

Universidade Federal de Minas Gerais  
Departamento de Engenharia Mecânica  
Curso de Pós Graduação em Engenharia Mecânica

Trabalho final da disciplina “Aerodinâmica”

**“ Aspectos primários da aerodinâmica de  
corpos fuselados”**

por:

Paulo Henriques Iscold Andrade de Oliveira

Belo Horizonte 20 de dezembro de 1999

## Sumário

1	Introdução.....	4
1.1	Definição e geometria de uma fuselagem .....	4
2	Forças e momentos em uma fuselagem.....	5
3	Considerações para o projeto de fuselagens.....	7
3.1	Definição do volume da fuselagem.....	7
3.2	Distribuição de volume da fuselagem .....	8
3.3	Camber da fuselagem.....	10
3.4	Arrasto de interferência.....	11
3.5	Altura da asa em relação à fuselagem .....	11
3.6	União asa – fuselagem.....	12
3.7	Posição do canopy em relação a asa.....	13
4	Conclusões .....	14

## **Lista de Figuras**

Figura 1 – Resultados experimentais de uma fuselagem típica .....	5
Figura 2 – Características aerodinâmicas de fuselagens - comparação entre resultados teóricos e experimentais.....	6
Figura 3 – Resultado parcial da pesquisa de Terleth e Boermans (1989) e Radespiel (1979) mostrando a influência da distribuição de volume da fuselagem no arrasto do conjunto asa – fuselagem. ....	9
Figura 4 – Gradientes de velocidades em duas configurações distintas de canopy e asa .....	14

# **1 Introdução**

O presente trabalho pretende apresentar algumas considerações sobre as características aerodinâmicas de fuselagens. Apresentar-se-á alguns aspectos sobre o comportamento aerodinâmico de corpos fuselados em regime de baixo subsônico além de considerações importantes para o projeto de conjuntos asa-fuselagens.

## **1.1 Definição e geometria de uma fuselagem**

O primeiro ponto a se observar neste trabalho é a definição e função de uma fuselagem quando empregada em uma aeronave.

Dos principais componentes de uma aeronave pode-se citar as asas e a fuselagem. Destes tem-se como principais funções, respectivamente, a geração de sustentação e o armazenamento de carga útil (tripulação, equipamentos, passageiros, cargas, etc.). Desta forma, pretende-se que a asa produza o máximo de sustentação e a fuselagem o máximo de volume, fornecendo sempre o mínimo de arrasto. Consequentemente, as fuselagens tem apresentado formas de corpos longos com perfis apontados, onde uma dimensão (o comprimento) é muito maior que as outras duas (largura e altura), as quais são da mesma ordem de grandeza (Schlichting, Truckenbrodt e Ramm, 1979).

## 2 Forças e momentos em uma fuselagem

De forma a proporcionar um melhor sentimento da grandeza e do comportamento das forças e momentos atuantes em uma fuselagem, apresentar-se-á a seguir uma seqüência de resultados experimentais obtidos na literatura.

Os resultados são resumidos em coeficientes adimensionais, sendo eles: coeficiente de força de sustentação, coeficiente de força de arrasto e coeficiente de momento de arfagem. Tais coeficientes são definidos como:

Coeficiente de sustentação: 
$$C_{LF} = \frac{2 \cdot L_F}{\rho \cdot V_F^{2/3} \cdot U_\infty^2}$$

Coeficiente de arrasto: 
$$C_{DF} = \frac{2 \cdot D_F}{\rho \cdot V_F^{2/3} \cdot U_\infty^2}$$

Coeficiente de momento: 
$$C_{MF} = \frac{2 \cdot M_F}{\rho \cdot V_F \cdot U_\infty^2}$$

Onde  $L_F$ ,  $D_F$  e  $M_F$  denotam respectivamente as forças de sustentação e arrasto e o momento de arfagem da fuselagem;  $C_{LF}$ ,  $C_{DF}$  e  $C_{MF}$  os referidos coeficientes adimensionais e  $V_F$  o volume da fuselagem.

A Figura 1 apresenta os resultados obtidos por Truckenbolt e Gersten (1957) para uma fuselagem típica.

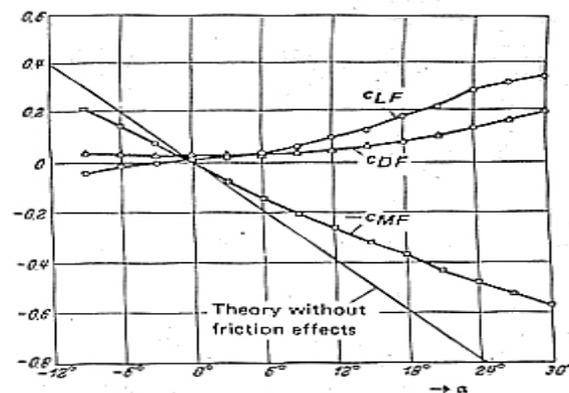
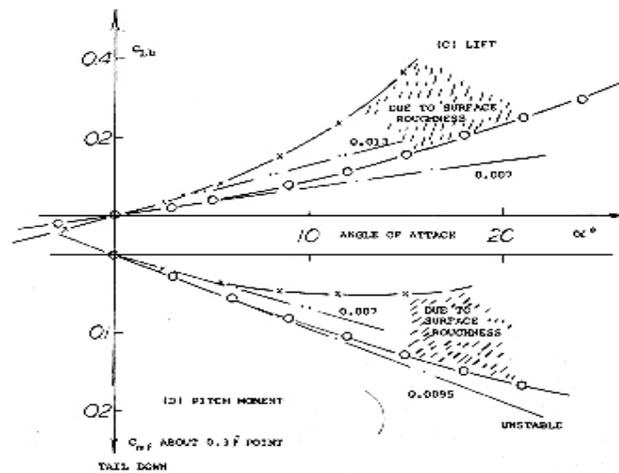


Figura 1 – Resultados experimentais de uma fuselagem típica

Segundo a teoria de escoamento potencial sobre fuselagens simétricas sem camber, o coeficiente de sustentação de uma fuselagem seria igual a zero, sendo que a distribuição de pressão prevista na parte anterior do corpo seria oposta a da parte traseira. Pode-se observar entretanto que, mesmo para pequenos ângulos de ataque, o coeficiente de sustentação da fuselagem cresce linearmente com o seu ângulo de ataque. Tal fato pode ser explicado quando se considera os efeitos viscosos do escoamento, os quais provocam uma aumento da pressão na parte traseira da fuselagem.

Deve-se notar também que, em altos ângulos de ataque, diferentemente dos perfis e das asa de alto alongamento, o coeficiente de sustentação da fuselagem cresce mais que linearmente. Este comportamento é diretamente influenciado pela rugosidade da fuselagem. A Figura 2 apresenta os resultados obtidos por Hoerner (1975) para fuselagens com diferentes acabamentos. Esta diferença entre a distribuição de pressão da parte anterior e da parte posterior da fuselagem também provoca uma diferença entre os valores de coeficientes de momento obtidos experimentalmente e teoricamente. A Figura 2 mostra como os valores de coeficiente de momentos obtidos teoricamente são menores que aqueles obtidos experimentalmente. Semelhantemente à observação feita para a sustentação, tal diferença é acentuada com o aumento da rugosidade do corpo.



**Figura 2 – Características aerodinâmicas de fuselagens - comparação entre resultados teóricos e experimentais**

O coeficiente de arrasto de fuselagens é aproximadamente proporcional ao quadrado do valor do ângulo de ataque, semelhantemente as asas.

### 3 Considerações para o projeto de fuselagens

Como foi dito anteriormente, a função de uma fuselagem em um avião é abrigar os equipamentos, cargas e tripulação durante o voo. Ou seja:

*“Obter o maior volume interno, oferecendo o menor arrasto aerodinâmico”*

Desta forma, durante o projeto de uma fuselagem deve-se atender, antes de mais nada, os requisitos ligados a esta função primária.

Neste item ir-se-á apresentar alguns aspectos que, segundo a literatura, são essenciais quando se quer obter uma boa fuselagem.

#### 3.1 Definição do volume<sup>1</sup> da fuselagem

Como pode ser observado nas equações de forças em uma fuselagem, apresentadas no item 2 deste trabalho, a força de arrasto de uma fuselagem é proporcional ao volume da mesma. Desta forma, o objetivo de maximizar do volume interno de uma fuselagem durante a sua fase de projeto deve ter um contexto modificado quando se quer minimizar o arrasto da mesma.

Na verdade, o que se deve procurar é a minimização do volume ocupado pelos equipamentos, cargas e tripulantes a serem carregados, de forma a se poder minimizar o volume da fuselagem. Este ponto de vista deve ser objetivado sempre que possível, restringindo equipamentos, atribuindo a um mesmo equipamento mais de uma função e otimizando a distribuição das cargas dentro da fuselagem.

Apesar da geometria da fuselagem ser definida numa fase inicial do projeto, deve-se procurar, nesta etapa, colher o máximo de informações sobre as cargas que serão

---

<sup>1</sup> Vários pesquisadores adotam como referência para fuselagens a sua área molhada. Neste trabalho adota-se com parâmetro o volume da fuselagem. Entretanto deve-se notar que pelo fato de que a maioria das fuselagens apresentam geometrias semelhantes, pode-se considerar, na maioria dos casos, a relação dos volumes igual a relação das áreas molhada de diferentes fuselagens.

transportadas na aeronave em desenvolvimento. Para tal, a utilização de informações comparativas de fuselagens de aeronaves já existentes se torna bastante útil. Informações como largura e altura de cabine, volume típico de compartimentos de carga e três vistas do equipamentos a serem carregados são formas úteis para auxiliar a definição do volume mínimo necessário para a fuselagem.

Entretanto, em alguns casos torna-se impossível uma maior diminuição do tamanho da fuselagem (o tamanho dos tripulantes, carga viva são fixos não podendo ser diminuídos). Neste casos, cabe ao projetista obter o menor arrasto para um dado volume da fuselagem. Para tanto, um cuidadoso processo de desenho da fuselagem deve ser aplicado, tentando minimizar as razões que aumentam o arrasto desta.

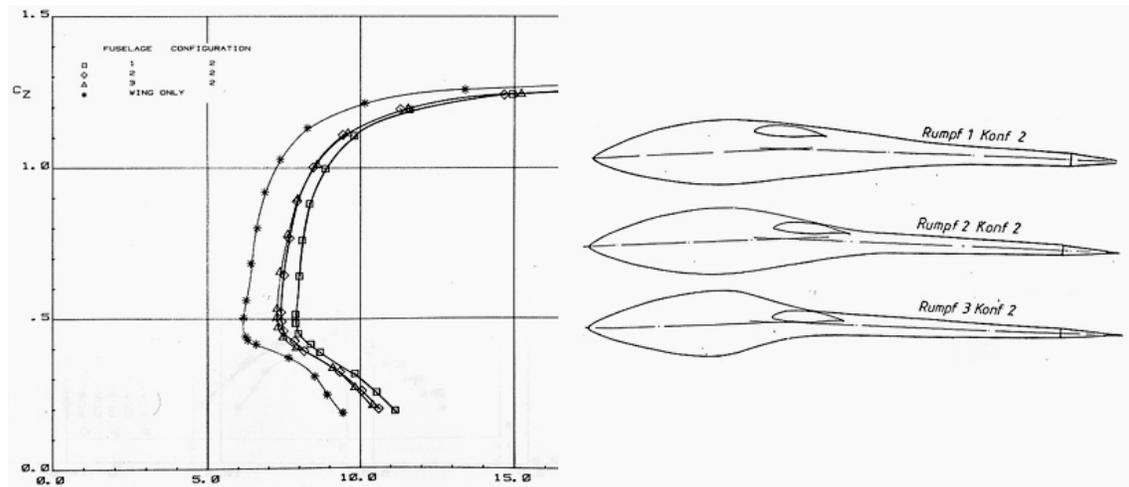
### **3.2 Distribuição de volume da fuselagem**

A forma como o volume da fuselagem é distribuído ao longo do seu eixo longitudinal é de extrema importância para a minimização do seu arrasto. Vários estudos tem sido feitos para se determinar uma geometria ideal para se minimizar o arrasto deste componente.

Dodbele, Van Dam e Vijgen (1986) apresentam um poderoso procedimento para se otimizar a geometria de uma fuselagem, buscando a maior porção de escoamento laminar em sua superfície. Charmichael (1996) também apresenta varias considerações sobre uma forma ótima para se obter fuselagens que voem com escoamento laminar.

A questão destes trabalhos é levar até o ponto mais traseiro possível uma fuselagem com área de seção crescente (i.e. coeficiente de pressão decrescente), favorecendo assim o escoamento laminar. Entretanto, sabe-se que o ponto onde a asa se liga a fuselagem é um ponto de estagnação do escoamento, o que faz com que nesta região, inevitavelmente, o escoamento se torne turbulento (Radespiel, 1979). Assim sendo, forçar o escoamento laminar na fuselagem só faria sentido se este se estendesse somente até a junção asa – fuselagem. Vários estudos mostram que mesmo se tendo uma fuselagem apta a apresentar escoamento laminar atrás do ponto onde se liga a asa, isto não é obtido quando tal fuselagem entra em vôo juntamente com a dita asa. Em vários casos, a transição do escoamento ocorre até mesmo antes do bordo de ataque da asa, o que deve ser evitado.

Terleth e Boermans (1989) e Radespiel (1979) apresentam um estudo sobre três tipos de fuselagens com três posições para a união asa – fuselagem (variações na altura e na posição longitudinal). Descartando a variação da posição da união asa – fuselagem pode-se ter uma boa impressão da influência da distribuição de volume da fuselagem no valor do arrasto da aeronave (ver Figura 3).



**Figura 3 – Resultado parcial da pesquisa de Terleth e Boermans (1989) e Radespiel (1979) mostrando a influência da distribuição de volume da fuselagem no arrasto do conjunto asa – fuselagem.**

Fischer (1972) apresenta seu estudo sobre quatro fuselagens hipotéticas. Seus casos variavam tanto a forma como era distribuído o volume no nariz da fuselagem como a mesma variação logo após o ponto de seção transversal máxima da fuselagem. O aspecto interessante deste trabalho é que Fischer mostra como uma redução de volume ineficiente da fuselagem pode provocar um aumento no arrasto ao invés de uma diminuição. Para o caso de vôo com ângulo de ataque nulo, a fuselagem que apresentava volume igual a 87% do valor padrão, apresentou arrasto 13% maior que o padrão.

Para fuselagens de planadores, ou aeronaves que podem apresentar fuselagens com formas semelhantes, um bom caminho para se determinar a distribuição de volume da fuselagem, sobretudo na sua porção dianteira, é a teoria do aerodinamicista brasileiro Francisco Leme Galvão (1978). A teoria de Galvão utiliza-se da comparação de fuselagens com os corpos de diversos peixes, criando assim uma regra matemática para determinar esta distribuição. Contestada mundialmente, tal teoria ainda se mantém de pé e é utilizada por

diversos projetistas atualmente, dentre eles, o famoso projetista de planadores Gherard Weibel.

Dois problemas ainda ressurgem quando se tenta utilizar uma geometria ótima de fuselagem desenvolvida por algum destes métodos. Primeiramente, alguns trabalhos citados aqui não levam em conta a presença da asa e dos outros componentes ligados à fuselagem. Como será apresentado a seguir, tais componentes, principalmente a asa, gera grandes interferências nos escoamento da fuselagem, eliminando assim a possibilidade de se manter o escoamento laminar por grandes extensões, como previsto no projeto da fuselagem isolada. Em segundo lugar, ainda se tem, em muitos casos, aeronaves a hélice com esta posicionada na parte dianteira da fuselagem. Nestes casos, todo o escoamento sobre a fuselagem fica sujeito às interferências do escoamento da hélice, o que elimina completamente a possibilidade de se ter escoamento laminar na fuselagem.

Para estes problemas algumas soluções são propostas, entretanto a análise destas leva a questionamentos em outras áreas que fogem do escopo deste trabalho.

### **3.3 Camber da fuselagem**

Ter uma fuselagem que, isolada, apresenta boas características aerodinâmicas, não é suficiente para que se tenha uma fuselagem, no avião, com baixo arrasto. A forma como o escoamento da asa interfere no da fuselagem, e vice-versa, é de grande importância para o projeto do avião. Como se quer uma fuselagem com o menor arrasto possível e uma asa produzindo o máximo de sustentação, deve-se fazer com que o escoamento da asa seja aquele que produza o menor arrasto na fuselagem. Em outras palavras, deve-se projetar uma fuselagem que tenha o camber coincidente com o escoamento antes e depois da asa (*up-wash e down-wash*), diminuindo assim os efeitos de escoamento cruzado sobre a fuselagem e a asa.

O problema de se obter esta restrição é que o escoamento da asa muda de forma com as variações na condição de vôo de aeronave. Deve-se então determinar em qual condição de vôo que ir-se-á buscar a minimização do arrasto e alinhar a fuselagem com o escoamento da asa nesta condição.

Para se calcular a trajetória do escoamento antes e depois da asa pode-se utilizar de um sistema de vórtices tipo ferradura com distribuição de circulação semelhante a da asa em

questão. Sistemas de vórtices com distribuição de circulação constante ao longo da envergadura da asa são suficientes para se obter bons resultados para o desenho da fuselagem.

Na região da asa, se se for atender a tal procedimento, ter-se-ia dois pontos de inflexão no perfil da fuselagem, o que, além de ser pobre esteticamente pode trazer graves problemas de descolamento do escoamento. Neste caso, deve-se usar de bom senso para se traçar linhas contínuas ligando as porções anterior e posterior da fuselagem.

Trabalho recentes que descrevem o projeto de aeronaves de alto desempenho mostram que os seus projetistas tem ainda a preocupação de analisar e refinar a geometria de tal região com ferramentas computacionais de modo a evitar distribuições de pressão que propiciem a transição ou descolamento precoce do escoamento.

### **3.4 Arrasto de interferência**

Chama-se arrasto de interferência entre dois corpos o acréscimo de arrasto, em relação ao arrasto de cada corpo, observado quando tais corpos são imersos em um escoamento próximos um ao outro. Tal acréscimo pode ser atribuído a duas razões distintas:

- Aumento da velocidade do escoamento em uma região de um dos corpos devido a proximidade com uma região de escoamento acelerado do outro corpo.
- Descolamento do escoamento de um corpo devido superposição, ou proximidade, de duas regiões de alta pressão de cada corpo.

Assim, o projeto de uma fuselagem, já considerando a sua utilização em uma aeronave, deve ter em foco a minimização destes efeitos. Os itens a seguir tratam especificamente destes aspectos.

### **3.5 Altura da asa em relação à fuselagem**

A altura da asa em relação a fuselagem tem importância para se evitar as duas causas do arrasto de interferência citadas no item 3.4.

Primeiramente analisar-se-á a altura da asa em uma fuselagem de seção retangular. Desta forma qualquer posição da asa apresentará uma mesma geometria da união asa – fuselagem. Assim pode-se estudar as influências do primeiro tipo citadas no item 3.4

Sabe-se que, a sustentação produzida por uma asa é em grande parte função do escoamento no extradorso deste asa, assim, se se colocar a asa o mais alto possível em relação a fuselagem (extradorso faceando com o “teto” da fuselagem), ter-se-á a menor interferência no escoamento desta face da asa, prejudicando o mínimo a sua sustentação. Ainda mais, sabe-se que a razão pela qual a sustentação da asa é tão ligada ao escoamento do seu extradorso, é o fato de que o acréscimo de velocidade nesta face é muito maior que no intradorso (a velocidade no extradorso de uma asa chega a aumentar 50% em relação a velocidade do escoamento). Desta forma, qualquer porção da fuselagem que se projetar para cima do extradorso da asa estará voando com velocidades muito maiores do que aquelas caso esteja voando embaixo da asa ou isolada ( o aumento da velocidade em uma fuselagem é da ordem de 5%).

Entretanto, por razões de diminuição do volume da fuselagem e até mesmo estéticas, as seções de uma fuselagem quase nunca são retangulares. Nestes casos colocar a asa com o seu extradorso faceando como o “teto” da fuselagem criaria uma concordância duplamente divergente entre o intradorso da asa e a parte inferior da fuselagem. Este tipo de concordância provoca um aumento do arrasto de interferência conforme a segunda razão apresentada no item 3.4. Tal problema pode ser solucionado pela colocação de carenagens entre a asa e fuselagem de forma a se evitar este tipo de concordância entre os dois corpos.

Caso o projeto da aeronave tenha optado por uma configuração tipo asa baixa, tal problema se torna mais acentuado devido a grande curvatura do extradorso da asa. Em alguns casos o descolamento nesta região é tão forte que a distribuição de sustentação ao longo de toda a asa fica comprometida.

### **3.6 União asa – fuselagem**

Nos casos em que é necessário a instalação de carenagens na união asa – fuselagem, alguns cuidados devem ser observados. O tamanho de tais carenagens devem obedecer um

equilíbrio entre o suficiente para evitar o descolamento e o mínimo para não aumentar excessivamente a área molhada na fuselagem.

Hoerner (1963) propõe que tais carenagens se iniciem no ponto de espessura máxima da asa, com raio de concordância igual a zero e se estendam até o bordo de fuga da asa onde o raio de concordância entre a asa e a fuselagem deve ser de cerca de 6% a 8% da corda na raiz da asa.

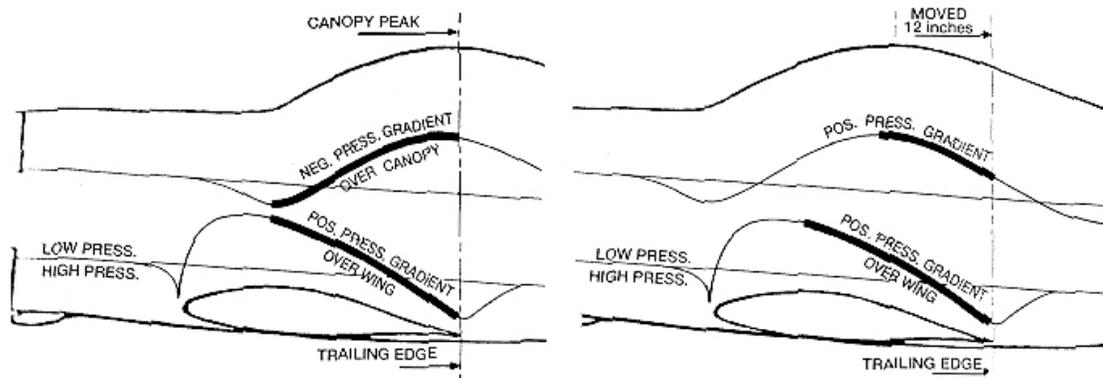
### **3.7 Posição do canopy em relação a asa**

Arnold (1997) analisou vários parâmetros que segundo ele influenciam no arrasto de interferência da fuselagem com outro componente. Dentre os vários componentes Arnold cita a importância do correto posicionamento do canopy (ou qualquer outra protuberância na fuselagem) em relação a asa.

Neste caso, sendo um arrasto de interferência, apenas o fato de se ter regiões com velocidade aumentada pela presença do outro corpo tem importância para o seu surgimento.

A proposição de Arnold é simples. Segundo ele deve-se posicionar o canopy de forma que as regiões, da asa e do próprio canopy, com gradientes de velocidade com mesmo sinal não sejam sobrepostas. Isto para que não se tenha gradientes de velocidades maiores do que aqueles que ocorrem quando se tem apenas a asa ou a fuselagem voando isoladas, mas sim, valores sempre menores que estes. Desta forma, a velocidade local do escoamento sobre a superfície da aeronave pode ser bem controlada.

Entretanto, uma análise mais precisa sobre o comportamento deste gradiente, na asa e fuselagem, pode ser causa de um laborioso trabalho. Para simplificação, Arnold propõe que é suficiente a colocação do ponto onde nasce o canopy coincidente com o ponto de espessura máxima da asa e o ponto de espessura máxima do canopy coincidente como o bordo de fuga da asa. A Figura 4 apresenta um esquema de duas configurações onde, apenas na primeira, se aplica a proposição descrita.



**Figura 4 – Gradientes de velocidades em duas configurações distintas de canopy e asa**

## 4 Conclusões

No presente trabalho foram apresentados os aspectos primários para o projeto de fuselagens aplicadas em aeronaves subsônicas. Foram apresentadas considerações sobre distribuição de volume da fuselagem, camber da fuselagem, arrasto da fuselagem, altura da asa em relação à fuselagem, união asa – fuselagem, posição do canopy em relação a asa. Em cada aspecto foram apresentadas as considerações apresentadas pela literatura bem como a sua viabilidade de utilização no projeto de aeronaves.

Deve-se notar que neste trabalho procurou-se apenas citar e comentar os principais aspectos que, segundo alguns especialistas e a literatura atual, podem ser decisivos no que se diz respeito ao projeto de fuselagens. Não foi abordado nenhum novo item, nem mesmo discutido seu peso no processo de otimização das características aerodinâmicas da fuselagem.

Pode-se observar que a aplicação de todas as observações apresentadas, para o sucesso do projeto da fuselagem, implica em um consciencioso e complexo trabalho de criação, onde outros aspectos (estabilidade, controle, funcionalidade, segurança, estética, facilidade de fabricação, etc.) ainda devem ser atendidos.

Muitos dos aspectos citados tem aplicação em casos específicos de aeronaves, sendo nestes casos bastante complicado o seu atendimento em conjunto com outros requisitos.

Procedimentos para o cálculo da contribuição de cada aspecto citado aqui podem ser alcançados através de ferramentas computacionais. A utilização de métodos discretos para o cálculo do escoamento potencial ao longo da aeronave já vem a ser uma poderosa ferramenta para o direcionamento do projeto das fuselagens e suas ligações.

## Referências Bibliográficas

- Arnold, M., "Inverse Pressure Gradient Matching", 1997, Sport Aviation Magazine..... 13
- Charmichael, B., "Minimizing Fuselage Drag", 1996, Sport Aviation Magazine..... 8
- Dodbele, s.S., Van Dam, C.P., Vijgen, P.M.H,W., "Design of Fuselage Shapes for Natural Laminar Flow", 1986, NASA Contractor Report 3970..... 8
- Fischer, K.H., "Messungen an Rotationssymmetrischen Rumpfmodellen mit Verschieden Starker Einschnürung Hinter dem Dickenmaximum ohne UndMit Tragflügel", 1972, Institut für Aero- und Gasdynamik der Universität Stuttgart..... 9
- Galvão, F.L., "Notas Técnica sobre Corpos Fuselados", 1968, Anais do XI Congresso da OSTIV ..... 9
- Hoerner, S.F., "Fluid - Dynamic Drag", 1963, Publicação própria..... 13
- Hoerner, S.F., Borst, H.V., "Fluid-Dynamic Lift", 1975, Publicação própria. .... 6
- Radespiel, R., "Experimentelle Untersuchungen an Segelflugzeugrümpfen mit Verschiedener Einschnürung und Flügelanordnung", 1979, Forschungszentrum Braunschweig Institut für Aerodynamik..... 8, 9
- Schlichting, H. Truckenbrodt, E., Ramm, H.J. "Aerodynamics of the Airplane", 1979, McGraw-Hill Inc..... 4
- Terleth, D.C., Boermans, L.M.M., "Preliminary Results of Windtunnel Measurements on Eight Sailplane Wing-Fuselage Combinations", 1989, Delft University of Technology - Low Speed Laboratory..... 9
- Truckenbolt, E., Gersten, K., "Experimentalle und theoretische Untersuchungen an Deltaflügel-Rumpf-Anordnungen bei symmetrischer Anströmung", 1957, Z.Flugw. .... 5