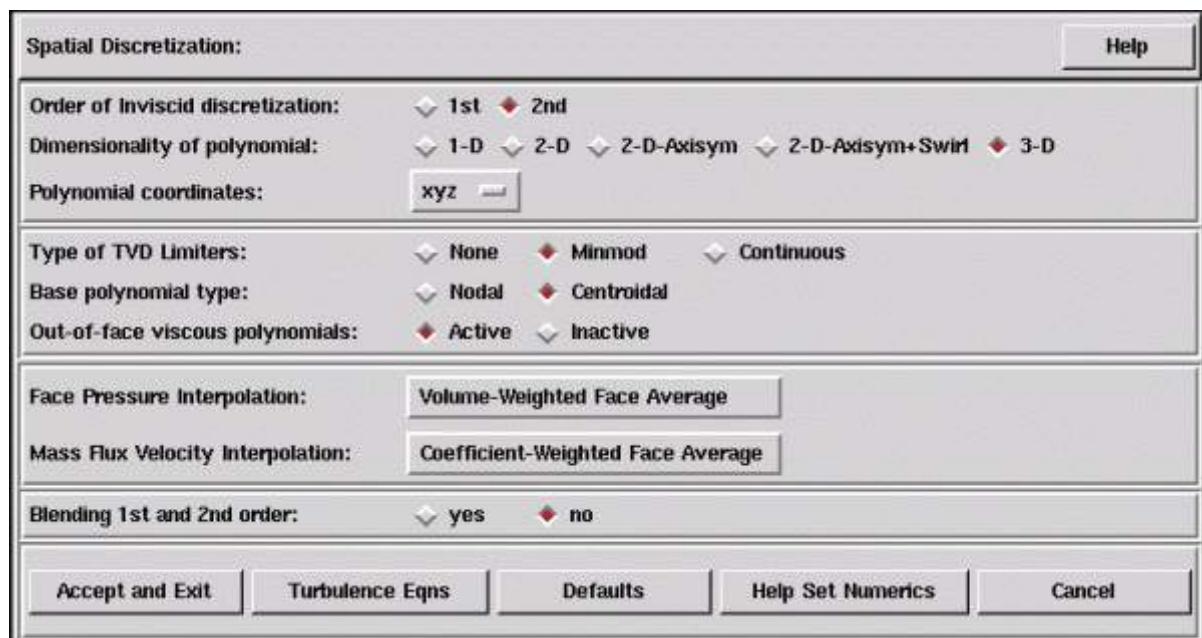


Figura 5.121 – Painel de configuração da discretização espacial (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

Altere o tipo base polinomial para "Centroidal" e a interpolação da pressão na face para Volume-Weighted Face Average. Clique em "Accept and Exit" para confirmar e fechar o painel.

Devemos notar que para casos onde há dificuldade de convergência, os passos des-

critos nas seções de integração temporal e de discretização espacial podem auxiliar na obtenção de um resultado convergido.

## 12. Inicialização da Turbulência

Agora, vamos proceder para a ferramenta de inicialização da turbulência, com o intuito de especificar condições iniciais e de contorno realísticas para  $k$  e  $\epsilon$ . Clique no ícone "Turb.init.tool" ou através do caminho "Tools->"Problem Setup Tools->"Turbulence Initialization". Isso irá abrir o painel da Fig. 5.122.

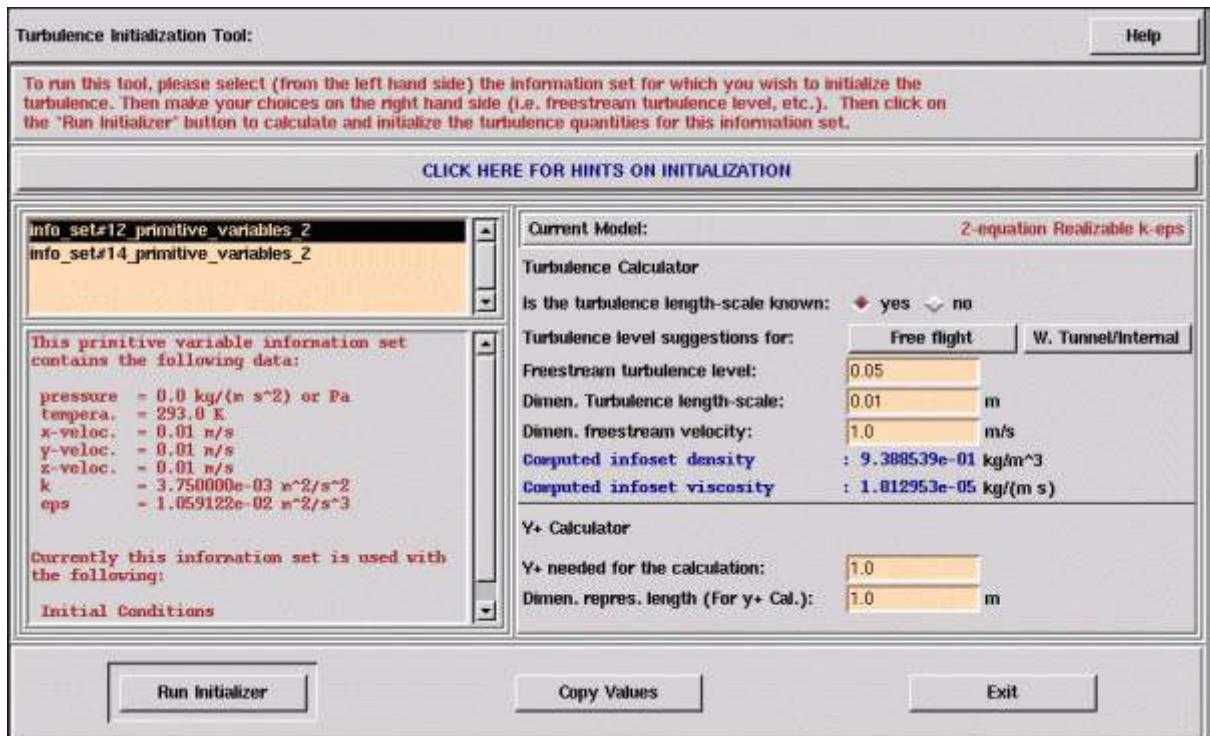


Figura 5.122 – Painel de inicialização da turbulência (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

Duas configurações de informações são necessárias (*info\_set*) para  $k$  e  $\epsilon$ . Essas configurações correspondem as condições iniciais e de contorno para o BC11(entrada). Clique na primeira configuração e insira um valor de 0.05 para o nível de turbulência de corrente livre ("Freestream turbulence level"), 0.01 m para o comprimento de escala da turbulência ("Dimen.Turbulence length-scale") e 1 m/s para a velocidade de corrente livre. Selecione "Run initializer" e depois "Proceed" na janela seguinte. Os valores de  $k$  e  $\epsilon$  serão calculados e inseridos automaticamente na configuração de informações selecionada.

Para a segunda configuração de informações utilize os mesmos valores para o nível de turbulência de corrente livre e comprimento de escala da turbulência, porém, insira

uma velocidade de corrente livre de  $0.5 \text{ m/s}$ . A inicialização pode então ser feita de forma similar ao passo anterior.

Uma vez que a inicialização foi realizada para todas as configurações de informações, clique em "Exit" para fechar o painel "*Turbulence Initialization Tool*".

A configuração do problema está completa, portanto, recomenda-se que o usuário salve as informações através do ícone ("Save") no menu principal.

### Executando o CFD++

Vamos executar a simulação no modo "*double-precision*". Selecione "*Execute->Single CPU->Run CFD++(interactive)*" para abrir o painel da Fig. 5.123.

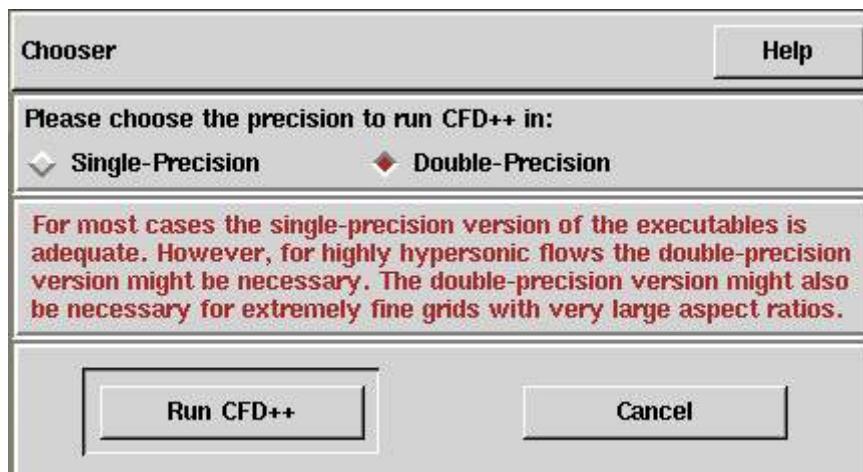


Figura 5.123 – Painel de escolha do modo de execução do CFD++ (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

Selecione "*double-precision*" e depois "*Run CFD++*".

Após o término da simulação, o gráfico dos resíduos deve estar semelhante ao mostrado na Fig. 5.124.

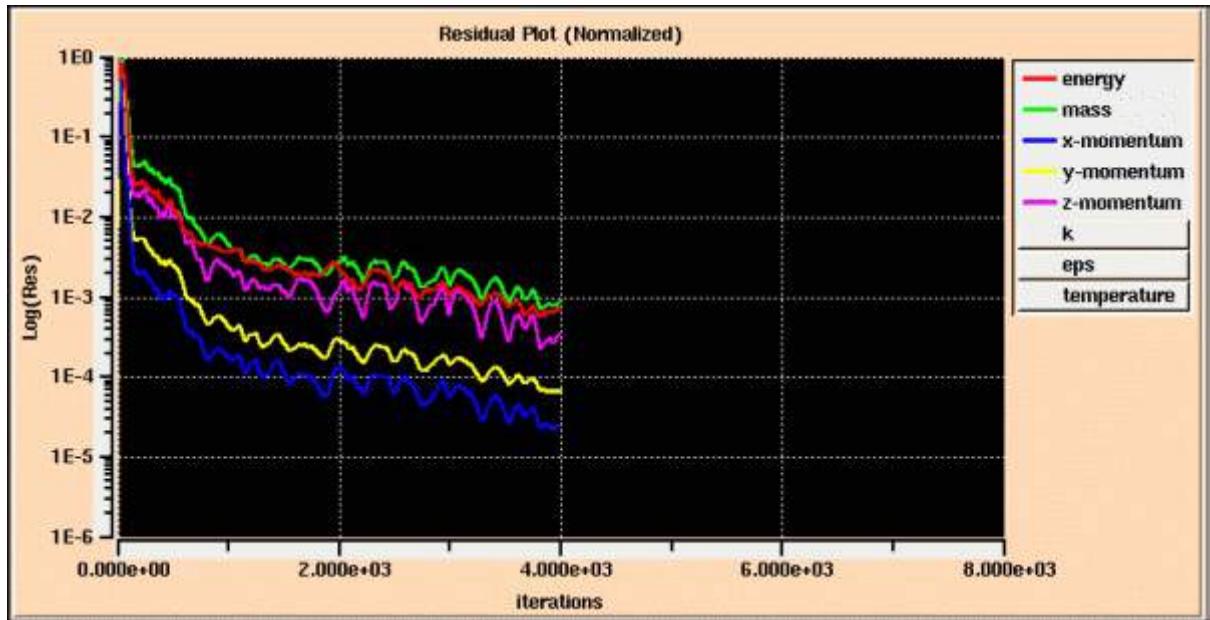


Figura 5.124 – Gráfico dos resíduos (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

A Fig. 5.125 mostra os contornos da intensidade de radiação na direção solar(intensidade 7) nos contornos BC 14(seats\_tw1), BC 15(legs\_tw1), e o plano de corte em  $x = 1.6$ . No "Entity Manager", essa intensidade é denotada como "PS\_Var7".

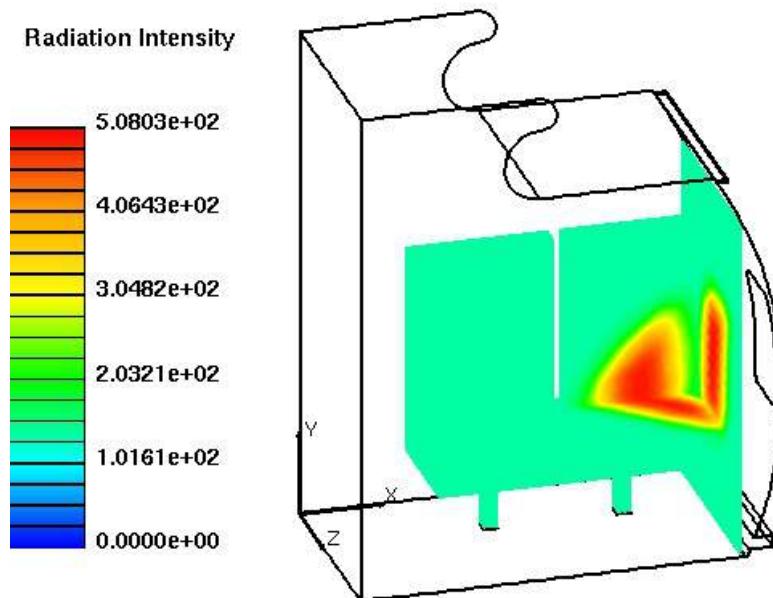


Figura 5.125 – Contornos da intensidade de radiação (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

A Fig. 5.126 mostra os contornos de Temperatura nos contornos BC 14(seats\_tw1), BC 15(legs\_tw1), e o plano de corte em  $z = 0.38$ .

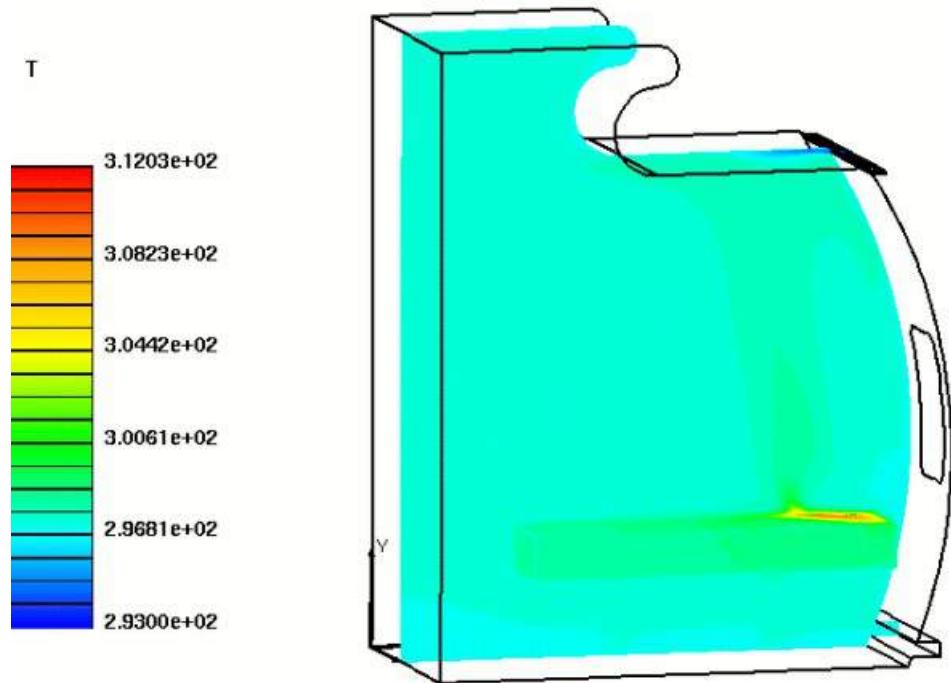


Figura 5.126 – Contornos de temperatura (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

A Fig. 5.127 mostra os vetores de velocidade no contorno BC 3(rear).

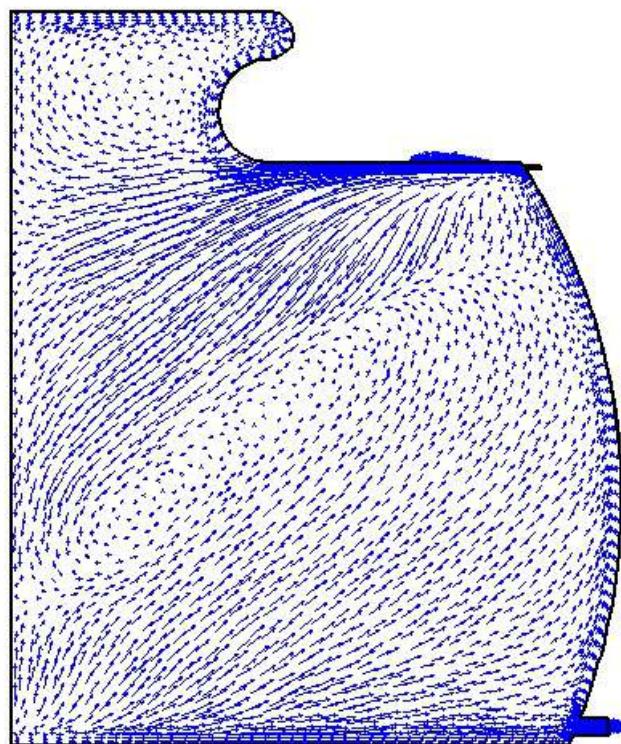


Figura 5.127 – Vetores de velocidade (exemplo 5). *Fonte: Metacomp (1994)*

### 5.3 EXERCÍCIOS

1. Altere o número de *Reynolds* do exemplo 1 (escoamento laminar em um bocal de garganta dupla) para  $R_e = 5000$ , modificando apenas a velocidade. a) O escoamento ainda é laminar? Por que? b) Execute novamente a simulação considerando o escoamento laminar. c) Insira um modelo de turbulência e execute a simulação novamente. d) Compare os resultados.
2. No exemplo 2 (escoamento sobre o perfil NACA-0012), altere o ângulo de ataque do perfil para  $90^\circ$  e escolha simular o caso para um escoamento transitório. b) Altere novamente para o regime permanente, execute a simulação e compare os resultados.
3. No exemplo 3 (escoamento transitório sobre um cilindro), insira uma temperatura constante de  $300\text{ K}$  na parede do cilindro e execute novamente a simulação. a) Quais as mudanças observadas no escoamento? b) Compare a esteira de vórtices com a simulação onde a parede é adiabática. c) Observe a camada limite térmica na parede do cilindro e compare com a camada limite do escoamento na parede do cilindro.
4. No exemplo 4 (escoamento sobre o perfil RAE-2822), diminua o número de *Mach* para 0.2 e execute a simulação novamente. a) Compare os contornos de *Mach* nas simulações. b) Em qual das duas simulações é mais provável que ocorra o fenômeno cone de *Mach*? c) Encontre uma possível explicação para esse fenômeno.

## 6 TECPLOT

O Tecplot 360 EX é uma ferramenta robusta para a visualização de inúmeros dados técnicos. Ele oferece as opções de traçado de linhas, gráficos de superfícies 2D e 3D em uma grande variedade de formatos, além da visualização volumétrica 3D. A empresa Tecplot é especializada em *softwares* de análise de dados visuais que aumentam a produtividade, integram fluxos de trabalho de engenharia e reduzem o tempo na compreensão da dinâmica dos fluidos computacional (CFD), simulações e resultados experimentais.

### 6.1 FERRAMENTAS

Nesta seção vamos ilustrar algumas ferramentas do Tecplot. Nas seções posteriores, vamos aplicar as ferramentas introduzidas e inúmeras outras para analisar os exemplos apresentados na seção 4.

As primeiras opções da esquerda para a direita, mostradas na Fig. 6.1 são referentes as funções básicas de criação de novos *layouts*, carregamento de arquivos, salvamento de arquivos e impressão de arquivos, respectivamente.

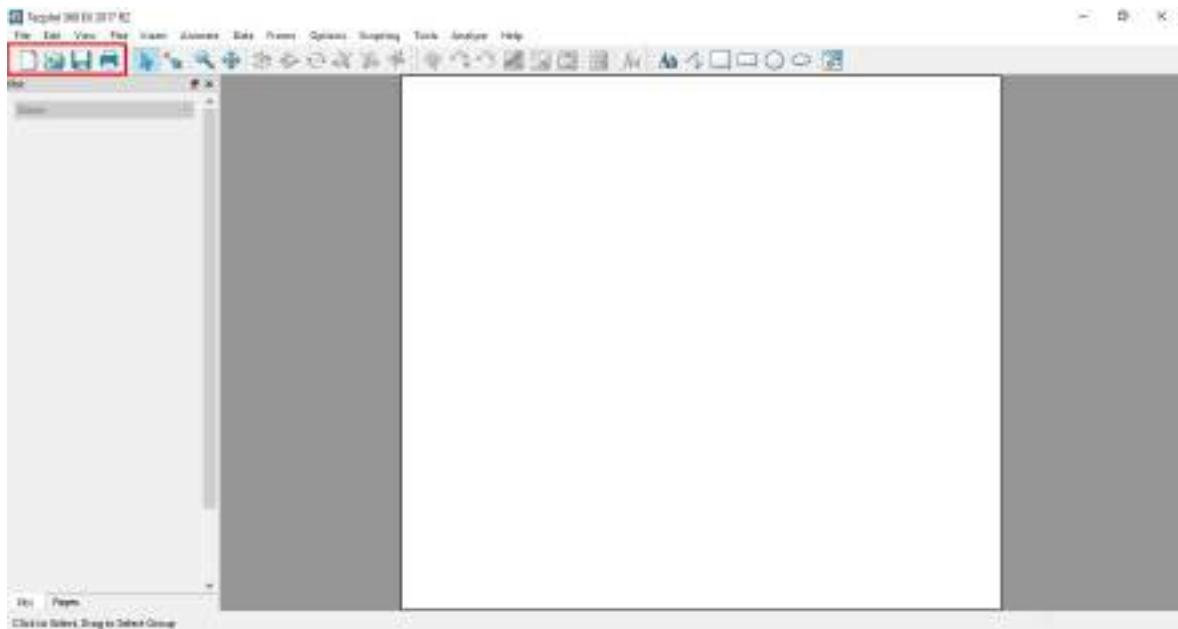


Figura 6.1 – Opções de configuração de arquivos Tecplot.

As opções seguintes, mostradas na Fig. 6.2, são referentes a seleção de objetos, como linhas, textos, legendas, etc. A ferramenta que mostra uma lupa refere-se a opção de "zoom", utilizada para aproximar a imagem. As setas cruzadas representam o movimento de translação, que pode ser realizado no objeto desejado. As setas rotacionadas

representam o movimento de rotação, que pode ser realizado em inúmeras direções.

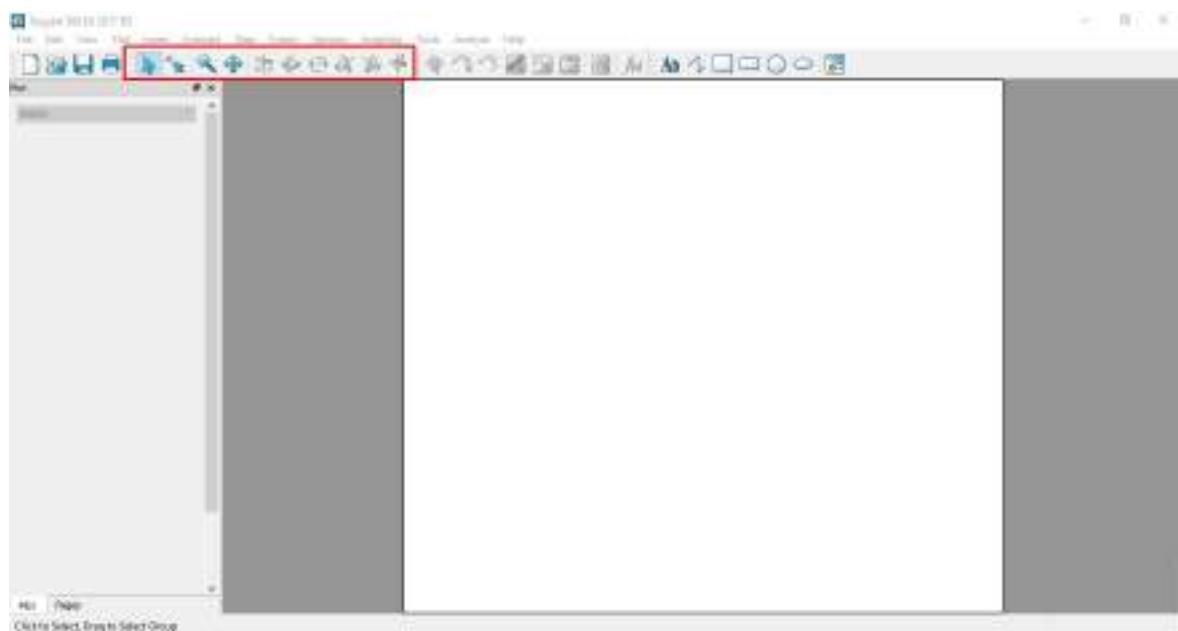


Figura 6.2 – Opções de seleção Tecplot.

As opções seguintes são utilizadas para criar linhas de corrente, aumentar a faixa de visualização da legenda ou diminuir, extrair as informações referentes a um ponto no domínio e criar uma função, respectivamente. Essas opções são mostradas na Fig. 6.3.

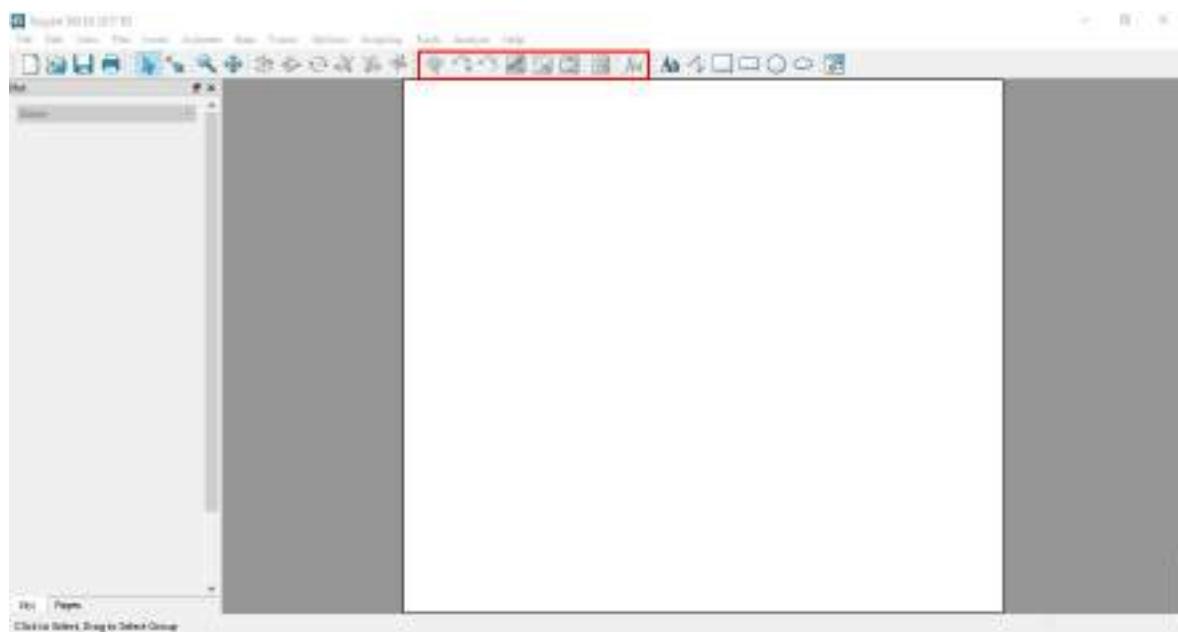


Figura 6.3 – Opções de criação de dados Tecplot.

As opções seguintes são referentes a criação de textos, linhas, figuras geométricas e criação de uma nova janela (para criar mais de uma visualização em um único *layout*), respectivamente, como mostra a Fig. 6.4.

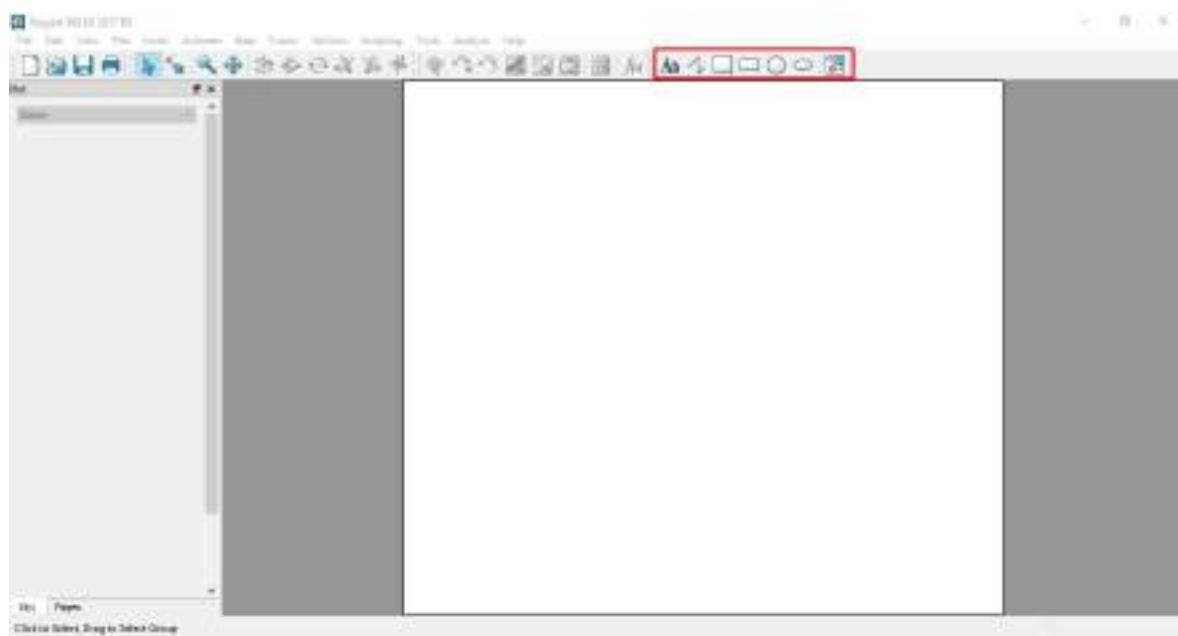


Figura 6.4 – Opções de customização da janela de visualização.

Ao importar um arquivo para o Tecplot, uma janela localizada na parte lateral da interface gráfica irá ser aberta. Nela podem ser configuradas algumas opções. A primeira delas refere-se ao tipo de visualização que o usuário deseja escolher, como por exemplo, a visualização 3D, mostrada na Fig. 6.5.

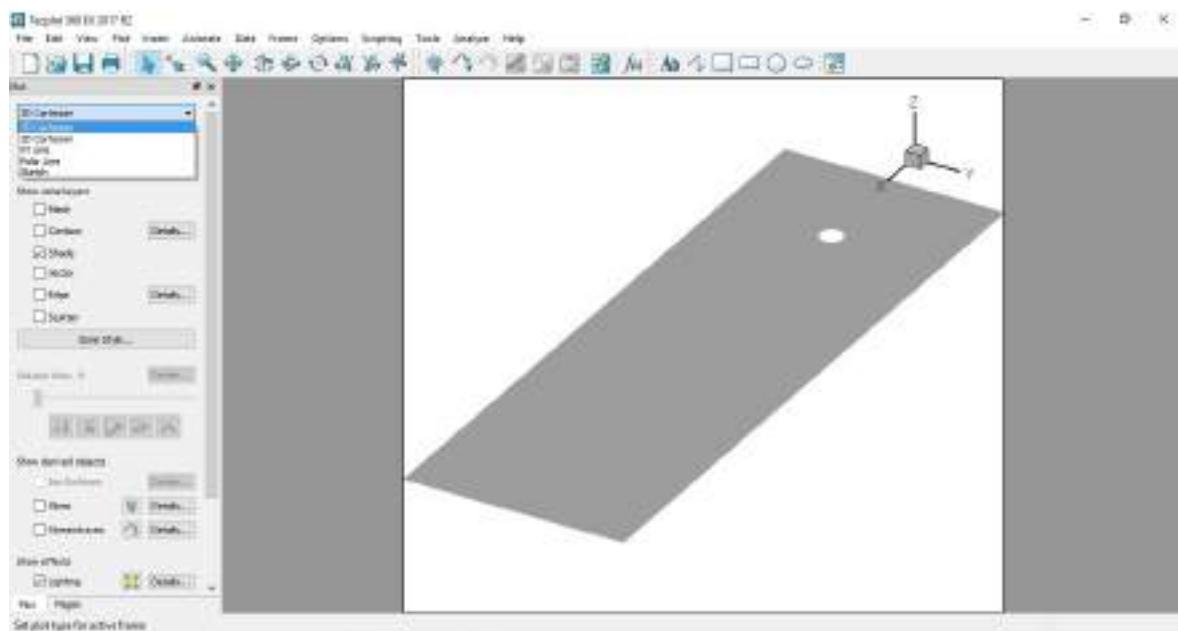


Figura 6.5 – Visualização 3D do arquivo.

A visualização 3D é útil para analisar simulações tridimensionais, onde existe variação das propriedades nas 3 dimensões. Para simulações bidimensionais, pode-se selecionar a visualização 2D, conforme mostra a Fig. 6.6.

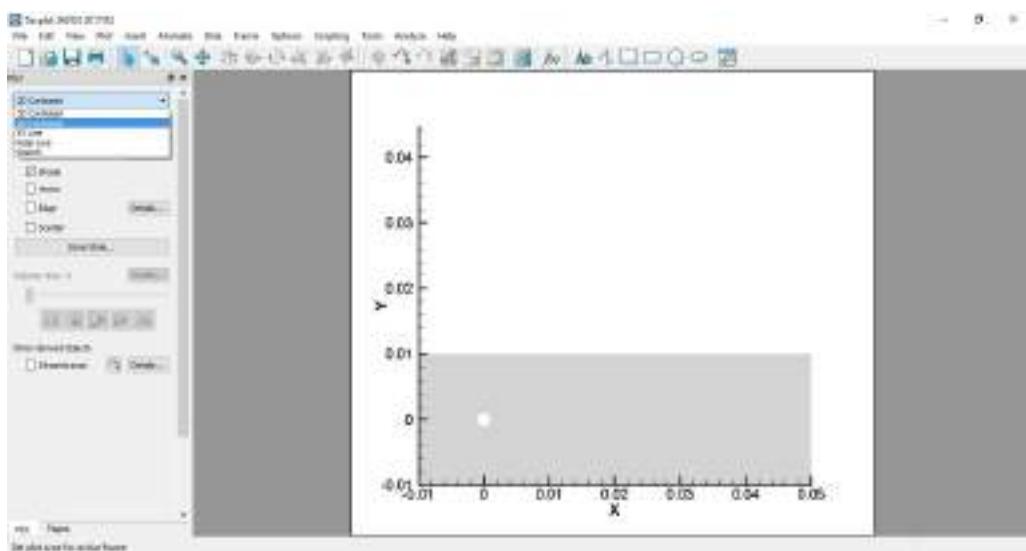


Figura 6.6 – Visualização 2D do arquivo.

Para a criação de gráficos e linhas, utiliza-se normalmente a opção de visualização XY Line, onde é possível definir as variáveis dos eixos conforme o usuário desejar. A Fig. 6.7 mostra um gráfico criado a partir dessa opção.

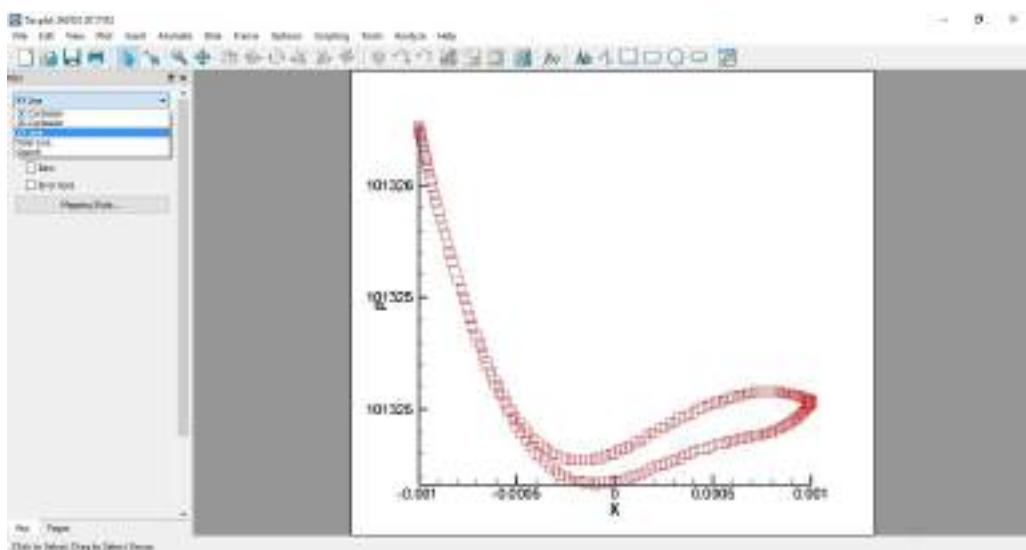


Figura 6.7 – Visualização XY Line do arquivo.

## 6.2 EXEMPLOS

### 6.2.1 Exemplo 1: Escoamento laminar em um bocal de garganta dupla

Vamos utilizar o exemplo 1 do CFD++ para se familiarizar com o Tecplot. O primeiro passo, é configurar o CFD++ para exportar os arquivos para o Tecplot conforme foi descrito nas seções anteriores. O segundo passo, portanto, é abrir o arquivo gerado pelo CFD++ dentro do Tecplot. Isso pode ser feito abrindo o Tecplot e importando o arquivo, ou simplesmente arrastando o arquivo para dentro do Tecplot (se estiver utilizando o *Windows*). A Fig. 6.8 mostra o processo.

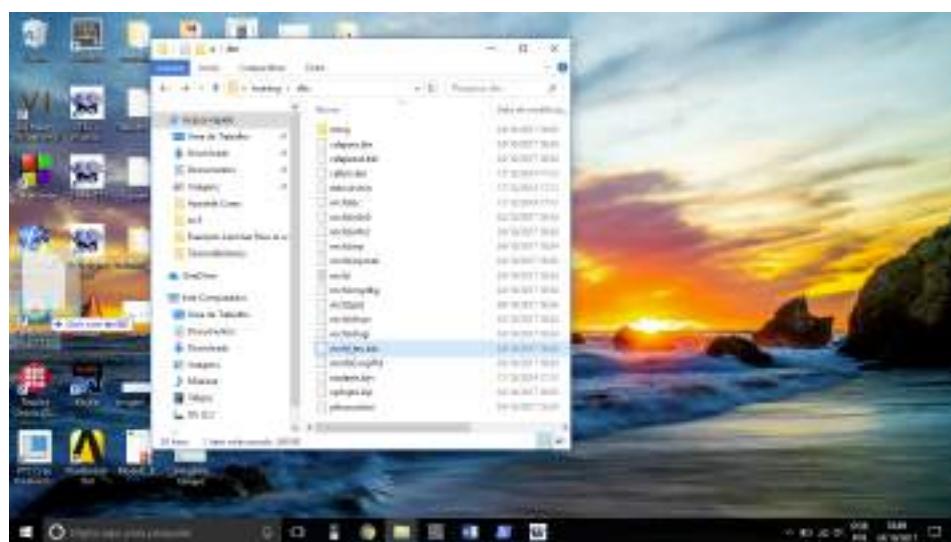


Figura 6.8 – Exportando o arquivo do CFD++ para o Tecplot.

Isso irá fazer com que o Tecplot seja aberto, conforme mostra a Fig. 6.9.

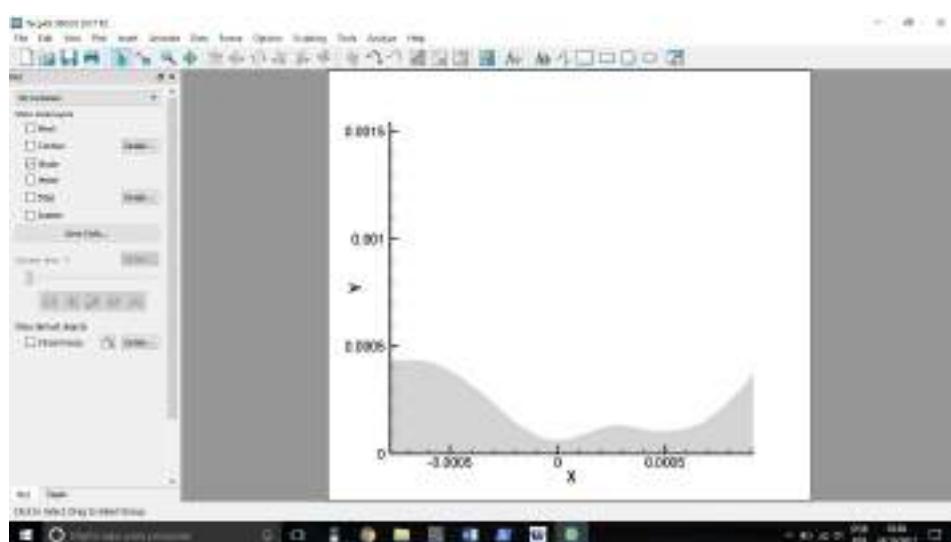


Figura 6.9 – Inicialização do Tecplot.

Inúmeras informações a respeito do problema podem ser obtidas, porém, vamos exemplificar apenas algumas dessas informações.

Para plotar a pressão ao longo do comprimento do bocal, selecione "Details" ao lado de "Contour" no menu localizado na lateral esquerda da tela. Isso irá abrir o painel mostrado na Fig. 6.10.

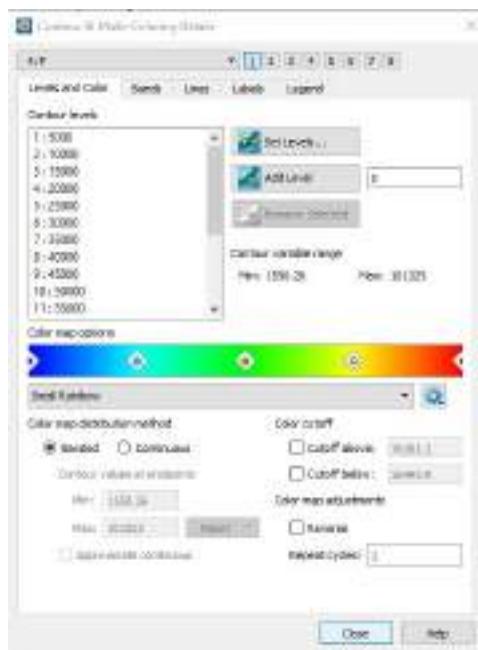


Figura 6.10 – Painel de configuração do contorno.

Na primeira opção (quadrado 1), selecione a variável P para ser analisada e clique em "Close". Após essa etapa, selecione o quadrado de marcação de "Contour" no menu lateral.

A imagem mostrada na Fig. 6.11 representa o *plot* da pressão ao longo do comprimento do bocal.

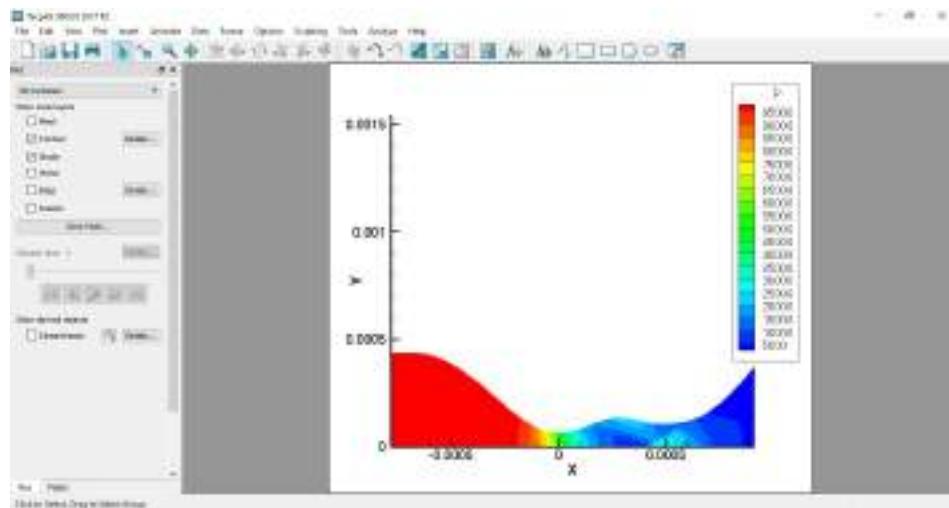


Figura 6.11 – Plot da pressão ao longo do comprimento do bocal.

Para alterar os títulos dos eixos, dê um duplo clique em X ou em Y, e selecione "Use text" na parte inferior do painel que será aberto, conforme a Fig. 6.12. Para adicionar um texto na imagem, como por exemplo, o título do gráfico, selecione o ícone "Ab" no menu principal (superior) e clique na tela do gráfico para criar um texto. A Fig. 6.13 mostra o painel de criação do texto.

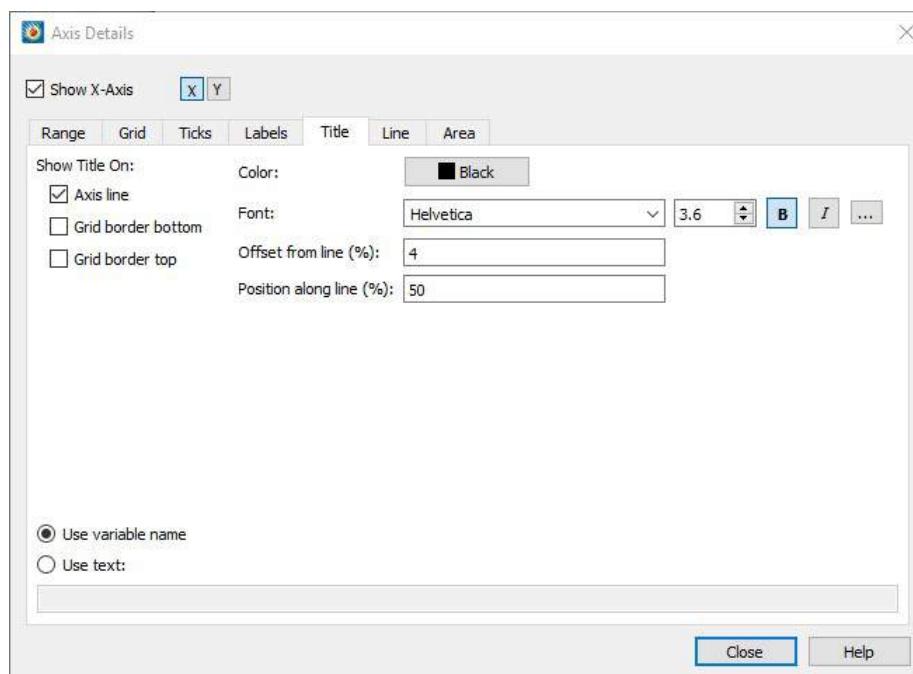


Figura 6.12 – Configuração dos eixos.

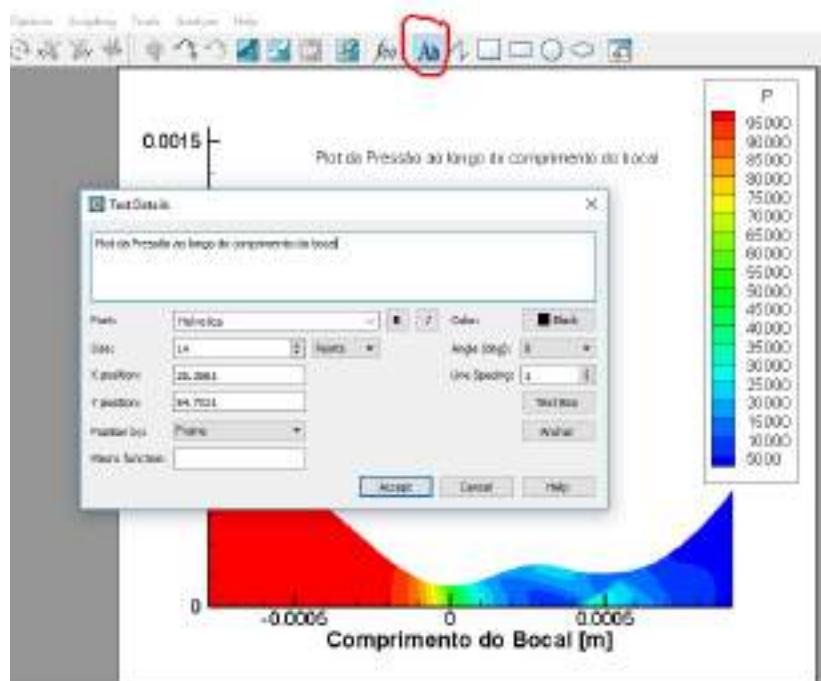


Figura 6.13 – Adição de textos no gráfico.

Outro recurso interessante, que pode ser útil para o usuário, é visualizar a malha. Para isso, selecione "Mesh" na caixa de seleção do menu lateral. Para aproximar a imagem, o recurso de *zoom* pode ser utilizado, representado por uma lupa, localizado no menu principal (superior). A Fig. 6.14 mostra a visualização da malha.

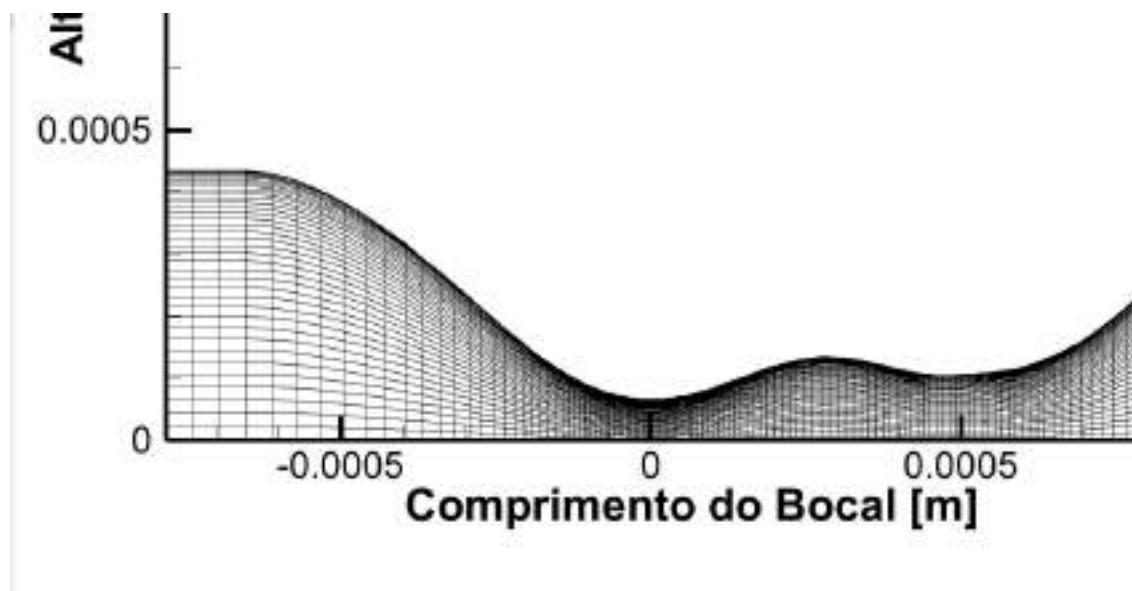


Figura 6.14 – Visualização da Malha.

Para criar linhas de corrente selecione "*Add a single or rake of streamtraces*" no menu principal e selecione e arraste onde deseja criar a linha de corrente, a Fig. 6.15 mostra um exemplo de linha de corrente criada dentro da seção do bocal. Para editar informações a respeito das linhas de corrente selecione "*Details*" ao lado de "*Streamtraces*" no menu lateral.

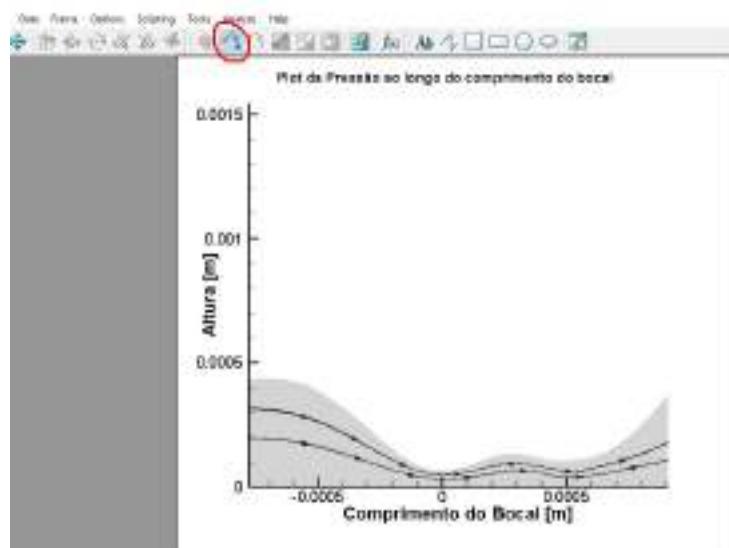


Figura 6.15 – Criação de linhas de corrente.

### 6.2.2 Exemplo 2: Escoamento sobre o perfil NACA-0012

Neste exemplo, vamos demonstrar como utilizar o Tecplot para gerar o gráfico do coeficiente de pressão ao longo do perfil NACA-0012. Primeiramente, precisamos exportar os arquivos para o Tecplot. Para isso, abra a simulação no CFD++ e clique no ícone "*Plots* *Opts*" no menu principal, conforme mostra a Fig. 6.16.

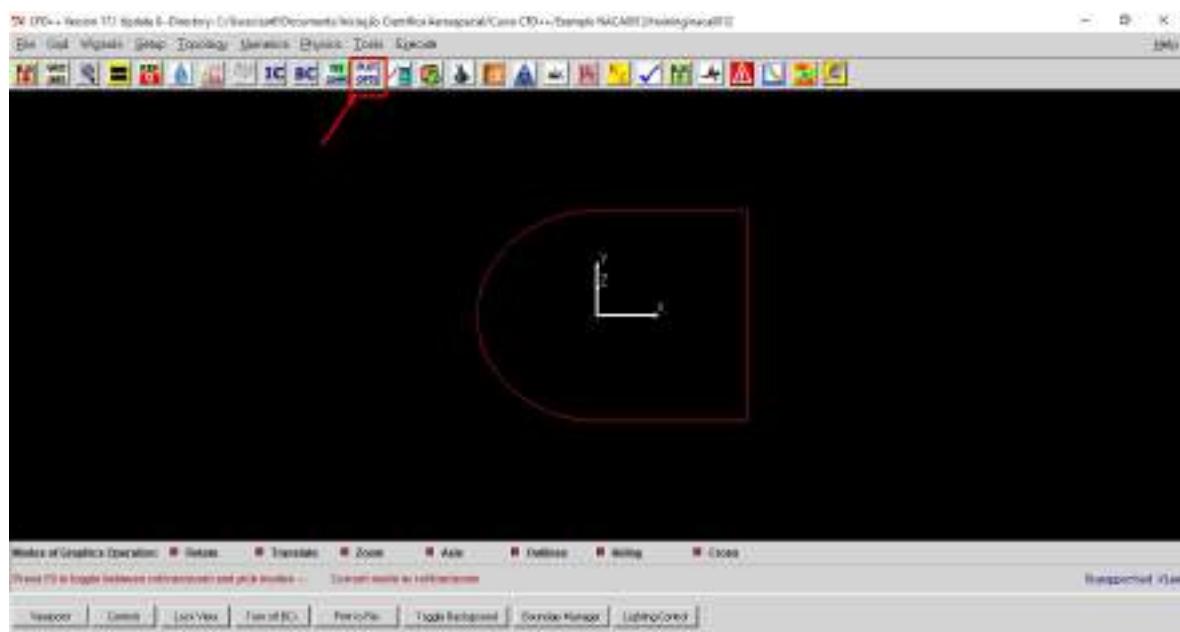


Figura 6.16 – Exportação de arquivos para o Tecplot (NACA-0012).

Depois, clique na opção *Pres/Temp/Vel/Dens*, conforme mostra a Fig. 6.17.

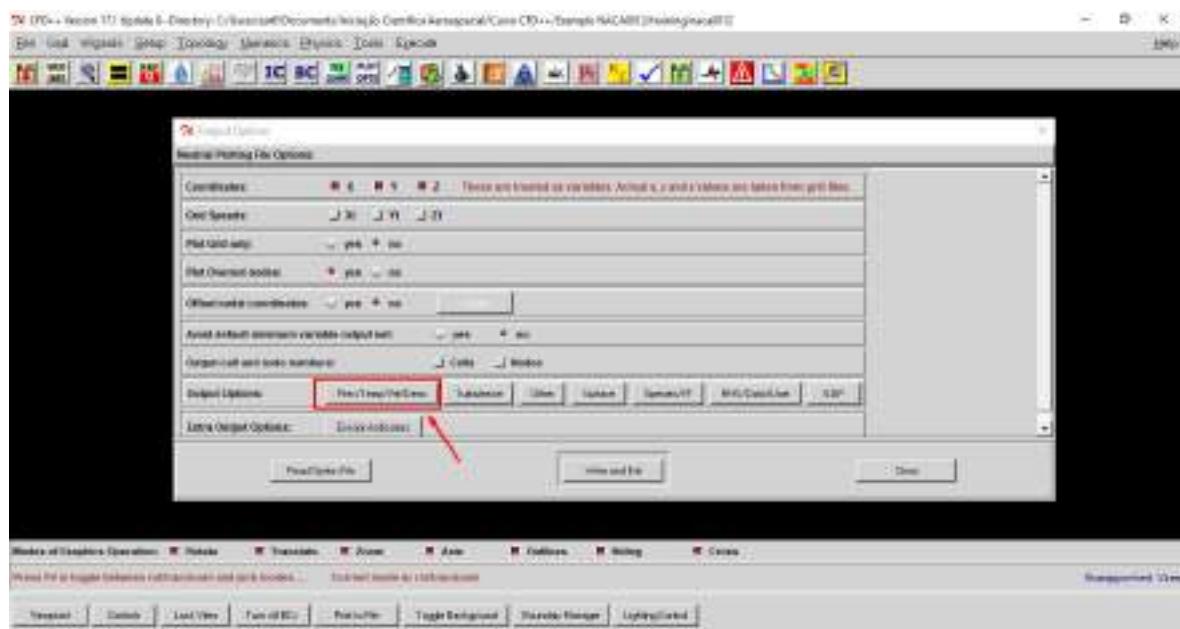


Figura 6.17 – Painel de exportação de arquivos no CFD++.

O próximo passo é habilitar a opção referente ao coeficiente de pressão, para isso,

selecione a marcação *Pressure Coefficient (Cp), non-dimen*, conforme mostra a Fig. 6.18.

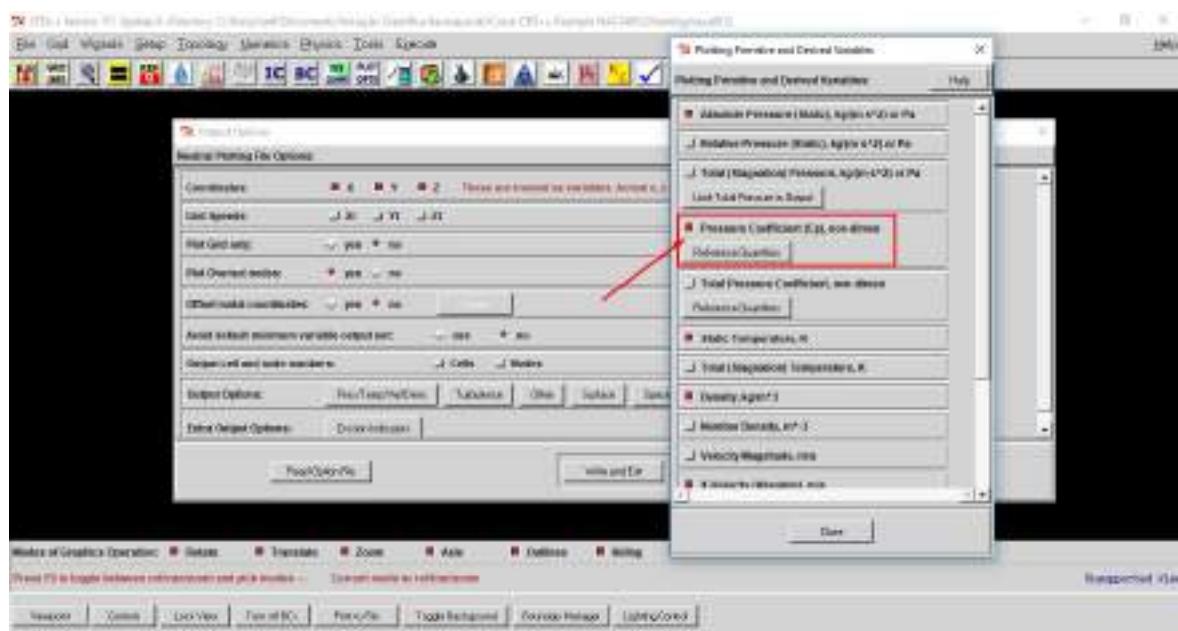


Figura 6.18 – Painel de exportação do coeficiente de pressão no CFD++.

Um novo painel será aberto, solicitando que o usuário insira valores de referência para o coeficiente de pressão. Selecione "*Compute references*" (Fig. 6.19) para escolher as informações referentes a condição inicial da simulação.

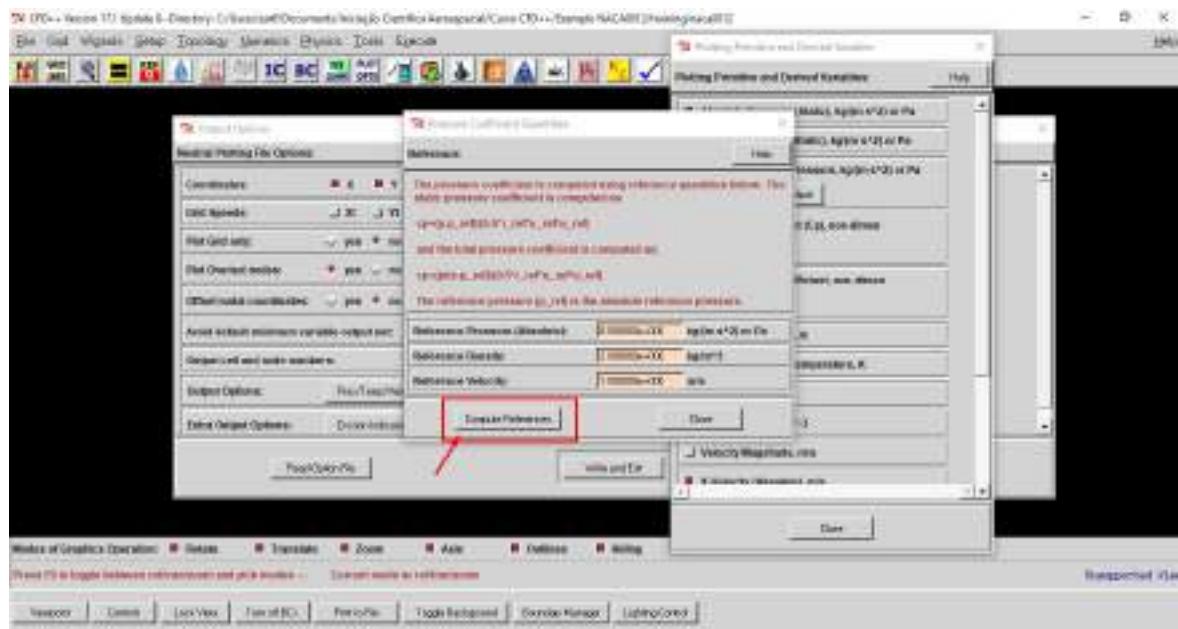


Figura 6.19 – Painel de configuração das informações de referência para exportação.

Dê um duplo clique em *info\_set#2\_primitive\_variables\_2* para selecionar as informações de referência (Fig 6.20).

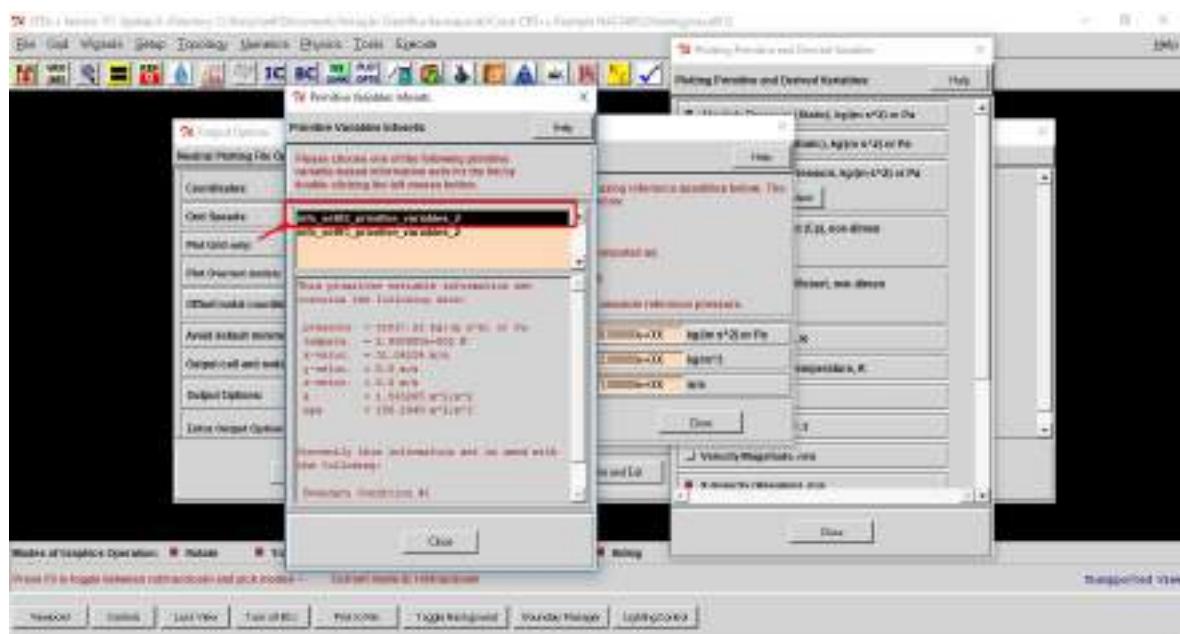


Figura 6.20 – Seleção das informações de referência para exportação.

Depois de selecionar as informações de referência, clique em "Write and Exit" para criar um arquivo que será importado para o Tecplot (Fig. 6.21).

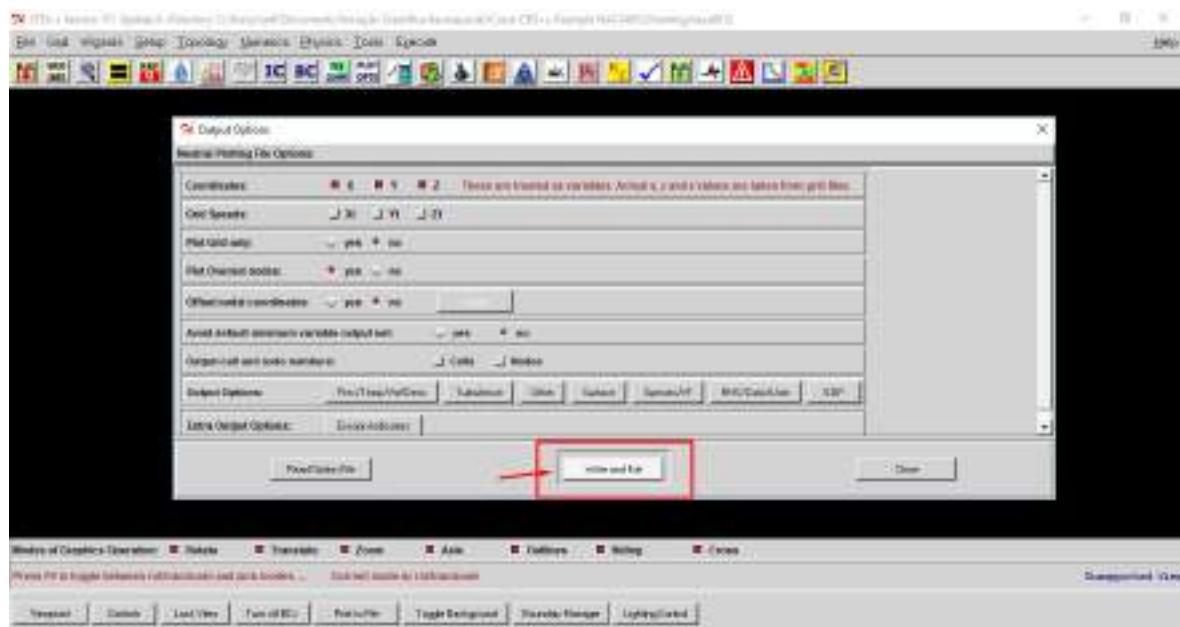


Figura 6.21 – Criação do arquivo de exportação.

Abra o Tecplot, e importe o arquivo (arrastando e soltando) criado no CFD++, conforme mostra a Fig. 6.22.

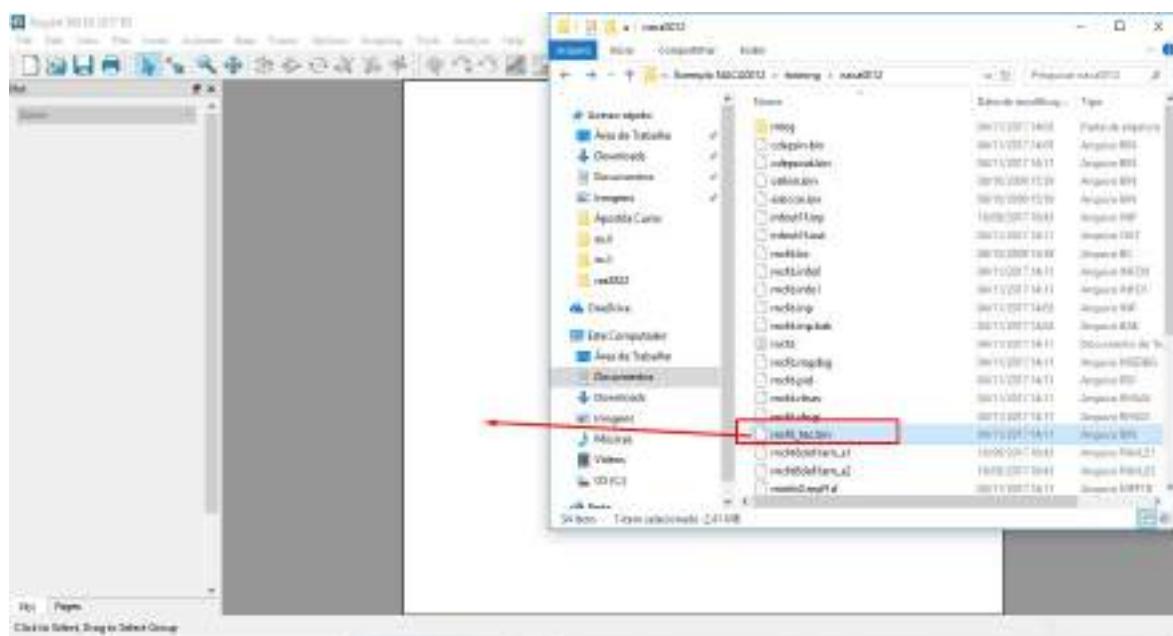


Figura 6.22 – Importação do arquivo para o Tecplot (NACA-0012).

No menu lateral da interface gráfica do Tecplot, selecione a opção XY Line, conforme mostra a Fig. 6.23 para criar um gráfico.

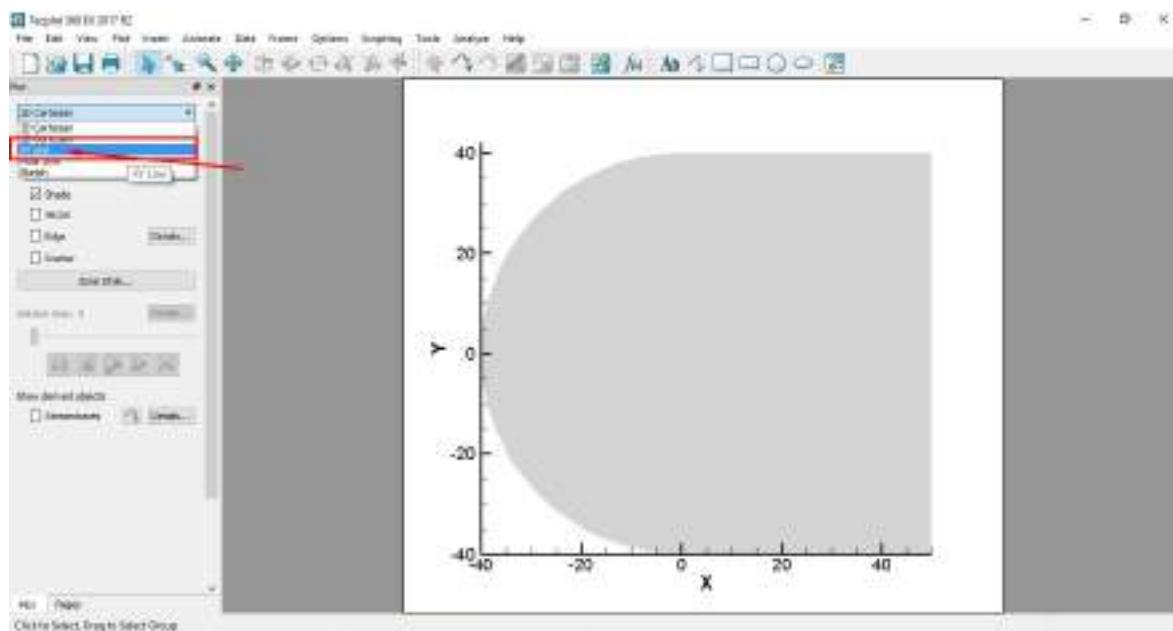


Figura 6.23 – Configuração do gráfico de  $C_p$  (NACA-0012).

Uma nova janela será aberta, solicitando que o usuário insira os valores respectivos aos eixos do gráfico. Selecione "X" para o eixo  $x$  e " $C_p$ " para o eixo  $y$ , conforme a Fig. 6.24. Em Zone selecione *Wing*, pois desejamos traçar o coeficiente de pressão em função do comprimento da perfil NACA-0012.

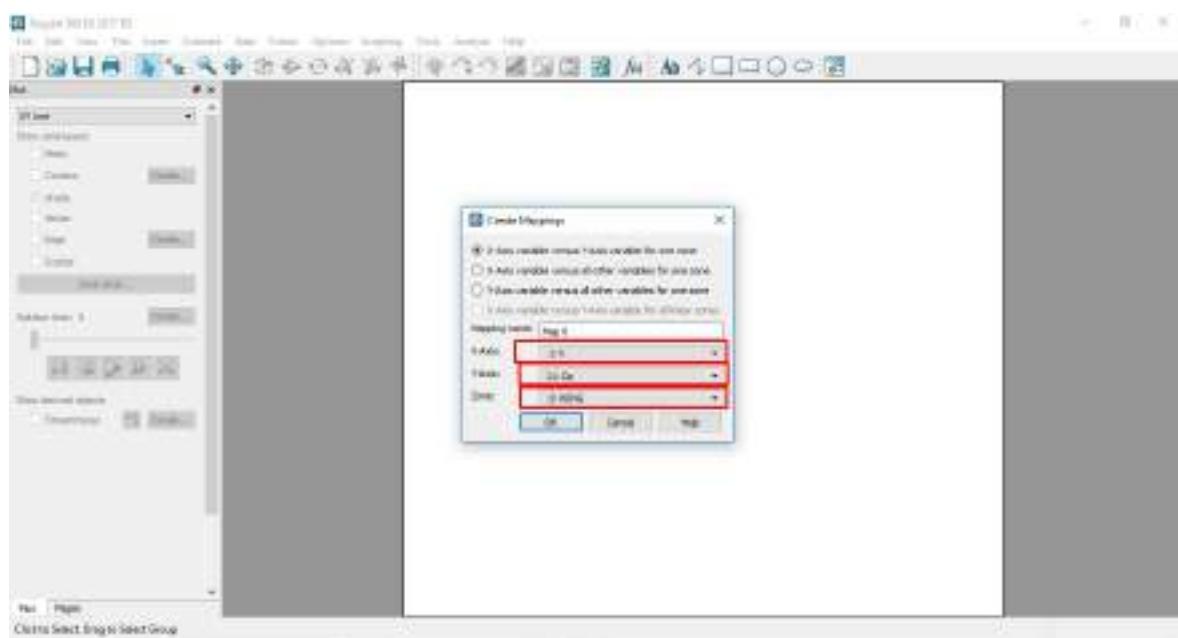


Figura 6.24 – Configuração dos eixos do gráfico de Cp (NACA-0012).

A melhor representação para o coeficiente de pressão é utilizar pontos que representam os valores desse coeficiente ao longo do perfil, portanto, selecione "Symbols" (Fig. 6.25) no menu lateral. Para configurar o tamanho, cor e estilo do símbolo, selecione a opção de edição dos símbolos no menu principal, ou simplesmente, dê um duplo clique nos símbolos mostrados na tela para abrir o painel de configuração.

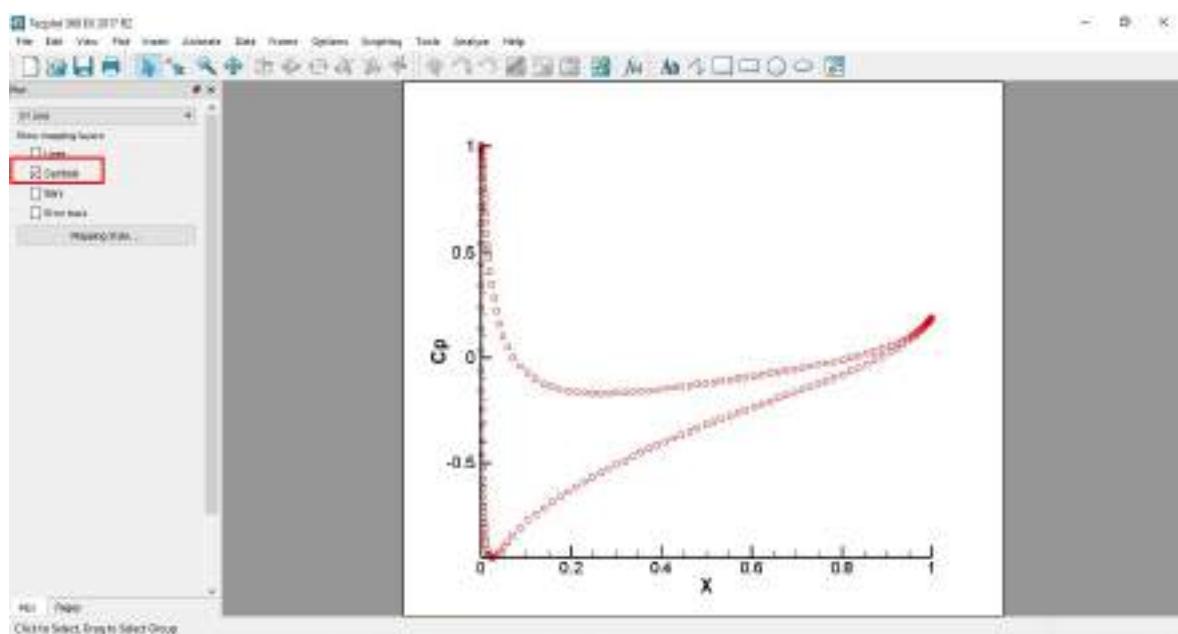


Figura 6.25 – Gráfico de Cp (NACA-0012).

### 6.2.3 Exemplo 3: Escoamento transitório sobre um cilindro

Outra forma de importar os arquivos para o Tecplot é primeiramente inicializando o tecplot e, na sequência, arrastando o arquivo exportado do CFD++ para o mesmo, conforme mostra a Fig. 6.26.

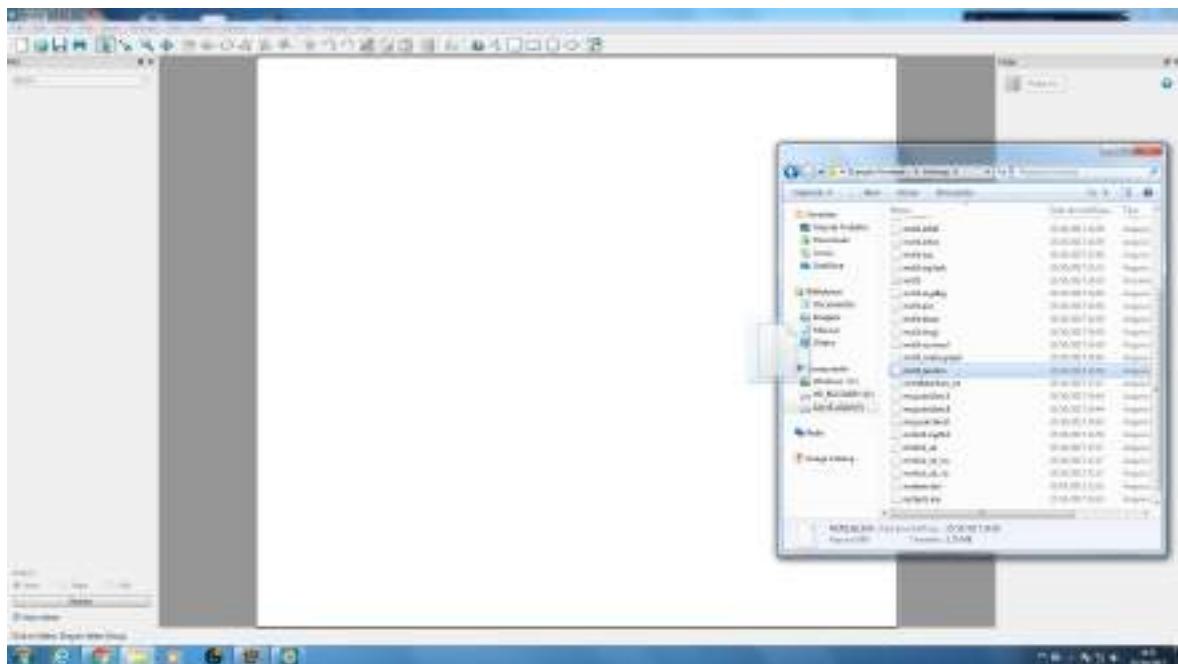


Figura 6.26 – Importando os arquivos da solução para o Tecplot.

Vamos criar uma cena para visualizar o campo de velocidades ao longo do domínio de simulação. Para isso, clique em "details" ao lado de "contour" e selecione a componente de velocidade em  $x$  ( $U$ ), conforme mostra a Fig. 6.27.

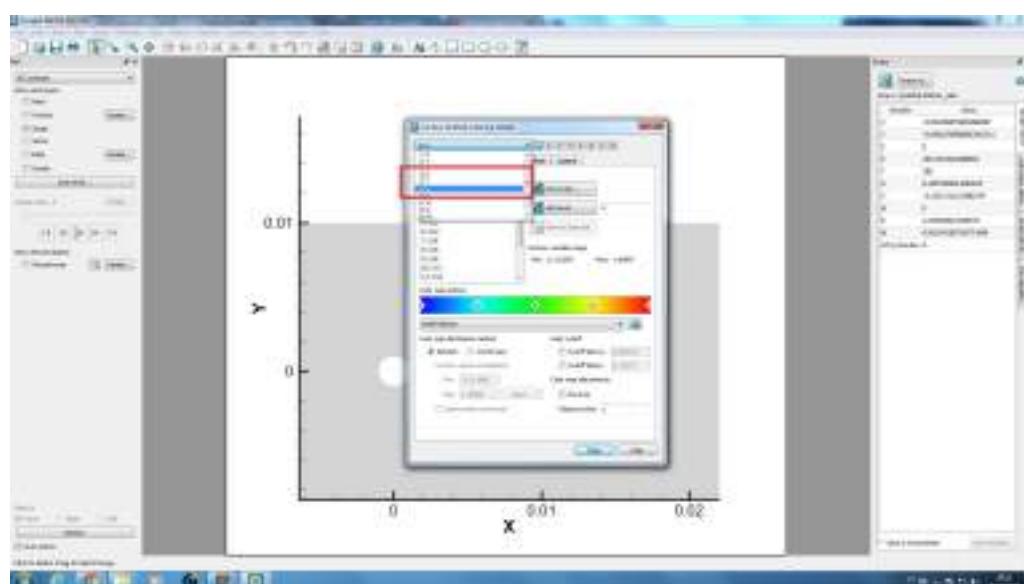


Figura 6.27 – Importando os arquivos da solução para o Tecplot.

Isso irá fazer com que os contornos de velocidade sejam mostrados ao longo do domínio de simulação, conforme a Fig. 6.28.

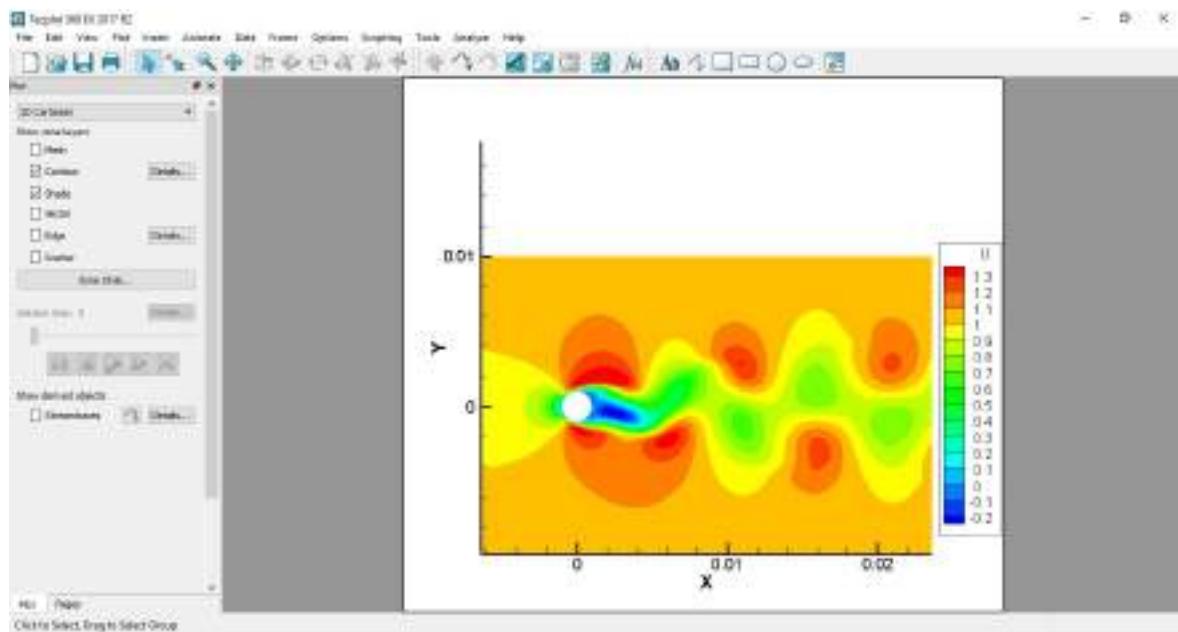


Figura 6.28 – Campo de velocidades ao longo do domínio.

Para visualizar os vetores que correspondem à direção da velocidade ao longo do domínio, clique na marcação "vectors" no menu lateral. Note que a quantidade de vetores é proporcional ao número de nós da malha. Para uma melhor visualização, o usuário pode alterar o tamanho dos vetores através da opção *edit* no menu principal. Utilizando o comando *zoom* do menu principal, é possível obter a imagem mostrada na Fig. 6.29.

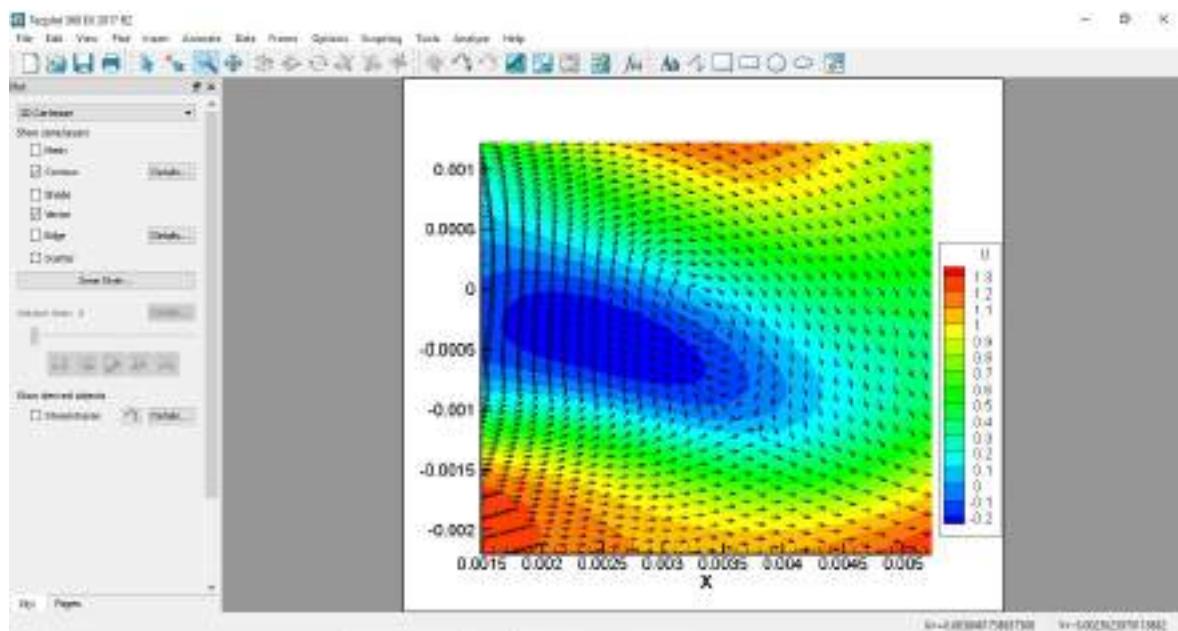


Figura 6.29 – Visualização dos vetores ao longo do domínio.

Para criarmos uma animação no Tecplot, primeiramente, precisamos configurar a

exportação no CFD++. Para isso, no CFD++, clique em "Setup->"Probe and Filters" e marque a opção "yes" em *Direct TP format output with appended step #*. Aqui, o usuário pode selecionar a frequência com que os arquivos serão exportados, por enquanto, vamos inserir 5 na caixa onde está escrito "every steps", conforme mostra a Fig. 6.30. Note que isso deve ser configurado antes de iniciar a simulação, portanto, se foi realizado posteriormente, o usuário deve iniciar uma nova simulação.

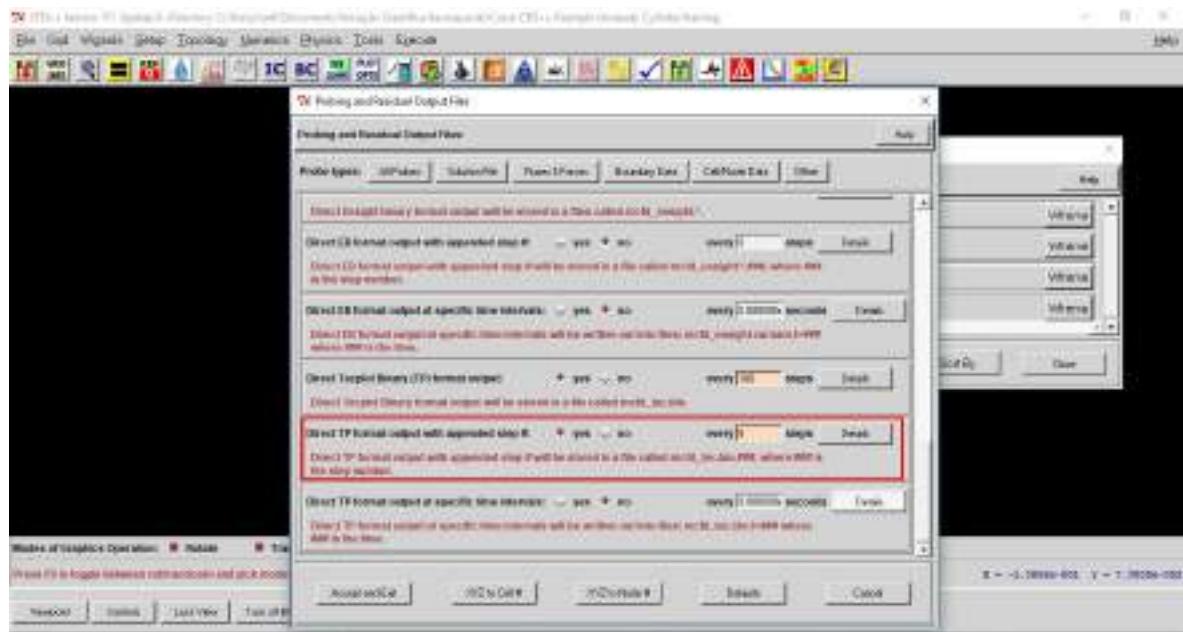


Figura 6.30 – Exportação para criar animação.

Abra o Tecplot e clique em *Load Data* para carregar os arquivos exportados. Note que o CFD++ criou inúmeros arquivos que se repetem a cada 5 vezes. Selecione todos esses arquivos, conforme mostra a Fig. 6.31.

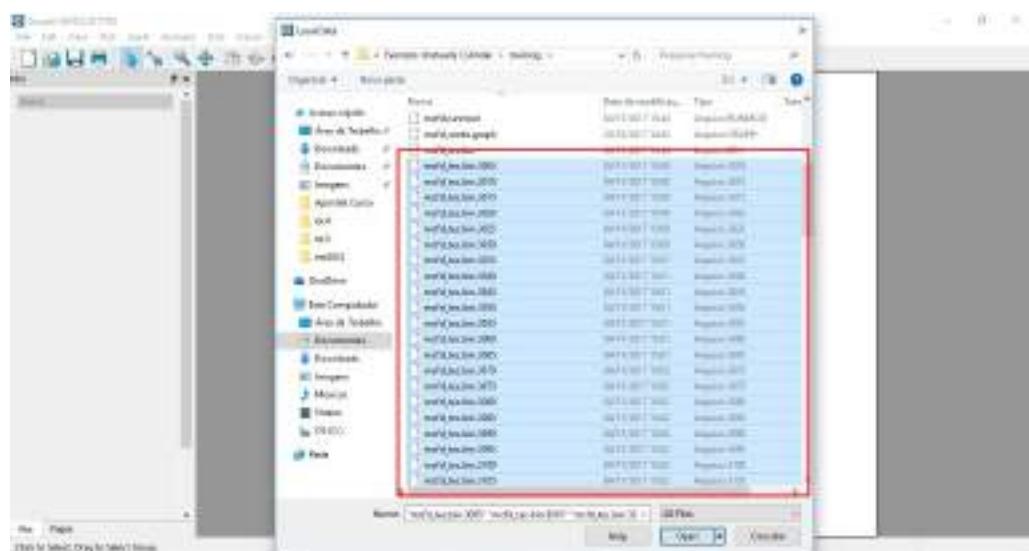


Figura 6.31 – Importação para criar animação.

Após selecionar esses arquivos, uma nova janela será aberta, solicitando que o usuário escolha o formato de importação do arquivo. Selecione *Tecplot Data Loader*, uma vez que os arquivos já foram exportados com o formato do Tecplot (Fig. 6.32).

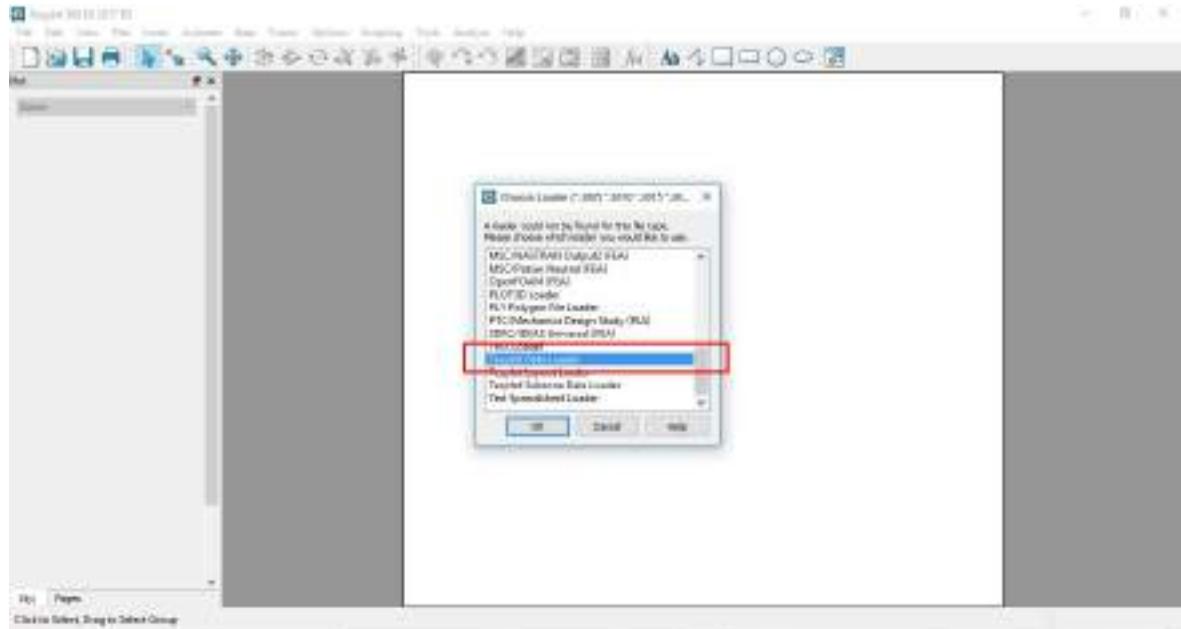


Figura 6.32 – Formato de importação para criar animação.

Após importar os arquivos, clique em "Animate->"Zones", conforme a Fig. 6.33.

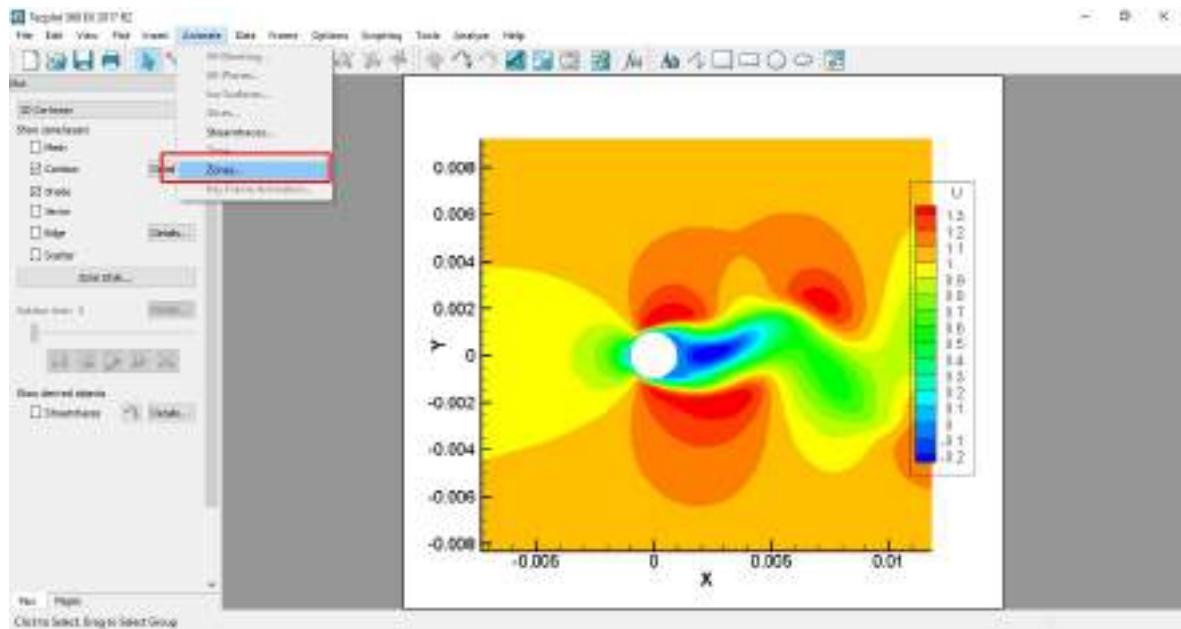


Figura 6.33 – Configuração da animação.

Selecione como "*Starting zone*" o arquivo *1:Quadrilateral cells*, isso irá selecionar o primeiro arquivo gravado referente ao domínio de simulação. Selecione como "*Ending zone*" o arquivo "*396:Quadrilateral cells*". Esse último arquivo dependerá do número de

iterações que foram simuladas, nesse caso, foram realizadas 400 iterações, portanto, a última repetição do domínio de simulação ocorreu na iteração 396, com isso, essa iteração deve ser selecionada (Fig 6.34).

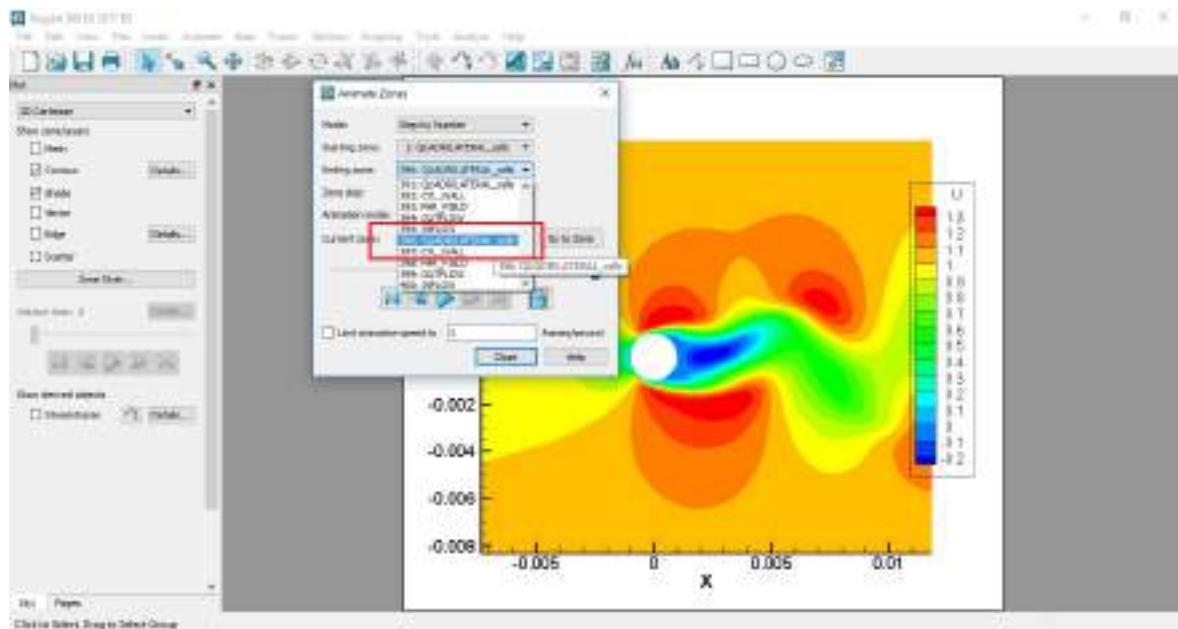


Figura 6.34 – Configuração da animação (zona de entrada e saída).

No *zone skip*, o usuário deve selecionar o número referente a frequência de exportação, como exportamos a cada 5 iterações, deve ser selecionado o número 5. Vamos selecionar esse número para a quantidade de *frames* por segundo também, conforme a Fig. 6.35.

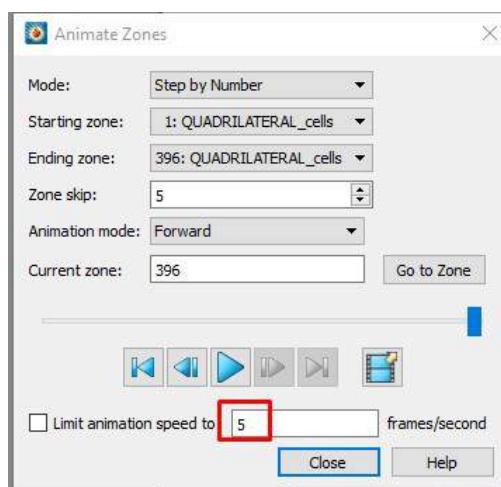


Figura 6.35 – Configuração da animação (*zone skip*).

Nesse ponto, a configuração da animação está completa, o usuário pode rodar a animação clicando no botão *play* e alterar se deseja rodar a animação para frente, para trás, ou simplesmente um *loop*. Após executar a animação, o usuário pode exportar esse arquivo através do ícone "save" ao lado das opções de *play*, *pause*.

#### 6.2.4 Exemplo 4: Escoamento sobre o perfil RAE-2822

Neste exemplo, vamos demonstrar como utilizar o Tecplot para gerar gráficos importantes para a análise de perfis, como por exemplo, os gráficos de forças e momentos.

O primeiro passo é exportar os dados de forças e momentos do CFD++ para o tecplot. Portanto, selecione "*Fluxes, Force and Moments*" através do caminho "*Tools->CFD++ Probe Filters->"Fluxes,Force and Moments"*", conforme mostra a Fig. 6.36.

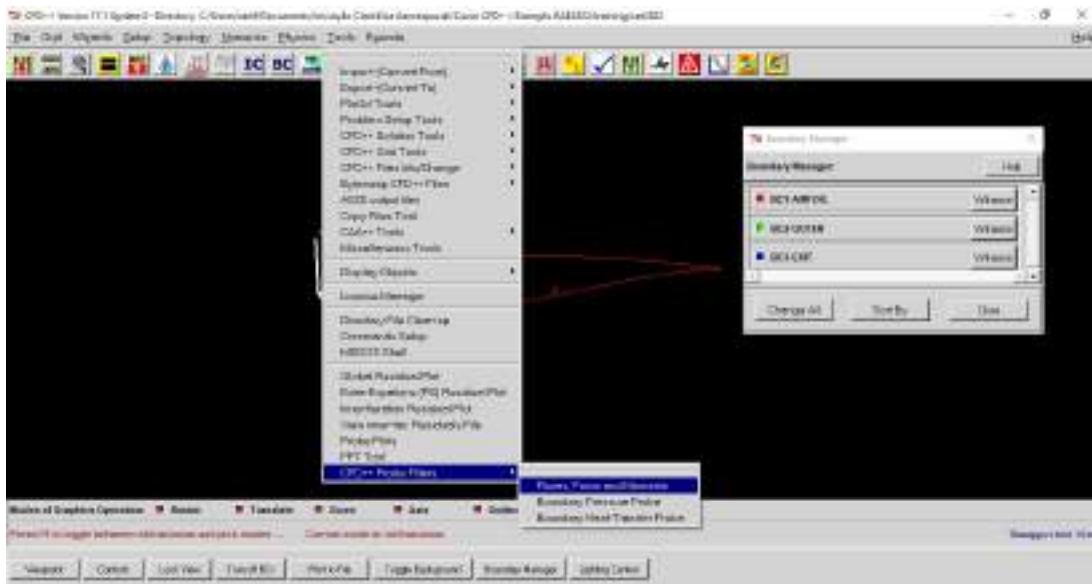


Figura 6.36 – Exportação dos arquivos de Fluxos, Forças e Momentos para o Tecplot.

Depois, altere a entrada para "*coefficients*", "*dimensional*" e em *Boundaries/Planes and Ref.Quantities* carregue os dados das condições iniciais do problema. Selecione "*Process Entries*" para processar as informações e depois "*Write File*" para criar um arquivo com essas informações. Por último clique em "*Plotter*", conforme mostra a Fig. 6.37.

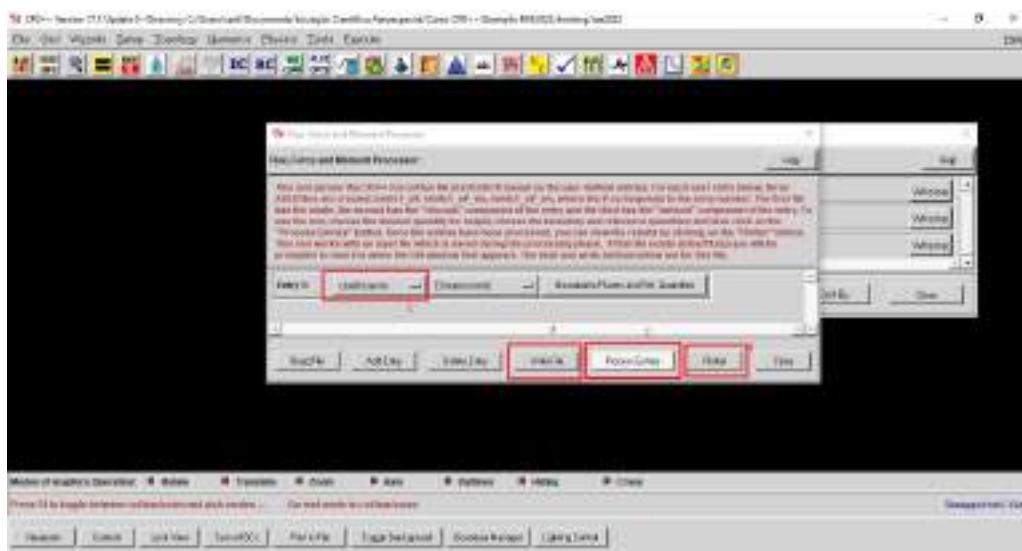


Figura 6.37 – Configuração dos arquivos de Fluxos, Forças e Momentos.

Selecione a opção "minfo1\_e1" (Fig. 6.38) e clique em "Read" ou simplesmente efetue um duplo clique.

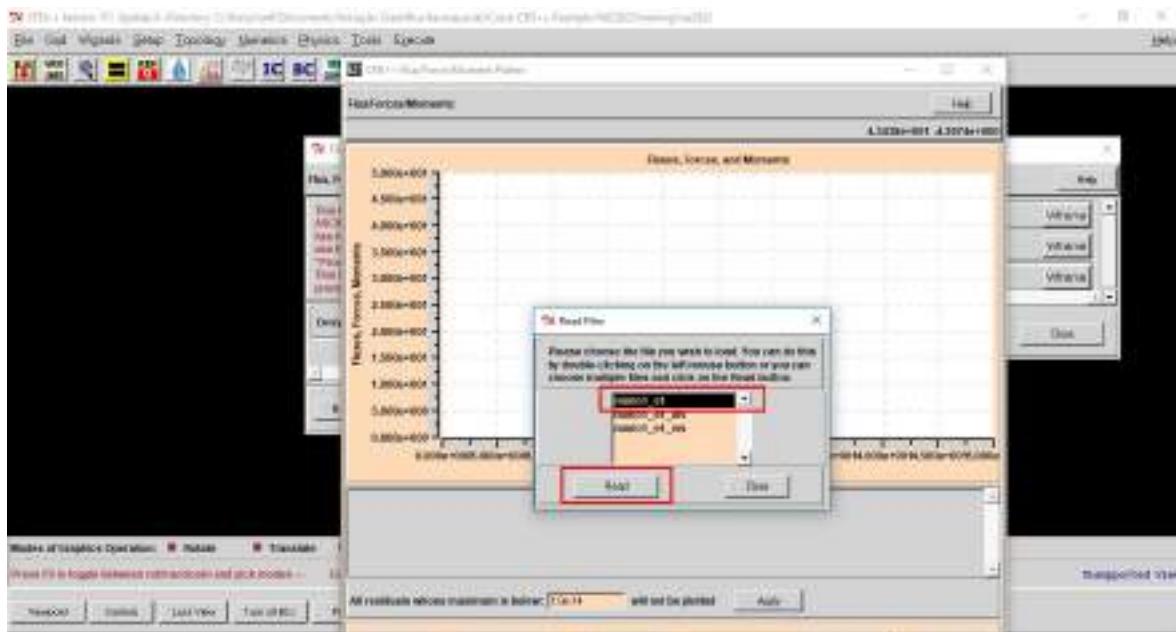


Figura 6.38 – Leitura dos arquivos de Fluxos, Forças e Momentos.

O painel da Fig. 6.39 será aberto. Nele estão contidas as informações referentes a variação dos coeficientes, forças e momentos ao decorrer das iterações da simulação. Note que no painel de informações abaixo do gráfico estão presentes os valores máximos e mínimos das variáveis.

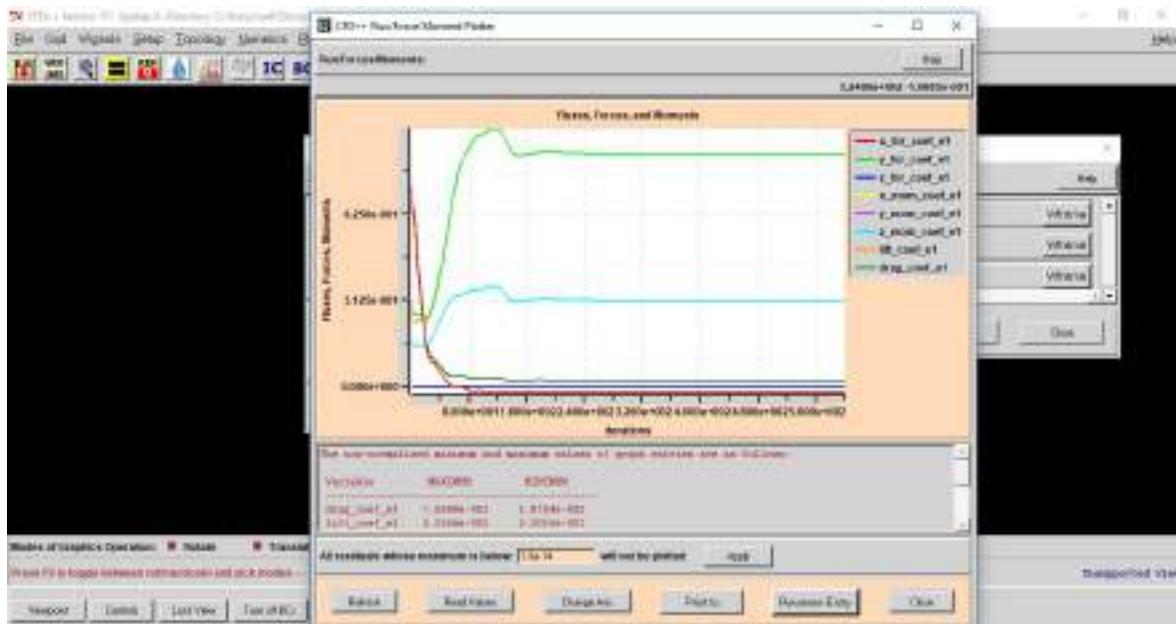


Figura 6.39 – Gráfico dos Coeficientes, Forças e Momentos.

Note que quando clicamos em "Write File", o CFD++ criou um arquivo no diretório

de trabalho intitulado "*minfo1\_e1*". Vamos utilizar esse arquivo para importarmos esses dados para o Tecplot.

Incialize o Tecplot e clique em *Load Data*, conforme mostra a Fig. 6.40.

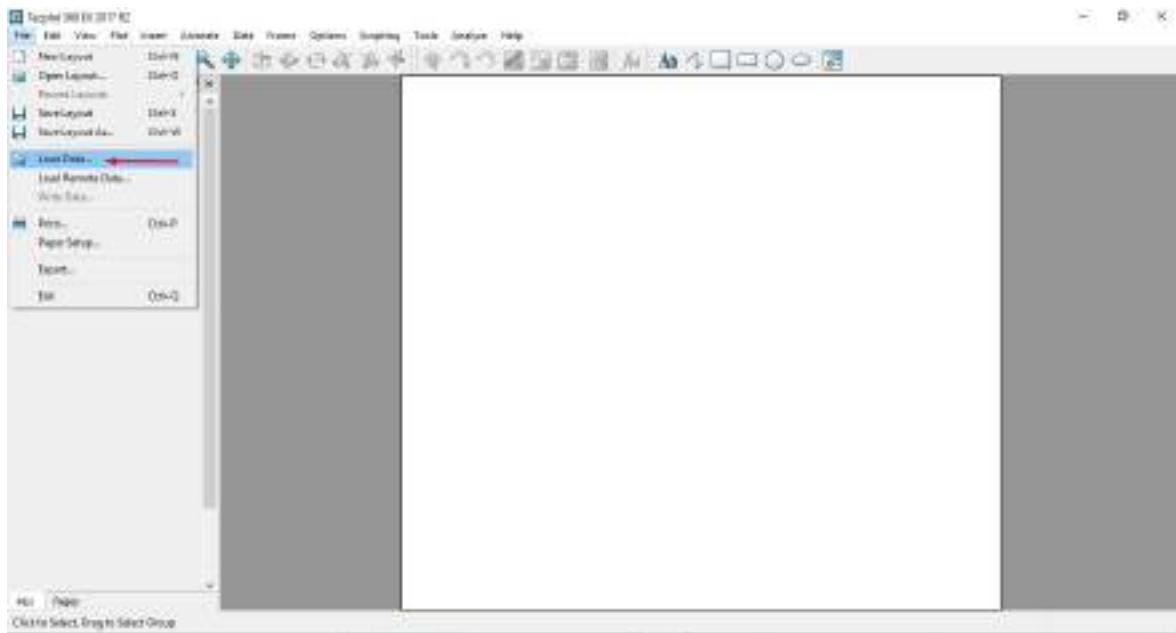


Figura 6.40 – Importação de arquivos para o Tecplot.

No diretório de trabalho, carregue o arquivo "*minfo1\_e1*", conforme mostra a Fig. 6.41.

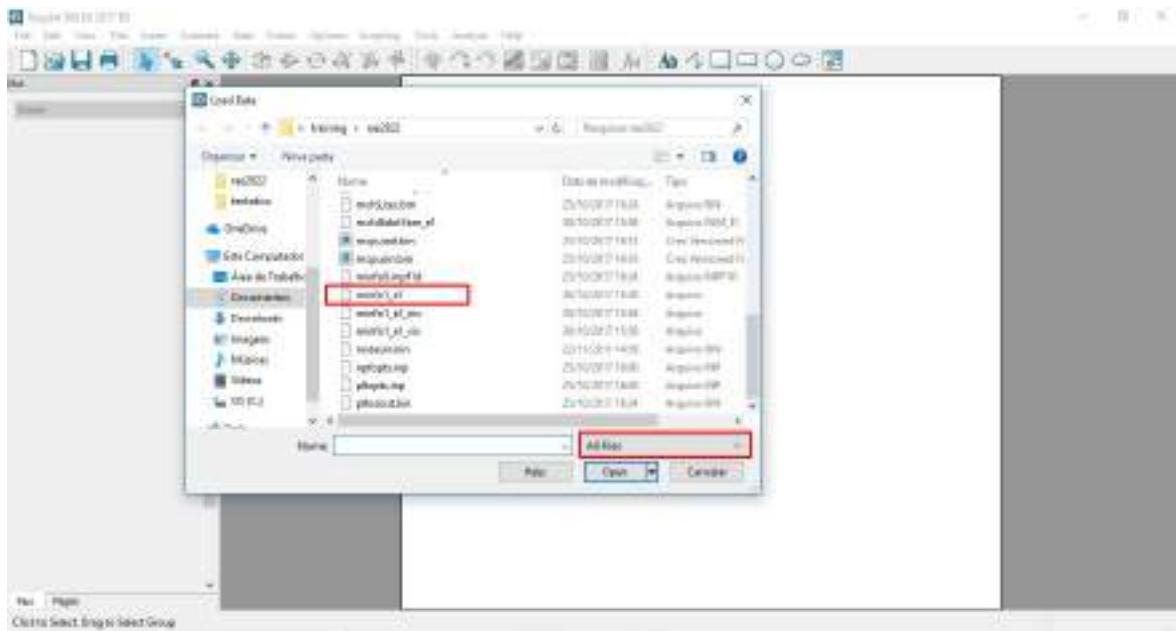


Figura 6.41 – Importação de arquivos (2) para o Tecplot.

O Tecplot irá perguntar o tipo de arquivo de importação que o usuário deseja importar. Como esse arquivo é um arquivo de texto que contém as informações exportadas, vamos selecionar "*General Text Loader*", conforme mostra a Fig. 6.42.

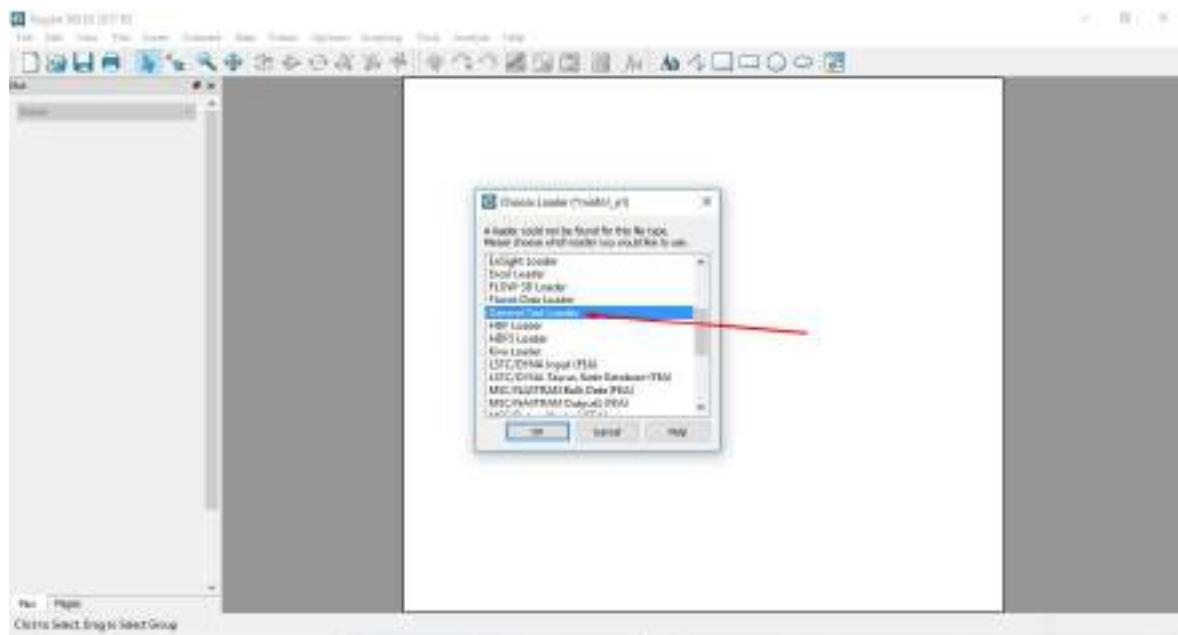


Figura 6.42 – Importação de arquivos (3) para o Tecplot.

Uma nova janela será aberta, clique em "Variables" para definir as variáveis de importação, conforme a Fig. 6.43.

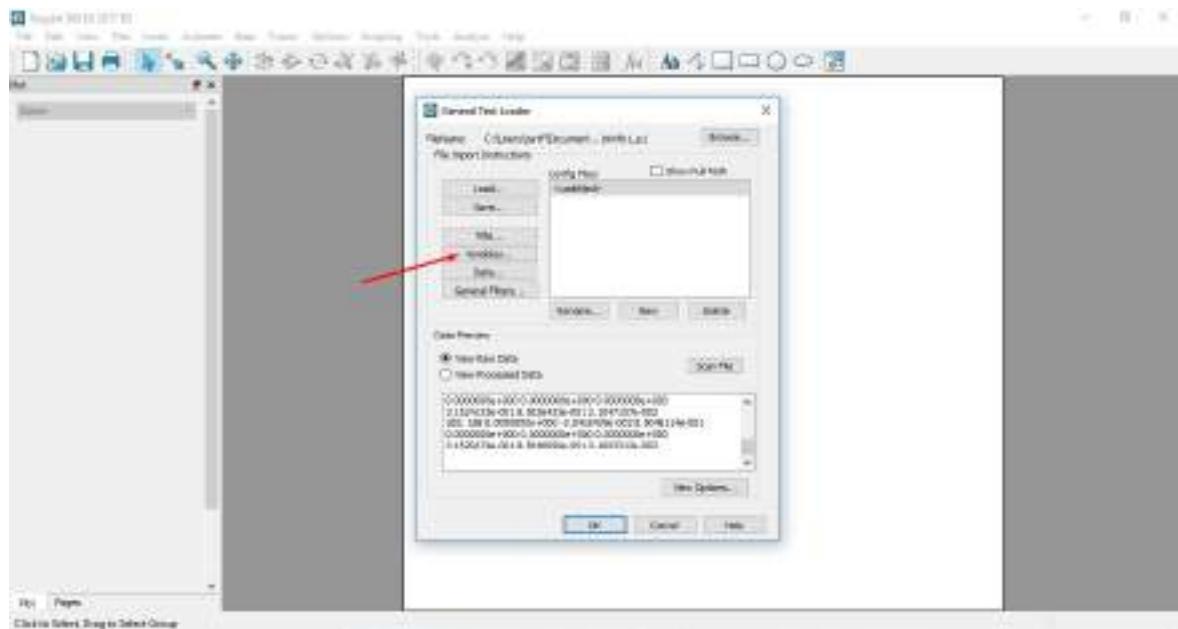


Figura 6.43 – Configuração da importação.

Clique na opção "Enter variable names" para inserir o nome das variáveis e insira na caixa de texto: Iter, tempo,Xforce,Yforce,Zforce,Xmom,Ymom,Zmom,drag\_coef\_e1,lift\_coef\_e1, conforme mostra a Fig. 6.44.

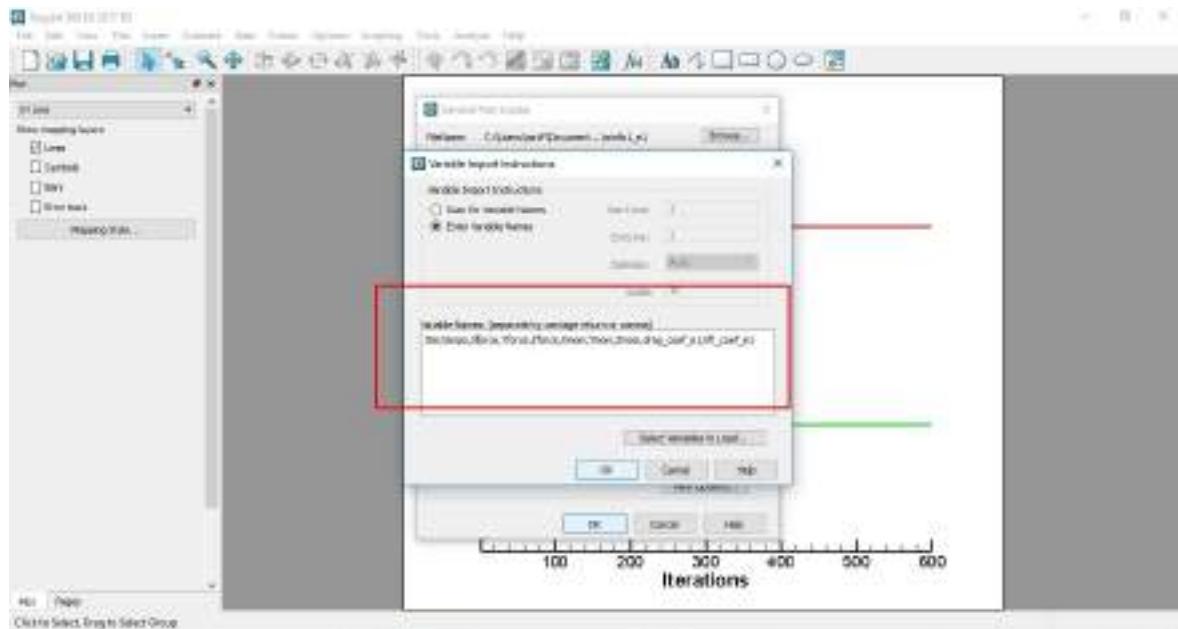


Figura 6.44 – Nomeação das variáveis importadas.

Depois de definir as variáveis de importação, clique em "Data", conforme mostra a Fig. 6.45.

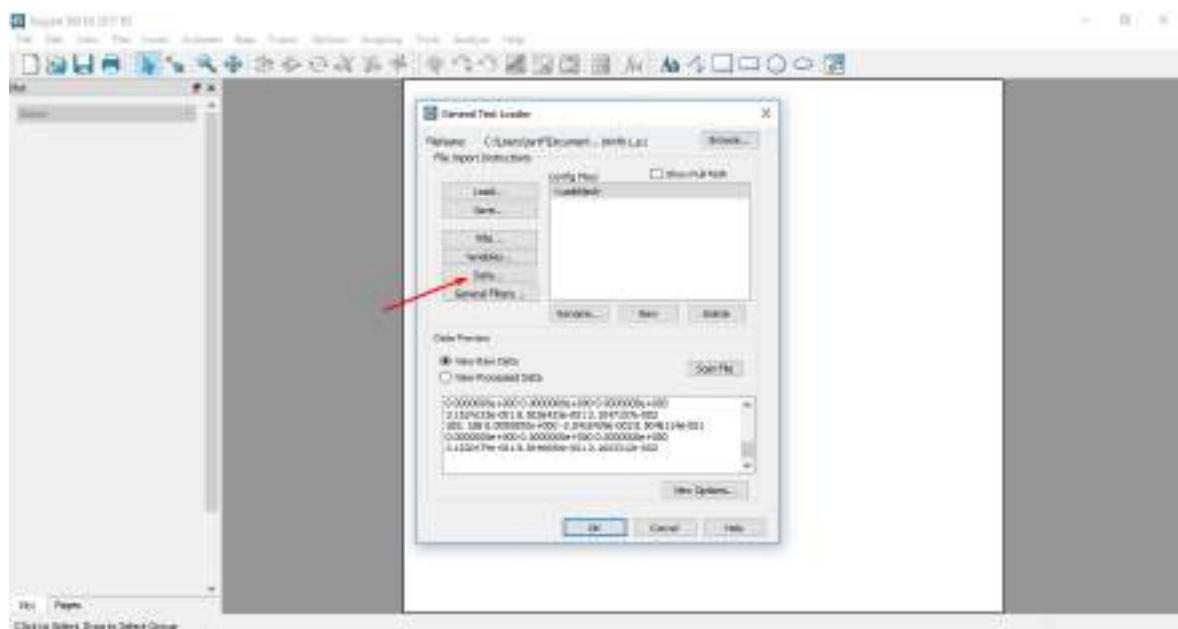


Figura 6.45 – Configuração da importação (2).

Na identificação de entrada clique em "Start at Line Number" e na saída em "End of File". Escolha a linha de início como sendo a linha 14, pois no arquivo os dados começam a partir dessa linha. Clique em "Ok" para fechar essa janela. A Fig. 6.46 mostra os passos descritos.

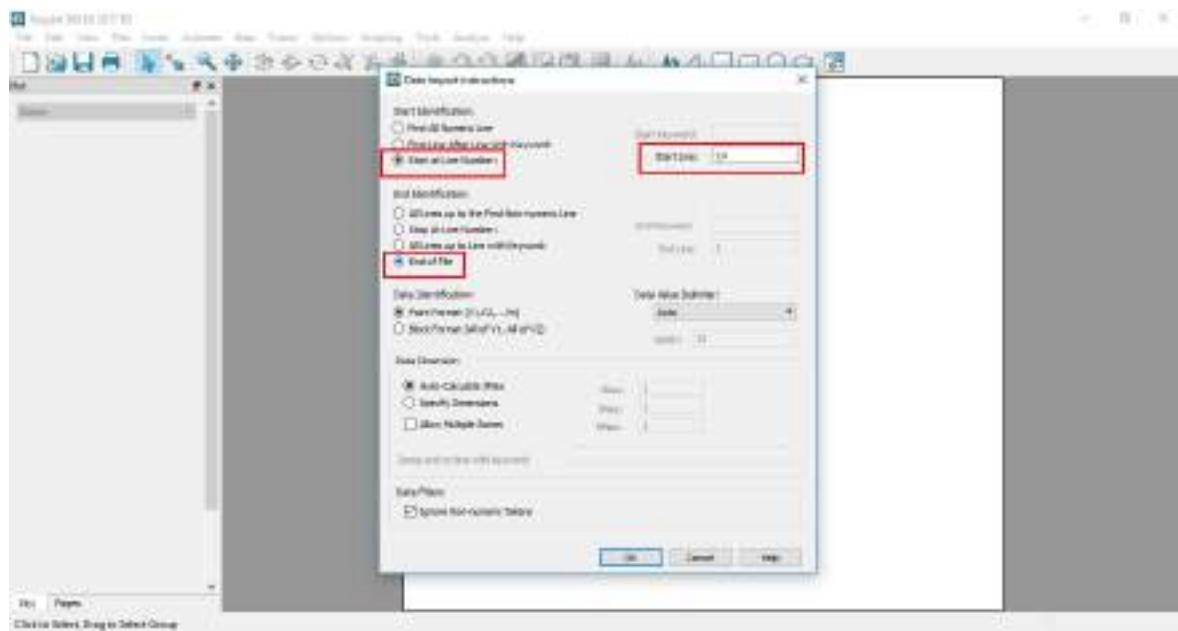


Figura 6.46 – Instruções de importação dos dados.

Dessa forma, os dados foram importados para o Tecplot. Para gerar os gráficos selecione "XY Line" no menu lateral e altere os dados dos eixos conforme desejar clicando em *Mapping Style* e definindo as variáveis de interesse. Para alterar a faixa de amostragem do gráfico, clique em cima dos eixos ("Range") e altere conforme desejar. A Fig. 6.47 mostra o gráfico criado através desse processo.

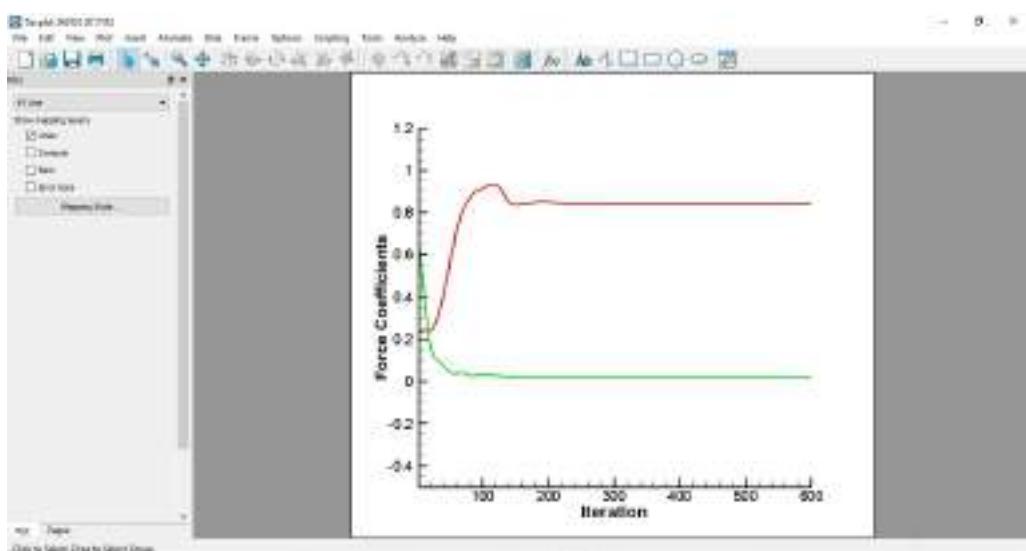


Figura 6.47 – Gráfico de CD e CL ao longo das iterações.

### 6.3 EXERCÍCIOS

1. Crie os gráficos de CD e CL ao longo das iterações para o exemplo 2 (NACA-0012).
2. Crie os gráficos de CD e CL ao longo das iterações para o exemplo 3 (escoamento transitório sobre um cilindro). b) Crie *streamlines* para representar as linhas de corrente do escoamento e compare com uma imagem retirada de um resultado experimental. c) Na sua opinião, existe um padrão que se repete no escoamento? d) Se sim, qual a possível explicação para esse padrão?
3. Crie o gráfico de Cp ao longo do comprimento do perfil, para o exemplo 4 (RAE-2822). b) Compare o gráfico com um resultado encontrado na bibliografia. c) Qual o erro encontrado associado ao resultado quando comparado com a bibliografia? d) Descreva uma possível explicação para o erro associado ao resultado. e) Desconsiderando o processo de criação de malha, o que, na sua opinião, poderia ser feito para obter melhores resultados no CFD?
4. Crie uma representação dos contornos de intensidade de radiação, temperatura e os vetores de velocidade para o exemplo 4 (transferência de calor em uma cabine de uma aeronave), conforme as imagens mostradas nos exemplos do CFD++. b) Em qual contorno ocorre a máxima intensidade de radiação? Por que? c) Encontre uma possível explicação para a direção do campo de velocidades relacionada com a temperatura do escoamento.

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- AZEVEDO, J. L. F. **Fundamentos de CFD**. São José dos Campos, São Paulo, Brasil, 2010. v. 1, 16 p.
- ÇENGEL, Y. A.; CIMBALA, J. M. **Mecânica dos Fluidos**. São Paulo, Brasil: AMGH Editora Ltda., 2015. 1016 p.
- FOX, P. J. P. R. W.; MCDONALD, A. T. **Introdução à Mecânica dos Fluidos**. Rio de Janeiro: Livros Técnicos e Científicos Editora Ltda., 2014. 733 p.
- METACOMP, T. **CFD++ User Manual**. Agoura Hills, California, USA, 1994.
- RAY, B.; BHASKARAN, R.; COLLINS, L. R. **Introduction to CFD Basics**. Ithaca, NY, USA, 2012. v. 1, 21 p.
- SCHINESTZKI, W. et al. Grid convergence analysis using finite volume method for nonlinear case of fluid flow between two parallel flat plates. In: INTERNATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING, 24th., 2017, Curitiba. Rio de Janeiro: ACBM, 2017.
- VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. **An introduction to computational fluid dynamics**. United Kingdom: Pearson Education Limited, 2007. 517 p.
- ZILL, D. G.; CULLEN, M. R. **Matemática Avançada para Engenharia Vol. 2**. Sudbury, U.S.A.: Jones and Bartlett Publishers, 2006. 303 p.

## **APÊNDICE B – AVALIAÇÃO DO CURSO**

Neste apêndice, são apresentados a avaliação que foi utilizada para avaliar o desempenho dos alunos e obter um *feedback* com o respectivo gabarito.

Nome: \_\_\_\_\_ Matrícula: \_\_\_\_\_ Data: 29/11/2017

### AVALIAÇÃO DO CURSO

**Questão 1.** O programa do curso foi cumprido pelos ministrantes.

- Não sei responder
- Concordo totalmente
- Concordo parcialmente
- Não concordo nem discordo
- Concorde parcialmente
- Concorde totalmente

**Questão 2.** Os ministrantes demonstraram domínio do conteúdo apresentado, apresentando-o com clareza e objetividade.

- Não sei responder
- Concordo totalmente
- Concordo parcialmente
- Não concordo nem discordo
- Concorde parcialmente
- Concorde totalmente

**Questão 3.** Os conteúdos apresentados eram relacionados à área aeroespacial, servindo de apoio aos grupos de pesquisa e extensão do ramo na universidade.

- Não sei responder
- Concordo totalmente
- Concordo parcialmente
- Não concordo nem discordo
- Concorde parcialmente
- Concorde totalmente

**Questão 4.** Os ministrantes compareceram às aulas e cumpriram os horários de início e de término das mesmas.

- Não sei responder
- Concordo totalmente
- Concordo parcialmente
- Não concordo nem discordo
- Concorde parcialmente
- Concorde totalmente

**Questão 5.** Os ministrantes mostraram-se disponíveis para tirar dúvidas sobre o conteúdo ministrado.

- Não sei responder
- Concordo totalmente
- Concordo parcialmente
- Não concordo nem discordo
- Concorde parcialmente
- Concorde totalmente

**Questão 6.** Os ministrantes fizeram uso de uma metodolo-

gia adequada à aprendizagem, fazendo uso dos recursos didáticos disponíveis.

- Não sei responder
- Concordo totalmente
- Concordo parcialmente
- Não concordo nem discordo
- Concorde parcialmente
- Concorde totalmente

**Questão 7.** Os ministrantes apresentaram uma postura de respeito mútuo, preservando as imagens da instituição, dos colegas e dos acadêmicos.

- Não sei responder
- Concordo totalmente
- Concordo parcialmente
- Não concordo nem discordo
- Concorde parcialmente
- Concorde totalmente

**Questão 8.** Os conteúdos apresentados durante o curso foram suficientes para entender e fazer uso das ferramentas computacionais adquiridas.

- Não sei responder
- Concordo totalmente
- Concordo parcialmente
- Não concordo nem discordo
- Concorde parcialmente
- Concorde totalmente

**Questão 9.** O material didático fornecido apresentou a base necessária para o entendimento das ferramentas computacionais, contendo exemplos e exercícios para exercer a prática.

- Não sei responder
- Concordo totalmente
- Concordo parcialmente
- Não concordo nem discordo
- Concorde parcialmente
- Concorde totalmente

**Questão 10.** Eu indicaria o curso para os meus amigos.

- Não sei responder
- Concordo totalmente
- Concordo parcialmente
- Não concordo nem discordo
- Concorde parcialmente
- Concorde totalmente

**Questão 11.** O curso atendeu às minhas expectativas iniciais.

- ( ) Não sei responder
- ( ) Discordo totalmente
- ( ) Discordo parcialmente
- ( ) Não concordo nem discordo
- ( ) Concordo parcialmente
- ( ) Concordo totalmente

**Questão 12.** Estou confiante para resolver problemas básicos utilizando as ferramentas computacionais apresentadas.

- ( ) Não sei responder
- ( ) Discordo totalmente
- ( ) Discordo parcialmente
- ( ) Não concordo nem discordo
- ( ) Concordo parcialmente
- ( ) Concordo totalmente

**Questão 13.** Escreva aqui suas sugestões, críticas e dificuldades encontradas.

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---

## MECÂNICA DOS FLUIDOS

**Questão 14.** Assinale a alternativa **incorrecta** sobre a classificação de escoamentos.

- (a) Escoamentos rotacionais tendem a rotacionar corpos imersos no fluido, logo, são escoamentos que ocorrem em, no mínimo, duas dimensões.
- (b) A classificação de um escoamento quanto à compressibilidade pode ser realizada conhecendo apenas a velocidade máxima do escoamento e as propriedades do fluido.
- (c) Um escoamento com viscosidade desprezível é chamado de invíscido.
- (d) Um escoamento bem desenvolvido é aquele que não varia na direção do escoamento.
- (e) Um escoamento pode ser classificado como laminar ou turbulento baseando-se na relação entre as forças inerciais e viscosas.

**Questão 15.** Assinale V para as alternativas verdadeiras e F para as falsas.

- ( ) O Teorema do Transporte de Reynolds estabelece uma relação entre as análises sob os pontos de vista de sistema e de volume de controle.
- ( ) Um escoamento com condição de contorno de entrada de  $M = 0,15$  pode ser considerado incompressível.
- ( ) Dada a equação do número de Reynolds

$$Re = \frac{\rho V D}{\mu},$$

pode-se dizer que um escoamento com viscosidade desprezível é turbulento.

- ( ) Quando o escoamento é compressível, é necessário incorporar uma equação de estado no conjunto de equações a ser resolvida.
- ( ) Condições iniciais e condições de contorno são especificações escolhidas para as superfícies contidas no domínio computacional.

**Questão 16.** Sobre a interpretação do Teorema de Trans-

porte de Reynolds (TTR),

$$\left. \frac{dN}{dt} \right|_{Sistema} = \frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} \rho \eta dV + \int_{SC} \rho \eta \vec{V} \cdot d\vec{A},$$

assinale a alternativa **correta**.

- (a) O TTR estabelece que a taxa de variação da propriedade extensiva em um volume de controle é igual à taxa de variação da propriedade extensiva de um sistema somado ao fluxo total da propriedade extensiva pelas superfícies de controle.
- (b) O TTR estabelece que a taxa de variação da propriedade extensiva em um volume de controle é igual à taxa de variação da propriedade extensiva de um sistema menos o fluxo total da propriedade extensiva pelas superfícies de controle.
- (c) O TTR estabelece que a taxa de variação da propriedade extensiva de um sistema é igual à taxa de variação da propriedade intensiva em um volume de controle somado ao fluxo total da propriedade intensiva pelas superfícies de controle.
- (d) O TTR estabelece a relação entre propriedades intensivas e extensivas de um sistema.
- (e) O TTR fornece diretamente as equações diferenciais de conservação de massa, momento linear, momento angular, energia e entropia ao fazer uso das relações de propriedades extensivas e intensivas.

**Questão 17.** Assinale V para as alternativas verdadeiras e F para as falsas.

- ( ) Um escoamento longe da camada limite pode ser tratado como invíscido, mesmo que o fluido seja viscoso.
- ( ) A turbulência é um fenômeno cujas principais causas são: rugosidade das paredes, diferenças de temperatura e obstruções do escoamento.
- ( ) A turbulência é um fenômeno aleatório que causa perturbações no escoamento sempre de forma tridimensional.
- ( ) A energia cinética turbulenta é convertida em energia

- térmica devido às forças de atrito viscosas.
- ( ) Os pequenos turbilhões tendem a crescer, de forma a tornar o sistema ainda mais caótico.

**Questão 18.** Assinale V para as alternativas verdadeiras e F para as falsas.

- ( ) A hipótese do contínuo assume que existe matéria em todos os pontos do espaço, independente da densidade da amostra de moléculas analisada.
- ( ) A hipótese do contínuo é o que permite o uso do cálculo diferencial e integral para a modelagem da dinâ-

mica dos fluidos.

- ( ) A camada limite é a região na qual o escoamento sofre interferência da rugosidade de uma parede, sendo sua altura total, por definição, a altura na qual o escoamento atinge 99% da velocidade do escoamento livre.
- ( ) A transição de regime laminar para turbulentó em uma camada limite acontece quando surge um ponto de inflexão no perfil de velocidades.
- ( ) Um escoamento não estacionário é aquele no qual as propriedades do sistema variam ao longo do tempo.
- 

## DINÂMICA DOS FLUIDOS COMPUTACIONAL

**Questão 19.** Assinale V para as alternativas verdadeiras e F para as falsas.

- ( ) Ao se deparar com uma malha altamente refinada nas regiões próximas às paredes, é sugerido o uso de funções de parede (Wall Function).
- ( ) Ao escolher uma condição de contorno de parede (Wall) como **Viscous (No-Slip)**, espera-se que a velocidade seja nula próxima à parede.
- ( ) DNS, LES e RANS são algumas das opções de modelos de turbulência disponíveis no CFD++.
- ( ) O  $y^+$  é um parâmetro adimensional que indica o tamanho da primeira camada prismática.
- ( ) Um domínio computacional só existe em simulações de escoamento externo.

**Questão 20.** Marque todas as alternativas corretas. Para garantir uma boa solução de um escoamento interno, é necessário:

- ( ) convergência de malha;
- ( ) independência de domínio;
- ( ) independência de modelo de turbulência;
- 

- ( ) convergência dos resíduos;
- ( ) uma análise crítica das condições iniciais e de contorno.

**Questão 21.** Assinale V para as alternativas verdadeiras e F para as falsas.

- ( ) Uma malha estruturada é sempre melhor que uma malha não estruturada.
- ( ) Para um mesmo domínio e mesma configuração, uma malha estruturada gera menos elementos que uma malha não estruturada.
- ( ) Uma malha estruturada exige um maior custo computacional quando comparada a uma malhas não estruturada com mesmo número de elementos.
- ( ) Deve-se refinar uma malha nas regiões com maiores gradientes.
- ( ) Para uma malha ser julgada como adequada, basta que ela represente bem a geometria do problema.
- ( ) Para a criação de uma malha estruturada 2D, deve-se possuir faces com mais de quatro vértices.
- 

**MUITO OBRIGADO PELA PARTICIPAÇÃO!**

Nome: Gabarito \_\_\_\_\_ Matrícula: \_\_\_\_\_ Data: 29/11/2017

### AVALIAÇÃO DO CURSO

**Questão 1.** O programa do curso foi cumprido pelos ministrantes.

- (X) Não sei responder  
( ) Discordo totalmente  
( ) Discordo parcialmente  
( ) Não concordo nem discordo  
( ) Concordo parcialmente  
( ) Concordo totalmente

**Questão 2.** Os ministrantes demonstraram domínio do conteúdo apresentado, apresentando-o com clareza e objetividade.

- (X) Não sei responder  
( ) Discordo totalmente  
( ) Discordo parcialmente  
( ) Não concordo nem discordo  
( ) Concordo parcialmente  
( ) Concordo totalmente

**Questão 3.** Os conteúdos apresentados eram relacionados à área aeroespacial, servindo de apoio aos grupos de pesquisa e extensão do ramo na universidade.

- (X) Não sei responder  
( ) Discordo totalmente  
( ) Discordo parcialmente  
( ) Não concordo nem discordo  
( ) Concordo parcialmente  
( ) Concordo totalmente

**Questão 4.** Os ministrantes compareceram às aulas e cumpriram os horários de início e de término das mesmas.

- (X) Não sei responder  
( ) Discordo totalmente  
( ) Discordo parcialmente  
( ) Não concordo nem discordo  
( ) Concordo parcialmente  
( ) Concordo totalmente

**Questão 5.** Os ministrantes mostraram-se disponíveis para tirar dúvidas sobre o conteúdo ministrado.

- (X) Não sei responder  
( ) Discordo totalmente  
( ) Discordo parcialmente  
( ) Não concordo nem discordo  
( ) Concordo parcialmente  
( ) Concordo totalmente

**Questão 6.** Os ministrantes fizeram uso de uma metodolo-

gia adequada à aprendizagem, fazendo uso dos recursos didáticos disponíveis.

- (X) Não sei responder  
( ) Discordo totalmente  
( ) Discordo parcialmente  
( ) Não concordo nem discordo  
( ) Concordo parcialmente  
( ) Concordo totalmente

**Questão 7.** Os ministrantes apresentaram uma postura de respeito mútuo, preservando as imagens da instituição, dos colegas e dos acadêmicos.

- (X) Não sei responder  
( ) Discordo totalmente  
( ) Discordo parcialmente  
( ) Não concordo nem discordo  
( ) Concordo parcialmente  
( ) Concordo totalmente

**Questão 8.** Os conteúdos apresentados durante o curso foram suficientes para entender e fazer uso das ferramentas computacionais adquiridas.

- (X) Não sei responder  
( ) Discordo totalmente  
( ) Discordo parcialmente  
( ) Não concordo nem discordo  
( ) Concordo parcialmente  
( ) Concordo totalmente

**Questão 9.** O material didático fornecido apresentou a base necessária para o entendimento das ferramentas computacionais, contendo exemplos e exercícios para exercer a prática.

- (X) Não sei responder  
( ) Discordo totalmente  
( ) Discordo parcialmente  
( ) Não concordo nem discordo  
( ) Concordo parcialmente  
( ) Concordo totalmente

**Questão 10.** Eu indicaria o curso para os meus amigos.

- (X) Não sei responder  
( ) Discordo totalmente  
( ) Discordo parcialmente  
( ) Não concordo nem discordo  
( ) Concordo parcialmente  
( ) Concordo totalmente

**Questão 11.** O curso atendeu às minhas expectativas iniciais.

- (X) Não sei responder
- ( ) Discordo totalmente
- ( ) Discordo parcialmente
- ( ) Não concordo nem discordo
- ( ) Concordo parcialmente
- ( ) Concordo totalmente

**Questão 12.** Estou confiante para resolver problemas básicos utilizando as ferramentas computacionais apresentadas.

- (X) Não sei responder
- ( ) Discordo totalmente
- ( ) Discordo parcialmente
- ( ) Não concordo nem discordo
- ( ) Concordo parcialmente
- ( ) Concordo totalmente

**Questão 13.** Escreva aqui suas sugestões, críticas e dificuldades encontradas.

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---

## MECÂNICA DOS FLUIDOS

**Questão 14.** Assinale a alternativa **incorrecta** sobre a classificação de escoamentos.

- (a) **Escoamentos rotacionais tendem a rotacionar corpos imersos no fluido, logo, são escoamentos que ocorrem em, no mínimo, duas dimensões.**
- (b) A classificação de um escoamento quanto à compressibilidade pode ser realizada conhecendo apenas a velocidade máxima do escoamento e as propriedades do fluido.
- (c) Um escoamento com viscosidade desprezível é chamado de invíscido.
- (d) Um escoamento bem desenvolvido é aquele que não varia na direção do escoamento.
- (e) Um escoamento pode ser classificado como laminar ou turbulento baseando-se na relação entre as forças inerciais e viscosas.

**Questão 15.** Assinale V para as alternativas verdadeiras e F para as falsas.

- (V) O Teorema do Transporte de Reynolds estabelece uma relação entre as análises sob os pontos de vista de sistema e de volume de controle.
- (F) Um escoamento com condição de contorno de entrada de  $M = 0,15$  pode ser considerado incompressível.
- (F) Dada a equação do número de Reynolds

$$Re = \frac{\rho V D}{\mu},$$

pode-se dizer que um escoamento com viscosidade desprezível é turbulento.

- (V) Quando o escoamento é compressível, é necessário incorporar uma equação de estado no conjunto de equações a ser resolvida.
- (F) Condições iniciais e condições de contorno são especificações escolhidas para as superfícies contidas no domínio computacional.

**Questão 16.** Sobre a interpretação do Teorema de Trans-

porte de Reynolds (TTR),

$$\left. \frac{dN}{dt} \right|_{Sistema} = \frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} \rho \eta dV + \int_{SC} \rho \eta \vec{V} \cdot d\vec{A},$$

assinale a alternativa **correta**.

- (a) O TTR estabelece que a taxa de variação da propriedade extensiva em um volume de controle é igual à taxa de variação da propriedade extensiva de um sistema somado ao fluxo total da propriedade extensiva pelas superfícies de controle.
- (b) **O TTR estabelece que a taxa de variação da propriedade extensiva em um volume de controle é igual à taxa de variação da propriedade extensiva de um sistema menos o fluxo total da propriedade extensiva pelas superfícies de controle.**
- (c) O TTR estabelece que a taxa de variação da propriedade extensiva de um sistema é igual à taxa de variação da propriedade intensiva em um volume de controle somado ao fluxo total da propriedade intensiva pelas superfícies de controle.
- (d) O TTR estabelece a relação entre propriedades intensivas e extensivas de um sistema.
- (e) O TTR fornece diretamente as equações diferenciais de conservação de massa, momento linear, momento angular, energia e entropia ao fazer uso das relações de propriedades extensivas e intensivas.

**Questão 17.** Assinale V para as alternativas verdadeiras e F para as falsas.

- (V) Um escoamento longe da camada limite pode ser tratado como invíscido, mesmo que o fluido seja viscoso.
- (V) A turbulência é um fenômeno cujas principais causas são: rugosidade das paredes, diferenças de temperatura e obstruções do escoamento.
- (V) A turbulência é um fenômeno aleatório que causa perturbações no escoamento sempre de forma tridimensional.
- (V) A energia cinética turbulenta é convertida em energia

- térmica devido às forças de atrito viscosas.
- (F) Os pequenos turbilhões tendem a crescer, de forma a tornar o sistema ainda mais caótico.

**Questão 18.** Assinale V para as alternativas verdadeiras e F para as falsas.

- (F) A hipótese do contínuo assume que existe matéria em todos os pontos do espaço, independente da densidade da amostra de moléculas analisada.
- (V) A hipótese do contínuo é o que permite o uso do cálculo diferencial e integral para a modelagem da dinâ-

mica dos fluidos.

- (V) A camada limite é a região na qual o escoamento sofre interferência da rugosidade de uma parede, sendo sua altura total, por definição, a altura na qual o escoamento atinge 99% da velocidade do escoamento livre.
- (V) A transição de regime laminar para turbulentó em uma camada limite acontece quando surge um ponto de inflexão no perfil de velocidades.
- (V) Um escoamento não estacionário é aquele no qual as propriedades do sistema variam ao longo do tempo.

## DINÂMICA DOS FLUIDOS COMPUTACIONAL

**Questão 19.** Assinale V para as alternativas verdadeiras e F para as falsas.

- (F) Ao se deparar com uma malha altamente refinada nas regiões próximas às paredes, é sugerido o uso de funções de parede (Wall Function).
- (V) Ao escolher uma condição de contorno de parede (Wall) como **Viscous (No-Slip)**, espera-se que a velocidade seja nula próxima à parede.
- (F) DNS, LES e RANS são algumas das opções de modelos de turbulência disponíveis no CFD++.
- (V) O  $y+$  é um parâmetro adimensional que indica o tamanho da primeira camada prismática.
- (F) Um domínio computacional só existe em simulações de escoamento externo.

**Questão 20.** Marque todas as alternativas corretas. Para garantir uma boa solução de um escoamento interno, é necessário:

- (X) convergência de malha;
- ( ) independência de domínio;
- ( ) independência de modelo de turbulência;

- (X) convergência dos resíduos;
- (X) uma análise crítica das condições iniciais e de contorno.

**Questão 21.** Assinale V para as alternativas verdadeiras e F para as falsas.

- (F) Uma malha estruturada é sempre melhor que uma malha não estruturada.
- (V) Para um mesmo domínio e mesma configuração, uma malha estruturada gera menos elementos que uma malha não estruturada.
- (F) Uma malha estruturada exige um maior custo computacional quando comparada a uma malhas não estruturada com mesmo número de elementos.
- (V) Deve-se refinar uma malha nas regiões com maiores gradientes.
- (F) Para uma malha ser julgada como adequada, basta que ela represente bem a geometria do problema.
- (F) Para a criação de uma malha estruturada 2D, deve-se possuir faces com mais de quatro vértices.

MUITO OBRIGADO PELA PARTICIPAÇÃO!

## **REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS**

- AZEVEDO, J. L. F. **Fundamentos de CFD**. São José dos Campos, São Paulo, Brasil, 2010. v. 1, 16 p.
- ÇENGEL, Y. A.; M.CIMBALA, J. **Mecânica dos Fluidos**. São Paulo, Brasil: AMGH Editora Ltda., 2015. 1016 p.
- FOX, P. J. P. R. W.; MCDONALD, A. T. **Introdução à Mecânica dos Fluidos**. Rio de Janeiro: Livros Técnicos e Científicos Editora Ltda., 2014. 733 p.
- FREIRE, A. P. S. **Teoria da Camada Limite**. Rio de Janeiro: Universidade Federal do Rio de Janeiro (UFRJ), 1990.
- METACOMP, T. **CFD++ User Manual**. Agoura Hills, California, USA, 1994.
- RAY, B.; BHASKARAN, R.; COLLINS, L. R. **Introduction to CFD Basics**. Ithaca, NY, USA, 2012. v. 1, 21 p.
- VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. **An introduction to computational fluid dynamics**. United Kingdom: Pearson Education Limited, 2007. 517 p.