

UMA PRIMEIRA ANÁLISE COMPARATIVA DAS CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS DE DUAS CONFIGURAÇÕES DE ASA-FUSELAGEM-“NACELLE” DE UM AVIÃO BIMOTOR NA CONDIÇÃO NÃO-MOTORIZADA

Resumo - 52048 – A configuração “Pusher” aplicada à um avião bimotor oferece vantagens de ter baixo arrasto na “Nacelle” e por gerar uma condição de asa limpa, a qual está livre do arrasto de esteira da hélice com menor vibração. O fato dos motores estarem montados atrás da asa, isso faz com que ocorra um aumento do conforto dos passageiros e também aja maior flexibilidade no projeto. Por essas razões, esse artigo descreve a primeira parte de uma investigação comparativa de duas formas de “Nacelle”, a convencional “trator” e a “Pusher”, sendo que com a última se pretende uma redução drástica da interferência aerodinâmica entre a asa e o sistema de propulsão com a hélice em ação. Pode-se, eventualmente, analisar os efeitos da interação da esteira da hélice nos regimes de vôo cruzado e de subida, entretanto esse artigo tem por objetivo descrever somente a primeira parte do trabalho, a qual representa uma análise inicial de um meio modelo sem a utilização da hélice.

A forma básica asa-fuselagem do meio modelo é do bimotor “EMB-8100 SENECA III”, levemente alongado na parte traseira. Esta modificação da fuselagem oferece tanta similaridade quanto possível com relação aos efeitos da interferência da fuselagem sobre as duas formas de “Nacelles”, quando testados separadamente, por manter a seção da mesma tão constante quanto possível ao longo do comprimento entre as duas hélices.

Este trabalho mostra testes com o meio modelo na seção de teste de 1,7 x 1,3 metros do Túnel de Vento da Universidade de São Paulo, Núcleo de Pesquisa Aeronáutica de São Carlos. O número de Reynolds do meio modelo, baseado na sua corda, para os testes é de aproximadamente $5,1 \times 10^5$.

As três configurações que são usadas: i) Asa-Fuselagem com asa limpa; ii) Asa-fuselagem com “Nacelle” na configuração “Trator”; iii) Asa-fuselagem com “Nacelle” na configuração “Pusher”.

Tomadas de pressão estática distribuídas sobre cada “Nacelle” e na área molhada da asa entre a seção da “raiz” e as outras seções, e entre o “Nacelle” e a ponta da asa são usadas para gerar o campo de distribuição de pressões das seções da asa; e também aquelas ao longo do “Nacelle” na direção do fluxo. Esses mesmos dados de pressões podem ser usados para gerar curvas normal ao fluxo. Finalmente, os resultados experimentais são analisados e discutidos.

Palavras-Chave: Túnel de Vento ; Interferência aerodinâmica ; Interferência Asa-“Nacelle” ; Configurações “Pusher” – “Trator”.

1. INTRODUÇÃO

Nos últimos tempos, com a vinda da globalização, o mercado ficou mais competitivo gerando a necessidade de produtos com menor consumo de energia e de menor ruído possível, dando maior conforto aos passageiros, resultando em modernos e diferentes “designs”, as quais variam conforme a aplicação de cada produto e necessidade de cada cliente. Este trabalho trata de um projeto dentro dos critérios acima mencionados. A presente pesquisa tem como objetivo a investigação da interferência aerodinâmica entre asa e “Nacelle” em três configurações distintas: Asa sem “Nacelle”; Asa com

“Nacelle” na posição “Trator”; Asa com “Nacelle” na posição “Pusher”, sendo esta última o alvo principal da pesquisa por ser uma configuração que pretende apresentar um baixo arrasto; por isso o “Nacelle” possui uma forma relativamente limpa além de ser afastado da asa, evitando assim o arrasto parasítico dos “Nacelles” convencionais, e, por estar na posição “Pusher” fica livre do arrasto da esteira gerado pela hélice. Também é esperado que seja possível, com uma configuração desse tipo projetar um avião de maior eficiência aerodinâmica com um valor L/D menor do que uma configuração convencional. Para isto, foi escolhido o bimotor leve mais popular do país na atualidade como referência para o estudo proposto.

Foi construído um meio modelo na escala 1:6,5, baseado no avião “*EMB-8100 SENECA III*”, sendo a fuselagem na parte da frente, incluindo o pára-brisa e cabina, mais semelhante possível ao próprio SENECA, apenas com o alongamento da parte traseira conforme descrito acima. A asa, com perfil NACA 65₂-415, de corda constante e ângulo de ataque de 2° na raiz e planta basicamente retangular, obedece às dimensões originais do SENECA, as quais incluem um diedro de 7°. A única diferença da asa do meio modelo utilizado nos testes com referência ao avião original é que esta não possui qualquer torção geométrica. Assim foi decidido manter a geometria da asa mais simples possível, concentrando o estudo na comparação entre as várias configurações de “Nacelles”, sendo que essas utilizam o mesmo conjunto base asa e fuselagem.

Os testes experimentais foram feitos no túnel de vento de baixa velocidade de circuito fechado, a uma velocidade do escoamento livre de 30 m/s com número de Mach correspondente a 0,086 em uma seção de testes de 1.7 metros de largura por 1.3 metros de altura da Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, onde adquiriu-se as pressões estáticas em 13 seções da asa para ângulos de incidência variando desde -4° até 20° nas três configurações acima citadas, sendo que na configuração “Pusher” foram adquiridos dados em quatro (4) posições diferentes da mesma. Nesses testes, dados de levantamento e arrasto foram também obtidos através de uma balança aerodinâmica.

A análise dos dados com conseqüente disposição dos mesmos em gráficos e a conclusão obtida fazem o fechamento deste trabalho.

2. DESENVOLVIMENTO EXPERIMENTAL

2.1 Construção do Meio Modelo

A escala de 1:6,5 para a construção do meio modelo foi definida visando a obtenção do maior número de Reynolds possível desde que não tivéssemos a interferência da camada limite da parede superior do túnel; quanto a interferência da camada limite da parte inferior do túnel, foi colada uma chapa de madeira de espessura de 5 cm entre a linha de simetria do modelo e a parede inferior do túnel, essa dimensão baseia-se nos dados referentes da camada limite do próprio túnel, utilizando o método consagrado da simulação da superfície da imagem refletida do meio modelo (Ver Fig.(1)). O meio modelo foi inteiramente construído dentro da Escola de Engenharia de São Carlos – USP por estudantes do nível de graduação apoiado por um de pós-graduação, cuja contribuição incluiu o uso inédito de chapas de papel na estrutura e revestimento do “Nacelle Pusher” (Pelosi, 2003) utilizando, inclusive técnicas de modelagem baseadas nas de aeromodelagem, no entanto, sem as restrições ao peso do meio modelo necessárias naquela área de atividade. Assim, foi possível construir um meio modelo com exatidão satisfatória utilizando uma combinação de materiais derivados de madeira, como: balsa, compensado e folhas de papel de várias espessuras. O meio modelo foi revestido com um impermeabilizante de cor preto para dar o necessário destaque em aplicações de qualquer método de visualização da camada limite, o qual poderá ser aplicado em trabalhos posteriores.

O “nariz” da fuselagem e o bordo de ataque da asa receberam um fio de “nylon” de aproximadamente um milímetro de diâmetro à 5% da corda como “trip” aerodinâmico, ou seja, para prover a transição para a turbulência dentro da camada limite, seguindo as normas estabelecidas do

experimento em túnel de vento (Pankhurst & Holder, 1952; Pope & Harper, 1984) no assoalho do túnel, quanto à fuselagem de 1,5 metros de comprimento o “trip” se localiza a 12 cm do ponto do “nariz” da mesma em volta da seção transversal da fuselagem. Segue abaixo a Fig.(1) mostrando o meio modelo disposto na seção de teste do túnel. A real distância entre a ponta da asa e a parede superior da seção de teste do túnel de vento é de 0,33 metros.



Fig.(1) – Meio Modelo Limpo

2.2 Testes no Túnel de Vento

2.2.1 Aquisição de Dados de Sustentação e Arrasto

Os primeiros testes foram executados utilizando uma balança aerodinâmica desenvolvida na EESC-USP (Maunsell, 1977) sobre a qual foi montado o meio modelo alinhado na quarta corda da asa referente à parte retangular da mesma. Os testes foram executados em três configurações distintas, como segue:

- a) O meio modelo limpo, ou seja, tendo apenas a asa e fuselagem, como visto na Fig.(1);
- b) O “Nacelle Tractor” montado no meio modelo como visto na Fig.(4);
- c) O “Nacelle Pusher” montado no meio modelo em 4 posições diferentes.



Fig. (2) – “Nacelle Pusher 2”

Na Fig. (2) acima pode ser observada a altura do vão entre a asa e o corpo do “Nacelle”, na posição 2, sendo que essa é o dobro da posição 1 no sentido da distância entre a superfície superior da asa e a superfície inferior do “Nacelle”; enquanto que a altura na posição 3 (Ver Fig.(3)) fica a três vezes da posição 1. O número de identificação de cada posição indica o aumento proporcional da altura entre o corpo do “Nacelle” e a superfície superior da asa.



Fig. (3) – “Nacelle Pusher 3”

Inclui-se a seguir a configuração da “Nacelle Tractor” montada no meio modelo.



Fig. (4) – “Nacelle Tractor”

A balança aerodinâmica mediu as forças aerodinâmicas de sustentação e arrasto, dando assim, condições de montar as curvas de Polar de Arrasto (“Drag Polar”) e C_L/C_D (L/D) desde o ângulo de incidência de -4° até 20° variando de 2 em 2 graus. Veja: Fig.(5) e Fig.(6) respectivamente referentes aos esforços aerodinâmicos no meio modelo.

2.2.2 Aquisição de Pressões Estáticas

A obtenção das pressões estáticas na superfície do meio modelo deu-se através da tomada de pressões em diversos pontos distribuídos sobre a asa e sobre o “Nacelle Pusher”, enquanto que a fuselagem não possui nenhum ponto de tomada de pressão estática.

A asa possui 17 seções distribuídas ao longo da envergadura, sendo que nas três próximas à raiz possui 20 pontos de tomada de pressão e com 18 nas outras seções pertencentes à parte retangular da asa (seção constante). A grande maioria das tomadas de pressão estática se situam nas seções da asa mais próxima da raiz, partindo a primeira de uma distância de 35 mm da raiz da asa paralela à parede externa da fuselagem, sendo que a décima terceira está a 50,8 cm da raiz, sendo essas as regiões de maior interesse nesse trabalho.

No “Nacelle Pusher” as tomadas de pressão estão localizadas tanto nas superfícies superior e inferior como também nas duas laterais da mesma. O “Nacelle Tractor” não possui tomadas de pressão.

Foram executados uma série de testes, dos quais se obteve as pressões em todas as tomadas do meio modelo. Segue o diagrama, Fig.(5), mostrando o modelo com a seção 7 da asa e a seção central do “Nacelle Pusher” em destaque, com os respectivos pontos de tomada de pressão estática.

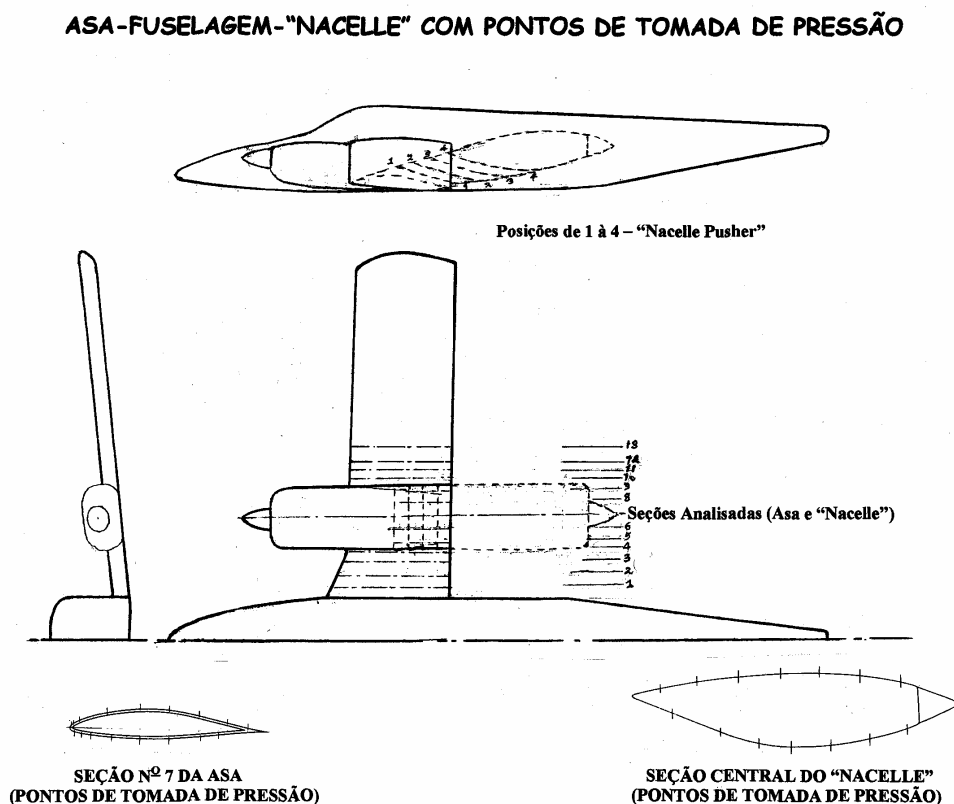


Fig. (5) – Diagrama das tomadas de pressão estática Asa-“Nacelle”

2.3 Resultados

2.3.1 Resultados referentes às Forças Aerodinâmicas

Após compilados todos os dados dos testes para cada ângulo de incidência, os mesmos foram inseridos em gráficos, como segue:

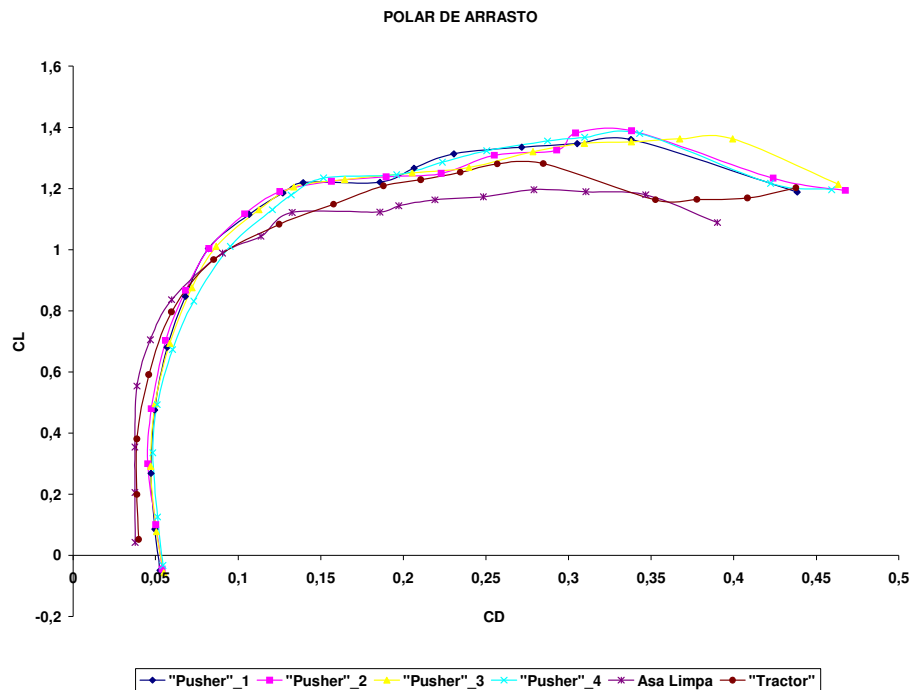


Fig.(6) – Polar de Arrasto para diferentes configurações

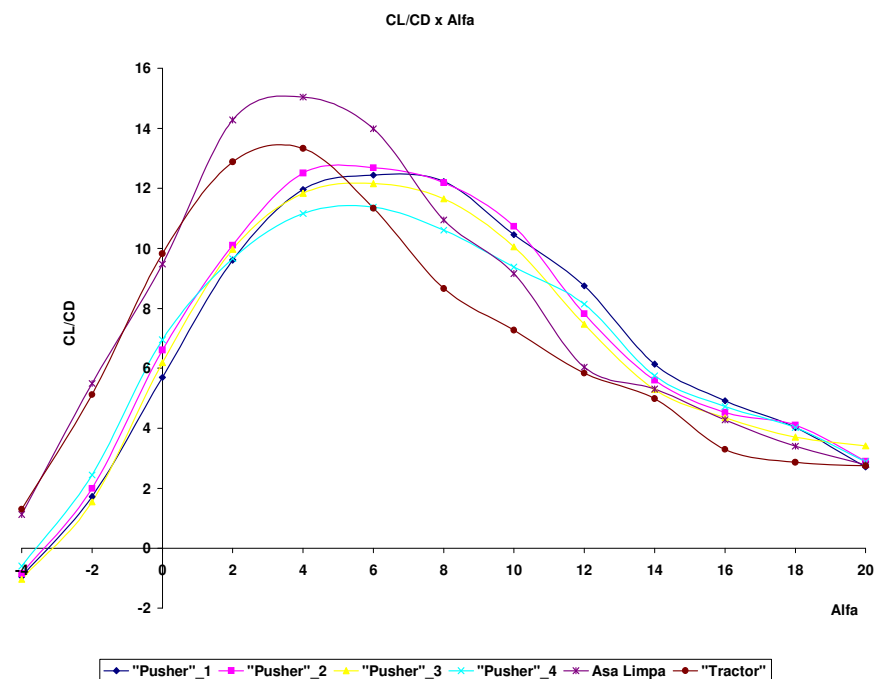


Fig.(7) – Distribuição C_L x C_D para diferentes configurações

2.3.2 Resultados referentes à Distribuição de Pressão Estática na Superfície do Modelo

A ênfase da análise considerada no trabalho se centraliza na interação aerodinâmica entre a asa e os “Nacelles”. O desempenho da configuração asa-fuselagem limpa e da convencional com o “Nacelle Tractor” são fundamentais, como referência comparativa, com o desempenho das quatro configurações do “Nacelle Pusher” como mencionadas no item 2.2.1.

O local mais crítico do escoamento em volta do meio modelo, em termos de interferência aerodinâmica entre a asa e o “Nacelle Pusher”, é o vão entre os suportes de fixação do “Nacelle” à asa. Nesse vão existem três fileiras de pontos de tomada de pressão na direção da corda local na superfície da asa e também na superfície do “Nacelle Pusher”.

No intuito de sintetizar os resultados, segue a distribuição de pressão na seção 7 da asa, a qual está localizada imediatamente embaixo da linha central do “Nacelle” e ao longo da qual se localizam os pontos de tomada de pressão sobre as superfícies superior e inferior.

Analizou-se, também, o efeito aerodinâmico ao longo da linha central do “Nacelle Pusher”, no qual foram colocadas sete (7) tomadas de pressões estáticas na superfície superior e sete (7) na inferior da mesma. O “Nacelle”, posição 2, foi escolhido nesse trabalho para a análise da interferência aerodinâmica devido a maior relação C_L/C_D das configurações “pusher” avaliadas como demonstrado na Fig.(6); e o mesmo raciocínio foi usado quanto à definição dos ângulos de incidência utilizados para avaliação, os quais se encontram entre 4° e 6° . Segue abaixo as figuras representando a variação do coeficiente de pressão obtido na seção sete (7) da asa e na seção central do “Nacelle Pusher” (posição 2).

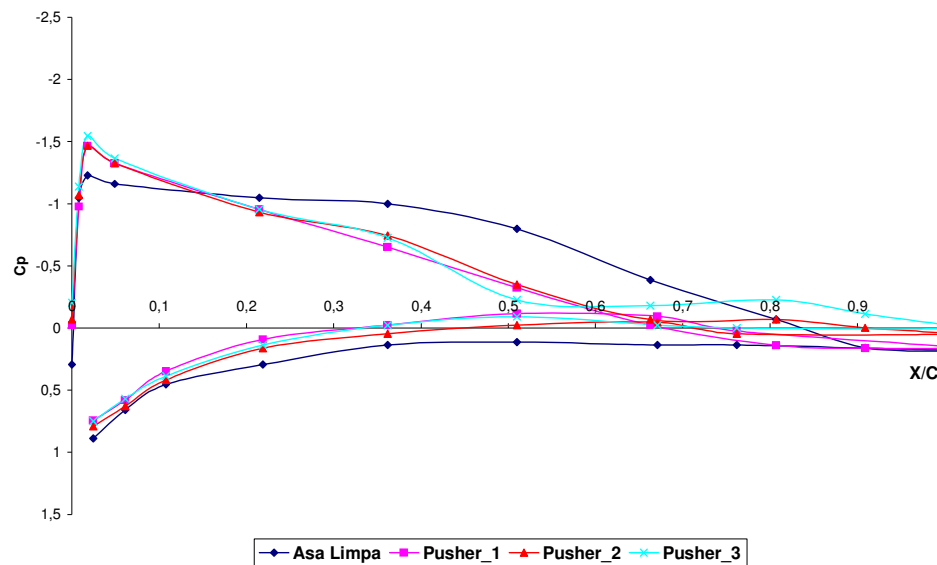


Fig.(8) – Distribuição C_p x X/C na seção 7 do aerofólio para diferentes configurações para ângulo de incidência de 4° .

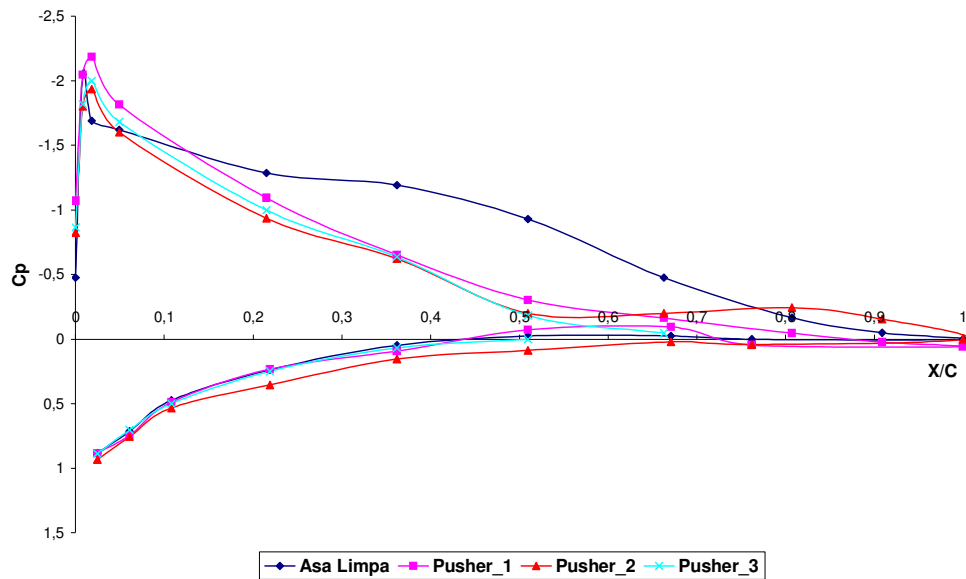


Fig.(9) – Distribuição C_p x X/C na seção 7 do aerofólio para diferentes configurações para ângulo de incidência de 6° .

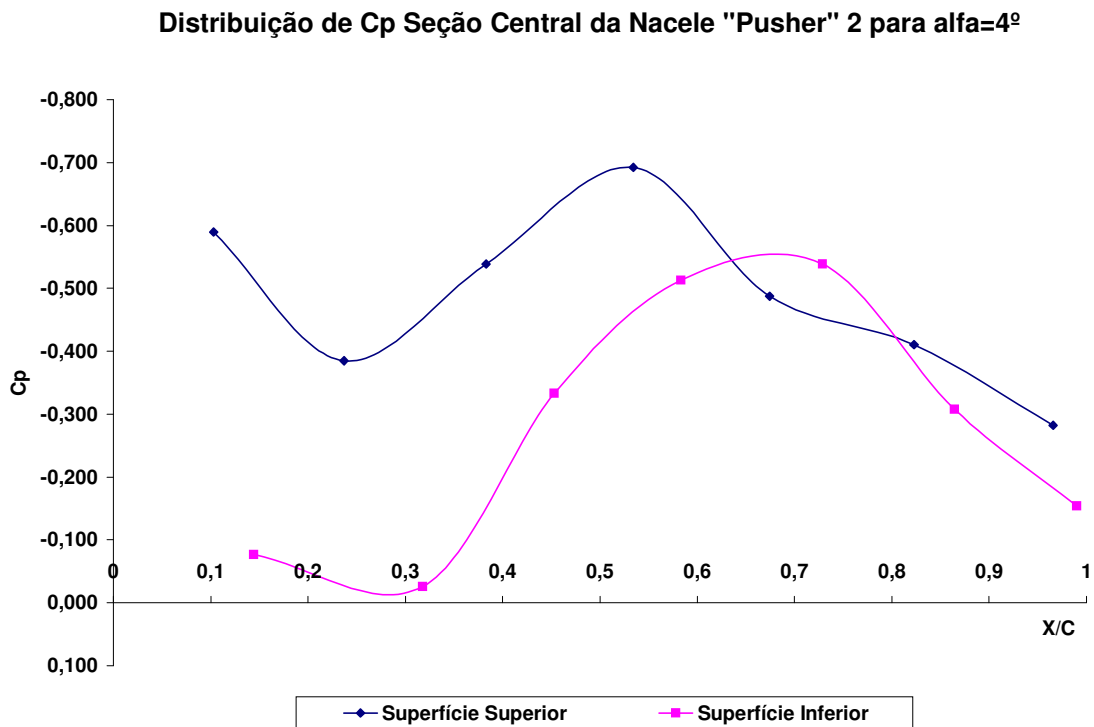


Fig.(10) – Distribuição C_p x X/C na seção central do “Nacele Pusher” 2 para ângulo de 4 graus.

Distribuição de C_p Seção Central da Nacele "Pusher" 2 para $\alpha=6^\circ$

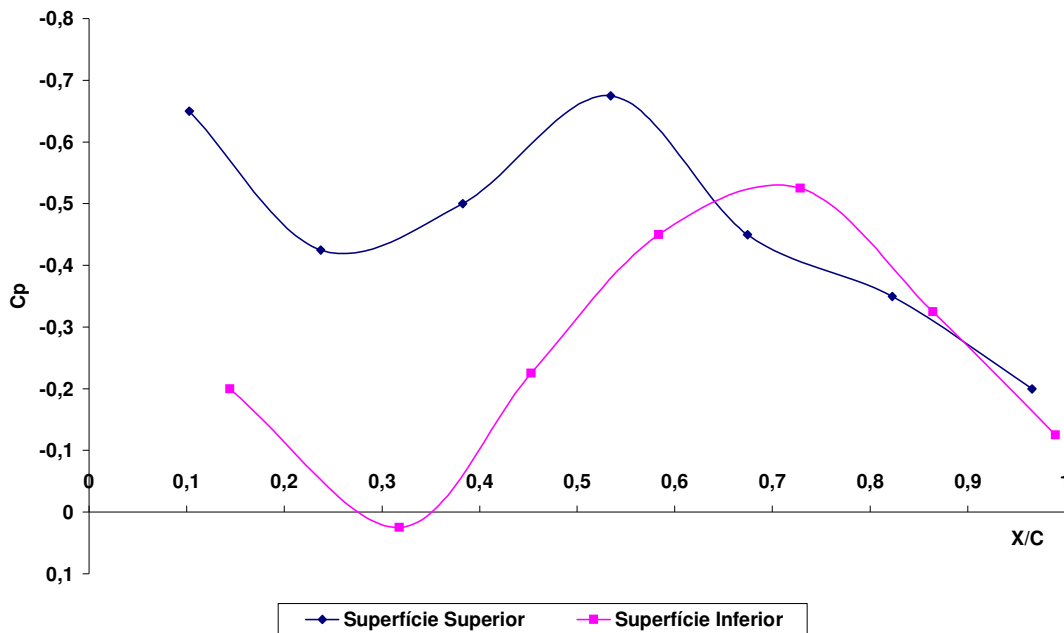


Fig.(11) – Distribuição C_p x X/C na seção central do “Nacelle Pusher” 2 para ângulo de 6 graus.

2.4 Comentários dos Resultados

2.4.1 C_L e C_D de cada Configuração

As curvas da Fig.(6) e Fig.(7) confirmam que para ângulos de ataque menores a eficiência aerodinâmica demonstrada pela razão C_L/C_D (L/D) da asa limpa e do “NacelleTractor” convencional ultrapassa àquela do “Nacelle Pusher” em qualquer das posições experimentadas, enquanto que o Polar de Arrasto de Fig.(6) demonstra a proximidade das curvas referentes ao “Nacelle Pusher”.

2.4.2 Distribuição de Pressão Estática

As Fig.(8) e Fig.(9) demonstram a distribuição de pressão estática para 4 e 6 graus de ângulo de ataque do meio modelo. As curvas mostram que o efeito do “Nacelle Pusher” nas posições 1, 2 e 3, no desempenho dessa seção da asa, é de diminuir a diferença de pressão progressivamente ao longo dessa, ficando quase nula a partir de aproximadamente 50% da corda até a borda de fuga. Essas três posições apresentam curvas quase iguais em forma e valores de C_p locais, apesar das posições 2 e 3 demonstrarem um carregamento pequeno, porém significativo, entre 60% da corda e o bordo de fuga do aerofólio nos casos de 4 e 6 graus de ângulo de ataque respectivamente.

Infelizmente, os resultados da posição 4 demonstraram que houve problemas na hora do tratamento dos dados recebidos do conjunto de aquisição, os quais, sob análise posterior não poderiam ser sanados antes da apresentação desse artigo e portanto não estão contidos nas respectivas figuras.

As Fig.(10) e Fig.(11) referem-se à variação de pressão ao longo da linha central do “Nacelle Pusher”, as quais demonstram características muito semelhantes para cada ângulo de ataque. As curvas

confirmam uma diferença de pressão distribuída quase que uniformemente ao longo da primeira meia corda, diminuindo para um valor muito menor logo após de 60% da corda do “Nacelle”, vale destacar que para essas figuras o X/C se refere estritamente às dimensões do “Nacelle”. Finalmente, deve ser mencionado que as curvas nos bordos de fuga e ataque não estão incluídas nas figuras, pois não há tomada de pressão nessas regiões (Ver Fig.(5)).

2.4 Conclusão

Através da avaliação das Fig.(6) e Fig.(7) verifica-se que o efeito esperado da configuração da “Nacelle Pusher” de uma melhor eficiência aerodinâmica não ocorreu na condição não-motorizada. Os gráficos referentes à distribuição de C_p indicam tendências gerais interessantes. No caso da superfície da asa, os efeitos do “Nacelle” apresentam uma diminuição significativa em eficiência como sustentador nesses ângulos, enquanto o desempenho do “Nacelle” em si parece mais otimista. Obviamente, vai precisar muito mais trabalho para tentar melhorar o conjunto.

Deve ser enfatizado que sendo essa a primeira análise dos testes descritos, os resultados aqui apresentados podem ser considerados não exatos e que não sofreram as devidas correções referente à interferência das paredes do túnel de vento, nem dos efeitos da restrição da área do escoamento livre em volta do modelo (“blockage corrections”).

Finalmente, deve ser mencionado que o trabalho apresentado nesse artigo apresenta apenas o início de uma investigação, sendo que a mesma se tornará mais abrangente com o uso da hélice como unidade de propulsão. Será nessas condições, simulando vôo sob propulsão, que o desempenho da configuração se tornará crítico. Já existe um trabalho teórico em andamento, de simulação numérica, com o qual os dados experimentais poderão ser comparados.

3. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem a Sociedade Aeronáutica Neiva Ltda, Botucatu-SP pelo fornecimento das cópias das plantas originais, em três vistas, do bimotor EMB-8100 SENECA III.

4. REFERÊNCIAS

Pelosi, M.G., Projeto, construção e testes em túnel de vento de uma aeronave bimotor leve, Rel. Parcial de Inic. Científica. Processo: 02/06904-4, 2003.

Maunsell, M. G., Desenvolvimento, Construção e Ensaio de uma Balança Aerodinâmica, São Carlos, Dissertação Mestrado, 1977;

Pankhurst, R.C. and Holder, D.W., Wind Tunnel Technique, Publ. Sir Isaac Pitman & Son Ltd., 1952;

Pope & Harper, Low Speed Wind tunnel Testing, John Wiley & Sons, New York, London, Sidney; 2nd edition, 1984;

Abbot, I.H and Von Doenhoff, A.E., Theory of Wing Sections, Dover, N.Y. 1959;

A FIRST COMPARATIVE ANALYSIS OF POWER-OFF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF TWO WING-BODY-NACELLE CONFIGURATIONS APPLIED TO A LIGHT TWIN-ENGINED AIRCRAFT

Abstract - 52048 - *The pusher propeller layout applied to twin-engined aircraft enables advantage to be taken of a low-drag nacelle and a relatively clean wing, free of propeller wake drag and vibration. Added to this, rear-mounted engines combine increased passenger comfort and design flexibility. For these reasons this paper describes the first part of an on-going comparative investigation into the aerodynamics of two nacelle forms, one a conventional tractor propeller driven nacelle and the other a pusher nacelle of ideal form which is intended to drastically reduce the aerodynamic interference of the complete propulsion unit with the propeller in action. Eventually both cruise and climb flight regimes will be investigated, with the resultant propeller and slipstream interaction effects included, however this paper describes the first part of this work only, which represents an initial investigation of the model aerodynamics without the propeller attached.*

The basic form of the wing-body model is that of the EMB-8100 SENECA III, slightly elongated at the rear. This modification to the fuselage provides as much similarity as possible with regard to the interference effects of the fuselage on both nacelles, when tested separately, by maintaining the fuselage cross-section as constant as possible along the length between the two propellers.

This work describes model tests in the 1.7 by 1.3 metres Section Low Speed Wind Tunnel at the University of São Paulo, São Carlos Aeronautical Research Facility. The model Reynolds Number for these tests, based on Model Wing Chord, is approximately 5.1×10^5 .

Three model configurations are used: i) Wing Body with Clean Wing, ii) Wing Body with Nacelle in Tractor Configuration and iii) Wing Body with Nacelle in Pusher Configuration.

Static pressure tapings distributed over the surface of each nacelle and the wetted wing area between root section and a chordwise section midway between the nacelle and the wing tip are used to yield chordwise wing section pressure distributions and those along each nacelle in the direction of airflow. These same pressure results may also yield pressure distribution curves normal to the airflow. Finally, the experimental results are analyzed and discussed.

Keywords: *Wind Tunnel; Aerodynamic Interference; Wing-Body Interference; Pusher-Tractor Configurations.*