

Implementação computacional do método dos painéis para análise tridimensional de conjuntos asa-fuselagem

Paulo Henriques Iscold Andrade de Oliveira

Centro de Estudos Aeronáuticos - EEUFMG

Marcos Vinícius Bortolus

Centro de Estudos Aeronáuticos - EEUFMG

Copyright © 2002 Society of Automotive Engineers, Inc

RESUMO

Apresenta-se, neste trabalho, o processo de implementação computacional do Método dos Painéis para análise aerodinâmica de corpos tridimensionais com ou sem sustentação. A implementação computacional consiste na criação de um ambiente de pré e pós processamento e de um solver para a resolução do problema de escoamento potencial externo sobre corpos tridimensionais sem e com sustentação.. Para o caso sem sustentação utiliza-se uma distribuição constante de fontes sobre o corpo (fuselagens, naceles, etc.), sendo suas intensidades calculadas para se satisfazer a condição impermeabilidade do corpo. Para o caso com sustentação, utiliza-se de uma distribuição constantes de fontes e dipolos sobre o corpo (asas, empenagens, etc.). A intensidade das fontes é resolvida da mesma forma que o caso sem sustentação. A intensidade de dipolos é resolvida para satisfazer a condição de igualdade de pressão no intradorso e no extradorso do bordo de fuga (Condição de Kutta) do corpo com sustentação. Apresenta-se os resultados obtidos comparados com resultados experimentais para casos de corpos sem sustentação (esfera e fuselagem de revolução) e corpos combinados (conjunto asa-fuselagem).

INTRODUÇÃO

As ferramentas computacionais para aerodinâmica vem a cada dia crescendo em capacidade e complexidade. Atualmente já é possível o estudo de casos onde os efeitos viscosos são relevantes ou que os efeitos dinâmicos atuam fortemente. Entretanto, para a aerodinâmica clássica de aeronaves subsônicas, os estudos potências ainda são bastante úteis (Busch, 1991; Garrison, 1998; Garrison, 1996; Lednicer, 1997; Lednicer, 1999) sobretudo no que diz respeito a conceituação a respeito do escoamento sobre a aeronave em questão.

As ferramentas de aerodinâmica computacional a serem utilizadas no projeto de aeronaves devem possuir interfaces de pré e pós processamento de fácil utilização e grande poder de geração de geometrias complexas. Pois só assim, a equipe de projeto poderá estudar as diversas configurações possíveis no curto tempo disponível (Manson, 1997). Tais ferramentas devem também ter o seu código fonte aberto e seus usuários devem ter domínio de programação sobre o mesmo, para que, em casos particulares, possa-se proceder as correções necessárias na rotina de cálculo (Manson, 1997). O fato é que atualmente, devido ao alto custo, os programas comerciais que atendem estes requisitos estão fora de alcance da maior parte dos projetistas de aeronaves leves.

O Centro de Estudos Aeronáuticos (CEA) da UFMG vêm ao longo das últimas quatro décadas fazendo uso do projeto e construção de aeronaves leves para o ensino da Engenharia Aeronáutica, e particularmente, na área de aerodinâmica, tem-se sentido a falta da utilização de ferramentas computacionais. Parte desta falta se deve à dificuldade de se obter o programa comercial acessível aos padrões econômicos da universidade e que seja eficaz para o uso durante as etapas de projeto. Assim, neste trabalho apresenta-se o esforço do CEA em implementar um programa computacional capaz de resolver o problema de escoamento potencial tridimensional sobre aeronaves. O procedimento de cálculo é baseado no desenvolvimento de Hess (1972) e o ambiente de processamento foi baseado sobre um programa de CAD comercial.

São apresentadas as considerações feitas para os cálculos e uma série de testes com geometrias com resultados conhecidos teoricamente ou experimentalmente.

DEFINIÇÃO DO PROBLEMA DE ESCOAMENTO POTENCIAL

O problema a ser considerado é aquele onde um fluido não viscoso e incompressível escoar numa região R' exterior a uma superfície de contorno S . Por conveniência, o campo de velocidade do fluido (\vec{V}) em qualquer ponto pode ser escrito como a soma de duas velocidades, de acordo com a Eq. 1.

$$\vec{V} = \vec{V}_\infty + \vec{v} \quad (1)$$

onde \vec{V}_∞ denota a velocidade do escoamento incidente, considerada conhecida, e normalmente, uniforme e paralela. Já \vec{v} denota a perturbação no campo de velocidade devido a existência da superfície S .

Ambas as velocidades \vec{V}_∞ e \vec{v} possuem divergente igual a zero e é assumido que \vec{v} é irrotacional. Assim, \vec{v} pode ser expresso como o gradiente negativo de uma função potencial ϕ .

$$\vec{v} = -grad\phi \quad (2)$$

A condição de divergente igual a zero leva à equação de Laplace para ϕ .

$$\nabla^2\phi = 0 \quad \text{em } R' \quad (3)$$

A condição de contorno na superfície S é determinada a partir do requerimento de que a componente normal da velocidade do fluido deve ser nula, o que leva a:

$$\frac{\partial\phi}{\partial n} = grad\phi \cdot \vec{n} = \vec{V}_\infty \cdot \vec{n} \quad (4)$$

onde \vec{n} denota o vetor normal à superfície S , apontado para fora da mesma. Considerando que o lado direito da equação ($\vec{V}_\infty \cdot \vec{n}$) é conhecido, a equação acima expressa a condição de Neumann para o potencial ϕ .

Também é necessária uma condição no infinito, que no caso de escoamentos externos é normalmente:

$$|grad\phi| \rightarrow 0 \quad \text{no infinito} \quad (5)$$

Assim, para um espaço R' simplesmente conexo, as equações acima definem o problema proposto de escoamento potencial. Entretanto, em algumas aplicações, caso o espaço não seja simplesmente conexo, condições extras devem ser adicionadas.

MODELO DE ESCOAMENTO POTENCIAL COM SUSTENTAÇÃO

Quando se calcula um escoamento pela formulação desenvolvida no item anterior, é de se notar que a força líquida obtida em um corpo tridimensional

fechado, será sempre nula. Isto se deve ao fato de que, todas as componentes de força em um corpo são, essencialmente, devidas à viscosidade do fluido. Entretanto, se mostra possível o cálculo da força de sustentação, perpendicular ao escoamento, através de técnicas puramente potenciais, utilizando-se de modelos que tentam retratar o escoamento real.

CASO BIDIMENSIONAL

Em problemas de escoamento externo bidimensionais, o espaço R' não é simplesmente conexo, necessitando de equações extras para definir uma única solução para o problema. A equação adicionada relaciona a circulação do escoamento com o campo de velocidade do mesmo. Assim, para cada circulação que se admitir para o escoamento, existirá uma solução. Para corpos com um bordo de fuga definido (canto vivo) existe apenas um valor de circulação que leva a velocidades finitas nesta região, levando então a apenas uma única solução para o problema. A aplicação desta condição, dita condição de Kutta, permite não só que se determine uma solução única para o problema, como também permite o cálculo da força de sustentação no corpo. Isto pois, segundo o Teorema de Kutta-Joukowski, a força de sustentação em um corpo é proporcional à circulação do escoamento.

CASO TRIDIMENSIONAL

Partindo do modelo para o caso bidimensional, pode-se iniciar o estabelecimento de um modelo para o caso tridimensional. Considerando-se uma asa com bordo de fuga em canto vivo, pode-se considerar uma condição de Kutta tridimensional que estabelecerá que a velocidade deve ser finita nesta região, ou seja, a esteira do escoamento deixa o corpo pelo bordo de fuga.

Definindo-se a circulação sobre uma seção da asa como a integral de linha da velocidade de acordo com a Eq. 6,

$$\gamma = \oint_c \vec{v} \cdot d\vec{s} \quad (6)$$

ter-se-á valores de circulação diferentes para cada seção da asa, isto é, existe uma variação, na direção da envergadura, da circulação sobre as seções. Entretanto, diferentemente do caso bidimensional, o espaço tridimensional é simplesmente conexo, e com escoamento potencial livre de singularidades, ter-se-á que:

$$\oint_c \vec{v} \cdot d\vec{s} = 0 \quad (7)$$

para qualquer curva fechada c , implicando em $\gamma_1 = \gamma_2 = 0$, onde γ_1 e γ_2 denotam a circulação em duas seções diferentes da asa.

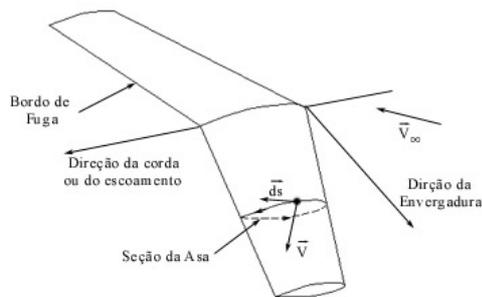


Figura 1. Nomenclatura para uma asa tridimensional

Desta forma, para que não se tenha circulações nulas sobre as seções, tem-se de ter algum tipo de singularidade no escoamento exterior. A natureza desta singularidade pode ser demonstrada quando se considera o caminho de integração mostrado na Fig. 2(a). A integral de linha da velocidade sobre este caminho é:

$$\int_c \vec{v} \cdot d\vec{s} = \gamma_1 - \gamma_2 + \int_I (\vec{v}_+ - \vec{v}_-) \cdot d\vec{s} \quad (8)$$

onde I denota o caminho que liga as duas seções e \vec{v}_+ e \vec{v}_- os limites da velocidade quando se aproxima de I por direções diferentes. Ora, para se anular a integral da equação acima, deve-se ter $\vec{v}_+ \neq \vec{v}_-$, o que representa uma descontinuidade na velocidade tangencial ao longo de I . Como cantos vivos nas linhas de corrente do escoamento não acontecem, é de se considerar que ou I é uma linha de saída ou chegada de uma superfície de esteira ou I é parte de uma linha de corrente na superfície. Em ambos os casos, I representa a intercessão de uma esteira de vórtices com a superfície do corpo.

Considerando, com bases em observações físicas, que I seja uma linha de saída de uma esteira de vórtices, o caminho I deverá coincidir com o bordo de fuga da asa, para se atender à suposta condição de Kutta. Assim uma esteira de vórtices deixa o bordo de fuga da asa e, através do escoamento externo, se estende até o infinito.

A intensidade média da esteira de vórtices é proporcional a diferença entre as circulações das seções adjacentes. Tomando o limite quando as duas seções se aproximam uma da outra tem-se que a intensidade da vorticidade da esteira é proporcional a variação da circulação das seções na direção da envergadura.

Deve-se notar que este sistema nada mais é que a combinação de filamentos de vórtices em forma de ferradura, com intensidade infinitesimal. Isto é imprescindível para esta formulação, pois para que um filamento de vórtice produza um escoamento potencial, o mesmo deve ser fechado ou infinito.

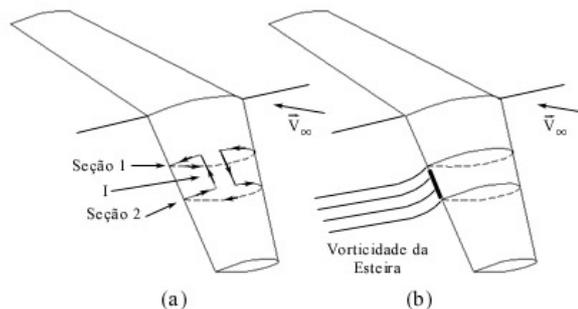


Figura 2. Circulação em uma asa tridimensional. (a) caminho de integração c . (b) descontinuidade no bordo de fuga

Como foi mencionado acima, a esteira de vórtices que deixa o bordo de fuga deve ser um superfície de corrente do escoamento. Para isso, com base em observações físicas, deve-se ter que a pressão seja contínua através da esteira. Em princípio, estas condições permitem determinar a forma da esteira de vórtices. Porém tal problema se torna não linear, devido ao fato de que a posição da esteira varia para cada valor de ângulo de ataque do escoamento incidente. Para resolver tal problema ir-se-á propor algumas considerações mais adiante neste trabalho.

MÉTODO DE SOLUÇÃO

Para a solução das equações integrais apresentadas acima, ir-se-á utilizar-se de um procedimento numérico que consiste em discretizar a superfície do corpo em um número finito de painéis, distribuir sobre cada painel um singularidade de escoamento, resolver a intensidade destas singularidades para que se obedeça as condições de contorno e, então proceder a integração numérica.

CORPOS TRIDIMENSIONAIS SEM SUSTENTAÇÃO

Neste trabalho (Hess, 1966) a discretização da superfície de um corpo sem sustentação (fuselagens, naceles, etc.) é feita através de painéis quadriláteros planos que possuem as coordenadas dos seus vértices sobre a superfície real do corpo. A organização dos painéis que formam um corpo é livre, ou seja, não existe uma ordem lógica para definir os painéis que compõem um corpo. Assim pode-se proceder a discretização da parte posterior para a parte anterior do corpo ou o inverso, ou, até mesmo, aleatoriamente.

Em cada elemento o ponto central é tomado como ponto de controle, ou seja, o ponto no qual as condições de contorno serão satisfeitas para cada painel.

Sobre cada painel é então aplicada um distribuição constante unitária de fontes. São calculadas as velocidades induzidas em todos por pontos de controle, inclusive aqueles referentes aos painéis do

corpo com sustentação e sua esteira, devido à distribuição de fontes em cada painel do corpo sem sustentação. São tomadas as velocidades induzidas normais a cada painel e arranjadas em uma matriz dita, matriz dos coeficientes de influência. Posteriormente esta matriz será completada pelas velocidades normais induzidas pelos elementos que comporão os corpos com sustentação.

CORPOS TRIDIMENSIONAIS COM SUSTENTAÇÃO

Os corpos tridimensionais com sustentação possuem um tratamento bastante semelhante ao dado aos corpos sem sustentação. Algumas diferenças são devem ser notadas.

Inicialmente, a primeira diferença entre a discretização dos corpos sem e com sustentação é que, no caso dos corpos com sustentação, deve-se discretizar também a esteira do escoamento, a qual parte do bordo de fuga do corpo. Maiores detalhes desta particularidade serão fornecidos posteriormente.

A superfície dos corpos com sustentação é discretizada também por painéis quadrilaterais com vértices que coincidem com a superfície do corpo real. Entretanto, atenção especial deve ser dada à organização dos painéis. Na realidade, as coordenadas de todos os vértices dos painéis são organizadas e armazenadas em um conjunto de linhas, ditas *N-linhas*. As *N-linhas* são linhas que descrevem a seção do conjunto corpo e esteira, contendo pontos que representam os vértices de cada painel. Os pontos de uma *N-linha* são organizados começando-se pelo bordo de fuga do corpo, seguindo pelo intradorso até o bordo de ataque, voltando pelo extradorso até o bordo de fuga e seguindo finalmente pela esteira. Todas as *N-linhas* possuem o mesmo número de pontos. As *N-linhas* também são organizadas da direita para a esquerda do corpo, para um observador na mesma posição do corpo. Assim sendo, se tomar-se dois pontos consecutivos de *N-linhas* consecutivas, ter-se-á os vértices que formarão um painel. Os painéis compreendidos entre duas *N-linhas* formam um conjunto denominado *faixa de sustentação*.

Apesar de que os painéis de corpos com sustentação possam ter qualquer forma quadrilátera, durante os demais cálculos, por uma questão de simplificação, cada painel é retificado para ter uma forma trapezoidal, isto é, dois lados paralelos. Tal modificação é feita através do ajuste dos lados de um painel que estão sobre as *N-linhas* adjacentes a este painel.

O centroide de cada painel também é considerado como ponto de controle. Assim, os centroides dos painéis de uma faixa de sustentação estarão, aproximadamente, sobre a linha média entre as duas *N-linhas* que formam a faixa.

Os painéis que formam o corpo com sustentação recebem, da mesma maneira que os painéis dos corpos sem sustentação, uma distribuição constante unitária de fontes. Para atender a condição de que se tem pressão constante ao atravessar a esteira, os painéis que formam a esteira não recebem distribuições de fonte.

São calculadas as velocidades induzidas em todos os pontos de controle pela distribuição de fontes em cada painel. As velocidades induzidas normais a cada painel são arranjadas de forma a se completar a matriz dos coeficientes de influência.

O corpo com sustentação, como visto anteriormente, ao ser discretizado deve receber também singularidades do tipo vórtice. Para a aplicação deste tipo de singularidade, diversos esquemas são encontrados na literatura (Hess, 1972). Basicamente o que se pode fazer é: i) ou a aplicação de filamentos de vórtices sobre a linha de camber do corpo com sustentação; ii) ou a aplicação de uma distribuição de vórtices sobre os painéis que representam o corpo.

Como já foi dito anteriormente, para que um filamento de vórtice produza um escoamento potencial, este não pode ser aberto e finito. Desta forma, para se obter a variação de vorticidade que deve existir na direção da envergadura, os filamentos de vórtice sobre a envergadura são, a cada *N-linha*, redirecionados para a esteira, se estendendo até o infinito. Assim, no primeiro caso, a vorticidade, não só do corpo como também da esteira, se restringe a filamentos, isto é vórtices concentrados.

No segundo caso, com a vorticidade distribuída, tanto sobre os painéis que definem o corpo, quanto naqueles que definem a esteira, pode-se proceder uma variação mais suave da vorticidade, tanto na direção da corda, quanto na direção da envergadura.

Hess (1972) apresenta duas comparações entre os dois tipos de distribuição de vorticidade, ambos para perfis bidimensionais. Em ambos é de se notar que além de ser menos preciso em relação a um resultado exato, o primeiro tipo de distribuição é bastante sensível as diferenças entre a geometria real e a geometria discretizada, isto é, a diferença entre os painéis e a superfície real do corpo.

Assim sendo, optou-se, neste trabalho, utilizar-se da distribuição de vorticidade sobre os painéis do corpo com sustentação e de sua esteira. Por questões de simplicidade, a intensidade das distribuições de vorticidade sobre cada painel foi considerada constante, tanto na direção da corda, quanto na direção da envergadura.

São calculadas as velocidades induzidas em cada painel do problema, devido à distribuição de vorticidade em todos os painéis de uma faixa de sustentação. Estas velocidades, normais à superfície de

cada painel, são armazenadas em uma matriz. Note que, diferentemente da matriz dos coeficientes de influência, que representam a velocidade normal induzida em cada painel, por cada painel do problema, esta matriz representam a velocidade induzida em cada painel por cada faixa de sustentação.

DISTRIBUIÇÃO DE VORTICIDADE

Para se obter uma distribuição de vorticidade sobre um painel quadrilátero, pode-se ter sobre a borda do mesmo um filamento de vórtice. Entretanto, as equações que expressam a velocidade induzida por esta configuração em um ponto no espaço são de difícil obtenção. Isto porque a intensidade de vorticidade sobre a superfície varia em magnitude e direção, além da necessidade de se ter sempre filamentos fechados ou que se estendem até o infinito para se ter escoamento potencial.

Para contornar tal dificuldade, Hess (1972) propõe a utilização de uma distribuição de dipolos sobre a superfície. Tal distribuição tem a vantagem de ser um escalar, além de gerar escoamento potencial qualquer que seja a sua forma.

Hess (1972) apresenta a relação entre uma distribuição de dipolos e uma de vórtices, partindo da consideração de que uma distribuição de dipolos com intensidade variável é equivalente à soma de: i) uma distribuição de vórtices com intensidade variável cuja vorticidade é perpendicular ao gradiente da intensidade dos dipolos e a magnitude é a mesma magnitude deste gradiente e ii) um filamento concentrado de vórtices sobre a aresta da superfície com intensidade igual ao valor local da intensidade dos dipolos.

CONDIÇÃO DE KUTTA

Um fato que deve ser apresentado é a impossibilidade de se aplicar de fato o significado físico da condição de Kutta, isto é, velocidade finita no bordo de fuga, em procedimentos numéricos. Se fosse possível obter uma solução analítica explícita, os parâmetros apropriados poderiam ser ajustados para se eliminar os termos singulares da expressão para velocidade no bordo de fuga. Entretanto, num procedimento numérico, uma condição de velocidade finita sem especificar o seu valor não determina uma solução para o problema.

Desta forma, o que se faz é especificar alguma outra propriedade para que, indiretamente, o escoamento atenda a condição de Kutta. Das diversas propriedades que se pode especificar, algumas são válidas apenas para escoamentos reais (número infinito de painéis), e sua aplicação em casos com número finito de painéis é uma aproximação. Outras são específicas para casos com número finito de painéis e outras possuem formas diferentes para casos de escoamento real e casos numéricos.

Em geral, nos procedimentos numéricos, devido a discretização, as propriedades não podem ser especificadas ou verificadas no bordo de fuga propriamente dito (a não ser no caso de se fazer uma extrapolação). A variação nos resultados devido a esta dificuldade pode ser grande se a propriedade a ser especificada for estritamente local e varia sua característica bruscamente ao se afastar do bordo de fuga. Assim, deve-se ter atenção especial no momento de decidir como aplicar a condição de Kutta em um procedimento numérico.

Dentre as várias propriedades que podem ser definidas para se atender a condição de Kutta destacam-se: a) Uma superfície de corrente do escoamento deixa o bordo de fuga com uma direção conhecida, ou ao menos possível de ser aproximada; b) No limite do bordo de fuga as pressões no intra e no extradorso tendem a um limite comum; c) A densidade de fontes no bordo de fuga é zero.

A propriedade (a), em ambas as dimensões difere das demais pelo fato de se ter que aplicá-la em um ponto a jusante do corpo, sobre a esteira. Assim, a posição da esteira e a distância deste ponto até o bordo de fuga do corpo tornam-se variáveis do problema. Já as propriedades (b) e (c) são aplicadas a pontos sobre o corpo, em particular, nos pontos de controle dos painéis adjacentes ao bordo de fuga, no extradorso e no intradorso.

Hess (1972) desenvolve a sua formulação para se aplicar ou a propriedade (a), ou a propriedade (b) como condição de Kutta. Entretanto, no seu próprio trabalho, Hess mostra como a utilização de uma condição de Kutta aplicada na esteira (a) é difícil de ser ajustada.

Dois problemas são notados: i) a distância entre o ponto de controle onde se aplica a condição e o bordo de fuga e ii) o posicionamento da esteira.

Em ambos os casos a distância entre o ponto de controle e o bordo de fuga, causada pela discretização da superfície, afeta os resultados obtidos. Entretanto, quando se utiliza um condição aplicada sobre o corpo (b) tais efeitos são bastante minimizados. Além do mais, a rigor, ao se aplicar a propriedade (a), poder-se-ia escolher qualquer ponto de controle sobre a esteira para satisfazer tal condição. Porém, como pode ser visto nos teste efetuados por Hess (1972) o erro no coeficiente de sustentação global do corpo aumenta linearmente com a distância do bordo de fuga ao ponto de aplicação da condição de Kutta, quando se aplica a propriedade (a). Já quando se aplica a propriedade do tipo (b) o erro deste coeficiente além de ser bem menor, varia de forma comportada e relativamente pouco com o aumento da mesma distância.

Um problema para a adoção da condição (b) é que esta é estabelecida sobre a quantidade pressão e todos os cálculos deste método são relativos a

quantidade velocidade. Como se sabe a pressão em um escoamento é função do quadrado da velocidade. Desta forma, a adoção da condição (b) traz uma não linearidade ao problema.

Ponderando todos estes aspectos e após alguns testes optou-se, neste trabalho, pela utilização da condição (b) para garantir a obediência à condição de Kutta. Apesar da não linearidade que deve ser tratada, a diminuição da dependência com a precisão da geometria e da discretização da esteira tornou-se um aspecto importante.

POSIÇÃO DA ESTEIRA DO ESCOAMENTO

Como já foi visto anteriormente, sabe-se que se um corpo possui um bordo de fuga definido (canto vivo), deste deve partir uma superfície de corrente do escoamento. Esta superfície, dita esteira, é a singularidade do escoamento que torna possível a existência de uma força de sustentação no corpo. Neste método esta esteira deve ser discretizada, levando sobre a sua superfície uma distribuição de vorticidade, também conforme visto anteriormente.

A questão a ser tratada ainda é a posição desta esteira no escoamento a jusante do corpo. A formulação proposta até o momento, com todas as suas condições de contorno, não é suficiente para se determinar a posição da esteira. O que se faz é estipular uma geometria e uma posição inicial da esteira, determinar uma condição que deve ser atendida na sua superfície e resolver o problema iterativamente, corrigindo a posição da esteira até que a condição estipulada seja atendida, ou pelo menos aproximada.

O problema é que este tipo de solução, dito esteira livre, aumenta consideravelmente o tempo de processamento do programa, tendo em vista que parte da matrizes do problema devem ser recalculadas a cada iteração devido a mudança da posição da esteira.

Hess (1972) apresenta uma compilação de uma série de trabalhos que tentam determinar experimentalmente o comportamento da esteira em corpos com sustentação. Porém tais observações são bastante restritas e de pouca confiabilidade, ou seja, não se pode acreditar nos padrões estabelecidos para qualquer tipo de configuração do corpo.

Entretanto, pode-se discutir também a importância da precisão na determinação da posição e da geometria da esteira do escoamento. Resumidamente, pode-se citar duas situações onde o conhecimento precisão das características da esteira são importantes: i) Quando condições de contorno do escoamento são determinadas através de propriedades do escoamento na esteira, como a condição (a) do item anterior para aplicação da condição de Kutta; ii) Quando as principais características que se deseja são referentes ao escoamento a jusante da corpo com sustentação (asa),

Por exemplo, características do escoamento nas empenagens.

A primeira situação não vem mais ao caso neste trabalho, ao passo que se decidiu utilizar a condição (b) do item anterior para satisfazer a condição de Kutta.

Já a segunda situação é importante quando se deseja ter um método capaz de prever as características aerodinâmicas da aeronave como um todo. Porém, devido ao aumento das dificuldades de cálculo, julgou-se conveniente adiar o tratamento da esteira livre para um futuro onde se tenha maior domínio sobre a base do método implementado (método dos painéis).

Desta forma, todos os casos que envolvem corpos com sustentação apresentados neste trabalho possuem esteira plana deixando o bordo de fuga dos corpos com sustentação (asas) com um ângulo igual a metade com ângulo de ataque incidente.

Assim, tem-se definido, completamente, o problema a ser resolvido. Deve-se agora expandir a formulação apresentada, transformando as condições impostas neste capítulo em funções matemáticas, de forma a poder implementá-las computacionalmente.

AMBIENTES DE PRÉ E PÓS PROCESSAMENTO

Uma das grandes dificuldades em se desenvolver um programa próprio sobre algum procedimento numérico é a obtenção dos ambientes de pré e pós processamento que permitam a utilização deste programa de forma eficiente.

Seja comercial ou seja de desenvolvimento próprio estes ambientes devem propiciar ao usuário facilidade plena de criar modelos, modificá-los e analisar os resultados obtidos. A eficiência nestas tarefas terão importância fundamental quando da utilização deste programa para um fim prático.

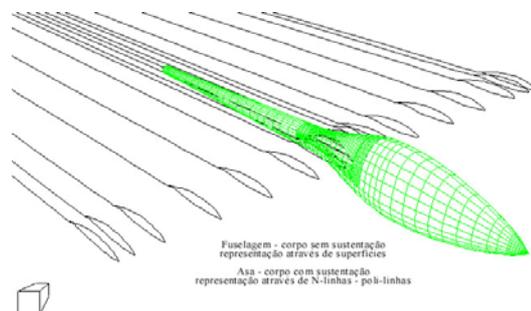


Figura 3. Ambiente de pré-processamento gerado no programa AutoCad

É de se notar que a maioria dos ambientes de pré processamento são também utilizados como pós processamento e que suas capacidades em gerar geometrias complexas deixa muito a desejar quando comparado com programas específicos para desenho.

Desta forma decidiu-se utilizar um programa de CAD comercial, com funções de desenho bastante avançadas e eficientes, para servir de ambiente de pré processamento. Quanto ao ambiente de pós processamento partiu-se do mesmo princípio.

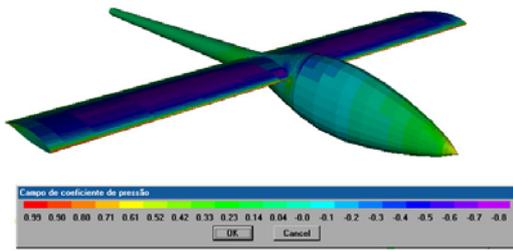


Figura 4. Ambiente de pós processamento gerado no programa AutoCad

APRESENTAÇÃO E ANÁLISE DE RESULTADOS

Neste capítulo são apresentados resultados de casos típicos a serem analisados pelo programa desenvolvido, sendo eles: i) Esfera – utilizado apenas para validação dos resultados; ii) Fuselagem de revolução; iii) Conjunto asa-fuselagem.

Os resultados serão comparados, de acordo com a conveniência, com resultados teóricos ou experimentais.

ESFERA

O caso de uma esfera em escoamento potencial é utilizado neste trabalho, com o intuito de validar os resultados obtidos com resultados analíticos. Para este caso é testado também a convergência dos resultados. A Fig. 5 apresenta as distribuições de pressão calculada para uma esfera com diversas densidades de malha e o erro absoluto de cada distribuição de pressão em relação à distribuição obtida analiticamente (Thomson, 1958).

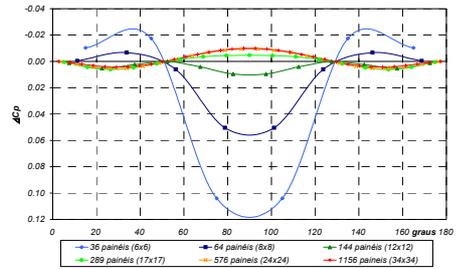


Figura 5. Distribuição de pressão sobre uma esfera para diversas densidades de discretização

Pode-se notar que para uma malha com 576 painéis os resultados já se encontram estacionários, em um valor bastante próximo do analítico.

FUSELAGEM DE REVOLUÇÃO

O caso de uma fuselagem de revolução é utilizado neste trabalho, com o intuito de validar os resultados obtidos com resultados experimentais.

Foi tomada uma fuselagem de revolução típica utilizada por Fischer (1972), da qual se conhecia os resultados experimentais de velocidade superficial nos meridianos 0° , 90° , 180° e 270° , para ângulos de ataque de 0° , 2.5° , 5° , 7.5° e 10° . A Fig. 6 apresenta a definição geométrica desta fuselagem.

Foram calculados as distribuições de pressão para todos os ângulos de ataques citados acima, bem como para todos os meridianos. Entretanto, de modo a resumir a apresentação dos resultados são apresentados nas Figuras 7, 8 e 9 as distribuições de pressão sobre os quatro meridianos para os ângulos de ataque iguais a 0° , 5° e 10° . Note, que os resultados dos meridianos 90° e 270° são apresentados simultaneamente por serem simétricos.

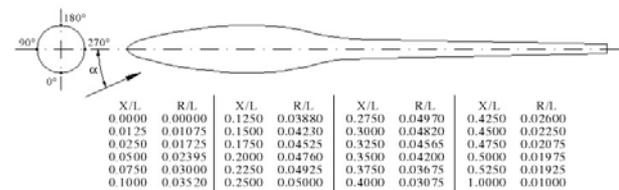


Figura 6. Definição da geometria do problema

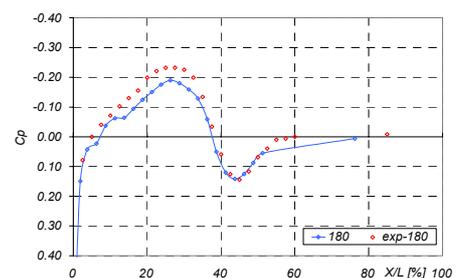
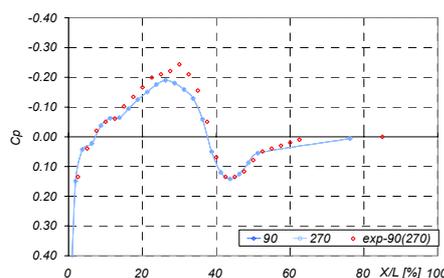
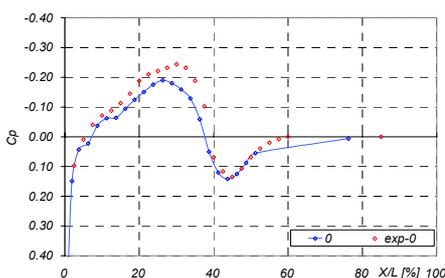
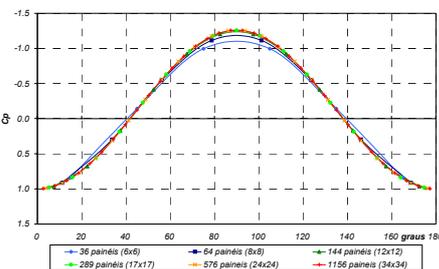


Figura 8. Distribuição de pressão para $\alpha=0^\circ$

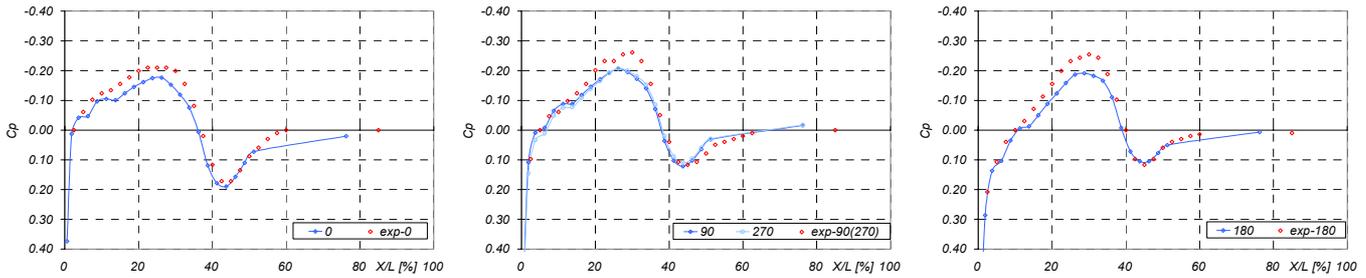


Figura 9. Distribuição de pressão para $\alpha=5^\circ$ (cont.)

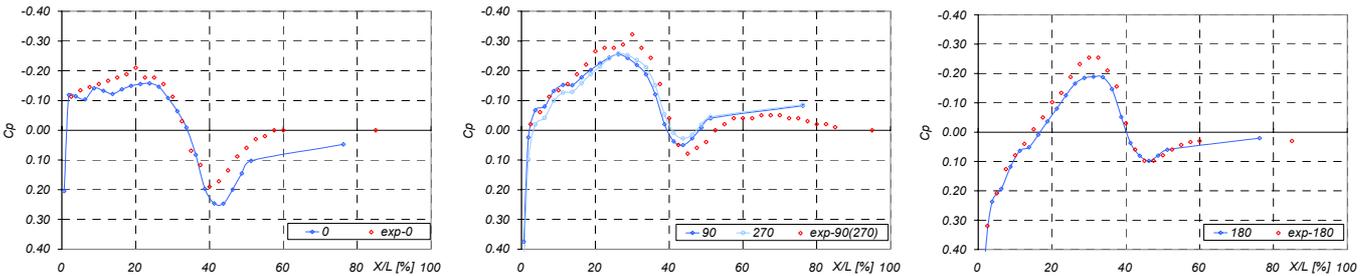


Figura 10. Distribuição de pressão para $\alpha=10^\circ$

Nota-se que os valores calculados são bastante próximos daqueles obtidos experimentalmente por Fischer (1972). Algumas diferenças são notadas nas regiões de grande subpressão, onde os resultados calculados apresentam subpressões menores que as obtidas em ensaios. Tal diferença pode ser explicada pela não consideração, nos cálculos, de efeitos viscosos que ocorrem mais severamente nestas regiões.

De qualquer forma, pode-se considerar os resultados obtidos, do ponto de vista de engenharia, bastante razoáveis e confiáveis, dignos de poderem ser utilizados em avaliações mais profundas deste tipo de configuração.

FUSELAGEM DE PLANADORES

Para a verificação dos resultados obtidos para casos de conjuntos asa-fuselagem, tomou-se um dos casos apresentados por Radespiel (1979) em seu estudo sobre fuselagens de planadores.

No seu trabalho, Radespiel analisa um série de configurações para o conjunto asa-fuselagem de planadores modernos. Como resultados são apresentadas as distribuições de pressão na linha do intradorso, na linha média e na linha do extradorso da fuselagem. Estes resultados, para uma configuração, serão comparados com aqueles obtidos pelo programa desenvolvido.

Os gráficos das Figuras 11 a 14 apresentam a comparação entre os valores obtidos experimentalmente por Radespiel (1979) e aqueles calculados pelo programa proposto.

Note que, para todos os ângulos de ataque, a coerência entre os valores calculados e os experimentais é maior para a distribuição sobre o intradorso. Para os valores da distribuição, tanto sobre a linha média, quanto sobre o extradorso, observa-se uma pequena diferença que se inicia logo antes do bordo de ataque da asa. Deve-se observar também, que a diferença entre a distribuição calculada e a experimental sobre o extradorso é tão maior quanto maior for o ângulo de ataque.

Esta diferenças podem ser justificadas pela ocorrência de efeitos viscosos nas regiões comentadas. Para o caso da distribuição sobre o intradorso, a diferença é pequena pelo fato desta região ser primordialmente de sobrepressão, diminuindo a possibilidade de aumento da espessura da camada limite ou até mesmo de descolamento. Tal observação não pode ser feita para as distribuições ao longo da linha média e do extradorso. Nestes dois casos tem-se regiões de alta subpressão, propícios para crescimento de camada limite e descolamento. No extradorso, a subpressão é maior quanto maior for o ângulo de ataque, justificando a aumento da discrepância entre os resultados.

A Figura 15 apresenta com caráter ilustrativo o espectro de pressão na região da junção asa-fuselagem do modelo em questão para diversos ângulos de ataque.

Note que, com o aumento do ângulo de ataque a região, na fuselagem, influenciada pelo escoamento do extradorso da asa se torna cada vez mais acentuada. A região influenciada pelo escoamento do intradorso da asa quase não sofre variação de tamanho com o

aumento do ângulo de ataque, entretanto a sobrepressão nesta região é tanto maior quanto maior o ângulo de ataque.

como na modificação destas geometrias e no pós-processamento dos resultados.

CONCLUSÕES

Com os resultados apresentado comprova-se a eficácia do procedimento implementado. Em todos os casos o resultados se apresentam coerentes com os resultados experimentais se mostrando úteis do ponto de vista de engenharia.

O ambiente de processamento se mostraram eficazes na geração de geometrias complexas, bem

Propõe-se que o programa desenvolvido seja utilizado como ferramenta auxiliar em projetos de aeronaves leves desenvolvidas no Centro de Estudos Aeronáuticos da UFMG. As principais funções que se propõe para tal ferramenta sao: o auxílio na escolha da posição relativa dos diversos componentes de uma aeronave, o auxílio na escolha da posição de entradas e saidas de ar, o auxílio na escolha da perfilagem das superficies sustentadoras, subretudo com relação à interferência asa-fuselagem, dentre outros.

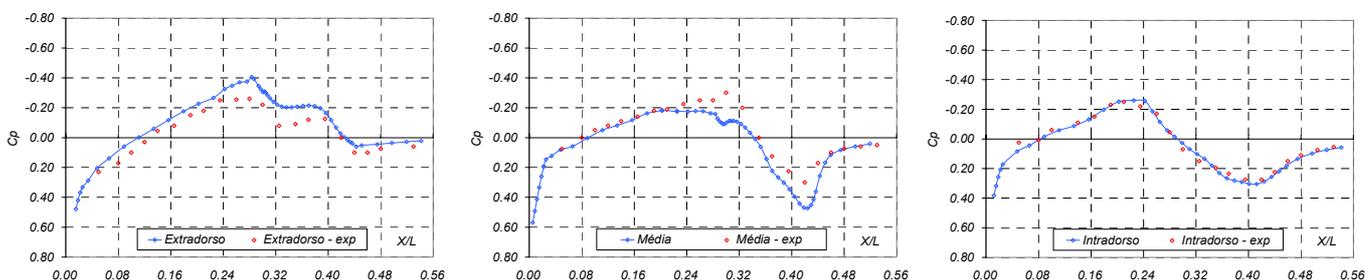


Figura 11. Distribuição de pressão para $\alpha = -0.2^\circ$

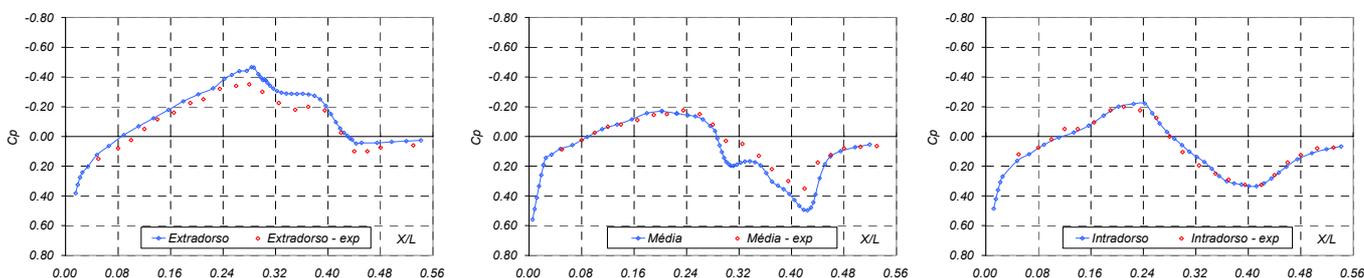


Figura 12. Distribuição de pressão para $\alpha = 3.5^\circ$

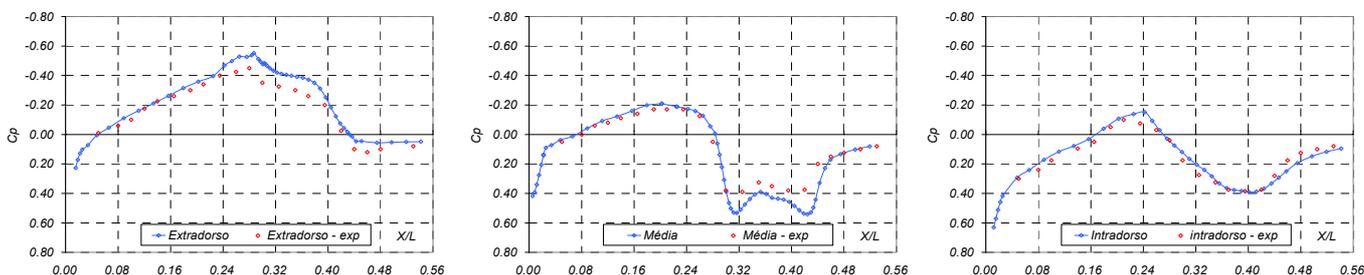


Figura 13. Distribuição de pressão para $\alpha = 9.2^\circ$

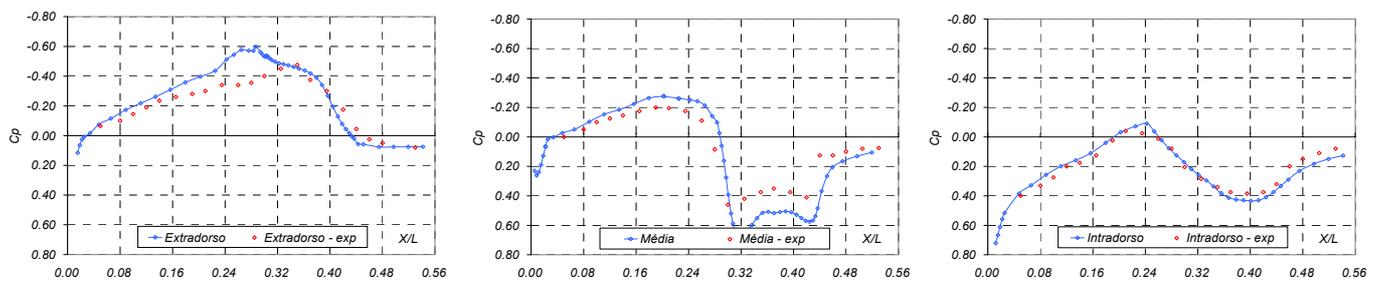


Figura 14. Distribuição de pressão para $\alpha = 13.2^\circ$

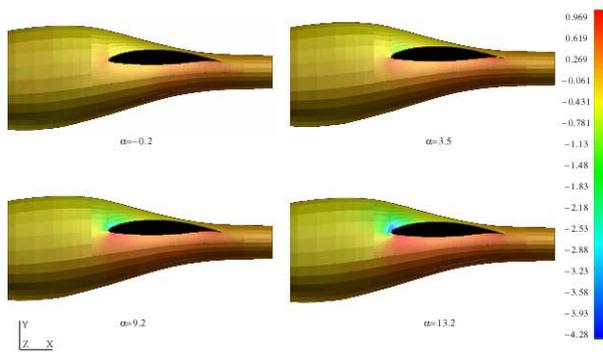


Figura 15. Espectros de pressão na região da junção asa-fuselagem

REFERÊNCIAS

- Fischer, K. H., 1972, "Messungen an Rotationssymmetrischen Rumpfmolellen mit Verschieden Starker Einschnürung Hinter dem Dickenmaximum ohne und mit Tragflügel" Institut für Aero- und Gasdynamik der Universität Stuttgart, Stuttgart, 151p.
- Garrison, P., 1996, "Personal Skunk works: a Wind Tunnel in a PC", Sport Aviation Magazine, Experimental Aircraft Association, Oshkosh, Winsconssi, February, pp. 36-42.
- Hess, J. L., 1972, "Calculation of Potential Flow About Arbitrary Three-Dimensional Lifting Bodies", MDC J5679-01, Douglas Aircraft Company, Long Beach, California, 165 p.
- Hess, J. L., Smith, A. M. O., 1966, "Calculation of Potential Flow About Arbitrary Bodies", Progress in Aeronautical Sciences, Vol.3, Pergamon Press, New York, 138p.
- Lednicer, D., 1997, "Computational Fluid Dynamics for Sportplanes", Sport Aviation Magazine, Experimental Aircraft Association, Oshkosh, Winsconssi, April, pp. 50-57.
- Lednicer, D., 1999, "World War II Fighter Aerodynamics", Sport Aviation Magazine,

Experimental Aircraft Association, Oshkosh, Winsconssi, January, pp. 85-91.

Radespiel, R., Thomas, F., 1979, "Experimentelle Untersuchungen an Segelflugzeugrümpfen mit Verschiedener Einschnürung und Flügelanordnung", Deutsche Forschungs und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt und Forschungszentrum Braunschweig Institut für Aerodynamik, Braunschweig, 123p.

Thomson, L.M.M., 1958, "Theoretical Aerodynamics", Dover Publications Inc., New York, 422p.

Manson, W. H., 1997, "Applied Computational Aerodynamics", Teach Notes, Virginia Tech University, pp.1-15.