

INVESTIGAÇÕES EXPERIMENTAIS NUMA ASA CURTA COM *FLAPS* DE SUPERFÍCIE

Roger Paul Dorweiler

Instituto de Tecnologia para o Desenvolvimento - LACTEC
Centro Politécnico da UFPR
Cx. Postal 19067 - Curitiba - PR.
CEP: 81513-980
roger.dorweiler@lactec.org.br

Resumo. Observações em aves mostram que as penas de cobertura podem se levantar formando pequenas bolsas, no caso de voar em escoamentos turbulentos, ou em situações críticas de vôo. Nesses casos surgem separações locais na asa, conhecidas como efeito estol. O objetivo desse trabalho foi investigar em um túnel de vento os efeitos aerodinâmicos desse mecanismo.

De acordo com as características da permeabilidade e da rigidez das penas foram construídos eddy flaps, como também uma asa, cujo aerofólio utilizado é o NACA 2412, que mostra o efeito de estol para medir sustentação, arrasto e distribuição de pressão com e sem o uso dos flaps.

Através das medições, mostrou-se que as bolsas formadas trabalham como eddy breaks para o escoamento invertido que se propaga do bordo de fuga em direção ao bordo de ataque, em situações de estol na camada limite.

Entre o bordo de ataque e a bolsa houve a formação de um vórtice que se adaptou ao ângulo de ataque. Foi descoberto que isto funciona como uma adaptação automática da espessura da asa, aumentando significativamente a sustentação nessa área.

Como conclusão, o uso dos eddy flaps disponibiliza para o construtor de asas uma ferramenta adicional para a realização de um vôo mais seguro.

Palavras chave: Aerodinâmica, Estol, Túnel de Vento, Eddy flaps

1. Introdução

Observações em aves mostram que as penas de cobertura das asas se levantam em situações críticas de vôo como, por exemplo, em pousos ou quando voando em correntes com alta turbulência. Como aves conseguem administrar sem dificuldade essas situações de vôos perigosos, conclui-se que as penas levantadas freiam o escoamento invertido que aparece na camada limite em efeito estol, evitando assim a queda total da sustentação na asa (Rechenberg e Bannasch, 1995).



Figura 1. Skua com bolsa formada na asa (Rechenberg, 1995)

Este fato originou o projeto de pesquisa “*Flaps* de superfície aeroflexíveis como freios da contra corrente: exemplo de penas de aves”, financiado pelo BMBF (Bundesministerium für Bildung und Forschung).

O gradiente adverso de pressão na asa em caso de ocorrência do estol é alto, gerando uma região de baixa pressão no extradorso que cria uma contra corrente dentro da camada limite, começando no bordo de fuga e indo em direção ao bordo de ataque. Isto causa uma separação súbita de linhas de corrente, também na área dianteira da asa (Leder, 1992). O perigo para o piloto de um avião se encontra não somente no fato que essa separação se propaga muito rápido, mas também porque o mencionado efeito acontece na maioria dos casos primeiro em uma asa só, quando a outra ainda mantém sustentação. Isto causa um torque de rolamento que deixa o avião girar ou até entrar numa caída espiral (Dubs, 1990). Especialmente nos pousos isto é um dos principais perigos, porque correções na proximidade do solo são limitadas. Através de medições em túnel de vento, esta pesquisa tentou explicar os efeitos aerodinâmicos da aplicação de *eddy flaps* artificiais e verificar as conclusões postuladas.

Assim o objetivo do projeto foi claramente definido (Patone e Müller, 1996) como uma tentativa de modificar o coeficiente de sustentação usando *flaps* na superfície, como mostra a figura 2:

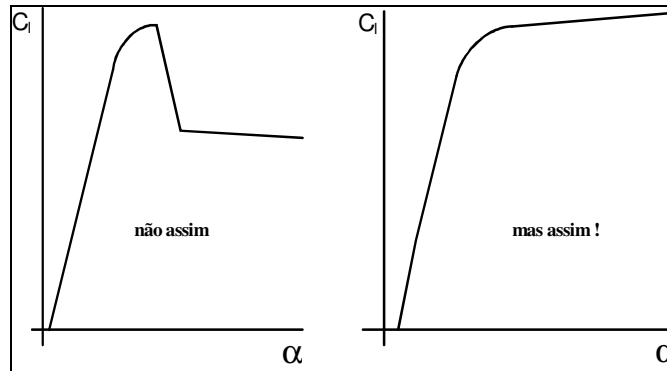


Figura 2. Objetivo do projeto.

2. Exames preliminares

O conhecimento sobre a biomecânica das penas das aves obtido nas investigações da primeira parte do projeto foi usado para copiar da melhor forma possível suas características. Especificamente, essas investigações observaram os seguintes fatores importantes (Patone e Müller, 1996):

1. Os bordos de fuga dos *flaps* precisam ser muito macios para que possam imediatamente detectar a contra corrente (recirculação) e servir assim como um atuador.
2. Os *flaps* precisam possuir uma certa rigidez na haste da pena, mas ainda com uma possibilidade de deformação na envergadura. Isto garante a possibilidade de formar bolsas somente nas áreas com linhas de corrente separadas, ou seja, não perturbam áreas sem estol.
3. Os *flaps* precisam possuir uma certa permeabilidade para prevenir um levantamento prematuro, causado pelo gradiente de pressão da asa (figura 3).
4. As hastes não têm nenhuma ligação com músculos ou tendões garantindo que o levantamento é causado somente pelas forças aerodinâmicas.

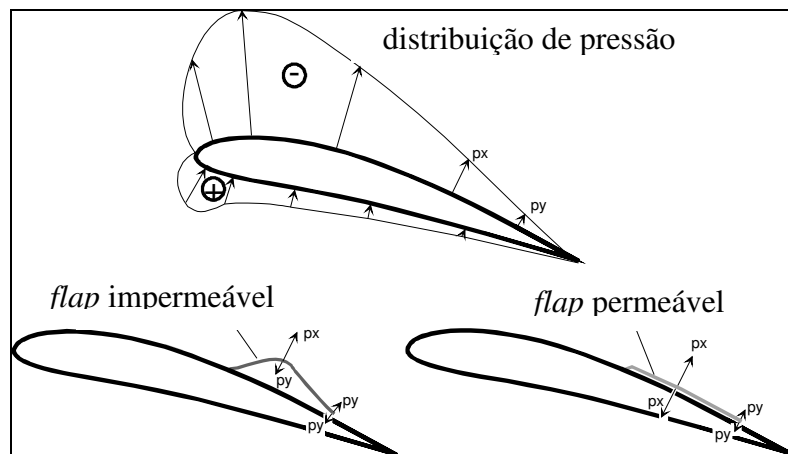


Figura 3. Levantamento do *flap* impermeável causado pela distribuição de pressão (Patone,1996)

3. Construção da asa e do *eddy flap*

Para encontrar a melhor adaptação das características descritas no capítulo 2, foram testados vários materiais diferentes como, por exemplo, transparência furada, tecido para bordar e outros tipos de tecidos. Os melhores resultados foram obtidos com seda. Ela é macia suficiente para servir como atuador e a permeabilidade foi suficiente para a seda não se levantar prematuramente pelo gradiente de pressão. Para evitar que a contra corrente enrole a seda, foram colados alguns arames de aço na sua superfície. O importante aqui é que os arames não alcançaram a fita, ou seja, apenas a fita funcionou como dobradiça da seda. Os arames não reproduziram a distribuição da rigidez das penas. Assim este ponto não segue as recomendações das investigações anteriores. O objetivo do projeto não era otimizar a “pena artificial”, mas sim entender o funcionamento e a aerodinâmica dela.

O tamanho do *flap* foi 100 mm versus 600 mm e os arames tinham um diâmetro de 0,2 mm.

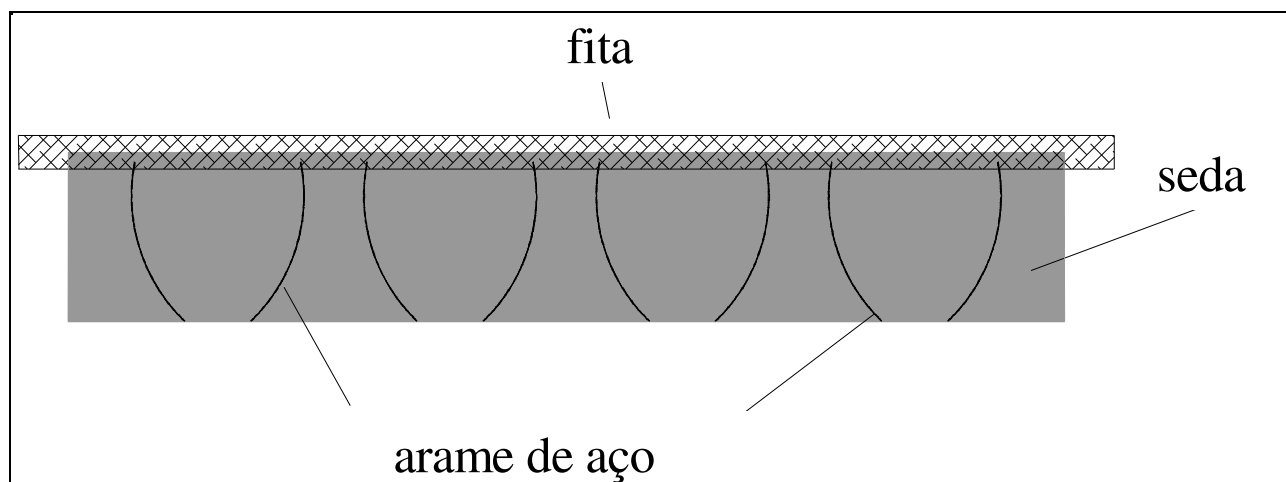


Figura 4. *eddy flap* em seda com arames de aço

Devido às distintas características de estol foi escolhido o perfil NACA 2412 (Althaus, 1980) com 700 mm de envergadura e 200 mm ao longo da corda, que resulta num alongamento de 3,5. Para realizar as medições de pressão, a asa foi perfurada em 7 linhas, cada uma com 40 furos distribuídos ao redor do perfil. Por simetria, somente um lado da asa precisou ser perfurado. O *flap* foi colado a 37,5% em relação ao bordo de ataque. A Figura 5 mostra esquematicamente a asa utilizada.

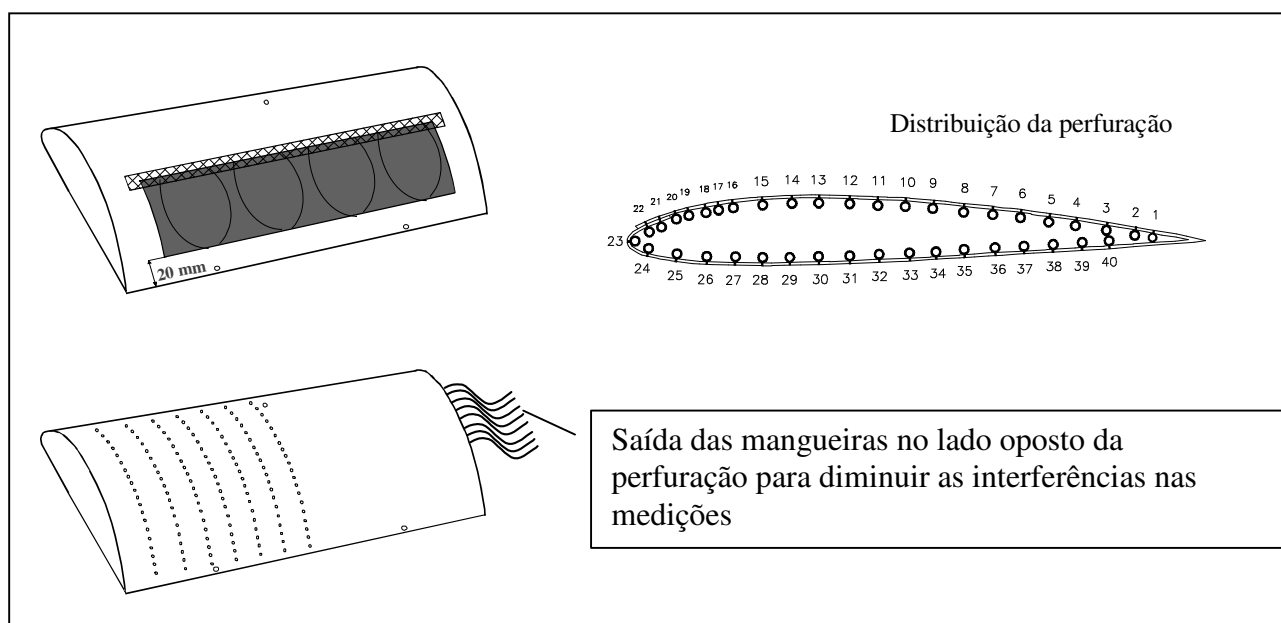


Figura 5. Perfil com *flap* aplicado e distribuição da perfuração.

4. Considerações sobre a estrutura do experimento

O experimento foi realizado num túnel de vento aberto com diâmetro de abertura de 1,2 m. Foi escolhida uma velocidade de vento de 9,5 m/s que corresponde a um número de Reynolds de 130.000, para simular as condições físicas de voo de uma ave de tamanho médio como, por exemplo, um pombo.

A asa foi pendurada por três fios em uma balança eletrônica para medir a sustentação. Isto significa que um aumento da sustentação é proporcional a uma diminuição no peso na balança. Uma segunda balança eletrônica para medir o arrasto foi conectada via roldanas e fios no bordo de fuga da asa, ou seja, também neste caso um aumento da força - o arrasto - é proporcional a uma diminuição no peso da balança. Mais um fio fixado no meio do bordo de ataque conectou a asa, atravessando um potenciômetro, com um servomotor para mudar os ângulos de ataque. A variação da resistência elétrica do potenciômetro vai de 0 até 40°.

A medição de distribuição de pressão foi realizada através de mangueiras de silicone com um diâmetro interno de 1mm, as quais foram ligadas aos furos dentro do corpo da asa. Para diminuir a perturbação na medição causada pelas mangueiras, elas foram guiadas para fora da asa pelo lado oposto das perfurações, ligando-as a um sistema de válvulas comutadoras de pressão da Scanivalve e um medidor de pressão diferencial do tipo Baratron® da MKS com uma faixa de leitura de 0,1 a 10 Torr.

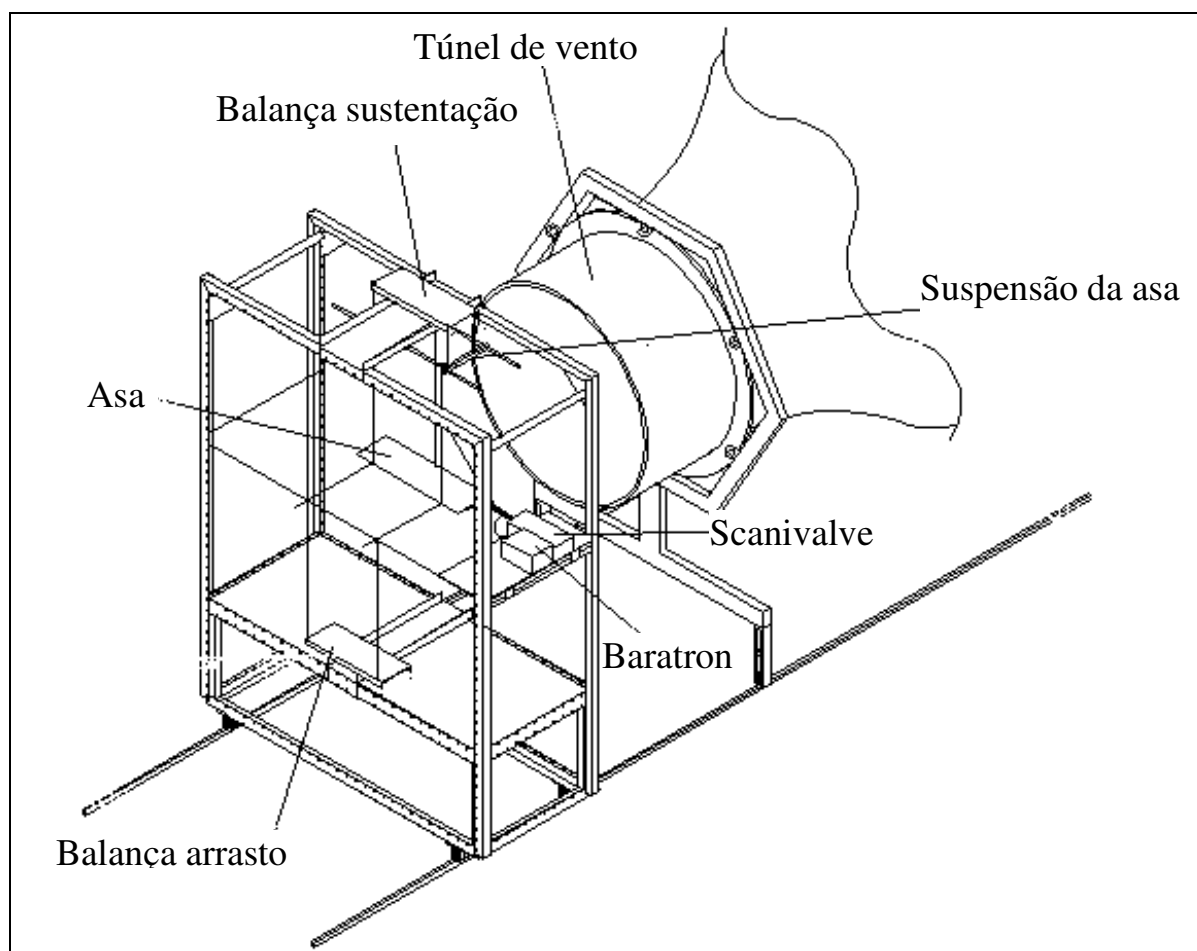


Figura 6. Imagem esquemática de túnel de vento

5. Resultados das medições de forças

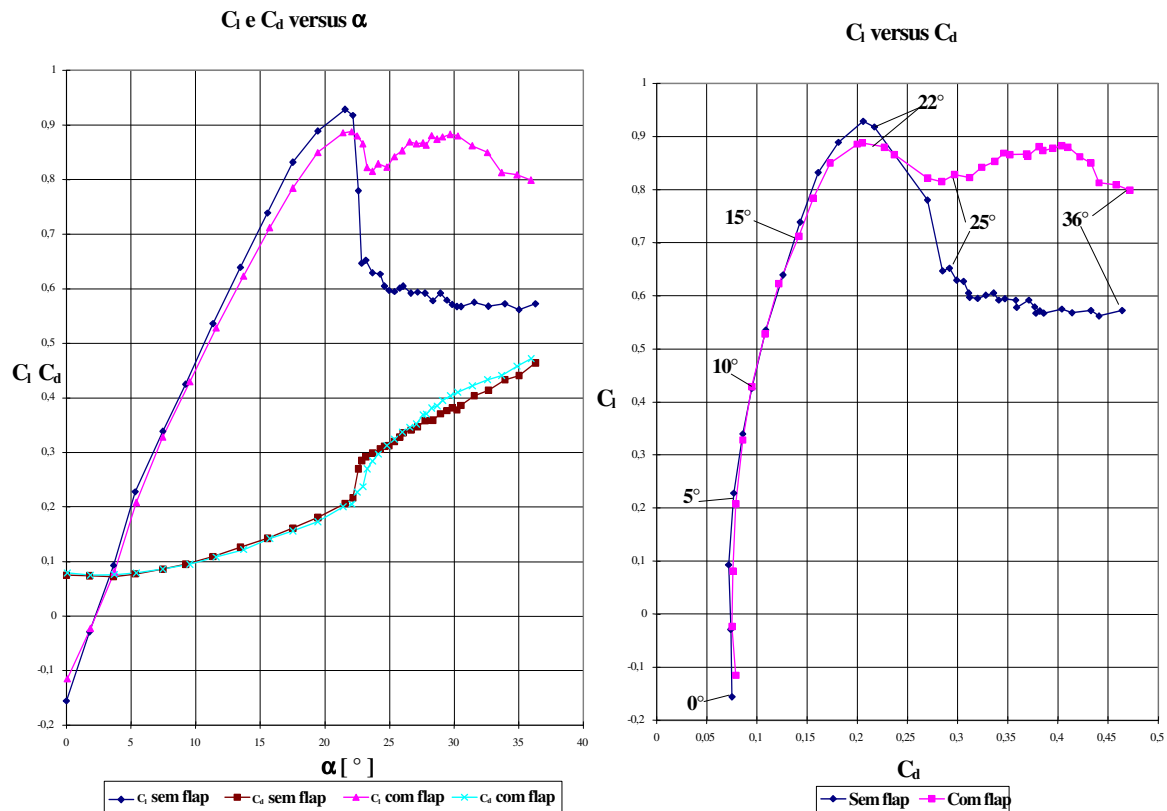


Figura 7. Diagrama polar e diagrama de Lilienthal

O diagrama polar mostra o coeficiente da sustentação C_l e o coeficiente do arrasto C_d representado graficamente, versus o ângulo de ataque, com e sem *flaps*. Como esperado, sem *flap* a sustentação cai de forma significativa de $C_l = 0,92$ até $C_l = 0,64$, que pode-se explicar através do conhecido efeito estol. Aumentando o ângulo de ataque até 36° a curva suaviza-se continuamente até $C_l = 0,58$.

Aplicando a *flap*, o gradiente da curva se torna um pouco menor e não alcança o máximo valor $C_l = 0,92$ devido ao fato de que no *flap* apareceram pequenos inchaços a partir de um ângulo de ataque de 8° . Isto provavelmente pode ser evitado usando *flaps* mais porosos e que têm assim uma melhor possibilidade de ajustar o gradiente de pressão acima da asa. Próximo ao ângulo de ataque de estol a sustentação cai também um pouco, de $C_l = 0,89$ até $C_l = 0,81 \Rightarrow \Delta C_l = 0,09$ (em comparação de $\Rightarrow \Delta C_l = 0,32$ sem *flap*, ou seja uma diminuição de aproximadamente 35% da sustentação), mostra depois um aumento para $C_l = 0,89$ até $\alpha = 30^\circ$ e diminui de novo para $C_l = 0,79$ até $\alpha = 36^\circ$.

Comparando o arrasto não se nota diferenças significativas até o estol. Depois, a curva mostra um aumento mais suave com o *flap*, mas fica com valores mais altos em $\alpha = 36^\circ$.

O diagrama polar de Lilienthal (figura 7) mostra a sustentação versus o arrasto. No início ocorre um rápido aumento na sustentação e o arrasto se mantém praticamente constante. Usando o *flap* no início, a razão se tornou um pouco pior e começou a se igualar em $\alpha = 10^\circ$. A melhor razão de planeio ϵ_{opt} foi igual em ambos os casos, mas se moveu em direção a um ângulo menor com o *flap* aplicado:

$$\epsilon_{opt} = \left(\frac{c_l}{c_d} \right)_{opt} = 5,17 \quad \text{Sem flap em } \alpha = 15,87^\circ \quad (1)$$

$$\epsilon_{opt} = \left(\frac{c_l}{c_d} \right)_{opt} = 5,11 \quad \text{Com flap em } \alpha = 13,71^\circ \quad (2)$$

5.1 Resumo das medições de forças

As medições confirmaram basicamente o efeito positivo dos *eddy flaps*. O mais modesto aumento de C_l em $\alpha = 10^\circ$ pode ser explicado através dos já mencionados inchaços. Isto significa que a seda não foi suficientemente permeável para ajustar o gradiente da pressão acima da asa. Antes de atingir a máxima sustentação, a seda começou a ondular e perturbou assim as linhas de corrente. Isto explica porque a sustentação não chegou ao mesmo nível enquanto se usa o *flap*. Não obstante, este corte do máximo valor de C_l pode ser também uma vantagem devido ao fato de que os valores antes e depois do estol se mantêm quase iguais, ou seja, o *flap* pode tornar uma asa com estol abrupto em uma asa com comportamento aerodinâmico mais suave, apresentando menor gradiente de forças aerodinâmicas.

Entre $\alpha = 24^\circ$ e $\alpha = 30^\circ$ o coeficiente de sustentação aumenta até $C_l = 0,89$ e depois diminui de novo. Pode-se observar que o aumento do ângulo de ataque levantou o *flap* até que as forças entre a escoamento invertido e as linhas de corrente se balancearam. A diminuição de C_l com ângulos maiores pode ser evitada usando-se *flaps* mais compridos. Contudo, as forças de arrasto numa situação de vôo como essa são enormes, exigindo um empuxo muito grande para manter a velocidade.

Deve-se mencionar aqui que um escoamento ao redor de uma asa com um alongamento de 3,5 é quase completamente tridimensional. Devido às diferenças de pressão entre extradorso e intradorso surgem nas pontas da asa vórtices de equalização de pressão. Por isso o ângulo de ataque efetivo da asa tem um forte gradiente indo do meio às pontas. Ou seja, no meio da asa pode ocorrer o estol, enquanto nas pontas ainda existem linhas de corrente do escoamento coladas ao extradorso.

Para esclarecer onde exatamente o *flap* causa o aumento da sustentação, é necessário se fazer ainda as medições de pressão.

6. Resultados das medições de pressão

6.1 A distribuição do coeficiente de pressão

Os diagramas abaixo mostram, em ângulos de ataque diferentes, as curvas de nível da parte superior da asa. O primeiro com o *flap* aplicado, o segundo sem *flap* e o terceiro com a diferença entre as duas, ou seja, o valor do c_p com flap menos o valor do c_p sem flap. Estão mostradas ainda as situações com linhas de corrente num ângulo de 20° e pouco depois do estol num ângulo de 24° . Estes diagramas indicam perfeitamente as áreas onde são os ganhos e as perdas de sustentação. As imagens mostram a distribuição da asa como um todo. Como as medições foram feitas somente em um lado da asa, os resultados foram interpolados e refletidos com o programa Axum 4.0 para o outro lado. Não obstante, a interpolação para calcular as curvas de nível não resultou em imagens exatamente iguais em ambos os lados, o que não impediu que fosse feita uma interpretação adequada dos resultados. Todas as imagens foram colocadas de maneira que o bordo de ataque é direcionado para baixo.

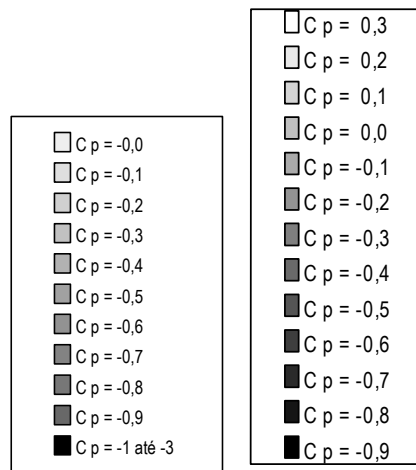


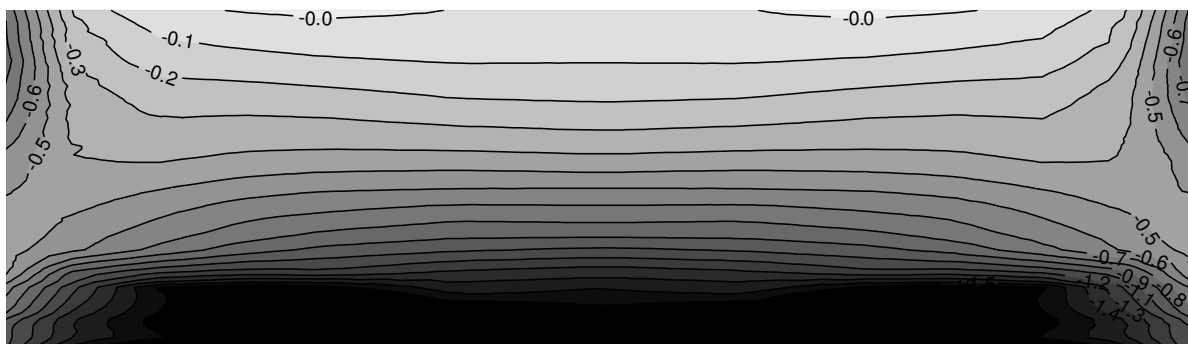
Figura 8. Legendas da distribuição das curvas de nível de pressão.

A Figura 8 mostra as legendas para as curvas de nível. A legenda no lado esquerdo se refere aos resultados das medições. Embora, os valores do C_p tenham variado muito entre os diferentes ângulos e com uma resolução ainda adequada de 0,1, a legenda precisaria de pelo menos 40 cores diferentes. Como esta resolução não é possível de ser diferenciada pelo olho humano, os ganhos acima de $C_p = -1$ foram enegrecidos.

A legenda no lado direito se refere as imagens de ganhos e perdas. Por questões da resolução foi escolhida uma distribuição de cores diferente, ou seja, a distribuição das cores com os valores não combinam com as da primeira legenda.

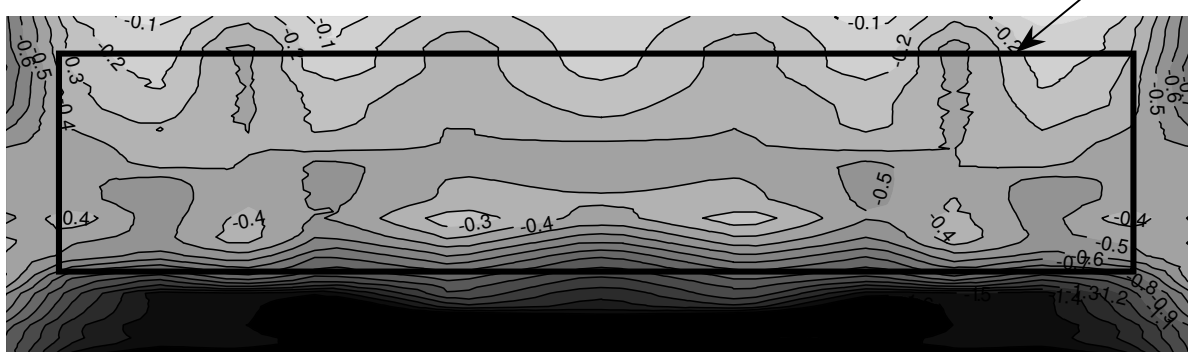
$\alpha = 20^\circ$:

Sem *flap*

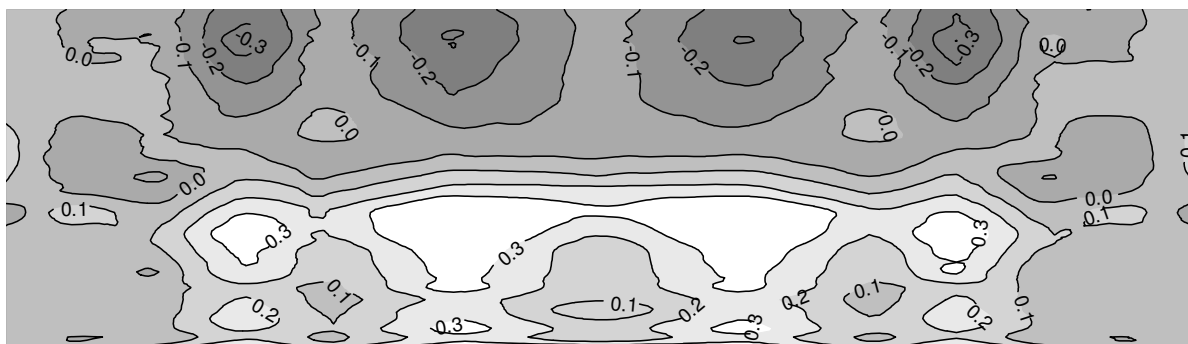


Com *flap*

flap



Ganhos e perdas locais



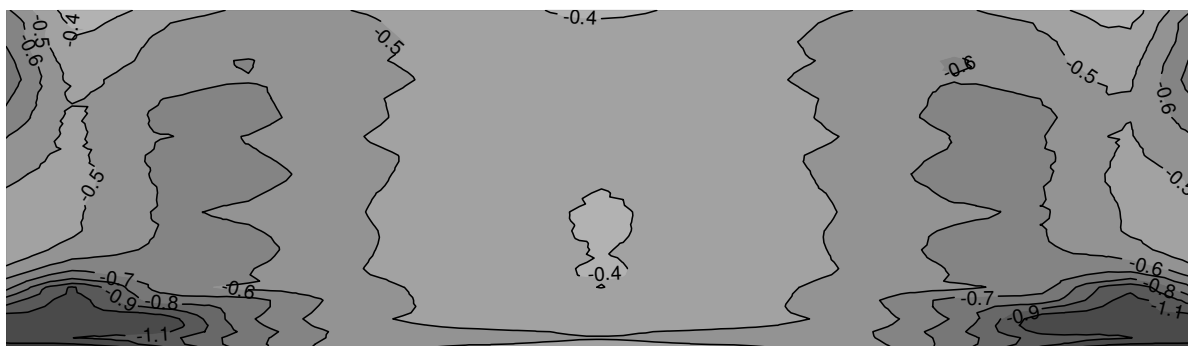
Direção de escoamento

Figura 9. Diagrama de nível de pressão em $\alpha = 20^\circ$

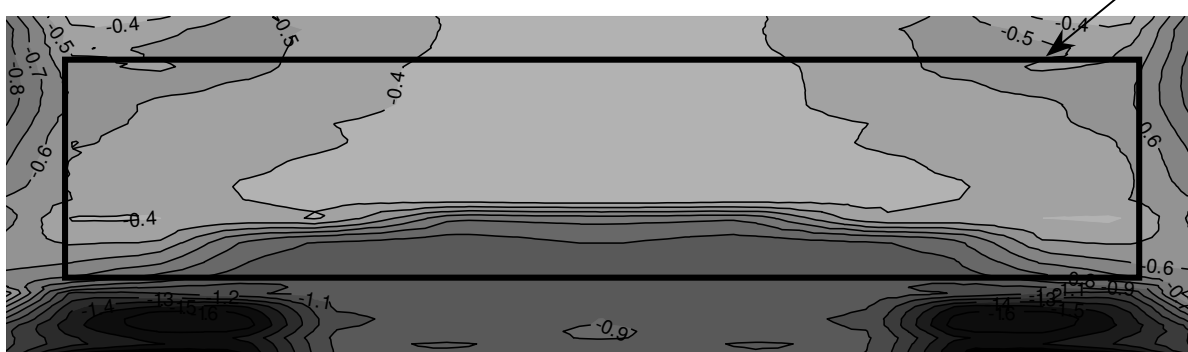
Já em condições com linhas de corrente que é o caso em $\alpha = 20^\circ$, o *flap* influencia a distribuição de pressão. Isto confirma os resultados das medições das forças com a conclusão que a seda apresentou uma porosidade insuficiente. No diagrama este efeito é visível através das linhas de C_p onduladas perto do bordo de fuga. Os pequenos ganhos nessas áreas podem ser explicados através da aceleração do escoamento causado pelo *flap*. Como o *flap* não foi plenamente integrado no perfil, ele perturbou as linhas de corrente e causou assim perdas na área da frente da asa de 7%.

$\alpha = 24^\circ$:

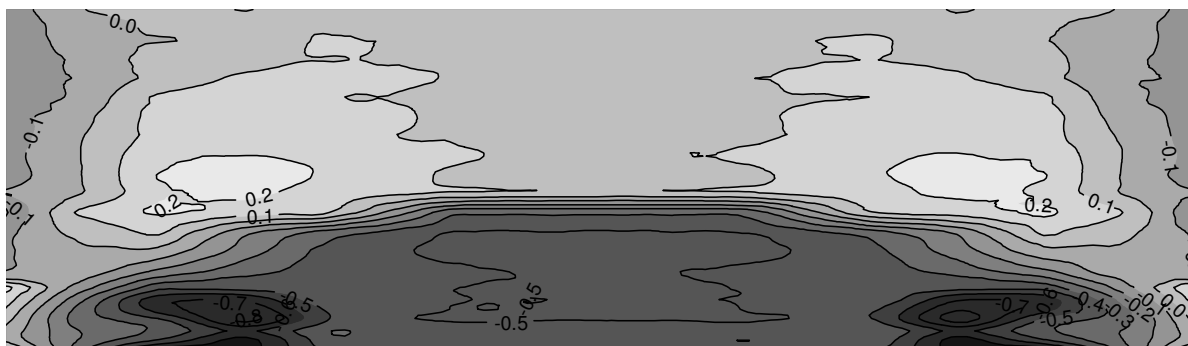
Sem *flap*



Com *flap*



Ganhos e perdas locais



Direção de escoamento

Figura 10. Diagrama de nível de pressão em $\alpha = 24^\circ$

Nesse ângulo de ataque o escoamento está quase completamente em estol. Os vórtices da equalização de pressão nas pontas da asa são responsáveis para que nesta área as linhas de corrente do escoamento estejam ainda coladas ao extradorso. Agora o *flap* é completamente levantado e mostra vibrações aeroelásticas. O ganho de 26% em comparação com o ângulo anterior é significativo. As pequenas perdas abaixo do *flap* são mais do que compensadas com os ganhos na área da frente.

O diagrama na figura 11 mostra para um melhor entendimento a distribuição do C_p numa outra forma.

Comparação do C_p no meio da asa com $\alpha = 24^\circ$

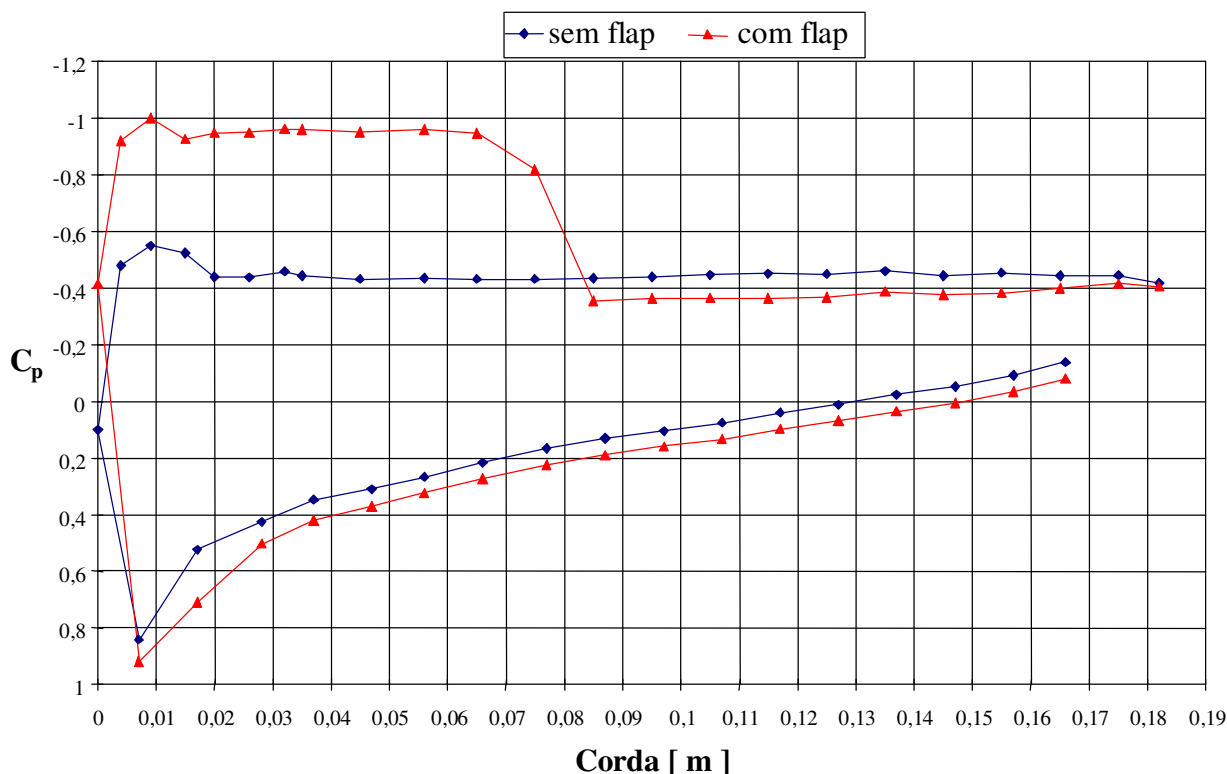


Figura 11. Diagrama de distribuição de pressão num corte de perfil em $\alpha = 24^\circ$

A distribuição é claramente dividida em duas seções da pressão praticamente constantes – uma em frente e uma atrás do *flap*. Isto mostra que emergiram duas áreas da separação divididas pelo *flap*.

A constância da pressão na parte dianteira somente é explicável se o escoamento for restringido por um vórtice, formando uma zona de recirculação. Ademais, um aumento do ângulo de ataque deixa também o *flap* levantar mais e reprime o vórtice até as resultantes das forças aerodinâmicas estarem em balanço. O significado disso será investigado mais profundamente na seção 7 “Visualização do escoamento e configuração de vórtices”.

6.2 Resumo das medições de pressão em comparação com os da força

Ambas as medições mostraram perfeitamente o efeito positivo dos *eddy flaps*. As diferenças do C_l com ângulos de ataque antes do estol podem diminuir usando-se um material mais permeável. Também uma melhor integração do *flap* na asa, ou seja, um *flap* que não perturbe a camada limite, como um fio da turbulência, pode melhorar o ângulo de planeio. As pequenas perdas com ângulos grandes podem ser evitadas usando *flaps* mais prolongados.

De qualquer maneira, voar nesses grandes ângulos de ataque é praticamente impossível devido às grandes forças de arrasto. Ainda assim, podem ser realizadas aterrissagens com velocidades menores e com pistas mais curtas.

Através das medições realizadas pode-se concluir que o maior ganho de sustentação se encontrou na frente do *flap*. O que não podia ser esclarecido foi o verdadeiro transcurso do escoamento. Isto é, em que condições tomam as partículas do escoamento determinados caminhos? Para tentar esclarecer essa questão foram ainda feitas algumas visualizações do escoamento com fumaça.

7. Visualização do escoamento e configuração de vórtices

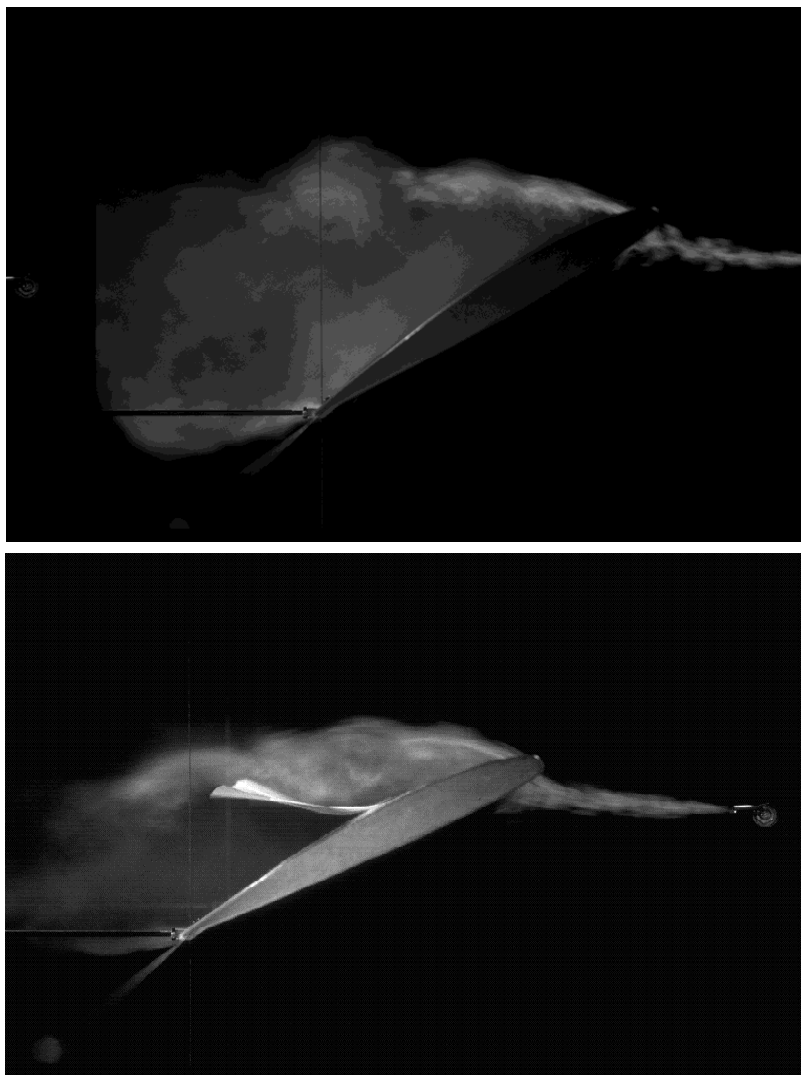


Figura 12. Visualização do escoamento com uma sonda de fumo

A figura 12 mostra os resultados da visualização das condições do escoamento em $\alpha = 25^\circ$, realizado com uma sonda de fumaça. Na primeira imagem se pode examinar que o escoamento não é mais capaz de seguir na superfície do perfil. O escoamento é separado e completamente turbulento. Na imagem com o *eddy flap* aplicado se pode reconhecer um vórtice estacionário em frente do *flap* que possui a mesma direção da rotação que o vórtice ligado. Abaixo do *flap*, por outro lado, não foi possível descobrir qualquer ordem na estrutura do escoamento.

A figura 13 mostra mais esquematicamente estas condições dos vórtices.

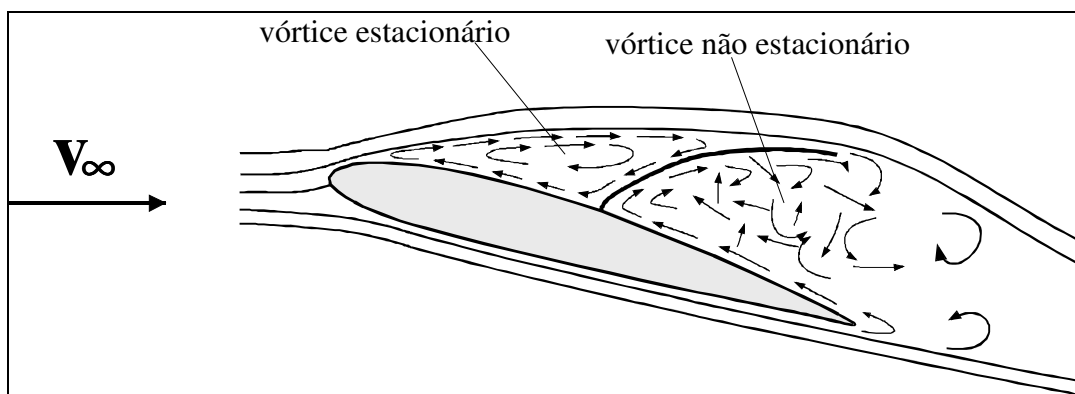


Figura 13. Imagem esquemática da distribuição de vórtices

Com o aumento do ângulo de ataque do *flap* se levanta sem parar, o vórtice estacionário se prende cada vez mais e muda assim também a sua superfície. Isto pode ser comparado com uma adaptação automática do perfil que aumenta o raio no bordo de ataque com o aumento do ângulo de ataque. Se for possível encher o vórtice com material criando assim um novo perfil, poder-se-ia, muito provavelmente, aumentar ainda mais a sustentação. Neste caso não se trata mais de uma separação com uma distribuição de pressão constante, mas sim de uma aceleração do escoamento que causaria uma sustentação maior.

8. Análise de incertezas

A metodologia utilizada precisa ser consistente para poder comparar os resultados obtidos. Por isso, os exames preliminares para conhecer melhor a biomecânica das penas das aves foram muito importantes. Medições com *flaps* que não aplicaram os resultados obtidos nestes exames não mostraram resultados esperados. Por exemplo, *flaps* sem porosidade se levantaram prematuramente e perturbaram o escoamento resultando em um ângulo de planeio pior e *flaps* sem arames de aço se enrolaram, mostrando assim mais nenhuma similaridade com as bolsas formadas pelas penas.

Muito importante foi também a informação que as penas não possuem ligações para levantar-se de forma ativa, sendo assim a prova que se trata realmente de um efeito aerodinâmico. No *flap* usado a própria fita funcionou como dobradiça. Este mecanismo é menos resistente do que a ligação haste / pele das aves, mas as considerações já feitas no caput sobre a rigidez dos arames de aço valem também aqui.

Como o objetivo deste trabalho concentrou-se em explicar apenas o efeito aerodinâmico do levantamento das penas das aves, as exatidões dos valores medidos são de menor importância.

A maior influência na exatidão nos valores de c_l e c_d foi causada pela suspensão da asa. Os fios 1, 2 e 3 ligaram a asa com a balança de sustentação. Através de duas hastes 5 e 6, e os fios 8 e 9, a asa foi ligada com a balança de arrasto. Os cabos 4 e 7 estabilizaram a asa nas direções laterais. Para dividir as forças de forma exata nos seus dois componentes sustentação e arrasto, todas as ligações da suspensão precisam ser alinhadas na vertical e na horizontal. Caso contrário, forças de sustentação podem entrar na medição do arrasto ou através do cabo 4 na estrutura e vice versa. Todos os alinhamentos foram realizados visualmente com um nível. Ademais as roldanas não representaram uma ligação completamente imóvel e as forças medidas sofreram influências do atrito atravessando elas.

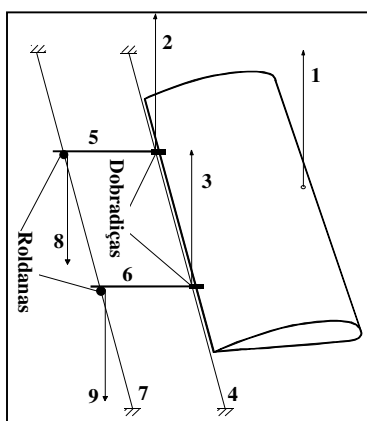


Figura 14. Suspensão da asa

Comparações com pesos calibrados mostram influências menores que 1 % na medição da sustentação e até 7 % na medição de arrasto.

O ângulo do potenciômetro foi calibrado através da luz de um laser que foi fixado numa distância conhecida. Através da definição do tangente foram calculados vários ângulos para definir a curva de calibração para o potenciômetro. Medições repetitivas mostraram uma boa conformidade. A discrepância na reprodutividade do ângulo pelo servomotor variou até 0,3°.

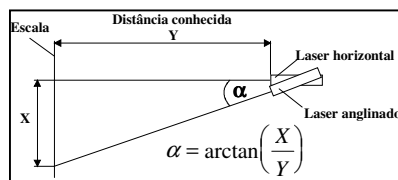


Figura 15. Calibração do potenciômetro

Nas medições de pressão precisa-se mencionar que os valores obtidos variaram bastante no estol e diretamente após da mudança para um novo ângulo. Para diminuir estas variações foram feitas medições contínuas, até 20 valores seguidos ficaram abaixo de um valor predefinido (< 7 Pa). Depois foi gravada a média das próximas 20 medições.

As incertezas na medição de pressão podem ser avaliadas comparando os resultados com os obtidos pelas balanças. Para isso foram definidas áreas $dx \cdot dy$ e $dy \cdot dz$ para cada furo que representaram a pressão medido e para qual se pode, considerando ainda o ângulo de ataque, calcular as forças desejadas. As somas de todas as forças sobre a asa foram comparadas com as forças medidas nas balanças, encontrando-se um desvio máximo de 8 %.

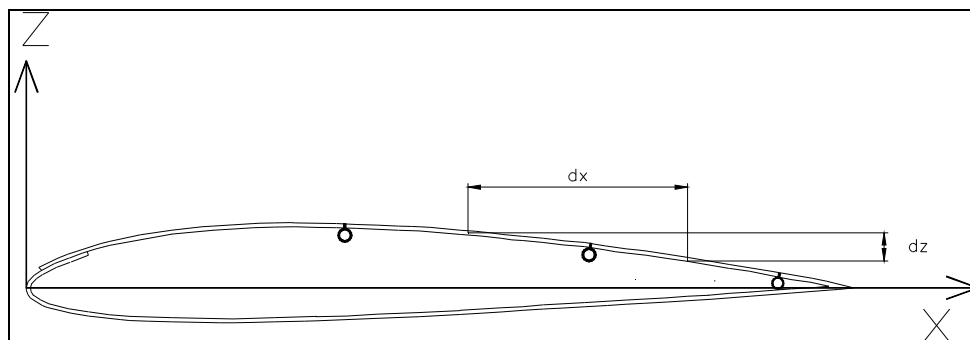


Figura 16. Divisão da asa em áreas

9. Referências

- Althaus D., 1980, „Profilpolaren für den Modellflug“, Neckar Verlag VS-Villingen.
Dubs F., 1990, „Aerodynamik der reinen Unterschallströmung“ - 6. Auflage, Birkhäuser Verlag Basel Boston Berlin.
Leder A., 1992, „Abgelöste Strömungen - physikalische Grundlagen“, Braunschweig, Vieweg.
Patone G., Müller, W, 1996, „Aeroflexible Oberflächenklappen als "Rückstrombremsen" nach dem Vorbild der Deckfedern des Vogelflügels“, Teilprojekt: “Biomechanik der Vogelfedern und deren bionische Umsetzung” Technical Report TR-96-05
Rechenberg I, Bannasch R, Patone G, Müller W, 1995, „Statusbericht für das Jahr 1995 zum Forschungsvorhaben 13N6536 des BmBF“.

EXPERIMENTAL INVESTIGATIONS ON A SHORT WING WITH SURFACE FLAPS

Roger Paul Dorweiler
Instituto de Tecnologia para o Desenvolvimento - LACTEC
Laboratório De Emissões Veiculares - LEME
Av. Prefeito Lothario Meissner, 01
Jardim Botânico, Curitiba - PR
CEP: 80210-170
Roger.dorweiler@lactec.org.br

Abstract

Observations in birds show, that their covert feathers can lift of the surface in turbulent flow or in critical flight situations. In those flight situations appears a local separation of the aerodynamic lines, known as effect stall. Due to the fact that the feathers of birds do not possess connections that allow an active movement, only aerodynamics forces can explain that rising effect.

The object of this work was to investigate in wind tunnel experiments the operation of the feathers as well as to explain the aerodynamic effect in case of an application on a wing with a significant stall. In accordance of the porosity and stiffness characteristics of the feathers from several birds, artificial feathers were constructed. It was also built a wing NACA 2412 with defined holes to measure the pressure distribution over the profile in comparison with and without the applied feathers. The results were also compared with the datas obtained through the measurements of lift and drag realized by two electronic balances.

Through the measurements it was demonstrated that the pockets, formed by the feathers, work as eddy brakes for the cross-current that propagate from the trailing edge towards the leading edge in the boundary layer in stall situations, avoiding like this the total drop of lift until an angle of attack of 40° . Between the board of attack of the wing and the pocket a vortex appears, that changes their form relative to the angle of attack. It was found that this deformation works like an automatic adaptation, which increase the thickness of the profile and cause for that an increase of lift in that area. Behind the pocket the conditions are not stationary and with a reduced lift. Nevertheless in the sum it results in a larger lift.

Like this, the use of "aeroflexível surface flaps" makes in the area of aerodynamics one more tool available to aid in practice a safer flying.

Keywords: Aerodynamic, Stall, Wind Tunnel, Eddy Flaps