

MÁQUINAS AGRÍCOLAS

ESTUDO EXPERIMENTAL SOBRE PONTAS DE ASA PARA UMA AERONAVE AGRÍCOLA

Rogério Frauendorf de Faria Coimbra¹ e Fernando Martini Catalano²

RESUMO

O arrasto induzido em uma aeronave pode ser reduzido modificando-se suas pontas de asa. Alguns modelos de pontas de asa deslocam os vórtices para fora, diminuindo o arrasto induzido. Tratando-se de aviões agrícolas, que efetuam a deposição de defensivos sobre plantações, em vôle rasante, deslocamentos do vórtice são fundamentais para o aumento na eficiência da pulverização. Neste trabalho, efetuaram-se ensaios em túnel de vento para o estudo da influência que alguns tipos de pontas de asa podem ocasionar no desempenho de um avião agrícola. As pontas de asa ensaiadas foram: 'delta tip', 'winglet' e 'curvada para baixo'. A 'delta tip' apresenta moderado benefício aerodinâmico e bom posicionamento do vórtice para aplicação agrícola, enquanto a 'winglet' demonstra razoável benefício aerodinâmico e bom posicionamento do vórtice, mas prejuízo estrutural. A ponta de asa 'curvada para baixo' apresenta bom desempenho aerodinâmico; entretanto, posição do vórtice é inadequada para uso agrícola. Dentre estas, a ponta 'delta tip' é bastante promissora para emprego em uma aeronave agrícola.

Palavras-chave: arrasto induzido, pontas de asa, pulverização aérea

AN EXPERIMENTAL STUDY ON WINGTIP DEVICES FOR AGRICULTURAL AIRCRAFT

ABSTRACT

The induced drag in an aircraft be reduced through modifications of the wing tip. Some models displace wingtips vortices outwards diminishing the induced drag. Concerning agricultural airplanes, wing tip vortex position is really important while spreading products over a plantation. In this work, wind tunnel tests were made in order to study the influence in aerodynamic characteristics and vortex position over Brazilian agricultural aircraft, by the following types of wing tips: delta tip, winglet and down curved. The down curved tip was better for total drag reduction but not good with reference to vortex position. The delta tip gave moderate improvement on aerodynamic characteristic but a good vortex position. The winglet had a better vortex position but caused an undesirable result with reference to the wing root bending moment. Therefore, delta tip is more promising for agricultural aircraft.

Key words: induced drag, wing tips, aerial spray

¹ Doutorando, Laboratório de Aeronaves, Departamento de Engenharia Mecânica, EESC, USP, Av. Dr. Carlos Botelho 1465, São Carlos, SP, CEP 13560-250, e-mail: rogercoi@sc.usp.br

² Prof. Dr., Laboratório de Aeronaves, Departamento de Engenharia Mecânica, EESC, USP

INTRODUÇÃO

A crescente necessidade de redução no consumo de combustível e o aumento de desempenho de aeronaves com maior carga útil utilizando menor potência, mostraram a imposição de se pesquisar a redução das formas de arrasto.

Uma forma que oferece considerável potencial para redução é o arrasto induzido que, para a maioria das aeronaves de transporte, é o responsável por aproximadamente 30% do valor total do arrasto, em vôo de cruzeiro, podendo alcançar 50%, em condições de alta sustentação (Henderson & Holmes, 1989).

Um meio de se reduzir o arrasto induzido numa aeronave é a modificação das pontas de sua asa mas, em se tratando de um novo projeto o formato em planta e a torção geométrica apropriados, este traz benefícios que, se forem empregados em conjunto com um modelo de ponta de asa adequado permitirão, a esta aeronave, possuir menor área alar e peso vazio e, portanto, maior rendimento aerodinâmico (razão L/D) em cruzeiro.

Modificações nas pontas de uma asa podem reduzir o arrasto induzido através do afastamento dos vórtices das pontas, em relação ao eixo longitudinal da aeronave (aumento da razão de aspecto efetivo da asa) e/ou através da redução de intensidade desses vórtices. Alguns modelos de ponta aproveitam o fluxo de ar espiralado nesta região, para gerar uma tração adicional reduzindo, desta forma, o arrasto total (Whitcomb, 1976); outros fragmentam o vórtice de ponta de asa em vários vórtices de menor intensidade e, portanto, maior facilidade para se dispersarem (Spillman, 1978 e 1987).

Em algumas aeronaves de uso específico, o estudo dos vórtices de ponta de asa e do arrasto induzido, possui objetivos específicos; é o caso dos aviões de uso agrícola, utilizados para efetuarem a deposição de defensivos sobre áreas plantadas que, por outros meios, seria morosa e dispendiosa.

O sistema para esta aplicação utiliza bicos pulverizadores dispostos ao longo da envergadura, posicionados abaixo da asa, próximo ao bordo de fuga. Durante a manobra de aplicação dos defensivos, denominada ‘tiro’, o avião voa a uma altura do solo local, entre 3 e 5 m.

Os vórtices gerados nas pontas da asa influenciam a uniformidade da faixa de deposição do defensivo e, neste caso, a envergadura aproveitável para a instalação dos bicos pulverizadores fica reduzida, diminuindo a largura da faixa útil de deposição, obrigando a um número maior de passagens, numa determinada área gerando, com isto, maiores perdas do produto, gastos de combustível, tempo e perda da eficiência do processo, entre outros.

Para a aviação agrícola, aumentos na razão de aspecto efetivo da asa, através do afastamento dos vórtices do eixo longitudinal da aeronave (beneficiando a redução no arrasto induzido) traduz-se em aumento da envergadura útil para a instalação dos bicos pulverizadores e, portanto, no aumento da largura da faixa de deposição, reduzindo o número de passagens por unidade de área.

Durante o ‘tiro’, e devido à baixa altura de vôo, a asa sofre ação do efeito solo o qual, por si só, beneficia as características aerodinâmicas da asa, pois oferece maior sustentação devido

ao aumento de pressão no intradorso e, redução no arrasto induzido, porque a imagem refletida do vórtice pelo solo induz a uma componente de velocidade do ar, para cima, reduzindo a intensidade do “downwash”.

Aumentos na sustentação e reduções no arrasto são as conseqüências de alterações no carregamento da asa. Estas alterações podem acarretar aumentos no momento fletor na raiz da asa, de modo a ocasionar um esforço acima do estipulado durante o projeto da asa da aeronave (“overloading”).

Este trabalho tem como objetivo analisar a influência de três dispositivos de ponta de asa no desempenho de uma aeronave agrícola.

MATERIAIS E MÉTODOS

Os ensaios foram realizados no túnel de vento LAE-1, pertencente ao Laboratório de Aeronaves da Universidade de São Paulo (USP), Campus de São Carlos, durante o segundo semestre de 1996. Este túnel de vento é de circuito aberto, tipo N.P.L (National Physics Laboratories) com câmara de ensaio fechada, área de seção transversal 0,526 m² e comprimento de 1,63 m.

Modelo de asa empregado

O modelo de perfil de asa utilizado foi o mesmo que equipa a aeronave EMB-202 ‘Ipanema’, num fator de escala de 1:12,5 permitindo, deste modo, que a região da ponta da asa permanecesse no centro geométrico da seção de ensaios do túnel de vento. O perfil empregado foi um NACA 23015, com adoção de um bordo de ataque curvado para baixo (“drooping leading edge”) que aumenta o C_L máximo do perfil original. O modelo possui uma corda de 0,138 m e semi-envergadura de 0,389 m, totalizando uma área em planta de 0,053682 m², e não possui torção geométrica (como na asa do avião). Adicionou-se, ao modelo, uma rugosidade para efeito de transição a 6% da corda a partir do bordo de ataque. Na raiz da asa conectou-se um disco metálico circular, para garantir o escoamento bidimensional nesta região. Durante os ensaios o ângulo de ataque variou de 0° a 15°.

Pontas de asa ensaiadas

As pontas de asa ensaiadas foram: ‘delta tip’, ‘winglet’ e ‘curvada para baixo’. A ponta de asa com formato em ‘delta’ foi escolhida devido aos resultados encorajadores apresentados por Traub (1994 e 1995) e à sua simplicidade estrutural; já a ‘winglet’ foi selecionada para a averiguação de sua capacidade à aviação agrícola, uma vez que é sucesso na aviação comercial (Whitcomb, 1976). A ponta de asa ‘curvada para baixo’ foi ensaiada para comparação, uma vez que já equipa o avião ‘Ipanema’. A Figura 1 apresenta os modelos ensaiados e a Tabela 1 os dados geométricos.

Tabela 1. Dados das características geométricas das pontas de asa

Parâmetros	Asa básica	Delta	Curvada para baixo	Winglet
Envergadura (m)	0,389	0,407	0,434	0,430
Área total (m ²)	0,0536	0,0541	0,0582	0,0591
Razão de aspecto	5,63	6,14	6,46	6,25

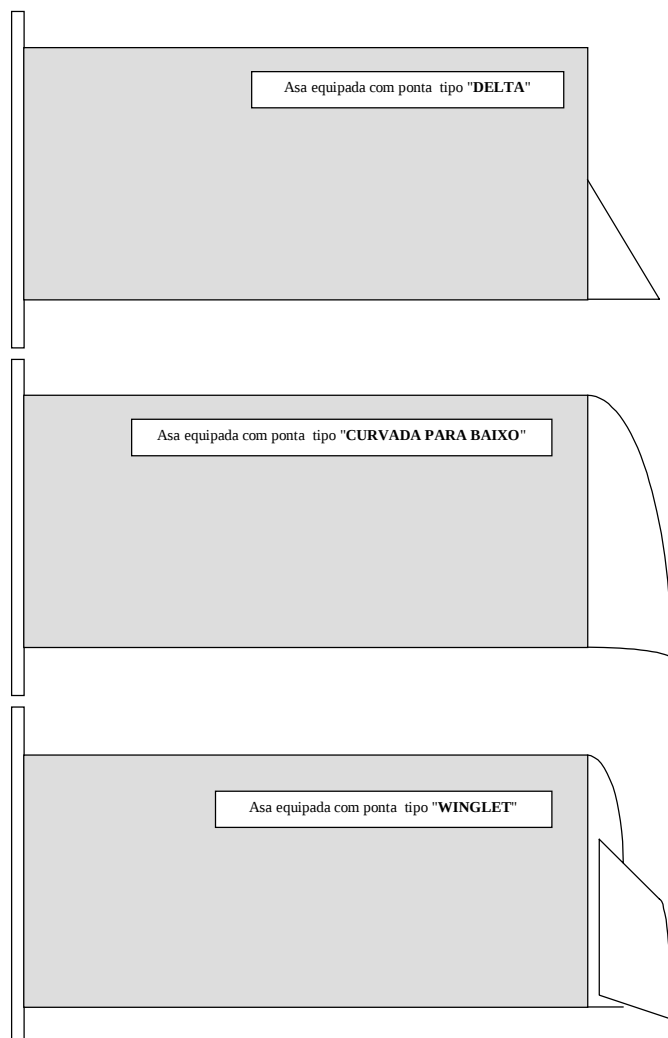


Figura 1. Esquema dos modelos de pontas de asa ensaiados

Equipamentos utilizados

As componentes aerodinâmicas, sustentação e arrasto, foram medidas através de uma balança extensiométrica, conectada a uma 'ponte de Wheatstone'. As leituras foram obtidas em variação de tensão elétrica (milivolts) e então transformadas em força (kgf) através das curvas de calibração da balança. A velocidade de escoamento foi monitorada através de um manômetro "Betz", que fornece a pressão dinâmica com precisão de 0,1 mm de água. A velocidade de escoamento foi mantida a 28 ms^{-1} (100 km h^{-1}).

Para a visualização do vórtice de ponta de asa empregou-se fumaça produzida a partir de um gerador que vaporizava glicerina. A fumaça era injetada na frente da asa, na região da ponta e esta, por sua vez, foi posicionada a 12° no ângulo de ataque para que, deste modo, o vórtice gerado nesta região fosse intenso (próximo ao C_L máximo). Manteve-se a velocidade de escoamento baixa (aproximadamente 8 m s^{-1}) para evitar a dispersão da fumaça, que prejudicaria a visualização.

Metodologia

A obtenção das componentes aerodinâmicas, sustentação e arrasto, para cada ângulo de ataque, permite um estudo desses parâmetros, individualmente ou combinados. Desta forma, obtém-se também a curva polar ($C_L \times C_D$), a eficiência aerodinâmica (L/D), o fator de eficiência de Oswald (e) e o

parâmetro $C_L^{1.5}/C_D$.

O fator eficiência de Oswald (e) é muito útil na análise da eficiência de uma asa finita. Segundo Nicks (1983) este fator pode ser determinado pela seguinte equação:

$$e = 57,3 \cdot (dC_L/d\alpha_\infty) / [(\phi - 1) \cdot \pi \cdot AR_w] \quad (1)$$

em que:

$(dC_L/d\alpha_\infty)$ - variação da sustentação com o ângulo de ataque do perfil da asa

ϕ - razão $(dC_L/d\alpha_\infty)/(dC_L/d\alpha)$

$(dC_L/d\alpha)$ - variação da sustentação com o ângulo de ataque da asa finita

AR_w - razão de aspecto da asa

Segundo Nicks (1983) o parâmetro aerodinâmico $C_L^{1.5}/C_D$ é a chave para a determinação da razão de subida (RC) de uma aeronave: quanto maior seu valor, maior será a razão de subida da aeronave. Este parâmetro, em conjunto com o C_L máximo, é responsável pela performance em decolagens, arremetidas e nas manobras em operações agrícolas denominadas 'balão'.

Procurou-se estudar também, neste trabalho, as alterações no momento fletor na raiz da asa em função da eficiência aerodinâmica; para tal, determinou-se o momento fletor que atua na raiz da asa, em virtude dos esforços combinados de sustentação e arrasto. Dividiu-se este valor pelo momento fletor da asa básica (sem ponta alguma) e o resultado é uma razão entre momentos fletores (ΔM_f). Cálculo semelhante foi feito com a eficiência aerodinâmica (L/D) da asa equipada com as pontas, relativa à configuração básica; obteve-se, assim, uma razão entre eficiências (DE_f) e se procedeu ao cálculo da razão $\Delta E_f / \Delta M_f$, para cada ângulo de ataque e configuração testada.

RESULTADOS E DISCUSSÃO

Os resultados são divididos em três grupos principais: características aerodinâmicas, características estruturais e posicionamento do vórtice de ponta de asa; entretanto, para uma análise detalhada, vários outros parâmetros necessitariam ser estudados como, por exemplo, vibrações e "flutter", entre outros, mas isto foge aos objetivos deste trabalho.

Características aerodinâmicas

A adoção de pontas de asa à asa sem ponta alguma (básica) acarretou benefícios aerodinâmicos importantes, apresentados na Tabela 2.

A variação linear $dC_L/d\alpha$ do aerofólio bidimensional (asa infinita) vale 0,1025; portanto, reduções neste valor são esperadas em se tratando de asa finita, devido a variação no carregamento aerodinâmico desta ao longo da envergadura. Comparando-se asas finitas mas com razões de aspecto (AR_w) diferentes, a teoria clássica afirma que o $dC_L/d\alpha$ é diretamente proporcional à AR_w . Observando-se os dados apresentados na Tabela 2 e a Figura 2, nota-se que as três pontas ensaiadas aumentaram o parâmetro $dC_L/d\alpha$ em 3,90%, 17,29% e 11,1% respectivamente, para as pontas 'delta', 'winglet' e 'curvada para baixo'.

Em se tratando de sustentação máxima ($C_{L_{máx}}$) comportamento semelhante é apresentado pela Figura 2. O aumento neste parâmetro foi de 1,78% para a asa equipada com

a ponta tipo 'delta', de 8,96% para a equipada com a 'winglet' e de 8,87% para a ponta 'curvada para baixo'. A adoção das pontas deslocou o ângulo de máxima sustentação em um grau em comparação com a asa básica (passou de 13° para 14°).

Tabela 2. Comparação dos dados obtidos e calculados para cada ponta ensaiada

Parâmetros	Asa básica	Delta	Curvada para baixo	Winglet
$dC_L/d\alpha$	0,0627	0,0651	0,0696	0,0735
% $dC_L/d\alpha$ (ref. Básica)	--	+3,90	+11,10	+17,29
% AR_w (ref. Básica)	--	+8,93	+14,66	+10,87
e (Fator eficiência de Oswald)	0,5227	0,5312	0,6139	0,7601
% e (ref. Básica)	--	+1,63	+17,45	+45,43
C_L máx	0,8169	0,8312	0,8894	0,8902
α	13°	14°	14°	14°
% ref. Básica	--	+1,75	+8,87	+8,96
L/D máx	10,036	12,007	13,470	12,129
α	11°	11°	11°	10°
% ref. Básica	--	+19,63	+34,21	+20,85
$C_L^{1,5}/C_D$ máx	8,809	10,335	11,771	10,783
α	13°	11°	11°	12°
% ref. Básica	--	+17,32	+33,62	+22,41

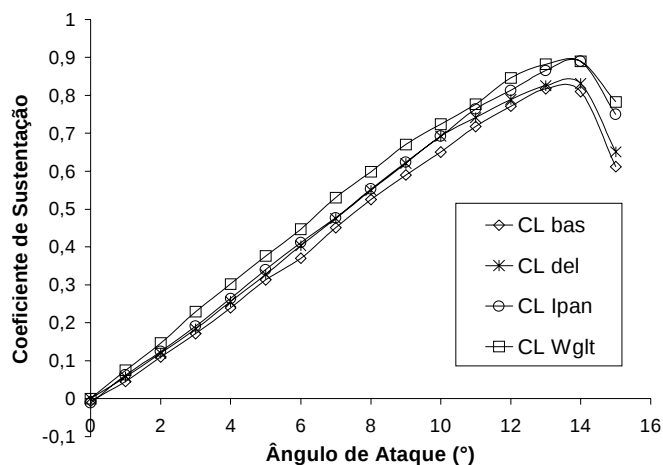


Figura 2. Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque

A variação do arrasto total (C_D) em função do ângulo de ataque (α) é apresentada na Figura 3. A inclusão das pontas de asa alterou todos os componentes do arrasto (atrito, pressão, induzido e choque) mas, sem dúvida, a componente que sofreu maior influência foi o arrasto induzido, devido ao aumento na razão de aspecto da asa e, portanto, no deslocamento dos vórtices. A Figura 4 apresenta a curva polar ($C_L \times C_D$) onde se observa que, para baixos valores de C_L (até 0,4) a redução do arrasto foi maior na asa equipada com ponta tipo 'delta'. As pontas 'winglet' e 'curvada para baixo' apresentam pouco benefício e até houve aumento de arrasto para coeficientes de sustentação pequenos até 0,15; este comportamento se deve ao aumento na área exposta ao escoamento, aumentando o arrasto parasita. Sendo o arrasto induzido diretamente proporcional ao quadrado da sustentação e inversamente à razão de aspecto da asa ($C_{Di} \sim C_L^2/AR_w$) os benefícios que o aumento de razão de

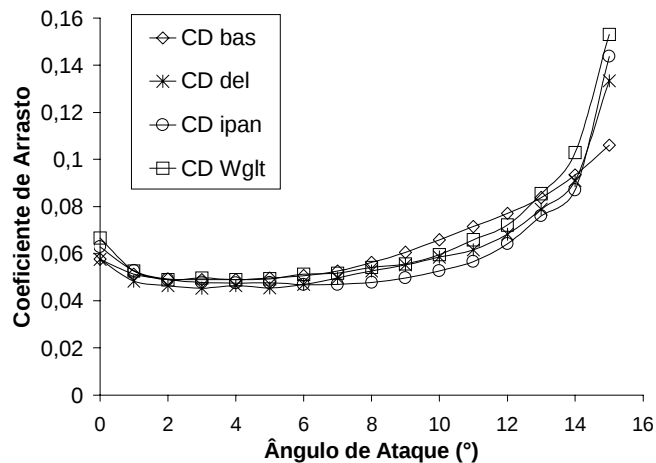


Figura 3. Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque

aspecto pode proporcionar na redução deste componente e, por conseguinte, no arrasto total, ainda não podem ser sentidos a ponto de sobrepujarem o aumento no arrasto parasita. No caso da ponta 'delta', o aumento na área exposta ao escoamento, quando comparado à asa básica, foi desprezível e, portanto, o pequeno ganho obtido no arrasto induzido quando o C_L é pequeno, já se faz presente.

Para coeficientes de sustentação médios ($0,4 < C_L < 0,7$)

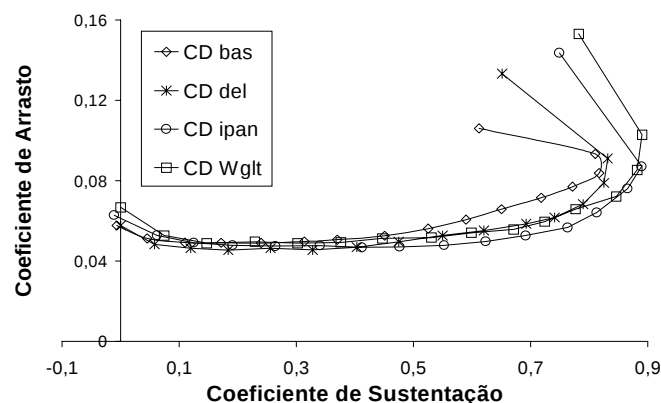


Figura 4. Curva polar

reduções no arrasto induzido foram observados destacando-se o comportamento semelhante entre as pontas tipo 'delta' e 'winglet', e a superioridade da ponta 'curvada para baixo'. Tal comportamento permanece para valores de C_L maiores ($C_L > 0,7$) observando-se, entretanto, a capacidade da ponta 'winglet' alcançar maior $C_{Lmáx}$ em comparação com a 'delta'.

A eficiência aerodinâmica (razão C_L/C_D) é apresentada em função do ângulo de ataque (α) na Figura 5. Nota-se o incremento na eficiência com a adoção das pontas de asa em toda a faixa de ângulos de ataque ensaiados, comparativamente à asa básica. Para ângulos de ataque pequenos ($\alpha < 7^\circ$) a asa com a ponta 'winglet' apresentou maior eficiência sendo, então, superada pela ponta 'curvada para baixo'. A eficiência máxima apresentada pela asa equipada com as pontas foi 19,63% com a 'delta', 20,85%, com a 'winglet' e 34,21% com a 'curvada para baixo'; somente a 'winglet' deslocou o ângulo de ataque de máxima eficiência da asa para 10° (as demais a mantiveram em 11°).

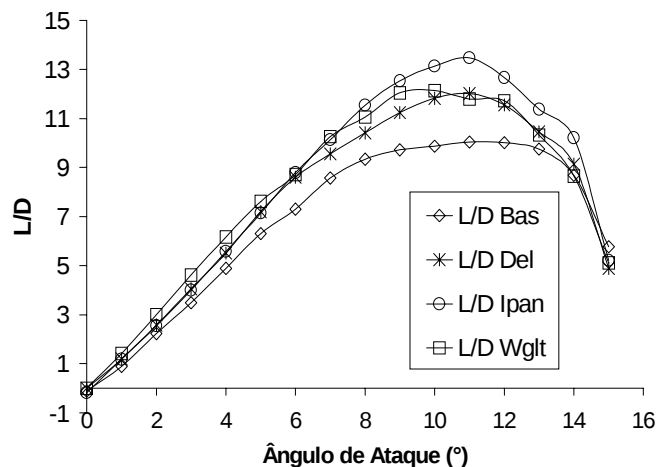


Figura 5. Eficiência aerodinâmica

O incremento no fator de eficiência de Oswald (e) devido à instalação da ponta de asa 'delta' à asa básica, foi de 1,63%; já a ponta 'winglet' permitiu um incremento de 45,43% e a 'curvada para baixo', de 17,44%. Esses resultados são reflexo direto da variação dC_L/da , obtida para cada configuração.

Conforme pode ser observado na Figura 6, que apresenta o gráfico do parâmetro responsável pela razão de subida (RC) em função do ângulo de ataque ($C_L^{1,5}/C_D \times \alpha$), a asa equipada com a ponta 'curvada para baixo' ofereceu o maior incremento no $C_L^{1,5}/C_D$ máximo, 33,62% maior que a asa básica, seguido pela 'winglet', 22,41% e a ponta tipo 'delta' incrementando em 17,32%. Todas as pontas deslocaram o ângulo de ataque de máxima razão de subida para um ângulo menor: 11° as pontas 'delta' e 'curvada para baixo' e 12° para a 'winglet' (a asa básica apresentou máxima RC a 13°). A explicação para tal diferença no ângulo de ataque se deve ao fato de a 'winglet' oferecer maiores $C_{L_{máx}}$ e $dC_L/d\alpha$, mas a ponta tipo 'curvada para baixo' oferece maior RC máximo devido ao menor arrasto induzido (e, portanto, total) em ângulos de ataque médios e altos ($\alpha > 7^\circ$).

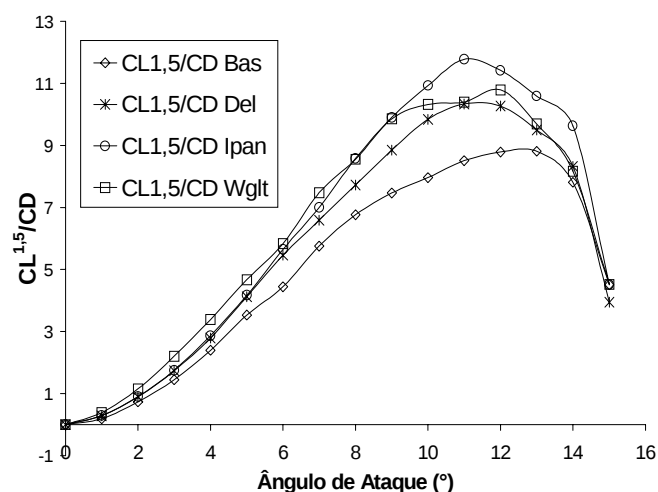


Figura 6. Variação da razão de subida

Características estruturais

Os resultados apresentados na Figura 7 referem-se à variação do parâmetro $\Delta E_t/\Delta M_{tr}$, que verifica a relação entre eficiência aerodinâmica e esforço estrutural. Nota-se que somente a asa equipada com 'winglet' apresenta maior prejuízo estrutural que benefício aerodinâmico em ângulos de ataque maiores que 8°,

enquanto as demais pontas apresentaram saldo positivo, destacando-se a superioridade da ponta 'curvada para baixo'.

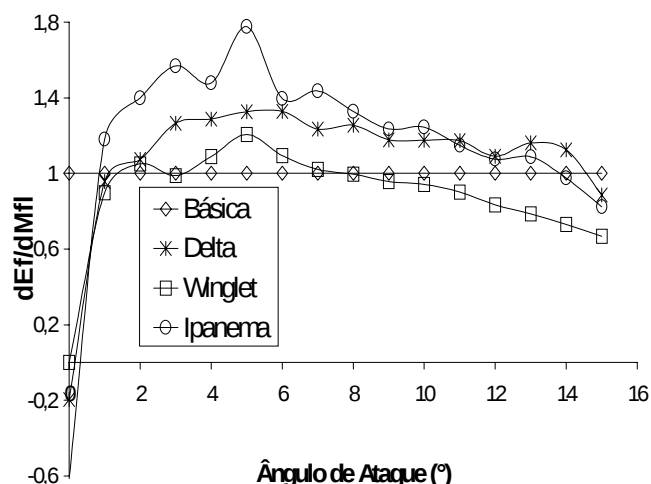


Figura 7. Variação da razão estrutural

Posicionamento do vórtice de ponta de asa

Até este ponto, todo o estudo apresentado poderia ser aplicado a qualquer aeronave, não se levando em conta uma missão específica mas, para um avião agrícola, o estudo do posicionamento dos vórtices de ponta de asa é fundamental, uma vez que estes são responsáveis diretamente pela eficiência do processo de pulverização. Ensaios de visualização foram efetuados, de modo a se determinar o posicionamento desses vórtices para cada configuração anteriormente testada. A Figura 8 apresenta um esquema do posicionamento desses vórtices.

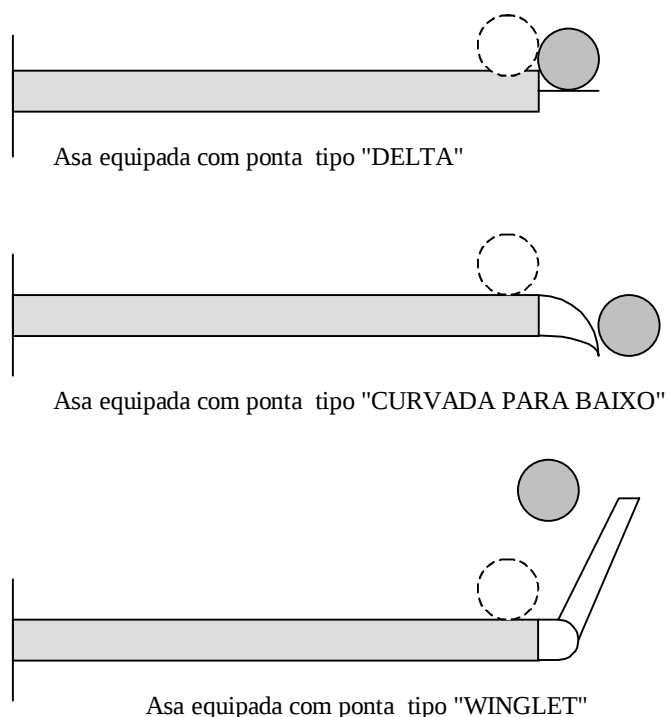


Figura 8. Posicionamento do vórtice de ponta de asa para cada configuração ensaiada

A adição de pontas de asa à asa básica deslocou o vórtice de ponta para fora, ou seja, afastou-o do plano longitudinal do avião. Este afastamento traduz-se em um aumento da razão de aspecto efetivo da asa, que foi o responsável pelo incremento nas suas características aerodinâmicas. A ponta de asa tipo 'delta' deslocou o vórtice um pouco para cima e para fora; já a ponta 'winglet' reposicionou o vórtice para sua própria ponta, enquanto a 'curvada para baixo' apresentou o maior deslocamento lateral, ou seja, para fora; entretanto, o vórtice foi também deslocado para baixo.

Discussão final

1. Asa equipada com ponta tipo 'delta'

Este tipo de ponta de asa, devido à sua geometria, ao ser colocada em ângulo de ataque produziu um vórtice sobre seu bordo dianteiro (de ataque) que aumenta sua intensidade diretamente proporcional ao ângulo de ataque; sendo o vórtice um escoamento de baixa pressão, nesta configuração ele puxa para perto dele próprio o núcleo do vórtice principal da asa, deslocando-o para fora e aumentando, desta forma, a razão de aspecto efetivo da asa. Na Figura 9 é apresentado um esquema deste mecanismo.

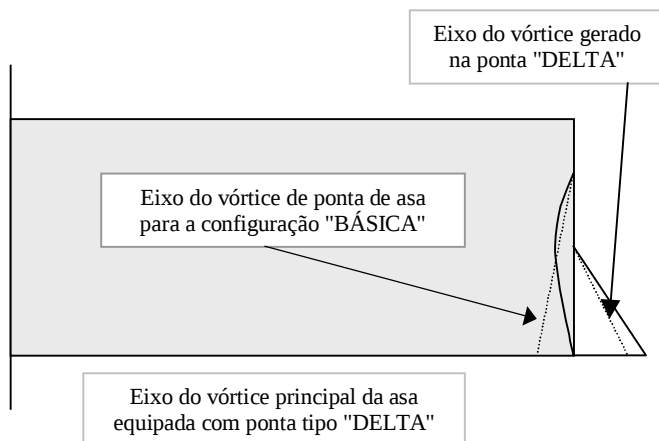


Figura 9. Mecanismo de deslocamento do vórtice principal da asa, equipada com ponta "DELTA"

A ponta de asa 'delta' apresenta geometria muito simples, podendo ser facilmente adaptada a qualquer asa e reparada em caso de danos; oferece, ainda, grande potencial para desenvolvimento.

2. Asa equipada com ponta tipo 'winglet'

A ponta de asa tipo 'winglet' funciona como "end plate", diminuindo a circulação de ar nesta região; assim, esta ponta proporciona aumento no carregamento da asa e, portanto, na sustentação, como foi verificado; já a redução do arrasto está também relacionada com a sua geometria. Além de funcionar como uma "end plate", seu perfil aerodinâmico, formato em planta e posicionamento (é uma asinha colocada na ponta da asa, quase na vertical, imersa no escoamento que circunda esta região) prevêm a produção de uma força aerodinâmica, onde uma das componentes está na direção de deslocamento da aeronave, isto é, produz uma tração (empuxo adicional) que reduz o valor da força de arrasto total; além disso, tende a

deslocar o vórtice da asa para sua própria ponta, afastando-o do plano longitudinal da aeronave e reduzindo, deste modo, o arrasto induzido, porém, esses benefícios não são observados para pequenos e grandes ângulos de ataque pois, no primeiro caso, o arrasto parasita é aumentado devido à presença da ponta de asa e a circulação nesta região ainda não é intensa o suficiente para que a 'winglet' seja efetiva e sobreponha o aumento no arrasto parasita; já no segundo caso, estando a asa em ângulo de ataque acentuado, sua esteira irá cobrir parte da superfície da 'winglet', reduzindo sua eficiência.

A 'winglet' apresenta outros inconvenientes. A outra componente da força aerodinâmica produzida por ela está posicionada na direção da envergadura da asa, apontada para a fuselagem do avião. Como esta força atua acima do plano da asa cria-se, então, um momento fletor na raiz da asa adicional ao produzido pela sustentação, que pode superar o benefício aerodinâmico. Conforme observado anteriormente, este prejuízo ocorre a ângulos de ataques maiores que 7° , o que a inviabiliza para o trabalho agrícola, pois estas aeronaves permanecem a maior parte do voo em ângulos de ataque médios e altos (aeronaves comerciais permanecem a maior parte do voo em ângulos de ataque menores, em voo de cruzeiro). Ainda em se tratando de aeronaves agrícolas, Johnson Jr. et al., (1979) efetuaram ensaios em um avião agrícola equipado com 'winglets' e uma de suas constatações foi a perda parcial de eficiência do comando de rolagem (ailerons) durante a manobra de 'tiro' com vento de través onde, obrigatoriamente, se voa 'carangendo'. Este comportamento ocorre porque o aileron permanece imerso na esteira da 'winglet', nesta condição específica.

3. Asa equipada com ponta tipo 'curvada para baixo' ('Ipanema')

Este modelo de ponta apresenta benefícios consideráveis em virtude do aumento da razão de aspecto efetivo da asa. Devido ao seu formato curvado para baixo, apresenta o maior deslocamento do vórtice da ponta, pois o ar no intradorso da asa, ao tentar contornar a ponta para passar ao extradorso (devido a diferença de pressões) encontra um 'canto' de grande angulosidade, descolando ali mesmo e condicionando à formação do vórtice de ponta de asa nesta região; o resultado deste mecanismo é o incremento nas características aerodinâmicas. O único inconveniente deste tipo de ponta aplicável às aeronaves agrícolas é o posicionamento do vórtice também para baixo pois, estando a aeronave em voo rasante, a sua maior proximidade com o solo prejudica a faixa de deposição dos defensivos, além do vórtice permanecer ativo por mais tempo.

CONCLUSÕES

1. A ponta de asa tipo 'delta' trouxe incrementos razoáveis nas características aerodinâmicas da asa, sem danos estruturais e bom posicionamento do vórtice para a aplicação agrícola.
2. A ponta de asa tipo 'winglet' ofereceu melhores benefícios aerodinâmicos que a 'delta' e também melhor posicionamento do vórtice de ponta de asa em relação às três configurações

testadas; entretanto, acarreta aumento no momento fletor da raiz da asa, que pode causar danos estruturais.

3. Aponta de asa 'curvada para baixo' apresentou o melhor desempenho aerodinâmico dentre as pontas ensaiadas, mas seu posicionamento do vórtice a torna inadequada para a operação agrícola.

4. Conclui-se, então, que a ponta de asa tipo 'delta' apresentou-se mais promissor conforme o melhor compromisso entre os requisitos necessários a um bom desempenho em um avião agrícola.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- HENDERSON, W.P.; HOLMES, B.J. Induced drag - Historical Perspective. **SAE Paper** n. 892341, Warrendale, PA, USA, 1989, 23p.
- JOHNSON Jr., J.L.; McLEMORE, H.C.; WHITE, R., JORDAN Jr., F.L. Full scale wind tunnel investigation of an Ayers S2R-800 'Thrush' agricultural airplane. In: BUSINESS AIRCRAFT MEETING AND EXPOSITION, Wichita, KS, USA, April, 1979.
- NICKS, O.W. Wing extension for improving climb performance. **American Institute for Aeronautics and Astronautics (AIAA) Paper** n. 83-2556, New York, NY, 1983, 7p.
- SPILLMAN, J.J. The use of the wing tip sails to reduce vortex drag. **Aeronautical Journal**, London, UK, v.82, n.813, p.387-395, Sept., 1978.
- SPILLMAN, J.J. Wing tip sails: progress to date and future developments. **Aeronautical Journal**, London, UK, v.91, p.445-453, dec., 1987.
- TRAUB, L.W. Aerodynamics effects of delta planform tip sail on wing performance. **Journal of Aircraft**, New York, NY, USA, v.31, n.5, p.1156-1159, sept.-oct., 1994.
- TRAUB, L.W. Effects of delta planform tip sail incidence and arrangement on wing performance. **Journal of Aircraft**, New York, NY, USA, v.32, n.5, p.1160-1162, sept.-oct., 1995.
- WHITCOMB, R.T. A design approach and select wind tunnel results at high subsonic speeds for wing tip mounted winglets. **NASA Technical Note** D-8260, Washington, D.C., USA, jul., 1976, 30p.