



INTERAÇÃO VISCOSA-NÃO-VISCOSA NA ANÁLISE DO ESCOAMENTO EM GRADES LINEARES DE MÁQUINAS DE FLUXO AXIAIS

Antonio F. Bizarro

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Laboratório de Integração e Testes
Cx. P. 515 – 12227-010 – São José dos Campos, SP, Brasil

Roberto M. Girardi

Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Divisão de Engenharia Aeronáutica
12228-900 – São José dos Campos, SP, Brasil

***Resumo.** O presente trabalho apresenta uma metodologia numérica de análise do escoamento em grades lineares de perfis aerodinâmicos com aplicação direcionada ao dimensionamento de máquinas de fluxo axiais. O método se baseia na utilização de dois códigos computacionais que interagem entre si: o código potencial, que calcula parâmetros do escoamento desprezando-se o atrito (escoamento não-viscoso) e o código de camada limite que tem como principal objetivo a determinação das forças viscosas atuantes no escoamento. A distribuição de pressão calculada no código potencial é utilizada como entrada para o código de camada limite. A espessura de deslocamento da camada limite calculada no código de camada limite é utilizada para promover uma “transpiração” na superfície do perfil aerodinâmico com o objetivo de simular a presença da camada limite. A implementação da “transpiração” no código potencial é efetuada substituindo-se a condição de impermeabilidade na superfície do perfil pela existência de velocidade normal à mesma. Obtiveram-se resultados muito próximos dos experimentais com baixo custo computacional.*

***Palavras-chave:** Grade, Escoamento Potencial, Camada Limite, Método dos Painéis.*

1. INTRODUÇÃO

O presente trabalho se aplica ao dimensionamento das grades lineares de uma máquina de fluxo axial. O objetivo, portanto, consiste na determinação de parâmetros aerodinâmicos através de métodos numéricos bidimensionais de análise do escoamento incompressível em grades lineares e perfis isolados. Propõe-se a utilização de um método de interação viscosa-não-viscosa baseado no uso iterativo de dois módulos computacionais: um para o cálculo do escoamento não viscoso (potencial) e outro para o cálculo do escoamento viscoso (camada limite). Este método constitui uma solução de compromisso entre o cálculo potencial e a solução numérica das equações de Navier-Stokes. Consideram-se como parâmetros conhecidos a geometria da grade, ângulos de entrada do escoamento (α_1 , β_1) e como incógnitas a distribuição de pressão (C_p) e ângulo de saída do escoamento (β_2).

Alguns trabalhos tem utilizado o método de interações entre códigos computacionais para a determinação de parâmetros aerodinâmicos de um escoamento real passando por perfil isolado ou grade linear. Cebeci e Bradshaw (1977) utilizaram o método de interação viscosa-não-viscosa no cálculo do escoamento em perfil isolado com modelamento da esteira aerodinâmica e obtiveram bons resultados na distribuição de pressão. A seqüência de operações consistiu em calcular primeiramente o escoamento não viscoso ao redor do perfil isolado com a utilização de uma aproximação grosseira do efeito de deslocamento da camada limite. Em seguida calcularam a camada limite (superfícies superior, inferior e esteira) através da distribuição de velocidade determinada no escoamento externo. Acrescentaram, então a espessura de deslocamento à geometria do perfil alterando-a e recalcularam o escoamento externo. Este procedimento repetiu-se até a convergência dos resultados. Hansen e Serovy (1980) obtiveram bons resultados na realização da interação viscosa-não-viscosa em grade linear de um compressor axial, com modelamento de esteira aerodinâmica, com o objetivo de prever o ângulo de deflexão do escoamento ($\Delta\beta$) e as perdas de pressão total. Utilizaram dois códigos computacionais, um programa para o cálculo do escoamento não viscoso e compressível de autoria de Katsanis e McNally (1969) e um para o cálculo de camada limite (método diferencial) nos regimes laminar, de transição e turbulenta de autoria de Albers e Gregg (1974). A distribuição de pressão calculada no programa não viscoso é utilizada no acoplamento com o código viscoso. A espessura de deslocamento da camada limite é modelada pela injeção de fluido (no cálculo não viscoso) ao longo da superfície do perfil. Isto é feito pela modificação no valor da função corrente. Hansen e Serovy (1980) comentam que a distribuição de velocidade no bordo de ataque de perfis da grade linear devem ser determinadas com precisão e especialmente no modelamento de descolamentos laminares.

O método iterativo apresentado neste trabalho utiliza o código potencial elaborado por Girardi e Bizarro (1995). Este programa determina as forças de pressão atuantes na superfície de corpos aerodinâmicos (perfil isolado e grade linear de máquinas de fluxo) imersos em um escoamento. É capaz de calcular a circulação (Γ) e os coeficientes de pressão (C_p), sustentação (C_l) e de momento (C_m). É elaborado segundo o método dos painéis e utiliza as singularidades de fonte e vórtice. A modelagem não inclui a esteira aerodinâmica.

O código de camada limite utilizado neste trabalho, elaborado por Rotta (1971), consiste de um método de solução aproximada, onde as equações de camada limite são resolvidas na forma integral para escoamento permanente, bidimensional e compressível. A essência do método aproximado consiste na definição de uma expressão adequada para a distribuição de velocidade na camada limite. O programa calcula forças viscosas para escoamento em regimes laminar, turbulento, com transição ou não. As hipóteses utilizadas no desenvolvimento das equações de camada limite são válidas até o ponto de separação (descolamento) do escoamento. A formulação do programa não abrange escoamentos com ondas de choque. Utiliza como dados de entrada a distribuição de pressão, C_p , obtida no código potencial. Fornece como resultados os seguintes parâmetros: espessura de deslocamento (δ_1), espessura de quantidade de movimento (δ_2), ponto onde ocorre transição para o regime turbulento (determinado através de critério empírico) e coeficiente de atrito local (C_{fv}).

A precisão do método iterativo depende da capacidade de previsão da transição laminar-turbulenta e do deslocamento da camada limite (Hansen e Serovy, 1980). Cebeci (1981) afirma que não existem métodos exatos para o cálculo da transição (fato ainda atual) e os métodos usualmente utilizados são compostos de correlações empíricas. Utiliza-se, no presente trabalho, a correlação de Michel (Schetz, 1984) que prevê a transição do escoamento de laminar para turbulento por meio do cálculo do número de Reynolds baseado na espessura de quantidade de movimento (Re_{δ_2}).

2. ACOPLAMENTO ESCOAMENTO POTENCIAL-CAMADA LIMITE

A determinação dos parâmetros do escoamento para perfil isolado e grade linear utilizou o método de interação (acoplamento) entre o código potencial e o código de camada limite para a determinação dos efeitos viscosos desprezados no primeiro código. O modelamento do código de camada limite restringiu-se a calcular o escoamento do bordo de ataque até o bordo de fuga dos perfis considerados, isolados ou em grade, sem o modelamento de esteira. O processo interativo é coordenado por um programa principal que aciona os dois códigos computacionais e verifica a convergência do processo.

O acoplamento entre os códigos potencial e de camada limite realizou-se de acordo com a seqüência de procedimentos descrita a seguir:

2.1 Dados de entrada

Utilizou-se a distribuição de pressão (C_p) calculada no escoamento potencial como dado de entrada para o programa de camada limite.

2.2 Discretização

O código potencial utiliza o método dos painéis para solução do escoamento bidimensional. Neste, os painéis são segmentos de reta e a discretização se inicia no bordo de fuga, no intradorso (painel 1) e percorre a superfície do perfil no sentido horário contornando o bordo de ataque e percorrendo o extradorso até atingir o bordo de fuga (painel N).

O código de camada limite requereu uma discretização diferente da utilizada no escoamento potencial. Os pontos originais foram renumerados e rediscretizados a partir do ponto de estagnação. A posição destes, no entanto, não foi alterada. O procedimento para nova discretização é descrito a seguir.

Determinação da posição do ponto de estagnação no escoamento potencial. Determinou-se o ponto de estagnação no escoamento potencial tomando-se por base a posição em que o coeficiente de pressão possui valor unitário ($C_p = 1$), ou seja, onde a velocidade do escoamento é nula.

Divisão da superfície do perfil em superior e inferior a partir do ponto de estagnação. A divisão da superfície do perfil em duas partes fez-se necessária, pois o código de camada limite considera cada superfície como uma placa plana com gradiente de pressão. Deste modo, dada uma distribuição de pressão, acionou-se o programa de camada limite para realizar os cálculos na superfície superior e em seguida na superfície inferior do perfil, ambas originadas a partir do ponto de estagnação. O ponto de estagnação, dependendo do ângulo de ataque, pode se encontrar no intradorso ou extradorso do perfil e deste modo uma superfície pode ter um comprimento maior do que a outra.

Sentido da discretização das superfícies superior e inferior. O programa de camada limite requer que a discretização acompanhe o sentido do escoamento. A nova discretização, portanto, tem início nas proximidades do bordo de ataque (ponto de estagnação) e término no bordo de fuga, acompanhando o sentido natural do escoamento. Este procedimento é adotado para ambas as superfícies.

2.3 Transpiração na Superfície do Perfil

O código potencial pode interagir com o código de camada limite para determinação dos efeitos viscosos do escoamento de duas formas. A primeira é realmente recalculas as coordenadas da superfície do corpo em questão, acrescentando a espessura de deslocamento da camada limite para a obtenção da geometria real. A segunda alternativa é manter as coordenadas da superfície do corpo e com base na espessura de deslocamento da camada limite, ajustar a intensidade da velocidade normal (V_N , usada como condição de contorno) e deste modo obter-se o novo campo de escoamento.

Neste trabalho adotou-se a segunda alternativa que consiste em permitir que exista uma "transpiração" ao longo da superfície do perfil. A condição de impermeabilidade ($V_N = 0$), no código potencial, é substituída por uma distribuição de V_N em toda a superfície do perfil aerodinâmico. A "transpiração" consiste, portanto, em uma injeção de fluido no escoamento externo baseado na espessura de deslocamento da camada limite calculada pelo código viscoso.

Cálculo da distribuição da velocidade normal (V_N) ao longo da superfície do perfil. Define-se um volume de controle (V.C.) sobre a superfície de um perfil genérico cujas fronteiras laterais são os pontos de controle especificados no código potencial, Fig.1.

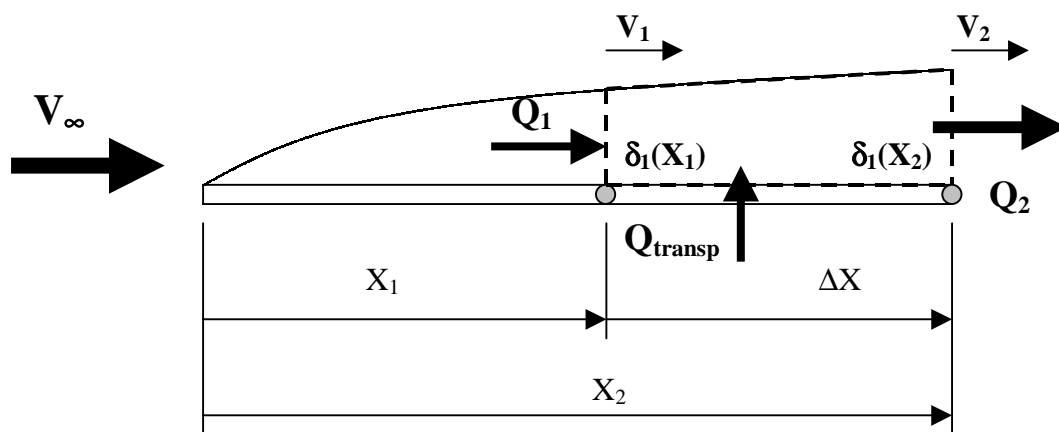


Figura 1 – Balanço de vazão em massa na superfície de um perfil genérico

Nestes pontos conhecem-se as velocidades locais V_1 e V_2 e as espessuras de deslocamento da camada limite $\delta_1(x_1)$ e $\delta_1(x_2)$. Sendo a largura do perfil (perpendicular ao plano do papel) de valor unitário, define-se no ponto de controle x_1 a área A_1 com velocidade do escoamento V_1 . Obtém-se, deste modo, a vazão volumétrica Q_1 que atravessa a superfície A_1 e analogamente a vazão volumétrica Q_2 que atravessa a superfície A_2 . Faz-se o balanço de massa no V.C.:

$$Q_1 = V_1 \delta_1(x_1) \quad (1)$$

$$Q_2 = V_2 \delta_1(x_2) \quad (2)$$

A transpiração na superfície de cada painel é implementada através da vazão Q_{transp} originada pela existência de velocidade normal (V_N) de valor não nulo. Sendo o tamanho de cada painel dado por Δx , a velocidade normal V_N é:

$$V_N = \frac{V_2 \delta_1(x_2) - V_1 \delta_1(x_1)}{\Delta x} \quad (6)$$

Convergência do programa. O acoplamento dos dois códigos computacionais, potencial e de camada limite, tem como principal objetivo a determinação do coeficiente de arrasto (C_d). Deste modo, este parâmetro foi escolhido como indicador de convergência do programa. Considerou-se atingida a convergência quando a diferença entre o C_d da iteração atual e do anterior fosse menor que 10^{-3} .

3. RESULTADOS PARA PERFIL ISOLADO

3.1 Perfil isolado NACA 0012

A discretização do perfil foi obtida por meio de uma modificação na equação geradora de pontos de Abbott (1959) para perfil NACA 0012. Isto se fez necessário para proporcionar o fechamento dos pontos no bordo de fuga do perfil aerodinâmico. Convém ressaltar que a modificação se restringiu exclusivamente ao bordo de fuga. A equação é mostrada a seguir:

$$y = 0,6 \left(0,2969\sqrt{x} - 0,126x - 0,3516x^2 + 0,2843x^3 - 0,1015x^4 \right) \quad (7)$$

A Figura 2 mostra as distribuições de pressão na superfície do perfil para o ângulo de ataque igual a 8 (oito) graus calculadas pelo código potencial e pelo código de interação com a camada limite. As curvas mostram-se próximas. Porém, nota-se que valores de C_p calculados pelo código de interação com a camada limite, nas proximidades do bordo de ataque e no extradorso do perfil, tendem a ser maiores quando comparados com valores de C_p calculados pelo código potencial. Este fato acarreta uma diminuição do coeficiente de sustentação (C_l), como pode ser visto na Fig. 3.

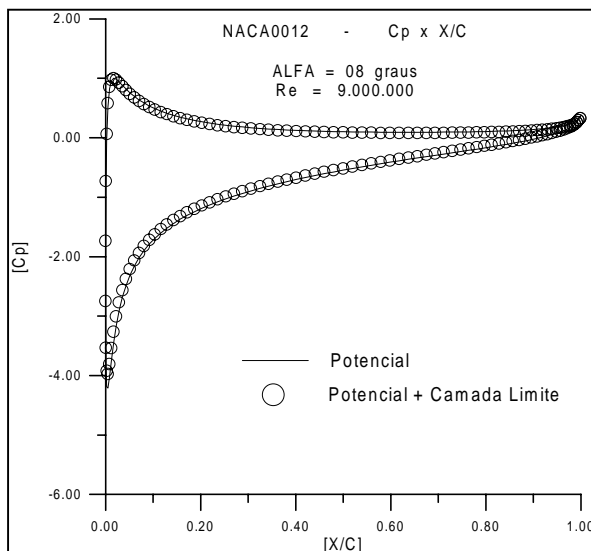


Figura 2 – Distribuição de pressão, perfil isolado, NACA 0012, $\alpha = 8$ graus.

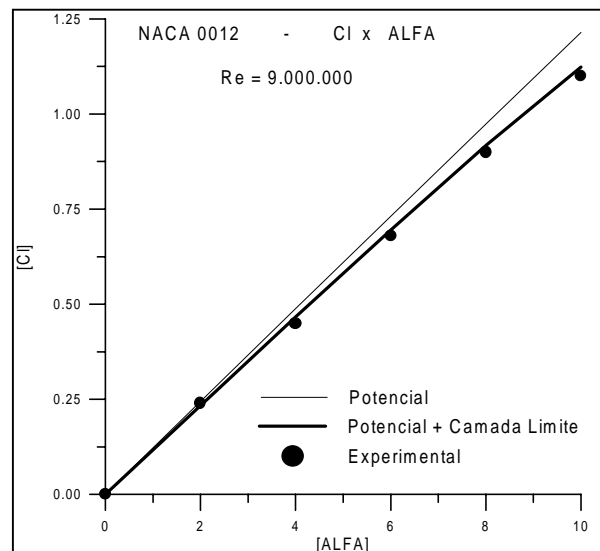


Figura 3 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, NACA 0012.

A Figura 4 mostra o comportamento do arrasto total (C_d), arrasto de pressão (C_{dp}) e arrasto viscoso (C_{dv}) em função do ângulo de ataque. Observa-se a predominância do arrasto

viscoso sobre o arrasto de pressão para baixos valores de ângulo de ataque. Nota-se, também, que o arrasto viscoso não sofre grandes variações à medida em que se aumenta o ângulo de ataque, entretanto, o valor do arrasto de pressão aumenta consideravelmente e para altos valores de ângulo de ataque se iguala ao arrasto viscoso em termos de importância na contribuição para a determinação do arrasto total (C_d).

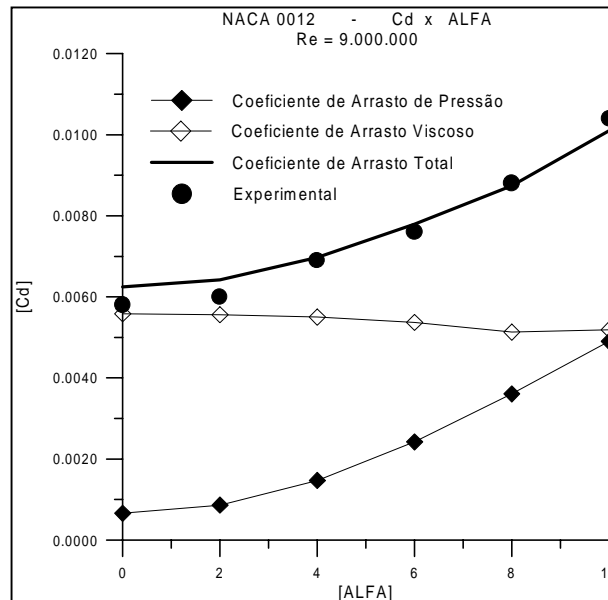


Figura 4 – Coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, NACA 0012

3.2 Perfil isolado NACA 65-410

A discretização do perfil foi obtida da geometria original de Abbott (1959). Nesta, inseriram-se pontos no bordo de ataque devido à baixa concentração local de pontos (região onde se verificam altos gradientes de pressão). Estes pontos foram obtidos por meio de discretização da circunferência formadora do bordo de ataque (Abbott,1959).

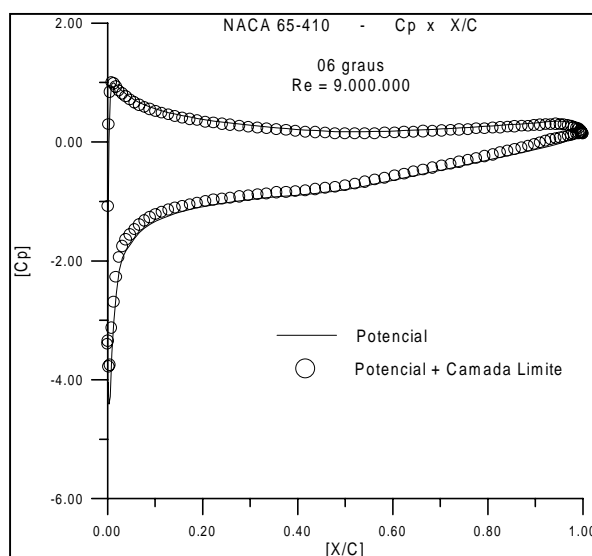


Figura 5 – Distribuição de pressão, perfil isolado, NACA 65-410, $\alpha = 6$ graus.

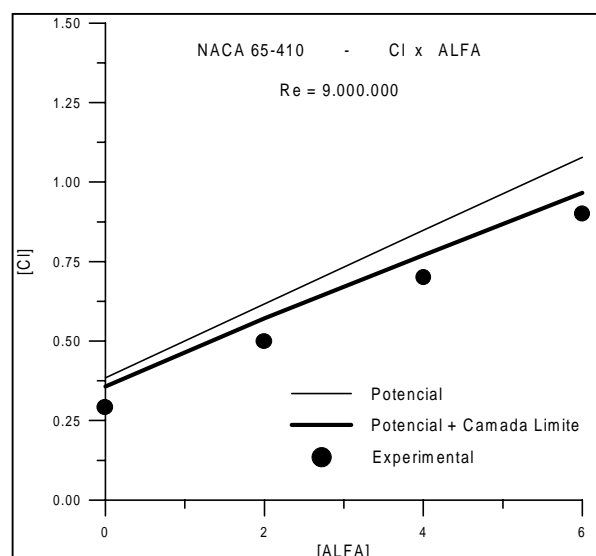


Figura 6 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, perfil isolado, NACA 65-410

Utilizou-se, em seguida, o programa “spline” com o objetivo de aumento do número de pontos e suavização da discretização em todo o perfil.

A figura 5 mostra que a distribuição de pressão calculada pela interação viscosa-não-viscosa obteve valores de C_p maiores no extradorso e menores no intradorso do perfil em comparação com os valores de C_p calculados respectivamente pelo escoamento potencial. Como observado no caso do perfil NACA 0012, este fato acarreta uma diminuição dos valores do coeficiente de sustentação (C_l) sendo fisicamente condizente e que resulta em valores de C_l mais próximos dos experimentais (vide Fig. 6). A Figura 7 mostra o arrasto de pressão (C_{dp}), arrasto viscoso (C_{dv}) e arrasto total (C_d) em função do ângulo de ataque.

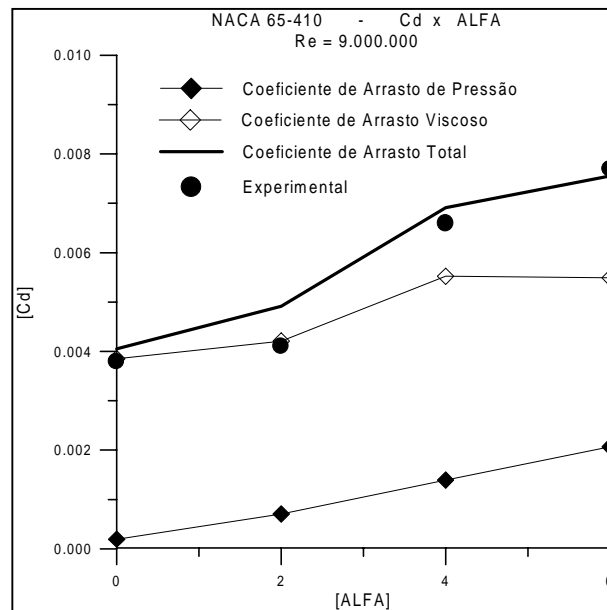


Figura 7 – Coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, perfil isolado, NACA 65-410

4. RESULTADOS PARA GRADE LINEAR

Utilizou-se o perfil NACA 65-410 na composição da grade linear de um compressor axial e realizou-se a validação do acoplamento entre o código potencial e o de camada limite com base nos dados experimentais de Emery-Herrig (1958) para escoamentos subsônicos. Analisaram-se a distribuição de pressão (S), o coeficiente de sustentação (C_l) e o coeficiente de arrasto (C_d). Estes obtidos por meio de C_p , o qual, é adimensionalizado pela velocidade relativa de entrada do escoamento na grade (W_1). Analisou-se também o ângulo de deflexão do escoamento ($\Delta\beta$).

A grade linear estudada possui as seguintes características:

- ângulo de entrada do escoamento (β_1): 30 graus;
- ângulo de ataque do escoamento (α_1): 0 e 10 graus;
- solidez da grade(corda/espacamento entre os perfis): 1,25;
- número de Reynolds: 245.000;
- número de painéis: 149 (150 pontos);
- comprimento da corda dos perfis: 1.

As Figuras 8 e 9 mostram as distribuições de pressão $S = 1 - C_p$. Os dados experimentais de Emery-Herrig (1958) apresentam instabilidades nas proximidades do bordo de fuga causadas por descolamentos laminares presentes nesta região. O código potencial não reproduz estas instabilidades e apresenta um deslocamento de S nesta região. Como

conseqüência, a distribuição de pressão (S) calculada pela interação viscosa-não-viscosa, também não acompanha tais instabilidades no bordo de fuga. Nota-se ainda, no bordo de fuga, problemas na distribuição de pressão (S) devido à dificuldades no controle da intensidade da velocidade normal utilizada na implementação da “transpiração”.

Observa-se ainda que imperfeições presentes na discretização foram responsáveis por oscilações na distribuição de S nas proximidades do bordo de ataque.

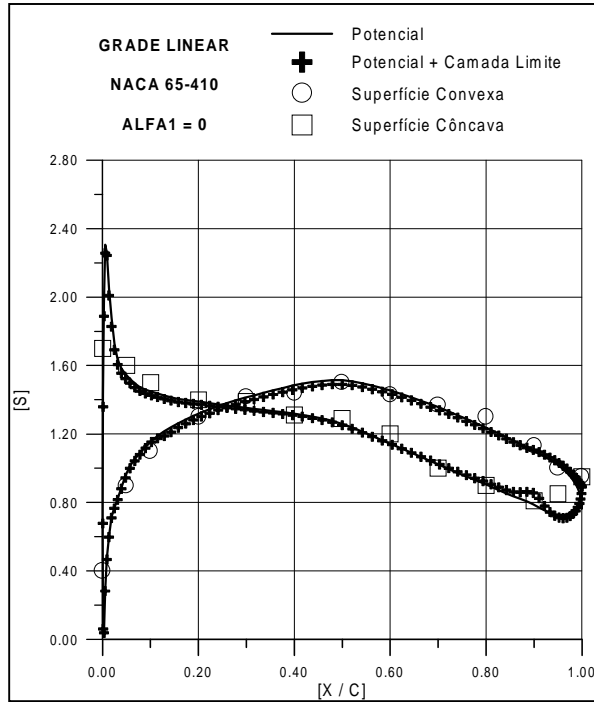


Figura 8 – Distribuição de pressão, grade linear, NACA 65-410, $\alpha_1 = 0$ grau

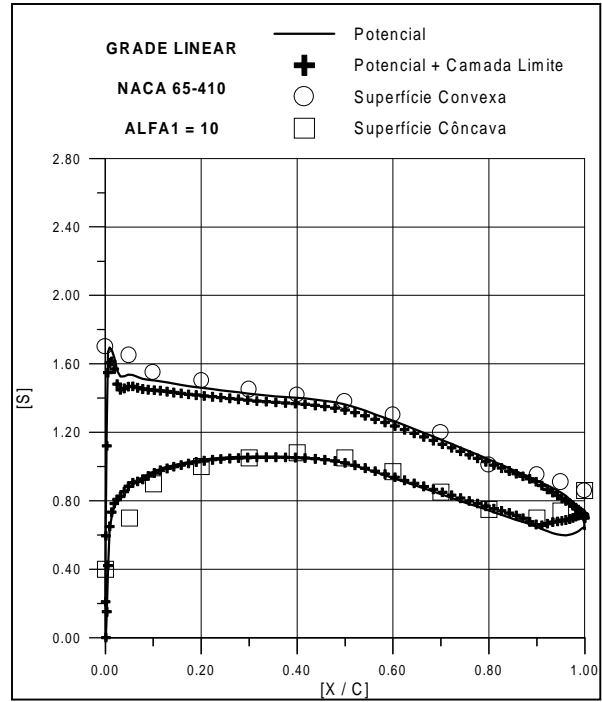


Figura 9 – Distribuição de pressão, grade linear, NACA 65-410, $\alpha_1 = 10$ graus

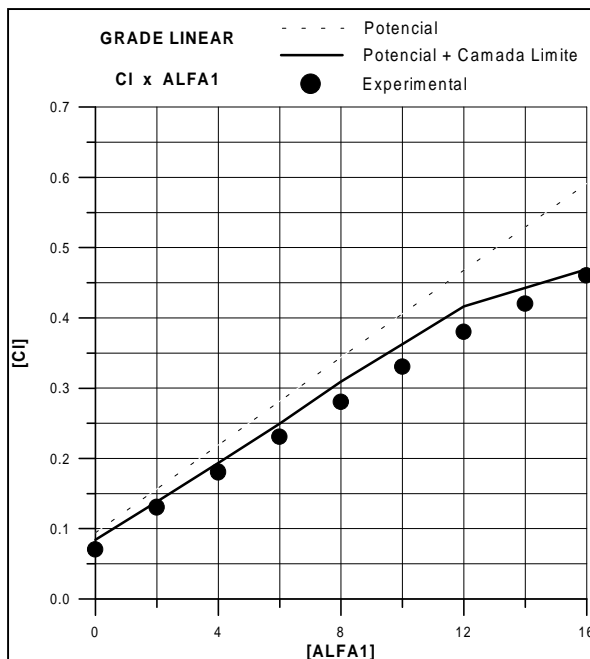


Figura 10 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, grade linear, NACA 65-410

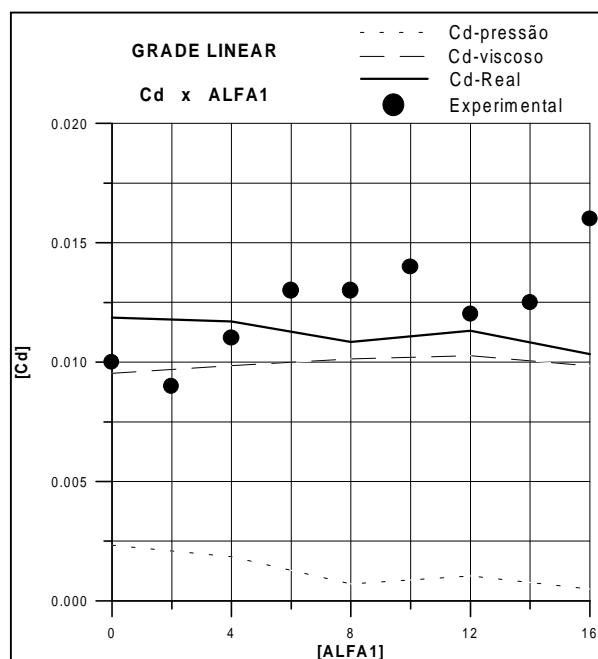


Figura 11 – Coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, grade linear, NACA 65-410

A Figura 10 mostra o comportamento do coeficiente de sustentação (C_l) em função do ângulo de ataque (α_1). Observa-se a importância do efeito viscoso na aproximação dos resultados numéricos dos experimentais.

A Figura 11 mostra o comportamento do coeficiente de arrasto (C_d) em função do ângulo de ataque (α_1). Os resultados numéricos obtidos reproduzem satisfatoriamente a ordem de grandeza; porém, as oscilações verificadas experimentalmente não são alcançadas.

Na comparação entre o C_d calculado para perfil isolado (NACA 65-410) e para grade linear, observa-se valor maior do C_d da grade. Isto se deve a fatores como: número de Reynolds menor, ocorrência de descolamentos laminares nas proximidades do bordo de fuga, citados por Emery-Herrig (1958) e presença de gradientes adversos no bordo de ataque.

A Figura 12 mostra o comportamento do desvio do escoamento na passagem pela grade: ângulo de deflexão ($\Delta\beta$), em função do ângulo de ataque (α_1). O distanciamento verificado de $\Delta\beta$ calculado na interação viscosa-não-viscosa para $\Delta\beta$ experimental se deve provavelmente à limitações do programa em captar os efeitos de descolamentos intensos da camada limite na região do bordo de fuga para o caso de cálculo do escoamento com ângulo de ataque elevado (16°).

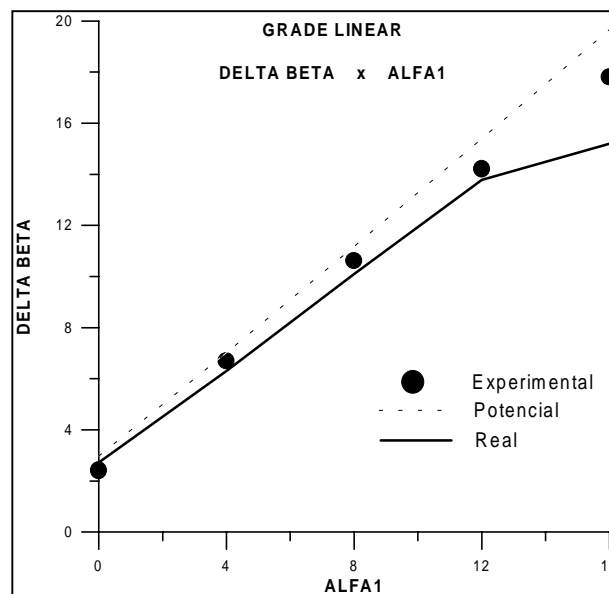


Figura 12 – Ângulo de deflexão do escoamento em função do ângulo de ataque, grade linear, NACA 65-410

5. CONCLUSÃO E COMENTÁRIOS

O método de interação viscosa-não-viscosa se mostrou prático e adequado para aplicações dirigidas ao dimensionamento de máquinas de fluxo axiais apresentando baixo custo computacional e resultados próximos dos experimentais. Ocorreram dificuldades na implementação da “transpiração” na superfície do perfil devido a variação acentuada da velocidade normal nas proximidades do bordo de fuga, fato que inviabilizava o cálculo do escoamento. Desta forma, foi necessária a realização de um ajuste da transpiração nas proximidades do bordo de fuga. Estima-se que este problema deve ser resolvido realizando-se também o modelamento da esteira aerodinâmica. Assim, faz-se o cálculo da espessura de deslocamento da camada limite no perfil e na esteira. Este procedimento já está sendo desenvolvido e será apresentado em futuros trabalhos.

REFERÊNCIAS

- Abbott, I. H., Doenhoff, A. E. V., 1959, Theory of Wing Section, Dover Publications Inc., New York.
- Albers, J. & Gregg, J., 1974, Computer program for calculating laminar, transitional and turbulent boundary layers for a compressible axisymmetric flow, U. S. NACA TN D-7521.
- Bizarro, A. F., 1998, Interação viscosa-não-viscosa na análise do escoamento em grades lineares de máquinas de fluxo axiais, Tese de Mestrado, Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), São José dos Campos, São Paulo, Brasil.
- Cebeci, T. & Bradshaw, P., 1977, Momentum Transfer in Boundary Layers, Hemisphere Publishing Corporation, Washington.
- Cebeci, T., Bradshaw, P. and Whitelaw, J. H., 1981, Engineering Calculations Methods for Turbulent Flow, Academic Press Inc., London.
- Emery, J. C., Herrig, L. J., Erwin, J. R., Felix, A. R., 1958, Systematic Two-Dimensional Cascade Tests of NACA 65 Series Compressor Blades at Low Speeds, NACA Report 1368.
- Girardi, R. M. & Bizarro, A. F., 1995, Modification of the Hess & Smith method for calculating cascades and airfoils with cusped trailing edge, XIII Congresso Brasileiro e II Congresso Ibero Americano de Engenharia Mecânica, 12 a 15 de Dezembro, Belo Horizonte, Brasil.
- Hansen, E. C., Serovy, G. H. and Sockol, P. M., 1980, Axial-flow compressor turning angle and loss by inviscid-viscous interaction blade-to-blade computation, ASME Journal of Engineering for Power, vol. 102, pp. 28-34.
- Katsanis, T. & McNally, W. D., 1969, FORTRAN Program for calculating velocities and streamlines on a blade-to-blade stream surface of tandem blade turbomachine, U. S. NACA TN D-5044.
- Rotta, J. C., 1971, Fortran IV, Rechenprogramm für Grenzschichten bei Kompressiblen Ebenen und Achsensymmetrischen Strömungen, DLR FB 71-51, Göttingen.
- Schetz, J. A., 1984, Foundations of Boundary Layer Theory for Momentum, Heat and Mass Transfer, Prentice-Hall Inc., Englewood Cliffs, New Jersey.

INVISCID-VISCOUS INTERACTION IN FLOW ANALYSIS OF AIRFOIL CASCADES OF AXIAL TURBOMACHINERY

Abstract. *The present work develops a numerical methodology of flow analysis in airfoil cascades whose application is in the axial turbomachinery design. The method consists of an interaction between two computational models: the potential (without viscous effect) and the boundary layer, obtaining results nearer the experimental data and with low computational cost. The pressure distribution calculated in the potential code is used as input to the boundary layer code. The displacement thickness of the boundary layer calculated in boundary layer code is used to promote a “transpiration” on the airfoil surface with objective of simulating the presence of the boundary layer. The “transpiration” is calculated through and the implementation is realized through the substitution of impermeability condition for the existence of normal velocity on the airfoil surface.*

Key words: *Cascade, Potential Flow, Boundary Layer, Panel Method*