

ANÁLISE DE CONFIGURAÇÃO CANARD-ASA UTILIZANDO MÉTODO DOS PAINÉIS

Paper CIT04-0074

Vitor Mainenti Leal Lopes

Empresa Brasileira de Aeronáutica (EMBRAER) – Av. Brigadeiro Faria Lima, 2.170 - 12227-901 - S.J. dos Campos, SP, Brasil
vitor.lopes@embraer.com.br

Roberto da Mota Girardi

Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA) – Praça Mal. Eduardo Gomes, 50 - 12.228-900 - S. J. dos Campos, SP, Brasil
girardi@aer.ita.br

Resumo. Neste trabalho é realizado o estudo dos efeitos aerodinâmicos de uma configuração canard-asa, desenvolvida para uso em um treinador militar avançado. Para tanto, utiliza-se um código computacional comercial (VSAERO), o qual é baseado no método dos painéis. Uma particularidade deste código é a possibilidade da esteira de uma superfície sustentadora ter sua forma relaxada, de maneira a permitir o enrolamento da mesma. Com base nos resultados numéricos são feitas uma série de estudos que tem como objetivo a observação da influência do canard sobre a asa e vice versa. Os estudos são baseados na distribuição de sustentação ao longo da envergadura para a asa e para o canard e na determinação da sustentação em função do ângulo de ataque. Várias posições e diedros do canard são avaliadas, na condição de vôo baixo subsônico (isto é, regime incompressível).

Palavras chave: aerodinâmica; configuração canard-asa; método dos painéis; treinador militar avançado.

1. Introdução

Muitas aeronaves modernas experimentais e em operação utilizam canard para aumento de desempenho em manobras, controle de arfagem positiva e redução do arrasto de compensação. Além disso, a influência do canard na asa muitas vezes resulta em aumento da sustentação máxima da aeronave, característica muito interessante, pois permite que uma aeronave faça curvas mais fechadas, o que é essencial para aumentar as chances de sobrevivência de pilotos de caça.

A posição do canard à frente da asa aumenta sua eficiência aerodinâmica, devido ao fato de estar livre da influência do escoamento induzido pela esteira da asa (“downwash”) e qualquer outra perturbação. No caso em que o canard é posicionado próximo a asa, a interferência entre as duas superfícies é muito mais complexa. A velocidade induzida pela esteira da asa na posição do canard (“upwash”) influi de modo muito mais significativo. A esteira, gerada pelo canard, passa próxima a superfície da asa e altera de forma acentuada o escoamento sobre a mesma. Além disso, a deflexão do canard, usado como superfície primária de controle, altera substancialmente a distribuição de sustentação da asa podendo modificar completamente o momento de arfagem da aeronave (Lopes, 2004).

Para utilizar configurações com canard de maneira eficiente é necessário realizar um estudo meticuloso para a compreensão da influência que a posição e diedro do canard causam ao fluxo de ar sobre a asa. Esta influência pode ser tão acentuada que ambas as superfícies sustentadoras devem ser projetadas em conjunto, procedimento este não comum quando a aeronave possui configuração tradicional (empenagem horizontal na cauda da aeronave).

A Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) tem se tornado uma ferramenta valiosa para o entendimento das características do escoamento tridimensional em torno de configurações canard-asa. Neste trabalho serão realizados estudos para um modelo de avião de treinamento militar (Figura 1), utilizando o VSAERO (Maskew, 1986), que é um código computacional comercial bastante difundido na indústria aeronáutica e é baseado no Método dos Painéis.

Este estudo visa principalmente avaliar a variação das características aerodinâmicas do canard e da asa à medida que o posicionamento e o diedro do canard são modificados em relação à asa. Além disso, o estudo visa comparar características aerodinâmicas da asa com a presença do canard e sem a presença deste.

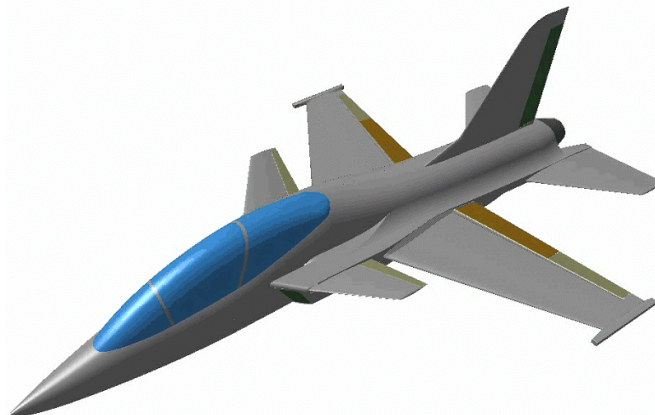


Figura 1 – Características Gerais do Treinador Avançado Utilizado como Modelo

2. Metodologia

Para fazer uma análise quantitativa dos efeitos da interação entre o canard e a asa, diversos autores utilizam estudos experimentais obtidos por meio de complicados ensaios em túnel de vento (Gloss, 1974 e 1975), bem como o uso de complexos códigos computacionais (Tu, 1992). Ensaios em túnel de vento podem ser extremamente caros, dependendo da complexidade do modelo e da quantidade e qualidade das medidas requeridas. Por outro lado, uma análise computacional pode requer grande quantidade de tempo de processamento, mesmo quando computadores de última geração estão disponíveis. Estes tipos de abordagens apesar de necessitarem de grandes recursos são capazes de gerar resultados satisfatórios mesmo em situações de altos ângulos de ataque e velocidades transônicas. Já para condições de voo mais amenas, ou seja, condições onde a interação canard-asa não produz efeitos aerodinâmicos muito complexos (como o aparecimento de ondas de choque ou de esteiras, provenientes do descolamento no extradorso das superfícies sustentadoras), pode-se utilizar uma abordagem mais simplificada, sem o comprometimento da qualidade dos resultados (Pfeiffer, 1989).

Para o estudo da aeronave militar usada como modelo neste trabalho (vide Fig. 1), foi utilizado o código computacional comercial VSAERO, que executa as simulações de maneira adequada às condições de voo baixo-subsonico a serem analisadas (Lednicer). Este código é baseado no método dos painéis e possui a capacidade de realizar o relaxamento da esteira de uma superfície sustentadora, de maneira que esta esteira tenha uma forma realista, isto é, seja uma superfície de corrente com origem no bordo de fuga da superfície sustentadora. Esta característica é importante para o estudo da interferência que a esteira do canard causa na asa, uma vez que o vórtice de ponta do canard deve passar relativamente próximo do extradorso da asa.

VSAERO é um código computacional utilizado para cálculo aerodinâmico de configurações arbitrárias em regime subsônico e subcrítico. Os efeitos não lineares da forma de esteiras são tratados em um procedimento iterativo de relaxamento de esteira, enquanto os efeitos da viscosidade são tratados em um ciclo iterativo que acopla fluxo potencial e cálculo integral de camada limite. Este código também pode analisar escoamentos em regime baixo subsônico, através da transformação de Prandtl-Glauert. Deve-se deixar claro que o estudo realizado neste trabalho não leva em conta efeitos de compressibilidade e de viscosidade, tendo em vista que o foco do trabalho é o incremento do coeficiente de sustentação (CL) fornecido pela interação canard-asa e as alterações na distribuição de CL ao longo da envergadura de ambas as superfícies sustentadoras.

O programa funciona utilizando uma malha superficial composta de painéis quadriláteros, onde cada singularidade de dipolo e fonte se distribui em um conjunto de painéis (Morino, 1986). Os valores obtidos em cada painel tipo fonte estão diretamente determinados pela condição de contorno de Neumann (velocidade normal igual a zero), controlando assim a componente normal do fluxo local. A velocidade tangente à superfície do corpo é obtida através da determinação do gradiente do campo do potencial de velocidades. O campo de pressões na superfície do corpo é obtido através da equação de Bernoulli. Com base neste campo de pressões pode-se obter as componentes da força resultante e dos momentos que atuam na aeronave em estudo.

2.1. Características do Modelo

O modelo utilizado possui as seguintes características da asa: área (incluindo 4,8m² interna à fuselagem) de 16m², alongamento de 4,5, enflechamento a 1/4 da corda de 25°, torção geométrica de 2°, ângulo de incidência na raiz de 3°, seção do aerofólio na raiz usada foi o NACA65_A210 e na ponta o NACA65_A009 (Abbott, 1959).

O canard possui as seguintes características: área (incluindo 3,2m² interna à fuselagem) de 5,5m², alongamento de 3,9, enflechamento no bordo de ataque de 35° e seção NACA65_A009.

2.2. Localização do Canard em Relação a Asa

Tomando como base os trabalhos de Gloss, principalmente o que ele discorre sobre o efeito da posição do canard nas características aerodinâmicas do conjunto canard-asa de um modelo ensaiado em túnel de vento, foram escolhidas algumas posições do canard para realização das simulações. Gloss (1975) utiliza três posições com a mesma distância no eixo longitudinal do modelo, uma abaixo da linha da asa, outra exatamente na linha da asa e uma terceira posição acima da linha da asa. Em seu trabalho, são apresentados os efeitos de cada configuração nas características aerodinâmicas do conjunto.

Para o caso da aeronave estudada neste trabalho, a configuração ensaiada por Gloss (1975) que melhor se adapta é a configuração que possui canard acima da linha da asa. Deste modo, foi decidido que todas as simulações para avaliação da influência do canard deveriam ser realizadas para pequenas variações da posição do canard acima da linha da asa definida por Gloss (1975). Desta forma o objetivo principal desta simulação é analisar a variação das características aerodinâmicas do conjunto canard-asa para pequenas variações da posição do canard. Com este estudo, espera-se gerar informações para auxiliar no projeto de um conjunto canard-asa.

Na Figura 2 são apresentadas as posições de canard simuladas neste trabalho. A posição 1 é a que mais se assemelha a posição de canard acima da linha da asa estudada por Gloss (1975), apesar das dimensões do canard e da asa serem completamente diferentes. Em sentido horário temos em seqüência as posições 2, 3 e 4, que possuem distância vertical de 100mm e distância horizontal de 200mm. A Figura 2 também apresenta medidas das cordas e as

distâncias relativas entre as superfícies sustentadoras no plano onde a asa e canard encontram a fuselagem. Como pode ser visto na Fig. 1, tanto a asa quanto o canard possuem enflechamento e afilamento.

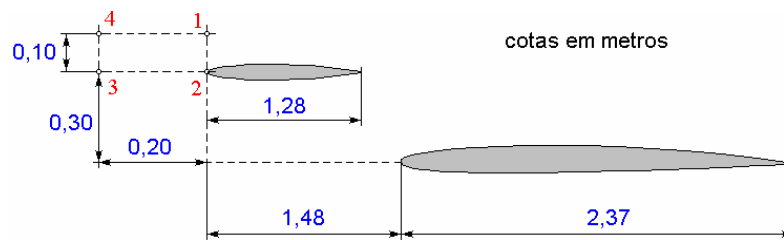


Figura 2 – Esquema do posicionamento do canard em relação à asa.

Outra característica geométrica relevante para se avaliar a eficiência na interação entre o canard e a asa é o diedro do canard. Esta característica geométrica pode alterar substancialmente a distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa, pois altera o fluxo em torno da superfície principal, principalmente devido ao vórtice da ponta do canard. Neste trabalho, visando um breve estudo sobre a relação da posição e diedro do canard nas características aerodinâmicas da aeronave, repetiu-se o procedimento de simulação das quatro posições de canard citadas anteriormente, para dois ângulos de diedro, um de 5° e outro de 15° . E o ponto de rotação do canard para os diferentes diedros escolhidos foi a interseção entre o canard e a fuselagem.

2.3. Modelamento Simplificado da Configuração Canard-Asa

Em aeronaves com configuração canard a posição desta superfície em relação à asa é um ponto de projeto realmente importante, pois pode alterar muito as características aerodinâmicas da asa, tais como a distribuição do coeficiente de pressão (C_p) em sua superfície e a distribuição do coeficiente de sustentação local (C_l) ao longo da envergadura. Para esta análise, foram adotadas algumas posições para que possa ser realizada uma comparação de como variam as características aerodinâmicas da asa em relação à posição do canard, seja distanciando-o da asa horizontalmente como verticalmente.

Para gerar a discretização da superfície da aeronave (ou pelo menos da fuselagem e as duas superfícies sustentadoras) para o estudo da influência da posição e da deflexão do canard nas características aerodinâmicas da asa, seria necessário uma quantidade elevada de trabalho, uma vez que para cada posição do canard, a discretização da região da junção fuselagem-canard (vide Fig. 1) deveria ser totalmente modificada.

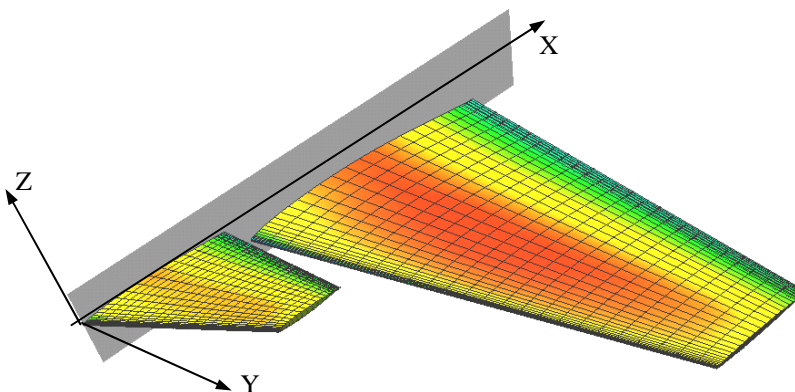


Figura 3 – Modelo simplificado da configuração canard-asa estudada neste trabalho.

Visando simplificar o modelo foi adotada a simplificação mostrada na Fig. 3. Justamente na posição em Y que ocorre a interseção entre a asa e fuselagem, é posicionado um plano paralelo a XZ. Impõe-se então uma condição em que o escoamento não atravessa este plano, ou seja, para o fluxo passando sobre a superfície da asa e do canard, a fuselagem simplesmente não existe. Ressaltando que neste trabalho não são realizadas nenhuma análise com ângulo de derrapagem, este novo modelo é uma aproximação coerente, pois o desvio do fluxo causado pela existência da fuselagem aparentemente não é muito grande. No entanto, mais a frente será mostrada uma comparação entre um modelo asa-fuselagem e um outro contendo apenas a parte da asa em contato com o escoamento, onde possa ser avaliado o impacto desta simplificação e quais medidas de correção poderiam ser tomadas.

3. Análise de Resultados

Os gráficos das Figura 4(a), 5(a) e 6(a) apresentam curvas de C_l em função da semi-envergadura exposta da asa e do canard para um ângulo de ataque de 0° . Apesar do canard ser simétrico e estar em ângulo de ataque de 0° este produz

sustentação devido ao ângulo de ataque induzido pelo o “upwash” da asa, que por possuir arqueamento e ângulo de incidência de 3° produz sustentação mesmo a ângulo de ataque 0°.

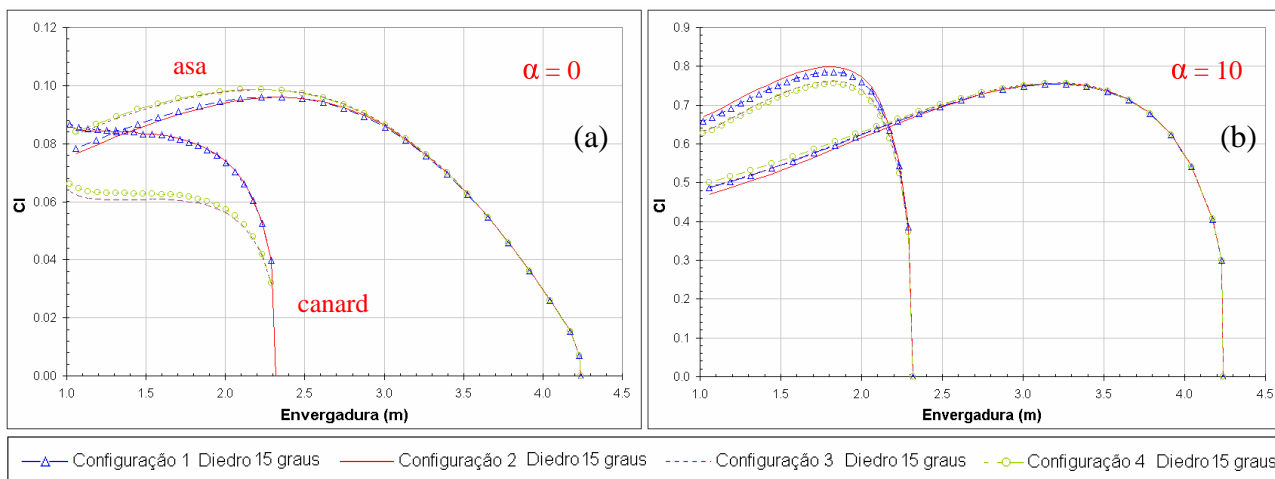


Figura 4 - Distribuição de C_l ao longo da Envergadura para as quatro posições de canard com diedro de 15°; (a) $\alpha=0^\circ$; (b) $\alpha=10^\circ$.

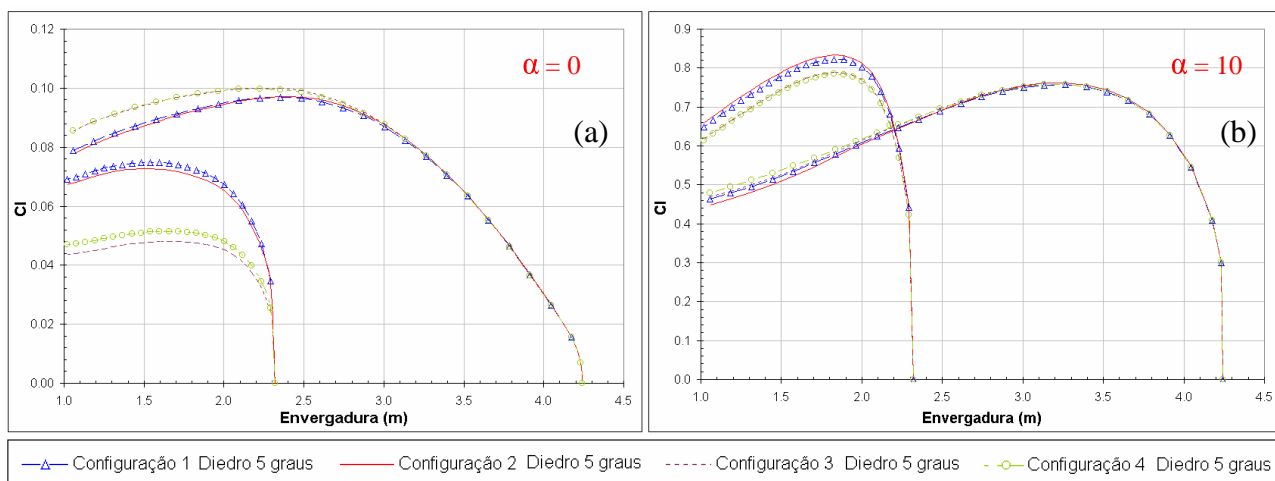


Figura 5 - Distribuição de C_l ao longo da Envergadura para as quatro posições de canard com diedro de 5°; (a) $\alpha=0^\circ$; (b) $\alpha=10^\circ$.

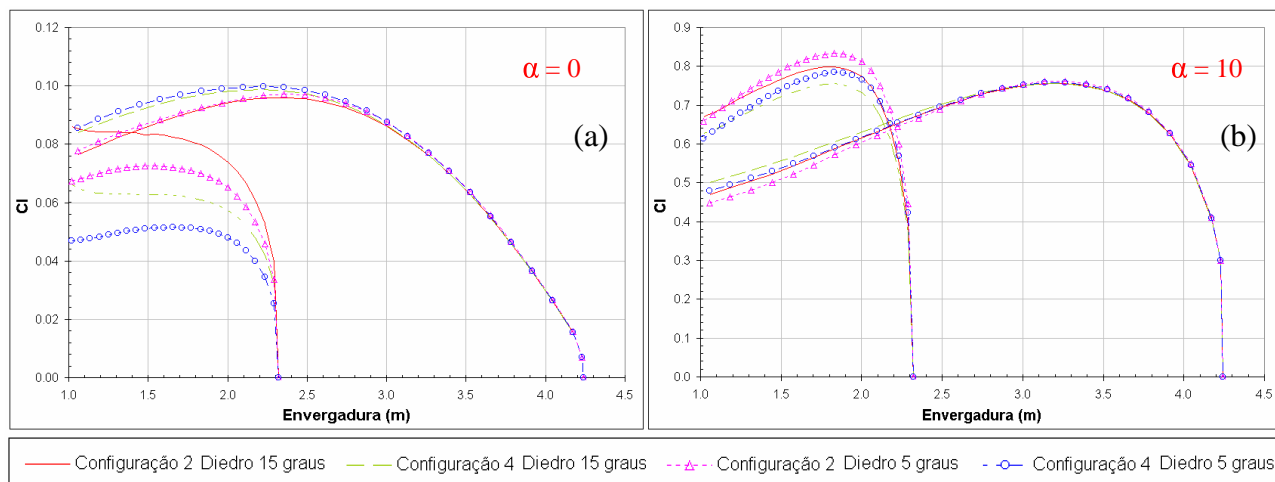


Figura 6 – Comparação da Distribuição de C_l ao longo da Envergadura para as posições de canard 2 e 4 com diedro de 5° e 15°; (a) $\alpha=0^\circ$; (b) $\alpha=10^\circ$.

Observando-se a Fig. 4(a) pode-se notar que a configuração 1 e 2 apresentam mesmo comportamento de C_l ao longo da envergadura do canard. Para a asa é possível notar que a configuração 1 apresenta um pequeno ganho de

sustentação na parte da asa mais próxima a fuselagem quando comparada a configuração 2. Isto acontece pois o canard na configuração 1 esta mais distante da asa na direção Z do que a configuração 2, sofrendo menos com a interferência canard-asa. Ou seja, na configuração 1 pelo fato da asa estar mais distante do canard na direção Z, o efeito do "downwash" do canard sobre a asa é menor do que na configuração 2. No entanto, para o ângulo de ataque de zero grau, a diferença do efeito do "upwash" da asa sobre o canard para a configuração 1 e 2 é praticamente imperceptível.

Comparando a configuração 2 com as configurações 3 e 4 pode-se notar uma grande redução do Cl em toda extensão da semi-envergadura exposta do canard. Isto ocorre, pois, com o aumento da distância em X entre o canard e a asa reduz-se o efeito do "upwash" da asa sobre o canard tanto para a configuração 3 como para a configuração 4. No entanto, o efeito do "downwash" do canard sobre a asa não reduz na mesma proporção acarretando em um pequeno acréscimo ao Cl na parte da asa próxima a fuselagem. Como consequência da discussão acima, as configurações 1 e 2 apresentam Cl total da configuração canard-asa maior que os apresentados pelas configurações 3 e 4.

Na Fig. 6, é feita uma comparação entre a configuração 2 e 4 com diedro de 15 graus e a configuração 2 e 4 com diedro de 5 graus. Para ambas as configurações, ocorre uma grande redução de Cl ao longo da envergadura do canard quando o diedro é reduzido de 15 para 5 graus. Considerando-se a mesma configuração (2 ou 4), pode-se notar que a diferença de Cl no canard, entre os dois ângulos de diedro, é maior na parte próxima a fuselagem.

Ainda na Fig. 6(a), verifica-se que a distribuição de Cl ao longo da envergadura da asa possui valores menores para a configuração 2 (principalmente na região atrás do canard), devido a maiores valores de velocidade induzida pelo canard sobre a asa (nesta configuração as duas superfícies sustentadoras estão mais próximas). A modificação do diedro do canard não teve influência significativa sobre a distribuição de Cl sobre a asa.

Comparando-se as Figs. 4(a) e 4(b), para diedro de 15 graus, e as Figs 5(a) e 5(b), para diedro de 5 graus, pode-se observar que o aumento do ângulo de ataque da configuração acarreta maior crescimento do CL gerado pelo canard do que a gerada pela asa. Este comportamento é consequência do aumento da velocidade induzida pela asa sobre o canard ("upwash"), que incrementa o ângulo de ataque efetivo sobre o canard. Efeito contrário é provocado sobre a asa, que tem seu ângulo de ataque efetivo reduzido (principalmente na região logo atrás do canard) devido a velocidade induzida pelo canard sobre a asa ("downwash"). Como na parte externa da asa existe um incremento do ângulo de ataque efetivo, devido a velocidade de "upwash" induzida pela esteira do canard, pode-se observar nas figuras mencionadas acima, uma modificação na forma da distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa, que tem seu ponto de máximo deslocado em direção a ponta da asa. Esta característica é muito perigosa, pois o início do "stall" da asa ocorre na região do aileron, acarretando em perda de controle da aeronave por ocasião do "stall" da asa.

Ainda nas figuras mencionadas acima, pode ser notado que as diferenças de Cl do canard para as configurações 1, 2, 3 e 4 não apresentam diferenças significativas, porém, a configuração 2 é aquela que apresenta valores de Cl maiores ao longo da envergadura do canard. Esta configuração é seguida, respectivamente, pelas configurações 1, 3 e 4. Para a asa ocorre comportamento inverso, isto é, a configuração na qual a asa gera mais CL é a 4 enquanto a configuração 2 é aquela que gera menos CL

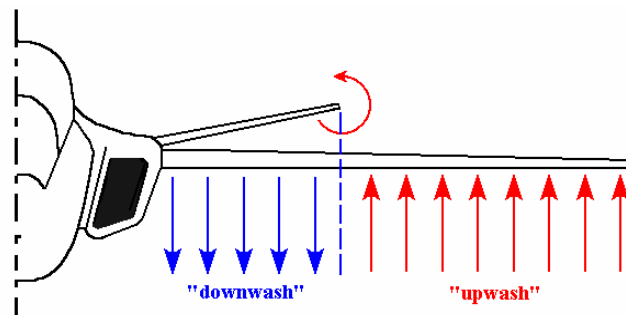


Figura 7 – Diagrama de velocidades induzidas do canard na asa.

Em seguida, são apresentados alguns resultados que visam comparar as características aerodinâmicas da asa da aeronave estudada, quando esta se encontra na presença do canard e quando se encontra isolada, de maneira a determinar como a presença do canard modifica as características aerodinâmicas da asa. A configuração 2 com diedro de 15° foi utilizada nesta seção, e tanto a configuração asa-canard quanto à asa isolada foram simuladas para ângulo de ataque de 0°, 5° e 10°.

Na Fig. 8 é mostrada a distribuição de Cl em função da semi-envergadura exposta, da configuração 2 com diedro de 15 graus e a configuração em que somente a asa está presente. Pode-se notar que a presença do canard induz, por efeito de "downwash", uma significativa redução do Cl na parte da asa mais próxima a fuselagem, principalmente na região em que a esteira do canard passa próxima ao extradorso da asa. Uma observação interessante é que a redução de Cl também ocorre em estações da asa mais externas que a ponta do canard. Nesta região o canard e sua esteira induzem uma velocidade tipo "upwash" (vide Fig. 7). Neste caso, o coeficiente de sustentação local (Cl) na asa deveria ter aumentado. Esta aparente inconsistência deve-se ao fato que o CL (valor global) da asa isolada é maior que o Cl da asa, sujeita à influência do canard. Se o CL gerado pela asa, em ambas as configurações, tiver o mesmo valor então é

possível verificar um decréscimo do CI na região da esteira do canard e um incremento do CI na parte externa da asa, a qual é influenciada pelo “upwash” do canard.

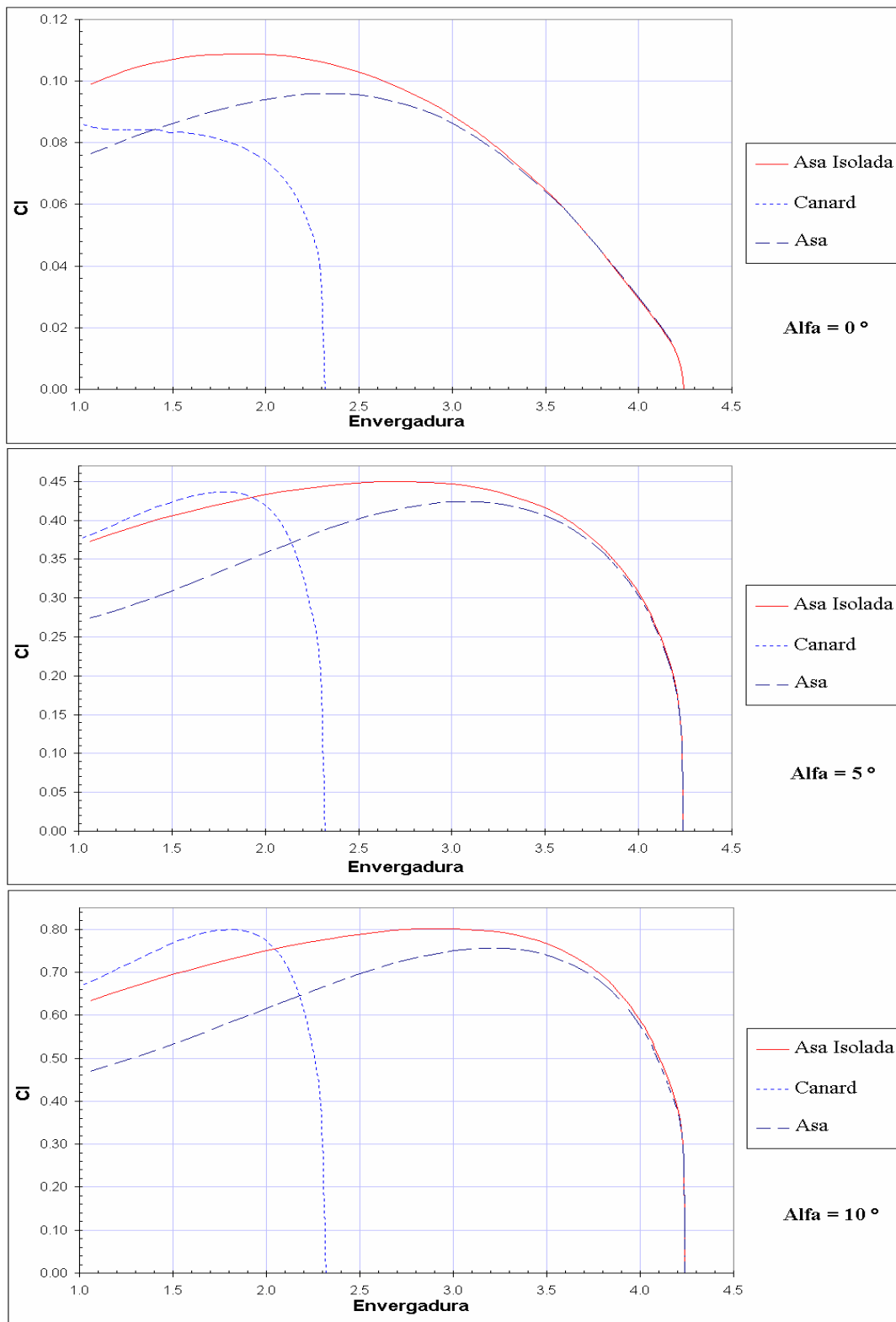


Figura 8 –Distribuição de CI em função da envergadura para Configuração 2 e diedro 15° e para a Configuração em que somente a Asa está presente, para $\alpha=0^\circ$, $\alpha=5^\circ$ e $\alpha=10^\circ$.

Pode ser notado que com o incremento do ângulo de ataque a diferença de CI na asa entre as duas configurações apresentadas cresce de forma proporcional, devido ao aumento do efeito de “downwash” proveniente do canard. Nota-

se também que o C_l do canard aumenta mais rapidamente do que o C_l da asa, o que aponta maior inclinação da curva C_l x α para o conjunto canard-asa que será analisada com mais detalhe, mais a frente nesta seção.

Na Fig. 8 fica muito claro que a forma da distribuição de C_l (local) ao longo da envergadura foi alterada pelo canard. A posição do máximo valor de C_l ao longo da envergadura se aproxima da ponta da asa, justamente como consequência do “downwash” e do “upwash” induzidos pela esteira do canard. Com o aumento do ângulo de ataque, ambas as configurações apresentam deslocamento do C_l máximo da asa em direção a ponta da mesma. Isto se deve a uma característica típica de asas com grande enflechamento, não apresentando relação direta com a interferência do canard. A distância entre os pontos de C_l máximo das duas configurações se mantém praticamente constante entre elas com o aumento do ângulo de ataque, apesar de ambos os pontos estarem se deslocando em direção a ponta da asa.

Com o intuito de estudar como varia a distribuição do coeficiente de pressão (C_p) ao longo da corda para a configuração da asa isolada e a configuração 2 com diedro 15° e correlacioná-las com a distribuição de C_l ao longo da envergadura (vide Fig. 8), são mostradas as Figs. 9, 10 e 11. Na Fig. 9 são apresentados os resultados para ângulo de ataque 0 grau, onde pode-se notar que há uma considerável redução de C_p em quase toda a extensão da corda para as seções localizadas na direção da esteira do canard (25% e 50% da envergadura). Isto ocorre devido ao “downwash” proveniente do canard, que reduz o ângulo de ataque efetivo da estação considerada da asa.

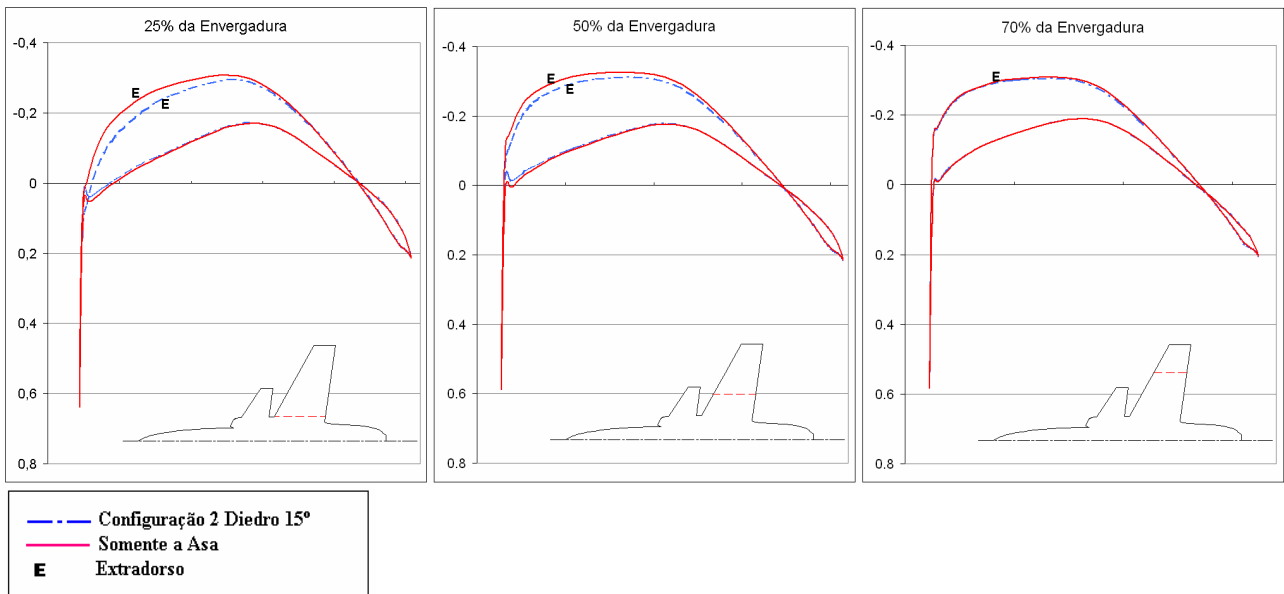


Figura 9 – Comparação da distribuição de C_p em função da corda da asa, entre a Configuração 2 com diedro 15° com a configuração em que somente a asa está presente, para $\alpha=0^\circ$.

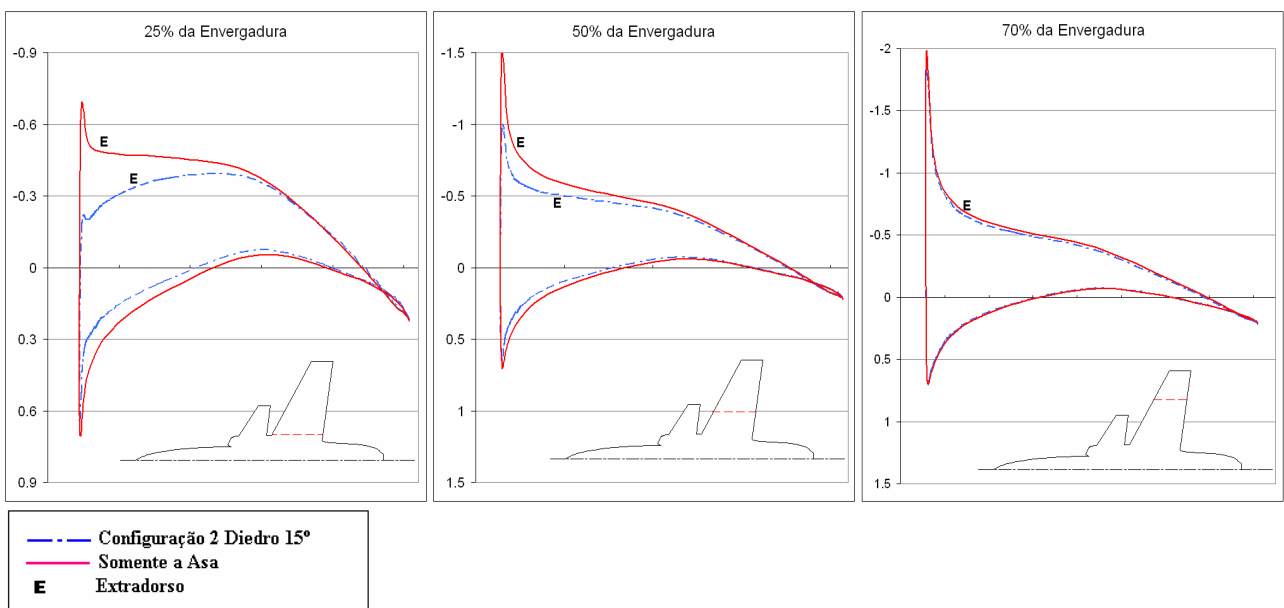


Figura 10 – Comparação da distribuição de C_p em função da corda da asa, entre a Configuração 2 com diedro 15° com a configuração em que somente a asa está presente, para $\alpha=5^\circ$.

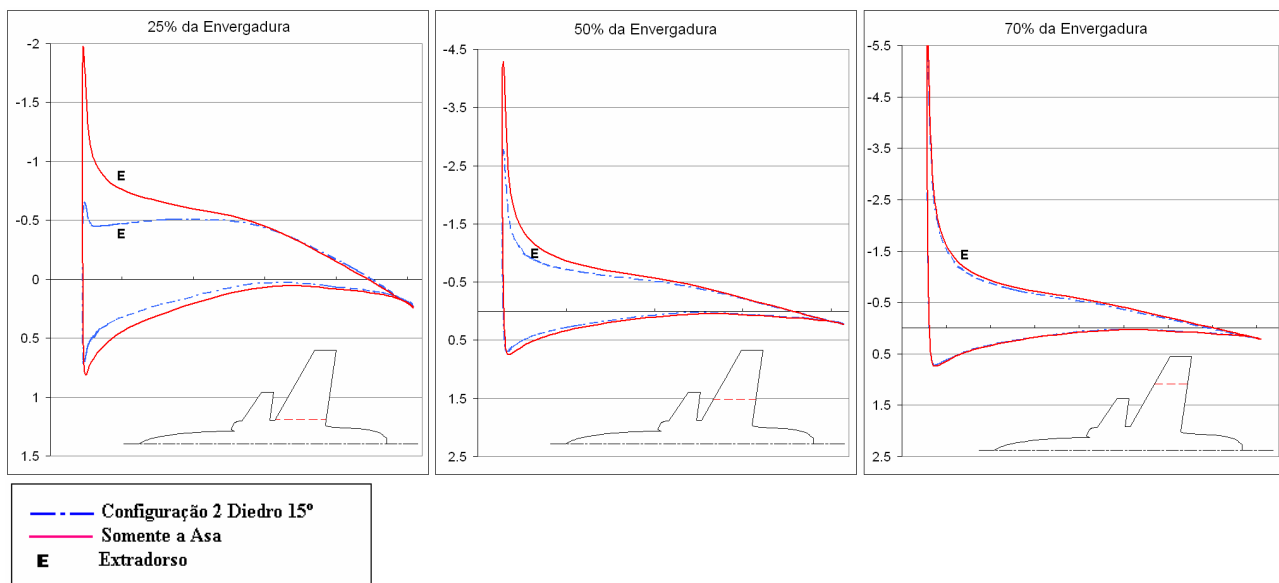


Figura 11 – Comparação da distribuição de C_p em função da corda da asa, entre a Configuração 2 com diedro 15° com a configuração em que somente a asa está presente, para $\alpha=10^\circ$.

Na parte mais externa da asa a diferença entre o C_p da configuração somente asa e a configuração canard-asa reduz-se consideravelmente, chegando a ser praticamente nula na ponta da asa. Isso ocorre, pois, quanto mais distante do canard menor é a interferência desta superfície sustentadora sobre a asa.

Com o aumento do ângulo de ataque (Figs. 10 e 11) as diferenças de C_p se acentuam, principalmente na parte da asa mais próxima ao bordo de ataque na direção da esteira do canard. Ocorre também uma grande redução no pico de sucção no bordo de ataque da asa, pico este característico do conjunto de perfis utilizados na asa. Esta redução de C_p no bordo de ataque deve-se ao fato de que o “downwash” do canard influencia mais esta região, e à medida que se distancia do canard sua intensidade diminui. No entanto, para as seções mais próximas a ponta da asa (a partir de 70% da semi-envergadura) as características permanecem praticamente inalteradas, apresentando pouca diferença de C_p entre as duas configurações.

Em aviões canard, normalmente são instalados hiper-sustentadores de bordo de ataque (slats), somente na região entre a parte central e a ponta da asa, ou seja, na região em que há pouca influência do “downwash” do canard. Isto normalmente é incorporado ao projeto da aeronave, porque a presença do canard reduz o pico de sucção no bordo de ataque na região da asa na direção do canard, enquanto a região mais próxima à ponta da asa, que não sofre significativa influência do canard, apresenta um grande pico de sucção no bordo de ataque. Deste modo para evitar o grande gradiente de pressão adversa, que pode resultar em descolamento parcial ou total do perfil em condições de alto ângulo de ataque, usa-se a implementação de slats. Com isto, aumenta-se a eficiência da configuração, bem como se reduz a chance de estol de ponta de asa.

Na Fig.12, são apresentadas as curvas de CL em função do ângulo de ataque da aeronave para as seguintes configurações: (i) conjunto canard-asa, (ii) asa isolada, (iii) asa na presença do canard e (iv) canard na presença da asa. A área de referência utilizada é a área em planta da asa (mesmo para a configuração canard-asa).

Como era de se esperar a configuração canard-asa apresenta a maior derivada de CL em função do ângulo de ataque, pois esta configuração possui maior área gerando sustentação que a configuração da asa isolada.

A asa na presença do canard gera menos CL que a asa isolada devido ao campo de velocidades induzido pelo canard sobre a asa, principalmente na região logo atrás do canard. Este resultado deixa claro que a velocidade de “downwash” na parte interna da esteira tem maior influência que a velocidade de “upwash”, que acarreta incremento do ângulo de ataque efetivo na parte externa da asa.

A curva $CL \times \alpha$ do canard, na presença da asa, possui uma inclinação pouco acentuada, quando comparada com as demais curvas do mesmo gráfico. Isto ocorre porque a área da asa é utilizada para realizar a adimensionalização da sustentação gerada por esta superfície. Esta adimensionalização é interessante para visualizar a contribuição do canard para o conjunto canard-asa, porém, não mostra que a sustentação gerada pelo canard cresce mais rapidamente que a sustentação gerada pela asa, como pode ser visto nas Figs. 4 e 5, quando se compara os resultados obtidos para 0 e 10 graus de ângulo de ataque. Este comportamento seria evidenciado se a sustentação gerada pelo canard fosse adimensionalizada pela área do próprio canard. Neste caso, a curva $CL \times \alpha$ associada ao canard teria uma inclinação maior que as demais curvas apresentadas na Fig. 12, pois esta superfície está sujeita ao campo de velocidades gerado pela asa (velocidade de “upwash”), que incrementa o ângulo de ataque efetivo sobre o canard. Este ângulo efetivo tem a tendência de aumentar conforme se incrementa o ângulo de ataque da configuração, pois o efeito de “upwash” está associado ao CL gerado pela asa.

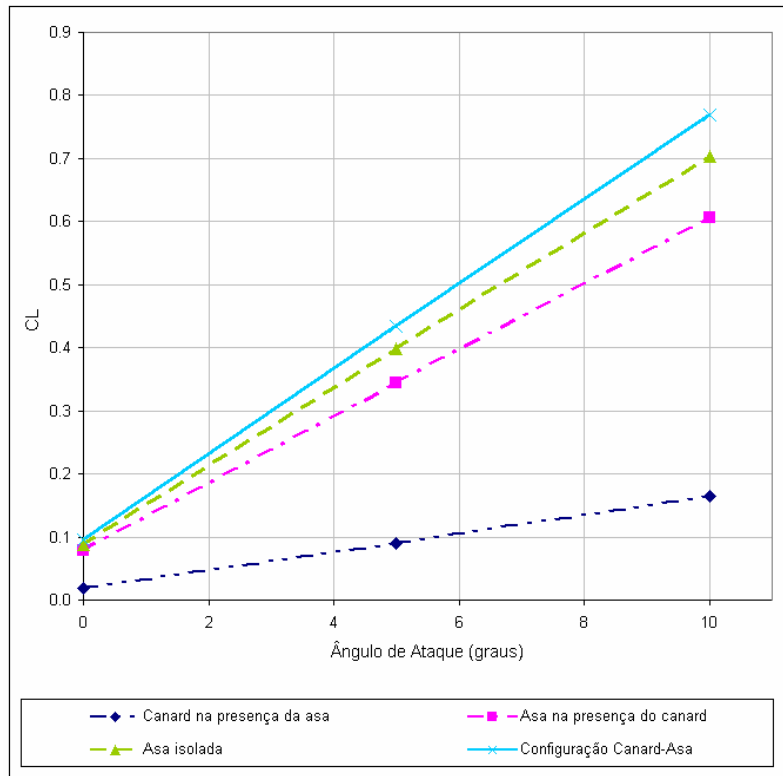


Figura 12 – Gráfico de CL da semi-envergadura exposta em função do ângulo de ataque da aeronave.

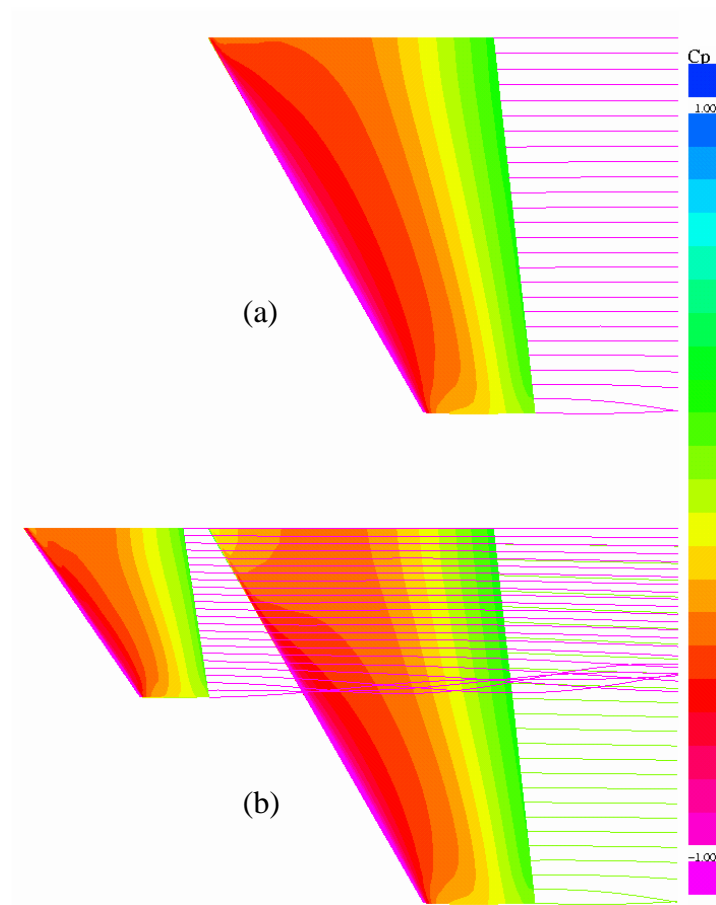


Figura 13 – Comparação de Cp do extradorso das superfícies expostas da configuração Somente-Asa e Canard-Asa para $\alpha = 5^\circ$.

Na Fig. 13, é apresentada uma comparação do C_p da região do extradorso da asa na presença do canard e sem o canard para um ângulo de 5 graus. A principal característica da alteração associada à presença do canard é o aparecimento de uma região de C_p reduzido na região da esteira do canard, principalmente próximo ao bordo de ataque, da mesma forma que foi observado nas Figs. 9, 10 e 11, onde são mostradas as distribuições de pressão (C_p) para algumas estações da asa.

4. Conclusão

Um modelo de um avião treinador militar avançado de configuração canard-asa típico para uma aeronave de alta manobrabilidade foi simulado em um código computacional comercial, baseado no método dos painéis (VSAERO). Este trabalho teve como objetivos: (i) a determinação do efeito da localização do canard, (ii) a influência do valor do ângulo de diedro do canard e (iii) a interferência que o canard causa nas características aerodinâmicas da asa.

Para verificar o efeito da posição do canard em relação a asa, foram estudadas quatro posições do canard. As posições 1 e 2 estão mais próximas da asa longitudinalmente e as posições 1 e 4 estão mais elevadas em relação à asa. As configurações 1 e 2 possuem maior sustentação para o mesmo ângulo de ataque do que as configurações 3 e 4. Esta diferença de sustentação deve-se a um melhor desempenho do canard nas configurações 1 e 2, devido a velocidade induzida pela asa sobre o canard ("upwash").

As configurações com diedro de 15 graus possuem maior sustentação do canard e sustentação total da configuração canard-asa para baixos ângulos de ataque, ao passo que, conforme o aumento do ângulo de ataque, a sustentação do canard para as configurações com diedro de 5 graus, aumenta em relação às configurações que apresentam diedro de 15 graus. Comparando as duas configurações de diedro nota-se que a configuração com diedro de 5 graus possui maior derivada de sustentação em função do ângulo de ataque ($dC_L/d\alpha$).

Apesar da presença do canard apresentar um ganho na sustentação total da aeronave o "downwash" proveniente dessa superfície sustentadora causa redução na sustentação na asa, principalmente na região sombreada pela esteira do canard.

A asa na presença do canard apresenta menor derivada da sustentação em função do ângulo de ataque ($dC_L/d\alpha$) do que a configuração em que somente a asa está presente. No entanto, a configuração canard-asa apresenta $dC_L/d\alpha$ maior do que a configuração somente-asa.

O projeto da asa em uma configuração canard deve levar em conta o fato de que o início do estol é deslocado para as seções da asa mais próximas da ponta. Deste modo, são recomendáveis o uso de hiper-sustentadores de bordo de ataque nas seções mais externas da asa, bem como, asas com torção maior, de maneira a evitar que o estol da asa tenha início na região da ponta, onde está localizado o aileron.

5. Agradecimentos

Aos Eng. Alexandre Pequeno Antunes, Carlos Frederico Castro Simões e Joseph Kovacs pela amizade e colaboração no trabalho.

À fundação Casimiro Montenegro Filho, pela bolsa de estudo de mestrado profissionalizante concedida.

Ao setor de CFD da GEA-Embraer, pela oportunidade de usar os computadores e o programa utilizado neste trabalho.

6. Referências Bibliográficas

- Lopes, Vitor Mainenti Leal, 2004 "Análise de Configuração Canard-Asa Utilizando Método dos Painéis." – São José dos Campos, 2004. Dissertação de Mestrado Profissionalizante. Instituto Tecnológico de Aeronáutica.
- Gloss, Blair B., 1975 "Effect of Wing Planform and Canard Location and Geometry on Longitudinal Aerodynamics Characteristics of a Closed-Coupled Canard Wing Model at Subsonic Speeds" – NASA TN D-7910, June 1975.
- Gloss, Blair B., 1974 "Effect of Canard Location and Size on Canard-Wing Interference and Aerodynamic-Center Shift Related to Maneuvering Aircraft at Transonic Speeds" – NASA TN D-7505, June 1974.
- Tu, Eugene L., 1992 "Effect of Canard Deflection on Close-Coupled Canard-Wing-Body Aerodynamics" – AIAA-92-2602-CP.
- Gloss, Blair B. and Washburn, Karen E., 1978 "Load Distribution on a Closed-Coupled Wing Canard at Transonic Speeds" – Journal of Aircraft, Vol. 15, N°. 4, April 1978, pp. 234-239.
- Pfeiffer, Neal J. "Computational Aerodynamics Applied to General Aviation/Business Aircrafts" – In; Henne, P.A., ed. Applied Computational Aerodynamics. Washington, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc. Cap. 16, pp. 617-635 (1989).
- Maskew, B., 1986 "VSAERO – Theory Document" – NASA CR-4023, Nov. 1986.
- Abbott, I.H. and Von Doenhoff, A.E., 1959 "Theory of wing Sections" – New York, Dover (1959).
- Lednicer, David – "A VSAERO Analysis of Several Canard Configured Aircraft" – Gemini Technologies, Inc. 881485.
- Morino, L., 1986 "Computational Methods in Potential Aerodynamics" WIT Press (December 31, 1986).

ANALYSIS OF A WING-CANARD CONFIGURATION USING PANEL METHOD

Vitor Mainenti Leal Lopes

Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA) – Av. Brigadeiro Faria Lima, 2.170 - 12227-901 - S.J. dos Campos, SP, Brazil
vitor.lopes@embraer.com.br

Roberto da Mota Girardi

Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA) – Praça Mal. Eduardo Gomes, 50 - 12.228-900 - S. J. dos Campos, SP, Brazil
girardi@aer.ita.br

Abstract

A study about the aerodynamics effects of a wing-canard configuration, developed to be used in a military advanced trainer, is performed in the present work. A computer code, based on panel method (VSAERO), is the tool used in the present paper. In such code, the wake generated by a lifting surface can be relaxed in the sense the wake is a stream surface and vortices are allowed to roll up. Based on the numerical results a set of studies are performed in order to verify the effects on the wing flow due to the influence of the canard and vice versa. Such studies are based on the lift distribution along the wingspan for the wing and for the canard and the determination of the lift as a function of the angle of attack. Some locations and dihedral of the canard are considered in subsonic flow (that is, in the incompressible regime).

Keywords: aerodynamics; wing-canard configuration; panel method; military advanced trainer.