

Schioza, Dayr

Exercimentos incompressíveis ao  
lado de corpos totalmente submersos:  
análise de arrasto e sustentação.

Tex. Liv. de nome Engenharia

Aos meus pais,  
à minha esposa, e  
aos meus filhos.

## AGRADECIMENTOS

As Sras. Iêda Maria Stahl Hergert e Vera Inez de Souza Puzo  
ne, e, Sr. Orlando Aparecido Fazanaro, funcionários do Departamento de  
Hidráulica e Saneamento da Faculdade de Engenharia de Limeira, pelo ca  
rinho e dedicação na execução da preparação para impressão deste traba  
lho.

## APRESENTAÇÃO

Desde o início de minhas atividades profissionais, senti um envolvimento bastante intenso na área de projetos de navios e na análise de sistemas de transporte. Surgiu, daí, a necessidade de estabelecer os elos entre os meios disponíveis para elaboração de projetos racionais, e os conhecimentos básicos científicos e tecnológicos. Assim, durante uma década, as atividades acadêmicas nas duas áreas de atuação foram se interligando às de projeto e os elos foram estabelecidos.

Nos anos seguintes à primeira fase profissional, atividades técnicas ligadas ao desenvolvimento industrial começaram a mostrar outro elo: o existente entre projeto e execução. Simultaneamente, atividades acadêmicas continuaram a ser desenvolvidas, permitindo-me um melhor entendimento dos métodos que devem nortear trabalhos nos vértices do triângulo pesquisa-projeto-execução e, no caminho a ser seguido para permitir, racionalmente, o movimento entre eles.

O navio, o oleoduto, a pesquisa operacional de integração de barcas faziam aparecer sempre a figura presente dos fluídos e seus escoamentos. Para estes, tratamentos analíticos, análise dimensional, modelo, todos constantemente desfilando, mostrando a importância da dinâmica dos fluídos nas áreas de atuação profissional em que me envolvia.

A humanidade vive em função da energia que utiliza, para se locomover e, para atender outras necessidades de sobrevivência mais

imediatas. População que cresce e fontes de energia tradicionais escasseando, incitam o ser humano a, cada vez mais, procurar racionalizar a utilização de energia, e, assim, procurar conhecer com detalhes, a relação entre as diversas variáveis que são fisicamente significativas nos escoamentos ao redor de veículos que transportam os homens e suas necessidades. Portanto, resolvi fazer parte deste exército, formado pelos que analisam os escoamentos. Este trabalho surgiu, pois, de tal resolução.

### RESUMO

Este trabalho tem como objetivo estabelecer diretrizes para o projeto de dirigíveis, no que diz respeito à influência da forma na resistência ao arrasto. É também feita uma indicação sobre as possibilidades de exploração da sustentação dinâmica no projeto.

Acreditando muito que ao dirigível está reservado um importante papel no transporte de passageiros e carga, no capítulo 1, apresentamos breves considerações sobre as áreas de conhecimento, que devem ser entrelaçadas na pesquisa e desenvolvimento de veículos: escoamentos e técnicas de otimização para sistemas de transporte.

No capítulo 2, procuramos esclarecer os nossos objetivos, mostrando as limitações deste trabalho. Assim, apresentando a multiplicidade de critérios que norteiam a escolha da forma - aerodinâmica, estrutura e arranjo, principalmente - introduzimos o dirigível, comparando-o, sob alguns aspectos, a helicópteros e aviões. Finalmente, foram bem frisadas as limitações e os objetivos: não tratamos de análise de sistema de transporte e, sequer, do estabelecimento de critério geral para projeto de veículo; tratamos, única e exclusivamente, da análise de relação entre forma e resistência de arrasto, para corpos axissimétricos, com indicações genéricas sobre sustentação dinâmica. Os objetivos ficaram claros: 1º) Busca da geometria ótima no que concerne a arrasto, 2º) Penalidades impostas no arrasto, quando se foge do ponto ótimo; 3º) Análise e indicação dos aspectos que relacionam sustentação à forma.

No capítulo 3, expõe-se a situação do problema, sob dois as

pectos. Na primeira parte, procuramos apresentar as razões da estagnação de pesquisa e desenvolvimento de dirigíveis durante quase meio século. A seguir, situamos o problema no que diz respeito a estudos que relacionem arrasto e sustentação à forma: escassos, não sistemáticos e pouco confiáveis. As dificuldades de ensaios, sob semelhança dinâmica, nos indicam adotar os bons resultados obtidos com uma série sistemática de corpos de revolução, ensaiados para utilização em projetos de submarinos: a série 58.

No capítulo 4, estabelece-se o processo de análise. O critério é o valor mínimo do arrasto específico por unidade de volume. O modelo matemático cria uma função objetivo; a busca é feita, com técnicas de otimização não lineares, para diversos pares de valores volume-velocidade, fixando o meio numa dada altitude e variando a geometria; também consideramos a posição da secção de área máxima, assim como os raios de curvatura da proa e da popa. Para a sustentação, a análise não é sistemática e se resume apenas num caso estudo.

Os resultados são apresentados no capítulo 5, discutidos no capítulo 6 e as conclusões expostas no 7. Nestes, fica evidenciado que: a) o valor ótimo da geometria independe de volume, de velocidade e de altitude; b) tal valor corresponde a um coeficiente prismático de 0,60 e um índice de esbeltez de 7,4; c) as penalidades em arrasto são pequenas, quando nos distanciamos, não muito, da geometria ótima, em decorrência do achatamento da função objetivo; d) características aerodinâmicas de arrasto podem ser sacrificadas, se houver exigências rigorosas de aspectos de manobra e de outras estruturais; e) a sustentação dinâmica, conseguida por vôo não axial, não é vantajosa no aspecto consumo de combustível; f) a resposta final de viabilidade econômica de sustentação dinâmica só pode ser dada após estudos que englobem todos os custos; g) é necessário análise de geometria não axissimétricas.

## ABSTRACT

The purpose of this work is to establish the frameworks for airship design, concerning the relations between shape and drag. It also indicates the possibilities in exploring lift actions as design condition.

We strongly believe that in the near future, the airship will be in full operation for cargo and passenger transportation. Then, in chapter 1 we introduce brief considerations about the fields which must be connected with the research and development of vehicles: fluid flows and optimization techniques for transportation systems.

In chapter 2, we show a clear picture of our purpose, restricting our work to a well defined area. Therefore, presenting the multiplicity of criteria which govern the choice of shape - fluid-dynamics, structure and general arrangement, mainly - we introduce the airship, compared, in some aspects, to airplanes and helicopters. Finally we set forth the restrictions and our purposes: we will not analyse transportation systems and, even less, we will try to establish general criteria for unit vehicle design; we are restricted to the analysis of the connections between shape and drag for streamlined bodies of revolution, with additional surveys on lifting considerations. The purpose was clear: 1<sup>st</sup>: search on shape concerning drag aspects; 2<sup>nd</sup>: penalties on drag when the shape goes away from the optimum; 3<sup>rd</sup>: analysis and indication of relations between shape and lift.

In chapter 3, we show the state of the art for the problem,

in two aspects. The first one indicates the reasons why airship development was so inactive throughout almost half a century. The second shows the situation of research on drag and lift for streamlined bodies : scarces, not systematic and doubtful. The natural difficulties on model testing under dynamic similarity conditions, suggest us to use the results obtained on tests with a systematic series of streamlined bodies of revolution applied to the design of high speed submarines: Série 58.

In chapter 4, we settle the method of analysis. The criterion is to find the best shape for minimum drag value, on the basis of equal displacement volume. We established the objective function; the search is developed using non linear optimization techniques; for several pairs volume - speed and fixed static fluid conditions, the shape is analysed through the variation of fineness ratio and prismatic coefficient; we also considered position of maximum area section as well as tail and nose radius. For lift considerations the analysis is not systematic.

The results are presented in chapter 5, discussed in chapter 6 and conclusions are established in chapter 7. Then, it is possible to point out that: a) The optimum shape is independent of volume, speed and altitude; b) the optimum corresponds to a prismatic coefficient close to 0,60 and a fineness ratio around 7,4; c) the penalties on drag are small when the shape goes not so far away from the optimum, as a consequence of the flatten shape of the objective function; d) the aerodynamic considerations of drag can be sacrificed if there are stronger reasons concerning structure and maneuvering; e) the lift that results from non axial flight is not advantageous in respect to fuel consumption; f) final answers about economical aspects of the lift under non axial flights can be stated only when complete analysis is conducted based on general economic criterion; g) it is necessary to keep doing some research on non symmetrical shapes.

ÍNDICE

página

1. GENERALIDADES	
1.1. Pesquisa Científica e Desenvolvimento Industrial de Veículos.....	01
1.2. Escoamentos.....	02
1.3. Veículos.....	08
1.4. Otimização - Metodologia.....	12
1.5. O Projeto de Sistemas de Transporte.....	17
1.6. Sustentação Dinâmica em Dirigíveis.....	23
2. INTRODUÇÃO AO DIRIGÍVEL.....	25
2.1. Utilização de Veículos.....	25
2.2. Veículos Aéreos e Sustentação.....	27
2.3. A Geometria dos Veículos e seus Requisitos.....	28
2.4. Breve Análise de Aviões, Helicópteros e Dirigíveis.....	29
2.5. Bases para fixar nossos objetivos.....	34
2.6. Nossos objetivos.....	38
3. SITUAÇÃO DO PROBLEMA.....	40
3.1. Evolução dos Dirigíveis.....	40
3.2. Arrasto em Corpos Submersos "Carenados" e "Alongados".....	43
3.3. A Necessidade de Criação de uma Série Sistemática de Corpos de Revolução.....	46
3.4. A Série 58.....	49
3.5. Sustentação Dinâmica.....	51
4. MÉTODOS DE ANÁLISE.....	54
4.1. Otimização - Arrasto em Corpos de Revolução.....	54
4.2. Vôo não Paralelo : Sustentação e Arrasto.....	75
5. RESULTADOS.....	78
5.1. Otimização para o Arrasto.....	78
5.2. Vôo não Paralelo : Sustentação e Arrasto.....	79

	página
6. DISCUSSÃO DOS RESULTADOS - RECOMENDAÇÕES.....	95
6.1. Arrasto em Corpo de Revolução.....	95
6.2. Sustentação e Arrasto em Vôo não Paralelo.....	97
6.3. Arrasto em Corpos não de Revolução.....	98
6.4. Recomendação para Futuras Pesquisas.....	99
7. CONCLUSÕES.....	103
7.1. Arrasto em Corpos de Revolução.....	103
7.2. Vôo não Paralelo.....	104
7.3. Geometrias não Axissimétricas.....	104
ANEXO A : ENSAIOS EM TANQUES DE PROVA E TÚNEIS DE VENTO.....	105
A.1. Navios de Superfície.....	105
A.2. Corpos Inteiramente Submersos.....	108
ANEXO B : AEROSTÁTICA - DIRIGÍVEIS.....	111
B.1. A Atmosfera.....	111
B.2. Ascensão de Dirigíveis.....	119
ANEXO C : ALGUNS CORPOS DE GEOMETRIA DEFINIDA.....	124
C.1. Corpos de Revolução Genéricos.....	124
C.2. Corpo de Revolução - Esferóide Alongado.....	125
C.3. Elipsóide.....	126
C.4. Sólido com Seção Transversal Elíptica.....	127
ANEXO D : DIAGRAMA DE BLOCO DA BUSCA NA 1 <sup>a</sup> FASE.....	130
ANEXO E : VERIFICAÇÃO DE FORMULAÇÃO PARA COEFICIENTES DE SUSTEN TAÇÃO EM CORPOS DE REVOLUÇÃO.....	131
E.1. Formulação.....	131
E.2. Verificação.....	131
ANEXO F : O COEFICIENTE DE ÁREA DE SEÇÃO MERIDIONAL.....	133
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	135

ÍNDICE DE TABELAS

	página
Tab. 1.1. - Transporte de Carga	
Índices Médios de Custo por t x km <sup>*</sup> .....	09
Tab. 1.2. - Intervalos Normais de Velocidade (km/h).....	10
Tab. 2.1. - Aviões, Helicópteros e Dirigíveis (Grande Capacida de de Carga).....	30
Tab. 2.2. - Aviões, Helicópteros e Dirigíveis (Pequena Capacida de de Carga).....	31
Tab. 3.1. - Dirigíveis Rígidos Antigos.....	41
Tab. 3.2. - Dirigíveis Deformáveis Antigos.....	42
Tab. 3.3. - Dirigíveis Deformáveis Modernos.....	42
Tab. 3.4. - Série 58.....	50
Tab. 4.1. - $(I/L) \times 10^6$ - Efeitos de forma.....	71
Tab. 4.2. - $(J C_F/L) \times 10^6$ - Efeitos viscosos.....	71
Tab. 4.3. - Função objetivo $F \times 10^6$ .....	71
Tab. 5.1. - Resultados da Otimização para $\nabla = 8.000 \text{ m}^3$ .....	84
Tab. 5.2. - Resultados da Otimização para $\nabla = 27.000 \text{ m}^3$ .....	84
Tab. 5.3. - Resultados da Otimização para $\nabla = 64.000 \text{ m}^3$ .....	84
Tab. 5.4. - Resultados da Otimização para $\nabla = 125.000 \text{ m}^3$ .....	84
Tab. 5.5. a 5.20. - Resultados de Otimização da Função Obje tivo.....	85 a 92
Tab. 5.21. a 5.24. Função G.....	93 e 94
Tab. 6.1. - Penalidades na Resistência.....	96
Tab. B.1. - Atmosfera Padrão.....	118
Tab. B.2. - Viscosidade Cinemática para Atmosfera Padrão.....	118
Tab. C.1. - $C_s$ de esferóides alongados.....	126
Tab. E.1. - Verificação de $C_{Su}$ .....	132
Tab. F.1. - Relação entre $C_p$ e $C_{PM}$ .....	133
Tab. F.2. - $C_{PM}$ para a Série 58.....	134

ÍNDICE DE FIGURAS

	página
Fig. 4.1. - Variação de $C_R$ com $C_P$ e $n$ .....	59
Fig. 4.2. - Variação de $C_R$ com $n$ e $C_P$ .....	60
Fig. 4.3. - Variação de $C_R$ com $r_i$ .....	61
Fig. 4.4. - Variação de $C_R$ com $r_o$ .....	62
Fig. 4.5. - Variação de $C_R$ com $m$ .....	63
Fig. 4.6. - Variação de $C_S$ com $C_P$ .....	65
Fig. 4.7. - Variação de $C_S$ com $n$ .....	66
Fig. 6.1. - Indicação de geometria.....	101
Fig. C.1. - Indicação de Sólido Genérico.....	124

## NOTAÇÃO

Símbolo	Descrição	Dimensão
A	Área de secção transversal	$L^2$
$\bar{A}$	Força de sustentação estática de dirigível	$MLT^{-2}$
$A_B$	Área de secção máxima (transversal)	$L^2$
$A_{PM}$	Área de secção meridional	$L^2$
a	Semi-eixo de elipse na direção x	L
$\bar{a}$	Força de sustentação de dirigível por un. volume	$ML^{-2}T^{-2}$
a'	Coefficiente adimensional na formulação de sustentação	$M^0L^0T^0$
$a_i$	Coefficientes de polinômios	-
$\alpha$	Indicativo de proporcionalidade	-
$\alpha'$	Indicativo de proporcionalidade	-
$\alpha''$	Indicativo de proporcionalidade	-
$\beta$	Ângulo de ataque em vôo não axial	(ad)
b	Semi-eixo de elipse na direção y	L
b'	Coefficiente adimensional na sustentação	(ad)

Símbolo	Descrição	Dimensão
$C_c$	Coeficiente de capacidade de carga efetiva	ad
$C_{DWT}$	Coeficiente de capacidade de carga paga	ad
$C_T$	Coeficiente de resistência total	ad
$C_F$	Coeficiente de resistência viscosa superficial	ad
$C_R$	Coeficiente de resistência residual	ad
$C_W$	Coeficiente de resistência de ondas	ad
$C_{RC}$	Coeficiente de resistência de cilindro	ad
$C_P$	Coeficiente prismático	ad
$C_S$	Coeficiente de superfície molhada	ad
$C_{PM}$	Coeficiente de área meridional	ad
$C_{Su}$	Coeficiente de sustentação	ad
$C_n$	Coeficiente de secção mestre	ad
$c$	Semi-eixo de elipse na direção z	L
D	Diâmetro de secção transversal máxima	L
d	Distância	L
$\Delta$	Deslocamento	$MLT^{-2}$
$\lambda$	Razão de escala geométrica	ad
$\delta$	Densidade	ad
E	Energia	$ML^2T^{-2}$
Eu	Número de Euler	ad
EHP	Potência de arrasto	$ML^2T^{-3}$
e	Rugosidade	L
$\epsilon$	Excentricidade de elipse	ad
F	Função objetivo deste trabalho	$L^{-1}$
FM	Figura de mérito	-

Símbolo	Descrição	Dimensão
Fr	Número de Froude	ad
f	Fator de proporcionalidade de Newton	ad
f( )	Indicativo da função genérica	-
$\phi$	Representativo de $C_R$ na função objetivo	ad
$\psi$	$C_S n / C_P$	ad
$\psi( )$	Indicativo de função genérica	-
G	Função originada neste trabalho = $F \cdot \bar{V}^{0,378}$	$M^0 L^{0,134} T^0$
g	Aceleração da gravidade	$L T^{-2}$
$\gamma$	Peso específico	$M L^{-2} T^{-2}$
R	Raio de ação	L
h	Altitude	L
I	Adimensional neste trabalho = $\psi \phi$	ad
i	Índice indicativo de variável $C_P$	-
j	Adimensional neste trabalho = $\psi$	ad
j	Índice indicativo de variável n	-
K	Constante de variação de temp. c/altitude	$M^0 L^{-1} T^0 \theta$
k	Índice indicativo da variável $\bar{V}$	-
L	Comprimento	L
l	Índice indicativo da variável $\bar{V}$	-
MS	Multiplicador de Simpson	-
m	Posição da área máxima contada da proa	ad
$\mu$	Coefficiente de viscosidade	$M L T^{-1}$
N	Força de ascensão de dirigível	$M L T^{-2}$
n	Coefficiente de esbeltez	ad
V	Volume	$L^3$

Símbolo	Descrição	Dimensão
$V_c$	Volume de carga	$L^3$
$\nu$	Viscosidade cinemática	$L^2 T^{-1}$
$\eta$	Coefficiente Propulsivo (Eficiência) = EHP/SHP	ad
$P$	Potência	$ML^2 T^{-3}$
$p$	Pressão	$ML^{-3} T^{-2}$
(2p)	Perímetro de uma linha fechada	L
$q$	Fração de sustentação utilizada para carga	ad
$\pi$	Indicativo de Área máxima	-
$R$	Resistência de arrasto (entenda-se total)	$MLT^{-2}$
$R_{uni}$	Constante universal dos gases perfeitos	-
$R_T$	Resistência total	$MLT^{-2}$
$R_F$	Resistência viscosa superficial	$MLT^{-2}$
$R_R$	Resistência residual	$MLT^{-2}$
$R_W$	Resistência devido formação de ondas	$MLT^{-2}$
$R_i$	Resistência induzida por sustentação	$MLT^{-2}$
$R_T/V$	Resistência por unidade de volume	$ML^{-2} T^{-2}$
$RT/W$	Resistência por unidade de peso	ad
$Rey$	Número de Reynolds	ad
$Rey_L$	Número de Reynolds com base no comprimento	ad
$Rey_D$	Número de Reynolds com base no diâmetro	ad
$Rey_{V^{1/3}}$	Número de Reynolds com base $V^{1/3}$	ad
$R_o$	Raio dimensional da proa	L
$R_I$	Raio dimensional da popa	L
$r$	Raio	L
$r_o$	Raio adimensional da proa	

Símbolo	Descrição	Dimensão
$r_1$	Raio adimensional da popa	ad
$\rho$	Massa específica	$ML^{-3}$
S	Superfície de contacto com o meio (molhada)	$L^2$
Su	Sustentação (dinâmica)	$MLT^{-2}$
s	Densidade do ar em relação a C.N.T.P.	ad
s'	Densidade do gas de sustentação em relação a de C.N.T.P.	ad
T	Temperatura absoluta	$\theta$
t	Temperatura	$\theta$
T	Medida de transporte efetivado	$ML^2T^{-2}$
u	Razão entre semi-eixos de elipsoide	ad
V	Velocidade	$LT^{-1}$
$v^j$	Velocidade a um expoente qualquer	$(LT^{-1})^j$
v	Volume específico	$L^3M^{-1}$
X	Abcissa dimensional	L
x	Abcissa adimensional	ad
Y	Ordenada dimensional	L
y	Ordenada adimensional	ad
Z	Valor dimensional	L
W	Peso	$MLT^{-2}$
$W_c$	Peso de carga efetiva	$MLT^{-2}$
$W_{DWT}$	Peso de carga mais peso de óleo e tripulação com pertences.	$MLT^{-2}$

## GENERALIDADES

### 1.1. Pesquisa Científica e Desenvolvimento Industrial de Veículos

Tão urgente quanto a procura de novas fontes de energia é a racionalização da sua utilização. É necessário que os sistemas de transporte operem nas condições de consumo mínimo de energia, dentro dos requisitos de segurança e conforto. Os veículos operam sempre em meios fluidos, é claro, com exceção dos que fogem dos limites da Terra. Por isso é necessário conhecer, cada vez com maior precisão, as forças que agem sobre corpos que se locomovem em meios fluidos.

A mecânica dos fluidos foi analisada até o início do século, com base em conhecimentos empíricos. Porém, teve um desenvolvimento tão marcante, analítica e experimentalmente, que é extremamente difícil acompanhar a sua evolução, a não ser em sub-áreas específicas. Já no início do século, todos os ramos de atividades industriais passaram a exigir um conhecimento, antecipado à construção de protótipos, no que diz respeito aos escoamentos e, especificamente, aos esforços sobre veículos. Assim cresceu a pesquisa científica, analítica e experimental.

Então, é lícito afirmar que projetos de desenvolvimento industrial são os responsáveis pela pesquisa científica. Porém, pode-se afirmar que muitas aplicações industriais que envolvem escoamentos, foram e são realizadas sem qualquer ajuda de pesquisa. Muitas vezes, ocorre que o projetista norteia demasiadamente o seu raciocínio em casos semelhantes ao que se lhe apresenta, deixando de buscar outras alternativas, por

mudança de fronteiras de escoamento, que poderiam ser mais viáveis. Assim, muitas decisões são tomadas, conhecendo-se o escoamento, apenas de um modo muito vago.

É certo que ainda está no futuro a possibilidade de que o projeto de sistemas que envolva movimento de fluidos, seja realizado por meio de cálculos baseados em teoria precisa; isto porque, teorias exatas, hoje, são conhecidas para um universo muito restrito de formas geométricas. Mas é necessário buscar, com perseverança, a melhor solução; devem ser analisados escoamentos alternativos pela mudança de geometria, ajustando as suas fronteiras, minimizando a resistência e levando as forças e momentos a valores que interessam economicamente.

Nos próximos anos, veremos uma transformação violenta na geometria de veículos terrestres. A concepção artística de carrocerias desaparecerá, prevalecendo a geometria economicamente mais ajustada aos escoamentos; aparecerão carrocerias aerodinamicamente ajustadas. No ar e na profundidade dos oceanos, surgirão veículos de transporte comercial com novas concepções. Será o controle definitivo das tensões desenvolvidas nos escoamentos.

## 1.2. Escoamentos

### 1.2.1. Forças de contacto

A imersão de um corpo numa massa fluida acarreta o aparecimento de tensões na sua superfície e, conseqüentemente, uma força resultante sobre o corpo, decorrente do contacto com o fluido.

Se o corpo está em repouso, a única força de contacto resultante é o empuxo, na direção da gravidade e sentido a esta oposto; da igualdade de intensidade entre peso e empuxo decorre condição de equilíbrio.

Quando existe um movimento relativo entre o corpo e a massa fluída, além do empuxo, aparecem outras forças de natureza dinâmica, também resultantes de tensões na massa fluída. Para um fluido admitido como ideal - sem viscosidade - tensões de cisalhamento não existem; restam apenas tensões normais à superfície do corpo, que podem até ter

força resultante nula. Porém, nos fluidos reais, a presença de viscosidade implica no aparecimento, também, de tensões de cisalhamento.

Numa primeira análise de um escoamento, procura-se a sua visualização, termo este que, em princípio, seria uma maneira de representação instantânea das velocidades das partículas fluidas do meio. Imaginam-se, então, "linhas de corrente", que, num determinado instante, são linhas traçadas tangentes aos vetores velocidade das partículas e orientadas no sentido das mesmas; se o escoamento for invariável com o tempo, em qualquer posição do espaço - permanente - uma linha de corrente representa a trajetória das partículas que sobre ela se situam.

As tensões de cisalhamento dependem das variações de velocidades que acontecem numa direção normal à superfície de um corpo. Sendo esta variação representada por  $\partial V/\partial n$ , existirão tensões de cisalhamento até onde existir  $\partial V/\partial n$  diferente de zero. Esta variação de velocidade é tal, que ela é admitida igual a zero, para as partículas que se "colam" à superfície do corpo e, daí, varia continuamente até atingir o valor da velocidade do escoamento livre. Esta região, onde a velocidade varia desde zero até à do escoamento livre, é denominada "camada limite".

Dentro da camada limite, num escoamento paralelo a uma placa plana, as partículas podem se movimentar de dois modos: permanecendo como que em películas ou lamelas, sem componentes de velocidade a estas normais ou não permanecendo em tais películas. No primeiro caso, a camada limite é denominada laminar e, no segundo, turbulenta. A caracterização de uma ou outra situação depende de valores de variáveis do escoamento dentro da camada e das características do escoamento livre antes da placa, o qual também pode ser laminar ou turbulento.

Entende-se, então, que na camada limite, as partículas fluidas sofrem uma aceleração na direção contrária ao do escoamento. Mas, visto que, na fronteira, a velocidade já é nula, pode-se, ao longo desta, atingir uma posição, onde acontece uma reversão do escoamento. Daí, numa região próxima à fronteira, surge uma descontinuidade, gerando trajetórias curvilíneas para as partículas. O resultado é um "descolamento" ou separação do escoamento da fronteira, com a criação de vórtices.

tices e dissipação adicional de energia.

A possibilidade de ocorrência de descolamento depende de muitos fatores, característicos do escoamento em si e, é lógico, da geometria do corpo. A viscosidade e a massa específica do fluido, a velocidade e uma dimensão característica do corpo são quatro fatores que, se relacionados entre si, definem um adimensional, denominado "número de Reynolds", cujo valor permite prever, em alguns casos, os pontos de ocorrência de descolamento. Se a superfície do corpo apresentar descontinuidades, estas já definem pontos de ocorrência do fenômeno.

Com a finalidade de evitar o descolamento ou diminuir os seus efeitos, procura-se geometria de corpos, cujas seções com planos longitudinais, paralelos a direção do escoamento livre resultam em linhas sem descontinuidade e com raios de curvatura os maiores possíveis. Tal busca de geometria de seções longitudinais é a comumente conhecida como procura de corpos hidro ou aerodinâmicos eficientes. Um termo muito utilizado é "carenar" o corpo; então um corpo bem carenado é o que apresentar boas características dinâmicas no escoamento, o que mais facilmente será conseguido quanto mais longo e delgado ele for.

Então, diversas são as razões do aparecimento de tensões normais e tangenciais no escoamento ao redor do corpo. A força resultante final, na prática, é representada por duas componentes: uma na direção do movimento chamada "resistência de arrasto" ou **ARRASTO** e, outra, na direção a ela normal, denominada "sustentação dinâmica" ou simplesmente "**SUSTENTAÇÃO**". Decorrem ainda momentos da resultante em relação a eixos de interesse.

### 1.2.2. Força de Arrasto : Viscosa Superficial e de Forma

Num corpo totalmente submerso num fluido infinito, a resistência total é constituída por diferentes componentes, que, oriundas de uma variedade de causas, interagem umas com as outras, de modo extremamente complexo. Num escoamento incompressível, dois casos extremos, seriam o de uma placa plana colocada perpendicularmente à direção do escoamento e o da mesma placa na posição paralela ao escoamento. No

primeiro caso, o arrasto é, quase que exclusivamente, devido ao desequilíbrio de pressões que agem na parte frontal e no dorso; no segundo, são as tensões tangenciais na camada limite as responsáveis. Para a posição transversal, diríamos que a placa sofre uma resistência de pressão e, para a longitudinal, uma resistência viscosa. Neste último caso, tal resistência é função do número de Reynolds e do regime de escoamento, laminar ou turbulento.

Para corpos com geometria diferente da placa plana, a análise do escoamento pode ser feita, tomando como base o número de Reynolds do escoamento, considerado como a relação entre forças de inércia e forças viscosas. Um valor baixo para este adimensional indica um alto efeito da viscosidade na resistência; o fluido tende a ser deformado e esforços de cisalhamento são transmitidos às partículas fluídas longe do corpo; a resistência de origem viscosa, recebe, no caso, o nome de "resistência de deformação". Se o número de Reynolds cresce, as ações de deformação se restringem à camada limite e a resistência é denominada de "atrito" ou "viscosa". Ocorrendo o descolamento, ocorre mudança de distribuição de pressões ao longo do corpo, com efeitos diretos sobre sua superfície; neste caso, a resistência decorre de efeitos de cisalhamento na camada limite, de distribuição de pressão sobre o corpo e da criação de vórtices, mas pelo que se observa, indiretamente os dois últimos efeitos também por influência da viscosidade.

Pelo que foi exposto, conclui-se que a forma e a posição do corpo determinam que parte da resistência é devida a atrito viscoso e que parte é devida à pressão. Nos casos extremos da placa plana descritos, isto é possível, mas, para outras geometrias, algumas hipóteses devem ser feitas para tal divisão. No caso, o raciocínio é o seguinte: a resistência de pressão depende da forma, enquanto que a viscosa depende da superfície. Assim tal linha de raciocínio levou às denominações "resistência de forma" e "resistência de superfície", nomes impróprios, visto que superfície também, indiretamente, exprime forma. Todavia, sendo esta a conceituação mais corrente, será aqui adotada.

Se o escoamento se localizar ao redor um corpo, que se movimenta imerso em dois fluidos diferentes (caso água-ar), aparece ainda a resistência devida aos efeitos de superfície livre ou "resistência

de formação de ondas", que decorre de efeitos gravitacionais, devido ao contínuo suprimento de energia, ao sistema de ondas criado na superfície de separação dos dois fluidos. Para corpos submersos, com movimento, próximos à superfície de separação, tal resistência existe também, sendo bastante complexa a quantificação do termo "próximo". Esta forma de resistência é variável com a forma do corpo e, quando existe, é colocada dentro da resistência de forma. Ela costuma ser apresentada em função do número de Froude, um adimensional que relaciona forças de inércia com forças gravitacionais.

A primeira formulação, relacionando a resistência de arrasto com as variáveis do escoamento, foi feita por Newton com base no teorema da conservação da quantidade de movimento: a força exercida pelo fluido sobre o corpo é igual à razão de variação com o tempo, da quantidade de movimento do fluido. Assim, foi estabelecida uma primeira lei (32).

$$R = f A \rho V^2 \quad (1.1.)$$

onde

R = resistência de arrasto

A = área projetada do corpo, na direção do escoamento

$\rho$  = massa específica do fluido

V = velocidade do corpo

f = fator de proporcionalidade

Com base em determinadas hipóteses, Newton chegou analiticamente, para o caso da placa plana normal ao escoamento, a um valor de f igual à unidade. Hoje, sabe-se ser este coeficiente igual a 0,55, como também se conhece que ele depende da geometria, da posição e de variáveis do escoamento. A formulação de Newton leva em consideração a área frontal do corpo e, pelo que até agora foi exposto, é sua forma global que interessa, assim como a interação do movimento das partículas em todo o campo, não tendo significado uma simples somatória das ações das partículas na superfície do corpo.

Embora sejam válidas as restrições às hipóteses de Newton, a formulação da resistência hoje é universalmente conhecida através de

uma relação igual à de Newton.

$$R = C_T A \frac{\rho V^2}{2} \quad (1.2.)$$

onde

$C_T$  = coeficiente de resistência total

A = área, apresentada ora como a frontal, ora como a da superfície.

No caso, o coeficiente de resistência é uma função das variáveis do escoamento e, no caso mais geral, de escoamentos incompressíveis colocado como

$$C_T = f(\text{geometria, } n^{\circ} \text{ de Reynolds, } n^{\circ} \text{ de Froude)}$$

Genericamente:

$$C_T = C_F + C_R \quad (1.3.)$$

onde

$C_F$  = coeficiente de resistência viscosa superficial

$C_R$  = coeficiente de resistência residual (de forma e de ondas).

### 1.2.3. Semelhança Dinâmica e Testes com Modelos

No campo de um escoamento, em cada ponto, as partículas fluidas podem ficar sob a ação de forças das mais diversas naturezas, tais como, viscosas, gravitacionais, de pressão, de compressibilidade, etc. Estas forças podem ser representadas por uma poligonal e a elas se associa uma resultante e a correspondente força de inércia. Assim, a cada ponto, relaciona-se uma poligonal. Se existir um outro escoamen

to, tal que em pontos geometricamente correspondentes aos primeiro, as linhas poligonais acima citadas forem semelhantes às deste, numa única razão de escala para todos os pares de pontos correspondentes, os dois escoamentos são ditos semelhantes; é necessário, logo, a razão constante entre todos os pares de pontos correspondentes, entre forças típicas.

A relação entre a força de inércia e cada uma das forças componentes, resulta num adimensional, cujo valor varia ponto a ponto. Contudo é possível demonstrar que cada um destes adimensionais pode ser definido, levando-se em conta valores mais representativos das variáveis do escoamento como um todo, ao invés de valores locais; é assim com a velocidade, representada pela velocidade do escoamento livre e, assim também, com o comprimento, para o qual se escolhe uma dimensão representativa das fronteiras.

Surgem, deste modo, os adimensionais típicos, conhecidos como N<sup>o</sup> de Reynolds, N<sup>o</sup> de Froude, N<sup>o</sup> de Euler, etc, que, portanto, na da mais são que razões entre forças típicas e força de inércia, ou seus inversos.

Se conhecermos, a priori, quais as forças significativas no fenômeno, é imediato o conhecimento dos adimensionais a serem considerados. Então, a semelhança dinâmica estará garantida, desde que, com semelhança geométrica de fronteiras, exista igualdade nos valores de n-1 destes adimensionais; automaticamente a igualdade para o n-ésimo estará garantida. Esta é a base conceitual que orienta todos os testes com modelos.

Nem sempre é possível conseguir condições de testes que permitam a semelhança dinâmica. Por exemplo, para perfeita semelhança entre o escoamento ao redor de cascos de um navio de superfície e o de seu modelo em tanques de provas, é necessário garantir a igualdade dos números de Reynolds e de Froude; tal fato é impossível. Neste e em outros casos, então é necessário criar técnicas, para melhor interpretar os resultados dos testes (42).

### 1.3. Veículos

#### 1.3.1. Veículos de Transporte Convencionais

Nos veículos, o princípio universalmente conhecido é aquele que consiste em criar num sistema propulsor-hélices, câmaras de pressão, pneus, etc - uma força propulsora, menor, igual, ou maior, a uma força resistente R, oferecida pelo meio ao movimento. Num movimento uniforme à velocidade V, a força propulsora iguala-se a R. Daí, aparece uma necessidade de potência, universalmente simbolizada por EHP, conhecida como potência de empurra, a qual é determinada pelo produto RV. Desta, chega-se à potência de saída do motor - SHP, potência de eixo - com a aplicação das diversas eficiências das partes constituintes do veículo.

A resistência R, acima citada, é a resistência ao arrasto. Nosso trabalho, como iremos oportunamente descrever, será a análise desta resistência num caso particular.

São extremamente diversificados os processos de operação dos diversos tipos de veículos, cada um deles com finalidades específicas. Daí, decorrem custos totalmente diferentes, que se tomados numa base única, mostram os valores da Tabela 1.1 (15 e 40).

Tabela 1.1. - Transporte de Carga.

Índices Médios de Custo por t x Km\*

Avião.....	100,00
Caminhão.....	20,30
Trem.....	6,70
Navio costeiro.....	4,00
Navio transoceânico convencional.....	3,50
Navio automatizado.....	2,00
Navio petroleiro (capacidade 20.000 t).....	0,60
Navio petroleiro (capacidade 80.000 t).....	0,23
Navio petroleiro (capacidade 200.000 t).....	0,18
Navio mineiro (capacidade 50.000 t).....	0,50
Barcaça fluvial (comboio).....	4,40
Oleoduto transcontinental (petróleo).....	0,25

\* Custo total, incluindo depreciação.

Cumpra observar que tal tabela inclui parcela de custo decorrente de depreciação e decorre de práticas operacionais nas velocidades normais de operação, dentro de intervalos racionais para cada um dos veículos, conforme mostra a Tabela 1.2 (15 e 40).

Tabela 1.2. - Intervalos Normais de Velocidade (Km/h).

Avião intercontinental.....	800 - 1000
Avião pequeno (tipo taxi aéreo).....	200 - 250
Automóvel.....	80 - 120
Caminhão (valor médio).....	50
Trem - passageiros (ramal principal).....	120 - 200
Trem - passageiros (ramal secundário).....	50 - 100
Trem - carga (valor médio).....	35
Navio - passageiros.....	35 - 65
Navio - carga (transoceânico).....	30 - 45
Navio - petroleiro.....	22 - 35
Navio - mineiro.....	22 - 35
Comboio de barcaças (a favor corrente).....	13 - 22
Comboio de barcaças (contra - corrente).....	8 - 12
Oleodutos.....	1 - 8

O transporte de passageiros conduz à tabela com índices relativos, diferentes dos apresentados na tabela 1, devido à necessária inclusão de custos outros, decorrentes de hospedagem e alimentação, extremamente diferentes para os diversos tipos de veículos, dada a variação de duração de uma viagem. Porém, a sequência seria aproximadamente a mesma, com o brusco salto do índice de navios para o topo da tabela.

### 1.3.2. Veículos de Transporte não Convencionais

As necessidades de transporte exigiram e o avanço tecnológico permitiu que fossem criados tipos de veículos diferentes, com características próprias para cumprir determinadas tarefas. Alguns des

tes tipos já não são tão "não convencionais", pelo fato de sua utilização já ser feita, comercial e militarmente, como é o caso de helicópteros; outros são usados militarmente há muito tempo, mas ainda não se conseguiu estabelecer índices de custo viáveis para transporte comercial (caso dos submarinos); outros ainda, embora tivessem tido uma época de operação inicial, tiveram o seu desenvolvimento sustado por dificuldades operacionais, não resolvidas plenamente, como é o caso dos dirigíveis.

Seria enorme a listagem e a descrição operacional de veículos considerados não convencionais. Submarinos, dirigíveis, veículos de planeio, helicópteros, barcos hidrofólios e cascos voadores são hoje utilizados em maior ou menor escala em atividades específicas - militar, pesquisa, turística ou de lazer - sendo pouco empregados em operações racionais e competitivas de transporte de carga ou de passageiros. Porém, dois dos tipos apresentados, pelas suas características de sustentação e arrasto, apresentam grandes possibilidades de operação economicamente viável; são eles o dirigível e o submarino, para os quais, portanto, vale uma breve descrição de condições operacionais, para permitir melhor entendimento do capítulo que se segue. Assim:

1. Dirigível - veículo cuja sustentação é obtida pelo empuxo do ar, podendo, ocasionalmente, aumentar a sustentação global, pelo aparecimento de sustentação dinâmica, por ligeiro afastamento de sua direção de vôo, da coincidente com seu eixo longitudinal.

A sustentação estática - empuxo - decorre do preenchimento do corpo principal com gás mais leve que o ar (hidrogênio ou hélio). A sua altitude de vôo é determinada em função do tipo de gás usado, das condições da atmosfera, do seu peso operacional e de outras variáveis menos significativas como, por exemplo, eventual diferença de temperatura entre o gás e o ar. A altitude é controlada pelos mais diversos processos, porém todos tomando por base a expulsão de itens componentes do peso, controle de admissão e expulsão de ar atmosférico e porcentagem de volume inflado no solo (4 e 29).

O dirigível apresentou um período de desenvolvimento razoavelmente promissor, o qual foi porém sustado pelo rápido desenvolvimento do avião e por um grave desastre - incêndio e perda de muitas vi

das - ocorrido com um dirigível da empresa Graf Zeppelin - o Hindenburg em 16 de Maio de 1933, na cidade de Lakehurst - New Jersey - USA.

2. Submarino - veículo que opera numa determinada profundidade, com base no equilíbrio entre peso e empuxo. As operações de imersão e emersão são conseguidas, graças à admissão ou expulsão de água, considerada como lastro, o que acarreta variação de peso (ou de flutuabilidade) e, portanto, variação do volume imerso em água.

Nã realidade, a denominação "submarino" somente pode ser dada aos modernos com máquina propulsora nuclear, que conseguem operar submersos pelo tempo desejado. Antes do advento da tecnologia de controle nuclear, as instalações de máquinas eram sistemas diesel - elétricos, o que obrigava tais veículos a operar com pequena autonomia na condição submersa,

O submarino, além de finalidade militar, apresenta finalidade para pesquisa oceanográfica. Sua viabilidade comercial é, hoje, ainda duvidosa, mas possível para casos especiais. A razão disso é a relação entre densidade de carga e densidade do meio. Existem alguns estudos sobre tal utilização (25, 36 e 43).

#### 1.4. Otimização - Metodologia

##### 1.4.1. O Termo Otimização na Pesquisa Operacional

O emprego do termo otimização tem sido vasto em diversas áreas de atividades humanas. Técnicas diversas têm sido utilizadas, no sentido de melhorar condições de operação de processos ou de sistemas em andamento ou, ainda, indicar a melhor solução para atividades projetadas.

Fixadas as metas ou objetivos de uma atividade, que podem ser atingidas por diversas alternativas de processos ou de sistemas, otimizar no sentido mais amplo, significa determinar as condições de operação do processo ou valores dos parâmetros do sistema, que, com base num critério de decisão, indiquem uma solução que, entre todas as viáveis, apresente o mais alto mérito.

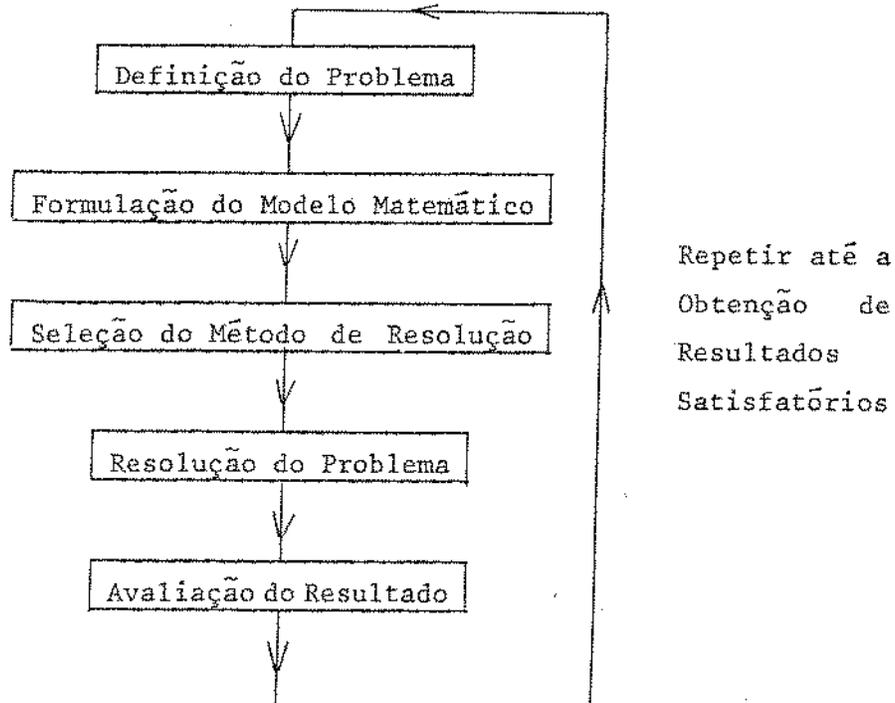
Assim a análise de diversos processos, na busca de um que

minimizasse o custo de produção de uma dada quantidade de um produto, seria um problema de otimização; igualmente seria a pesquisa de uma estrutura com peso mínimo ou ainda a determinação de características de variáveis de uma tubulação para custo operacional mínimo ou receita máxima.

A pesquisa do ótimo, seria, em princípio, nada mais do que um conjunto de análises, preparadas através de técnicas, que possibilitam a formulação de um modelo matemático, capazes de permitir a tomada de decisões. É necessário que se lembre que, muitas vezes, a impossibilidade de quantificação de alguns fatores, exige que, além da solução ótima, se leve, no final, em consideração, aqueles fatores intangíveis.

#### 1.4.2. Metodologia

Em qualquer análise de processo ou sistema, a solução lógica leva a introduzir, na metodologia, algum modo de medir o mérito de cada projeto, possibilitando que a solução escolhida seja aquela de "mais alto mérito" entre todas as viáveis. É assim introduzido um novo parâmetro sob a denominação de "Função Objetivo" ou "Figura de Mérito" ou "Critério de Otimização". Então o problema é melhor formulado como um problema de otimização. A resolução é melhor ilustrada pelo diagrama, que mostra os cinco passos sequenciais.



### 1.4.3. A Medida do Mérito

A comparação direta e objetiva entre alternativas, exige que os índices de medida de mérito, sejam obtidos através da quantificação de todos os fatores envolvidos.

Infelizmente, muitos fatores não podem ser quantificados em problemas da vida real. Como exemplo, citamos a quase impossibilidade de expressar a influência na demanda de transporte, em função da variação de velocidade de um avião.

Outro fator, que deve ser considerado importante e que é dificilmente quantificável, é a modificação no decorrer do tempo das hipóteses básicas admitidas para a solução do problema. Por exemplo, na vida útil, relativamente longa de um veículo de grande porte, tal como avião, dirigível ou navio, poderão ocorrer modificações nas premissas adotadas. Entre estas, citamos modificação de condições comerciais de rotas, competição de veículos tecnologicamente mais avançados, variáveis relativas nos índices unitários de custo operacional, etc.

Então, de tudo o que foi discutido, a função de mérito poderia ser expressa por:

$$FM = C + f(t) + f(r) \quad (1.4.)$$

onde:

C = figura de mérito invariável,

f(t) = figura de mérito, função do tempo,

f(r) = figura de mérito, função de risco

todos os três expressos na mesma dimensão.

Em alguns casos, os dois últimos termos do 2º membro são praticamente impossíveis de ser definidos, o que mostra que a resolução do problema pelo uso exclusivo de critérios quantitativos, através de índices expressos numa mesma unidade, não é totalmente aceitável. Aspectos não quantificáveis, embora importantes para o sucesso do empreendi-

mento, devem ser considerados.

Como exemplo de figuras de mērito, podemos citar:

- Taxa maxima de retorno de capital num veículo ou frota
- Investimento mínimo para uma determinada demanda
- Custo operacional mínimo para um veículo
- Consumo mínimo de energia num processo
- Peso mínimo, etc

todos, é claro, bem definidos em função do problema específico que se analise.

#### 1.4.4. Métodos de Busca

##### 1.4.4.1. As Técnicas Empregadas na Pesquisa Operacional

A busca do ótimo, como um problema de pesquisa operacional, pode empregar os mais diversos métodos. Não existe uma delimitação exa<sub>ta</sub> entre as possibilidades de emprego de diferentes metodologias.

Não constitui nossa meta a descrição de técnicas utilizadas. Aqui, vale apenas observar, que as técnicas mais importantes são:

- Teoria de probabilidade e estatística matemática.
- Teoria de simulação.
- Teoria das filas de espera.
- Teoria de programação em redes.
- Programação matemática línea<sub>r</sub>.
- Técnicas matemáticas para funções não lineares.

 necessário observar que não existe técnica universal de otimizo. Um dado método, que possa ter sido aplicado com sucesso, num dado problema, pode se mostrar ineficiente em outros.

Neste trabalho, utilizaremos técnicas para funções não lineares. Por tal razão, aqui, se apresentarão as bases de tais técnicas.

##### 1.4.4.2. Métodos de Busca no Projeto de Sistemas

###### a) Classificação dos Métodos de busca

Os métodos de busca para funções não lineares podem ser agru

dados em:

- i) Indiretos: exige-se o conhecimento exato da função objetivo e de derivadas parciais, com aplicação de teoria clássica do cálculo diferencial.
- ii) Iterativos: parte-se de um ponto inicial do vetor  $X$   $n$ -dimensional, e procede-se na análise com a geração de uma sequência de outros, numa dada direção, verificando-se a cada passo se

$$f(X_{i+1}) \geq f(X_i)$$

A sequência de geração é que constitui a base de cada técnica.

Os métodos iterativos são:

- i) Diretos: com base apenas na função objetivo.
- ii) Gradientes: a busca é orientada também por derivadas parciais.

Entre os métodos iterativos diretos será de utilidade, neste trabalho, o de busca exaustiva.

b) Características da Função e da Busca:

i) Funções unimodais e plurimodais

Unimodais são as funções que, no intervalo das variáveis, apresentam um valor extremo; as plurimodais apresentam mais que um.

ii) Eficiência e Universalidade dos métodos

Universalidade: uma técnica com alto grau de universalidade é aquela possível de aplicação num universo maior de problemas.

Eficiência: é medida pela quantidade de trabalho de cálculo necessária, para atingir, com determinado grau de precisão, o ponto extremo.

Para grande eficiência, um método resulta na pequena universalidade e vice-versa.

### iii) Convergência e grau de precisão dos resultados

Os métodos iterativos não fornecem o valor extremo exato, mas sim uma aproximação dentro de um certo grau, considerado aceitável. Sendo o ponto extremo desconhecido, a indicação da aproximação deste, é feita com base na comparação entre valores obtidos em pontos sucessivos de busca, criando critérios que nos permitem concluir que não mais se justifica prolongar a busca. Esta análise de reconhecimento é definida como análise de convergência.

#### 1.4.5. Projeto Integrado de Sistemas e Características do Método a Escolher.

Muitos são os métodos de busca diretos. Para cada problema, a escolha do método é feita com base no tipo de função de mérito esta selecionada. Decorre, portanto, a necessidade de exposição da relação entre tipos de funções e de métodos (6).

19) A primeira consideração a ser feita é relacionada ao caráter de modalidade da função objetivo. A grande maioria dos métodos são aplicáveis somente a funções que apresentem a característica básica de unimodalidade. Entre todos os métodos disponíveis, somente aqueles classificados como de tabulação ou de busca aleatória exponencial, podem ser utilizados em sistemas que envolvem funções objetivo plurimodais.

29) Métodos diretos simples não se recomendam para problemas de caráter extremamente restrito, por restrições que não sejam de intervalos de variações de variáveis.

39) O método deve ser escolhido com base em eficiência máxima de busca e também com a possibilidade de adequá-lo a um tratamento correto das restrições, sem que, na formulação do problema, a verificação do atendimento ou não de uma restrição se faça no fim de uma iteração, levando a desperdício de tempo de computação.

### 1.5. O Projeto de Sistemas de Transporte

### 1.5.1. Objetivos e Fases do Projeto

O desenvolvimento total de um projeto de um sistema de transporte e do veículo em si é feita em fases distintas, cada uma delas, com objetivos próprios da fase, todas, porém, tendo como meta final, encontrar um ou mais veículos, apresentando características que:

1º) Atendam as especificações do transportador

2º) Produzam os melhores resultados econômicos, onde, em verdade, a 2ª característica está implícita na primeira.

Todos os estudos, desde a idéia inicial de transportar

- determinada quantidade de mercadoria
- entre dois ou mais pontos
- durante determinado espaço de tempo,

até que se tenham planos finais de construção, podem ser agrupados em fases distintas, que, normalmente, são assim denominadas:

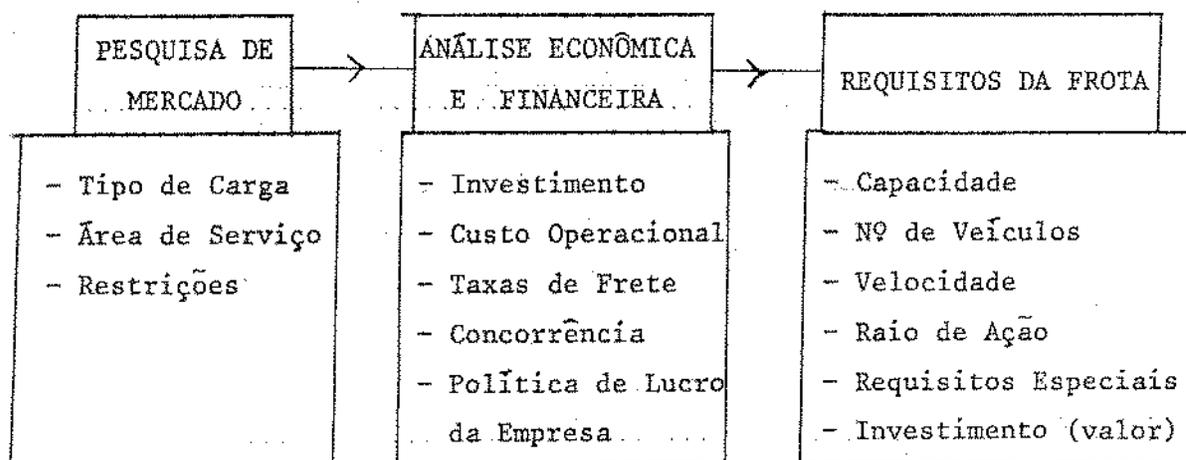
- a) Determinação dos requisitos do(s) veículo(s)
- b) Projeto preliminar
- c) Projeto contratual
- d) Projeto de construção.

### 1.5.2. Definição das Fases

#### a) 1ª Fase - Determinação dos requisitos dos veículos

Esta fase tem, como ponto de partida, uma análise de mercado e rota, orientada por critérios comerciais econômicos e financeiros. Em resumo, é a seqüência lógica de qualquer análise de implantação de serviços.

Nos blocos abaixo apresentados, são manipulados dados, utilizando formulações, decorrentes da "boa prática operacional" de veículos e sistemas do mesmo tipo de serviço ao que se pretende:



## b) 2ª Fase - Projetos

### i) Preliminar

Tendo como ponto de partida os requisitos da frota, passa-se ao projeto preliminar, que se caracteriza por ser uma fase tipicamente criativa, que tem como meta definir o veículo, a um nível de detalhes tal, que permita a verificação da análise econômica, feita na fase anterior, correções naquela análise, se necessárias, e a continuidade do projeto. Aqui, então, o veículo é definido em termos de

- dimensões principais
- geometria
- arranjo e subdivisão
- propulsão
- estabilidade
- características estruturais principais.

### ii) De Contrato

Aqui, parte-se para uma definição mais detalhada, que permita estabelecer preços e prazos de execução.

### iii) De Construção

Estudos mais refinados são feitos a um nível de detalhamento, capaz de fornecer planos de construção e rotinas de operação do veículo.

## 1.5.3. Princípios de Projeto

Em qualquer das fases, e principalmente na de projeto preliminar, ao projetista não compete a aplicação exclusiva de princípios e conhecimentos puramente técnicos. Ele é obrigado a ater-se, também, a aspectos de custo, legais, tradicionais e psicológicas, além de gostos pessoais do empresário e dos futuros usuários.

Em qualquer uma das fases e, especificamente naquela preliminar, o nível de detalhamento será uma função específica do valor do investimento. É evidente que quanto mais aprimoradas as análises, maior a probabilidade de se obter projetos mais eficientes. Porém, o nível de aprimoramento fica restrito ao número de homens-hora envolvidos na análise e este fator é logicamente uma função do valor do investimento. Quanto maior esta, maior a possibilidade de serem paralelamente desenvolvidos projetos básicos em maior quantidade, permitindo uma busca mais eficiente.

#### 1.5.4. O Processo Tradicional de Otimização Sequencial

Tradicionalmente, as duas primeiras fases citadas, são estudadas independentemente, com critérios próprios a cada uma delas.

Na primeira fase, os dados são quantidade e tipo de carga, assim como pontos entre quais transportar. Os critérios são econômico-financeiros e os resultados aparecem sob a forma de quantidade de veículos necessários, peso e volume de carga de cada veículo, raio de ação e velocidade. Estes três últimos, embora fixados, devem apresentar uma certa flexibilidade operacional, em que pequenas variações de um impliquem em possibilidade de variações de outro, quando variações de serviço assim o exigirem. Mas estas variações devem ser admitidas como pequenas e valores fixos constituem os dados de entrada na 2ª fase. Em resumo, procurou-se uma otimização.

Então, na fase preliminar de projeto, a quantidade de carga, expressa por peso e volume, o raio de ação e a velocidade são dados de entrada, que, aliados a restrições de rotas e aspectos de segurança, permitem a evolução da análise. É, assim, constituído um conjunto de requisitos técnicos e legais. É fácil imaginar que existem inúmeros conjuntos de veículos de um dado tipo, que, variando na sua geome

tria, possam atender tais requisitos. O escolhido deve ser aquele que, entre os possíveis, tenha o mais alto mérito, o que significa uma otimização.

Pelo que foi exposto, o problema global de otimização é subdividido em duas fases consideradas independentes. Admite-se, então, que a otimização sequencial das fases componentes conduza ao ótimo do sistema global.

Esta sistemática de otimização por fases é perfeitamente aceitável, desde que:

- na 1<sup>a</sup> fase o tipo de veículo, sob análise, seja de uso frequente, com a existência abundante de dados operacionais e de custo, que permitam relacionamento preciso entre os custos de construção e operacionais com as variáveis características do veículo.
- na 2<sup>a</sup> fase, a abundância de dados de veículos semelhantes permita a escolha de coeficientes geométricos e dimensões, pela utilização de expressões empíricas que representem "boa prática de projeto".

#### 1.5.5. A Integração das Fases

O avanço tecnológico dos últimos anos vem introduzindo uma dinâmica crescente em materiais e processos. Por outro lado, tarefas, cada vez mais específicas, vêm provocando a necessidade de novas soluções. Tradições são abandonadas e soluções não convencionais são necessárias. E a indústria de transporte não tem escapado deste fato.

Assim, na análise de transporte, o projetista vê decrescer, diante de si, o universo de casos semelhantes. Em problemas tradicionais, as novas possibilidades tecnológicas devem orientar no sentido que a "boa prática de projeto" e a "boa solução" já não serem tão boas; em problemas não convencionais o universo de casos semelhantes pode ser até vazio.

Do exposto resulta que a otimização sequencial, baseada em índices de desempenho de veículo já em operação, pode levar a resultados não satisfatórios e, provavelmente, diferentes daqueles que poderiam ser obtidos, por uma análise global, que integrasse as duas fases.

Sabemos, porém, que, no projeto de um veículo, o número de variáveis envolvidas é tão grande, que se torna impossível ou muito difícil exprimir analiticamente, qualquer índice de desempenho. A viabilidade de otimização, na análise isolada da 2ª fase, somente será possível pela geração de muitos projetos, que seriam comparados no desempenho. Integrar as duas fases significa aumentar o universo de projetos e tempo de análise de otimização.

A restrição ao tempo de análise hoje está desfeita pelas grandes possibilidades de utilização de métodos de cálculo numérico e emprego de computadores. O custo de tal análise também fica diminuído, desde que não se abuse do emprego de tal máquina e se utilizem métodos matemáticos rapidamente convergentes.

Enfim, cabe definir a esta integração a denominação de Projeto Integrado do Veículo.

#### 1.5.6. Dois Diferentes Problemas

Antes que apresentemos, com clareza, os objetivos deste trabalho, é necessário que, de tudo que foi exposto, se observe que basicamente dois tipos de problemas, podem surgir:

a) Determinação de características de um veículo que atenda da dos requisitos fornecidos ao projetista. Seria o projeto preliminar da 2ª fase.

b) Determinação de características de um ou mais veículos iguais, que solucionem um problema específico de transporte. Seria a integração das 2 fases.

A diferença entre os dois problemas reside nos dados de cada um deles. No primeiro caso, estes dados são puramente técnicos e se resumem em quantidade e tipo de carga por veículo, velocidade e raio de ação; no segundo caso, a velocidade e quantidades e tipo de carga são substituídos por dados de mercado definidos através de quantidade total de carga a transportar entre pontos definidos.

Em qualquer um dos casos, a solução lógica do processo leva a introduzir na metodologia algum modo de medir o mérito de alternativas, possibilitando que a solução escolhida seja a de mais alto mérito

to, entre todas as viáveis.

#### 1.6. Sustentação Dinâmica em Dirigíveis

As forças transversais no corpo de um dirigível, são necessárias como efeitos dinâmicos para corrigir ações de efeitos de instabilidade. Assim, a sustentação dinâmica, força transversal na vertical muitas vezes é necessária para corrigir instabilidades estáticas. Se o corpo do dirigível é simétrico, em relação a um plano horizontal, a sustentação aparece em consequência de inclinação da direção de vôo, em relação ao plano de simetria citado.

A geometria tradicional de corpo de revolução e a velocidade baixa não conduzem o dirigível a se favorecer muito de efeitos de sustentação, mesmo quando em vôo não paralelo. Porém, como a superfície exposta é muito grande, a sustentação passa a ser significativa e não pode ser desprezada.

Normalmente, a sustentação dinâmica é utilizada para reestabelecer o equilíbrio vertical, quando condições de operação programadas ou acidentais perturbam tal equilíbrio (4 e 29).

Quando a condição de vôo é "pesada", ou seja, "mais pesado que o ar", a sustentação deve ser de baixo para cima, o que se consegue com a proa inclinada para cima. Esta condição - pesada - ocorre, acidental e temporariamente, devido à água de chuva ou neve como pesos adicionais ou, ainda, quando o vôo é feito numa camada de ar mais quente que a programada, sem que o gás interior consiga assumir a temperatura de equilíbrio; vazamentos acidentais de gás ou sobrecarga programada também podem conduzir a tal condição.

A condição é leve, quando lastro ou carga é perdida, combustível é queimado, ou ainda, quando a radiação superaquece o gás interior; neste caso, o vôo é feito com a proa inclinada para baixo.

As condições que conduzem à necessidade de sustentação dinâmica devem ser evitadas. Contudo, isto é impossível com as acidentais e, portanto, seus aspectos aerodinâmicos devem ser previstos. Da sustentação decorre resistência induzida, o que implica em menor velocidade ou maior potência para manter aquela prevista; em qualquer caso,

o raio de ação e a autonomia ficam prejudicados.

Tudo o que foi discutido se relaciona a condições operacionais temporárias. Basicamente, o equilíbrio do peso em condição de projeto é conseguido unicamente pelo empuxo, o que dá ao dirigível a vantagem de operar a qualquer velocidade, sendo as baixas as que conduzem à viabilidade econômica. Porém, muita pesquisa ainda deve ser feita, antes que se admita que, no dirigível, uma condição básica de projeto com sustentação mista, estática e dinâmica, não seja a mais viável; vôos não axiais e geometrias não axissimétricas poderiam ser explorados.

## 2. INTRODUÇÃO AO DIRIGÍVEL

### 2.1. Utilização de Veículos

#### 2.1.1. Utilização Comercial

É freqüente ouvirmos observações que pretendem ser conclusivas, sobre alternativas de transporte, feitas com base em tabelas semelhantes às que apresentamos no Capítulo 1. Elas nos causam arrepios.

Análises de sistemas alternativos de transporte envolvem tantas variáveis e são tão específicas, que sempre exigem estudos profundos, feitos por especialistas com base em certas premissas fundamentais tais tais como:

- demanda presente;
- probabilidade de demandas futuras;
- disponibilidade de equipamentos, rotas e terminais;
- capacidade de investimento;
- integração com outros sistemas;
- flexibilidade de mudança de utilização;
- aspectos subjetivos tais como conforto, segurança, etc.

Paralelamente, deve ser observado que custo mínimo nem sempre é o critério que norteia a escolha. Outros podem ser os critérios. E, num mundo tão dinâmico em que vivemos, com mudanças tão bruscas em utilização de matéria-prima, de trocas comerciais de tecnologia e, mesmo de ligações ideológicas entre nações, a solução que hoje é ótima po

de não o ser amanhã.

A observação acima feita nos ressalva de qualquer pensamento que possa ser feito, concluindo que nosso estudo partiu dos Índices da Tabela 1. Dela apenas nos servimos para mostrar que o avião apresenta índices de custo muito mais altos que os outros veículos convencionais e, que não existindo outros além dos lá citados:

1º) no transporte transcontinental, seu serviço deve ser reservado apenas para passageiros e carga muito nobre.

2º) no transporte continental, de carga nobre ou de "passageiros sem muita pressa", ele deve ser utilizado em serviços eventuais, onde não existam para outros veículos rotas disponíveis.

3º) tanto no transcontinental como no continental, para cargas não muito nobres e pouco nobres a granel, o caminhão, o trem, a barcaça, o duto e o navio desempenham bem o papel que a eles foi proposto, cada um nos seus casos específicos.

Mas, a esta altura, já nos é lícito perguntar:

1º) para passageiros não muito apressados e cargas valiosas ou especiais, nas linhas de fluxo de demanda já existentes, não haveria a possibilidade de utilização de novo tipo de veículo, capaz de competir em custo com o avião e em conforto e velocidade com os veículos terrestres?

2º) no caso de demanda para ou de regiões novas, incipientes, duvidosas no seu volume, seria lícito investir em rotas físicas terrestres ou fluviais, sem conhecer o futuro, ou seria mais lógico, ainda para passageiros e cargas nobres ou especiais, pensar em algo não convencional no transporte aéreo?

A resposta às duas questões acima formuladas é uma só: existe a possibilidade técnica e vale a pena buscar veículo aéreo não convencional.

#### 2.1.2. Outras Utilizações

Os veículos não são utilizados apenas para transporte comercial de passageiros e carga. Também o são para turismo, lazer, pesquisa

e, infelizmente, em larga escala para operações militares. Assim foi desenvolvida uma grande quantidade de tipos de veículos especiais, terrestres, aéreos e aquáticos.

Imagínemos uma viagem de turismo aérea, a baixa altitude e velocidade em torno de 100 km/h. Quantos prazeres e sensações visuais novas, principalmente se o custo for comparável ao de automóveis e trens! Quanta segurança a mais!

Voltemos agora a nossa busca para operações de observação militar. Necessitamos de veículo com velocidade moderada, com grande autonomia e campo visual o maior possível. O avião e o helicóptero preenchem bem o primeiro requisito, mas falham nos dois últimos; o barco-patrolha serve bem o primeiro, razoavelmente, o segundo e, muito mal, o terceiro. Imagínemos um novo tipo lento e, se possível, até estacionário ocasionalmente; este preencheria bem os três requisitos.

Finalmente, pacificamente, sonhemos agora: aerofotogrametria, observação científica, semeadura e pulverização de colheitas em operação aérea de fácil controle, devido à baixa velocidade. Resultado: custo menor e melhor controle.

Então, é seguro afirmar que existe veículo hoje não convencional para o qual convergem os pensamentos e os sonhos descritos.

## 2.2. Veículos aéreos e sustentação

De todas as considerações até agora feitas, é possível concluir que, em boa parte dos casos, a velocidade em que os aviões operam não é apropriada. A mais correta seria, então, velocidade menor que as que são aplicadas, principalmente considerando a não linearidade de potência com velocidade, mas, sim, o relacionamento daquela com expoentes crescentes da grandeza cinemática, à medida que esta sobe. A razão de operação à velocidade acima da econômica em alguns casos, decorre do fato que o avião necessita criar sustentação, o que impõe limites inferiores de velocidade. No caso de helicóptero, considerações semelhantes podem ser feitas, com a ressalva de que velocidades não são tão altas, mas que, mesmo assim a sustentação gerada pelo movimento das pás superiores, consome muita potência.

Ao contrário de aviões e helicópteros, o dirigível tem sua

sustentação praticamente garantida pelo empuxo, estaticamente, podendo pequena parte desta ser dinâmica, em condições especiais de voo.

### 2.3. A Geometria dos Veículos e seus Requisitos

Na escolha entre diversas alternativas, da geometria de um veículo, diversos são os requisitos levados em consideração e, entre eles, o de arrasto mínimo é um dos mais importantes. Para um dado volume de carga, deve ser pesquisada a geometria, com a finalidade de encontrar aquela que implique na resistência mínima. Porém esta forma não será necessariamente a escolhida. As razões são abaixo discutidas:

#### 1º) A Geometria e o tipo de carga

Não apenas o peso da carga, mas também a sua densidade e embalagem são importantes no dimensionamento do corpo de carga de um veículo.

Devem ser minimizados os espaços vazios e, para os tipos de embalagem correntes, geometrias com tendências de formas cheias e até retangulares, para isto melhor se prestam. Esta é a causa da geometria corrente em caminhões e automóveis.

#### 2º) A Geometria e a Estrutura

Em condições estáticas ou dinâmicas, os veículos sofrem esforços dependentes de causas externas e da sua própria distribuição de peso e condições de apoio. Para cada geometria, principalmente para cada valor de relação de esbeltez, diferentes são os valores de tensões sobre a estrutura e, portanto, seu peso. Vale observar que, normalmente, as melhores relações de esbeltez para peso estrutural mínimo não coincidem com aquelas para mínimo arrasto.

#### 3º) A Geometria e o Desempenho

Entende-se por desempenho de um veículo, um conjunto de índices e de classificações de mérito intangíveis que, indicam o seu comportamento quando em operação. Entre eles podem ser citados: consumo específico de combustível, manobrabilidade, estabilidade, capacidade de aceleração, velocidade de resposta de comando, conforto, etc. Alguns podem ser indicados por números, não podendo estar situados fora

de determinadas faixas e quasi todos refletem aspectos econômicos e de segurança.

O desempenho depende da capacidade do veículo em controlar os efeitos das forças impostas pelo meio, durante o movimento e de outras causas que existem, independentes da presença do veículo, tais como ventos, ondas, radiações solares, etc. Deste universo de ações sobre o veículo, a resistência de arrasto é apenas aquela componente da resistência do meio na direção do movimento. Isoladamente, então, a otimização da geometria, tomando-se como critério o valor mínimo da resistência de arrasto, não pode indicar a melhor solução para o melhor desempenho.

Do que se discutiu sobre geometria e sua relação com características de carga, estrutura e desempenho conclui-se que a geometria ótima para resistência ao arrasto, não coincide com aquelas que seriam indicadas para atender otimizações sob critério de tais requisitos. A solução será de compromisso. Mas o ótimo global, somente poderá ser indicado, depois que sejam conhecidas as variações do arrasto com a geometria e analisadas as finalidades impostas, quando se foge dos valores de parâmetros geométricos indicativos de melhor solução quanto ao arrasto.

#### 2.4. Breve Análise de Aviões, Helicópteros e Dirigíveis

Com a finalidade de poder melhor apresentar nossos objetivos, faremos uma análise do consumo de combustível de veículos aéreos.

Os dados de aviões e helicópteros foram obtidos de bibliografia especializada (15, 40), as quais não indicam potências absorvidas em decolagem e durante cruzeiro. Operamos, no caso, com consumo global para valores fixados de autonomia. Para os dirigíveis, a escassez de dados é natural, pois poucos são os veículos que operam com a tecnologia atual; dados de dirigíveis antigos, que operavam antes da grande tragédia com o Hindenburg, não são confiáveis para a época atual.

Foram analisadas duas faixas de capacidade de carga, que são as seguintes:

Tabela 2.1. - Aviões, Helicópteros e Dirigíveis (Grande Capacidade de Carga).

VEÍCULO	PESO VELOC. CAPAC. RATO DE CAPACIDADE		PROPULSÃO		CONSUMO ESPECÍFICO	QUANTIDADE NOV. CARGA	TEMPO ESPECÍFICO	COEFICIENTE DE APROVEITAMENTO				
	TOTAL (t)	BASE (km/h)	COMB. 10 <sup>3</sup>	AÇÃO km					PASS. CARGA Nº	FORÇA (tF)	HP	ℓ/km.t
Avião BOEING 707-120	112,50	859	65,60	6940	109	9,87	30,8	-	0,971	8478	1,18 x 10 <sup>-4</sup>	0,0877
Avião DOUGLAS DC 7 B	57,15	579	23,70	5760	60	5,43	-	13000	0,756	3144	3,18 x 10 <sup>-4</sup>	0,0950
Avião DOUGLAS DC 6 B	48,53	508	20,90	5180	54	4,89	-	10000	0,824	2484	4,02 x 10 <sup>-4</sup>	0,1007
Avião BOEING 727-100	64,41	972	27,20	3700	137	12,41	19,1	-	0,592	12062	0,83 x 10 <sup>-4</sup>	0,1926
Avião BOEING 727-200	78,02	957	27,20	2775	160	14,50	19,1	-	0,676	13876	0,72 x 10 <sup>-4</sup>	0,1858
Avião BOEING 737-100	42,41	900	10,80	-	-	-	12,7	-	-	-	-	-
Avião BAWKER SIDDELEY Tridente 2 E	65,69	959	29,10	4250	115	10,42	16,2	-	0,657	9992	1,00 x 10 <sup>-4</sup>	0,1600
Avião BAWKER SIDDELEY Tridente 3 E	68,04	968	25,6	2400	152	13,77	16,2	-	0,772	13330	0,75 x 10 <sup>-4</sup>	0,2024
Avião VICKERS Viscount	26,53	521	8,96	2590	48	4,35	-	6800	0,790	2266	4,41 x 10 <sup>-4</sup>	0,1639
Dirig. SKYSHIP Givel 5000	50,00	170	2,67	-	-	-	-	4500	-	-	-	-
Dirig. SKYSHIP Givel 5000	50,00	148	2,67	445	200	18,00	-	-	0,33	2664	3,75 x 10 <sup>-4</sup>	0,3600
Dirig. SKYSHIP Givel 5000	50,00	130	2,67	589	200	18,00	-	1973	0,25	2340	4,27 x 10 <sup>-4</sup>	0,3600
Dirig. SKYSHIP Givel 5000	50,00	111	2,67	833	300	18,00	-	1243	0,18	1998	5,00 x 10 <sup>-4</sup>	0,3600
Dirig. SKYSHIP Givel 5000	50,00	148	-	717	150	13,50	-	-	0,46	1998	5,00 x 10 <sup>-4</sup>	0,2700
Dirig. SKYSHIP Givel 5000	50,00	130	-	717	150	13,50	-	1973	0,32	1755	5,70 x 10 <sup>-4</sup>	0,2700

Tabela 2.2. - Aviões, Helicópteros e Dirigíveis (Pequena Capacidade de Carga)

VEÍCULO	PESO TOTAL (t)		VELOCIDADE (km/h)		CAPAC. COMB. (10 <sup>3</sup> kg)		RAIO DE AÇÃO (km)		CAPACIDADE PASSEIROS (HP)		CARGA (t)		PROPULSÃO (HP)		CONSUMO ESPECÍFICO (l/km x t)		QUANTIDADE MOV. CARGA (t x km/h)		TEMPO ESPECÍFICO (h/ t x km)		COEFICIENTE DE APROVEITAMENTO t <sub>ef</sub> / t <sub>total</sub>		
Avião BEECH H-18	4,49	353	1,08	2352	8	0,73	-	900	0,42	218	45,8 x 10 <sup>-4</sup>	0,162											
Helicóptero SIKORSKY S-58	5,44	167	0,83	435	12	1,09	-	1525	1,75	182	54,9 x 10 <sup>-4</sup>	0,209											
Helicóptero SIKORSKY S-55	2,86	145	0,70	660	9	0,82	-	600	1,29	119	84,0 x 10 <sup>-4</sup>	0,284											
Helicóptero BELL	1,07	145	0,132	322	3	0,27	-	200	1,50	39	256 x 10 <sup>-4</sup>	0,252											
Dirigível SKYSHIP 500	5,25	111	0,475	278	14	1,26	-	204	1,35	140	71,4 x 10 <sup>-4</sup>	0,240											
Dirigível SKYSHIP 500	5,25	102	0,475	432	14	1,26	-	168	0,87	129	77,5 x 10 <sup>-4</sup>	0,240											
Dirigível SKYSHIP 500	5,25	93	0,475	556	14	1,26	-	120	0,68	117	85,5 x 10 <sup>-4</sup>	0,240											
Dirigível SKYSHIP 500	5,25	74	0,475	809	14	1,26	-	65	0,46	93	107 x 10 <sup>-4</sup>	0,240											
Dirigível SKYSHIP 500	5,25	56	0,475	1320	14	1,26	-	30	0,29	71	141 x 10 <sup>-4</sup>	0,240											
Dirigível SKYSHIP 600	6,63	120	0,99	556	24	2,16	-	270	0,83	260	38,4 x 10 <sup>-4</sup>	0,326											
Dirigível SKYSHIP 600	6,63	102	0,99	850	24	2,16	-	160	0,54	220	45,4 x 10 <sup>-4</sup>	0,326											
Dirigível SKYSHIP 600	6,63	84	0,99	1225	24	2,16	-	91	0,38	181	55,2 x 10 <sup>-4</sup>	0,326											
Dirigível SKYSHIP 600	6,63	65	0,99	1925	24	2,16	-	42	0,24	140	71,4 x 10 <sup>-4</sup>	0,326											

19) Pequena capacidade: até cerca de 2 toneladas.

20) Grande capacidade : acima de 4,5 toneladas.

Pela escassez de dados, não foram analisados veículos entre 2,0 e 4,5 toneladas de capacidade de carga. Visto não ser tal análise conclusiva, tal fato não é importante.

Para melhor entendimento das tabelas e para permitir coerência nas observações que delas resultarem, definimos os dados básicos.

1. Peso na decolagem: peso total com todos os itens operacionais, mais tripulação e passageiros com pertences, mais combustível com margem para o raio de ação.
2. Carga paga: peso de passageiros com pertences e/ou carga, mais peso de combustível.
3. Carga efetiva: peso de passageiros com pertences e/ou carga. Para conversão, a equivalência é de 90 kg por passageiro e pertences.
4. Velocidade: um ou mais valores de velocidade de cruzeiro.
5. Força propulsora: a desenvolvida no sistema propulsor na situação de potência máxima.
6. Potência: máxima (instalada)
7. Capacidade de combustível: de projeto, para o raio de ação previsto, com margem de:
  - i ) 200 km nos aviões de grande porte
  - ii) 5%-aviões de pequeno porte, helicópteros e dirigíveis.
8. Raio de ação: previsto no projeto.

Com os dados básicos, foram calculados coeficientes que permitirão, através de comparações entre aviões, helicópteros e dirigíveis, uma visualização dos coeficientes básicos de transporte para os três tipos de veículos.

Deve-se observar que cada um dos três dirigíveis foram analisados em diversas velocidades de operação, para mostrar as vantagens operacionais em consumo específico de combustível e a possibilidade de aumento de autonomia com capacidade de combustível fixa.

Os valores resultantes nas tabelas são os seguintes:

19) Consumo específico de combustível (vol/distância x massa)

onde:

volume : decorrente da capacidade instalada menos a margem

distância: autonomia (descontadas as margens)

massa : capacidade de carga efetiva.

Tal coeficiente reflete o custo de combustível, que é apenas um dos componentes do custo global.

29) Quantidade de movimento da carga (massa x velocidade)

Esta grandeza mede a velocidade de transporte da unidade de massa de carga. Seu valor serviria para determinar a capacidade global do veículo num período de tempo fixo, levando-se em consideração outros "tempos", tais como os de manuseio de carga, manutenção, etc. Isoladamente pouco significa.

39) Tempo específico (tempo/distância x massa)

Mede o tempo de voo específico para o produto distância x massa; também não muito significativo. É o inverso da Q.M.C.

49) Coefficiente de Aproveitamento de Carga - relação entre carga efetiva e peso total.

Para os dados da tabela vale observar:

19) Os dirigíveis foram analisados, cada um, em diversas velocidades de operação, possível, por ser a sustentação estática.

29) Razões técnicas de sustentação dinâmica não permitem ao avião velocidades muito mais baixas que a normal de cruzeiro.

39) Velocidades baixas de helicópteros ainda demandam muita potência, pela necessidade de sustentação.

49) As capacidades de passageiros, para os três tipos de veículos, já são valores limites superiores, impostos por limitações de volume e arranjo, ou de peso.

59) Os volumes de carga já resultam de análises de fatores de estiva correntes no comércio atual.

A análise dos resultados das tabelas nos mostra que:

19) Os dirigíveis apresentam nítidas vantagens no consumo específico de combustível, com grande flexibilidade no decréscimo de velocidade para aumento da autonomia.

29) É também nítida a vantagem dos dirigíveis na relação carga efetiva/peso total, o que lhes permite operar com base na sustentação apenas estática.

39) Tempos específicos baixos implicam em valores altos para consumo específico.

Deve, porém, ser observado que os valores resultantes nas tabelas não são conclusivos para o veículo, como um sistema de transporte. Neste caso, todos os outros índices operacionais deveriam ser analisados, traduzidos para custos totais, durante a vida útil do veículo. Nossa meta foi apenas mostrar, praticamente, o consumo específico de combustível, para depois de discutir o projeto de sistema de transporte e otimização, apresentar detalhadamente nosso objetivo.

## 2.5. Bases para fixar nossos objetivos

### 2.5.1. O Desenvolvimento de Dirigíveis

O dirigível será amplamente utilizado como veículo de transporte de carga e de passageiros, num futuro bem próximo. Acreditamos que a ele será reservado um importante papel em determinadas situações de transporte que estão situadas entre as ideais para aviões e veículos terrestres, já que, hoje, são realizadas por estes veículos pela ausência de algo entre eles.

A produção e a operação de dirigíveis foi interrompida, praticamente, num período que coincide com o da segunda guerra mundial. De lá para cá, muito pouco foi feito em pesquisa. Isto parece ter ocorrido, por diversas razões, dentre elas:

- o estado de depredação das economias e dos parques industriais das nações desenvolvidas, após 1945, indicava caminhos de desenvolvimento que fossem rápidos e permitissem, paralelamente, o desenvolvimento do veículo aéreo, mais apropriado, para futuras necessidades

de ataque e defesa: o avião;

- o grande desastre aéreo, ocorrido com o Hindenburg, afetou a opinião pública mundial, desfavorecendo o dirigível;

- a pouca disponibilidade de qualquer outro gás, que substituíse o hidrogênio, economicamente, com alto poder de sustentação, auxiliou as razões psicológicas adversas;

- a energia, abundantemente aparente e conseguida a baixo preço, não era muito ponderável nos custos operacionais, isto prevaleceu do praticamente até 1970.

Então, com outras necessidades mais prementes, poucos foram os incentivos, quer a empresários, quer a pesquisadores, para que empregassem dinheiro e tempo no desenvolvimento e pesquisa de tal tipo de veículo.

Hoje, porém, as condições mudaram, por exemplo:

- é necessário maior racionalização no consumo de energia para transporte;

- existe maior disponibilidade de gás (hélio), em escala industrial;

- desenvolvimento de ligas leves especiais e materiais flexíveis de alta resistência favorecem a construção de cascos mais leves;

- outros avanços tecnológicos, em propulsão, em controles e comunicação; em muito favorecem o desenvolvimento do mais leve que o ar;

- operações militares de busca parecem indicar a necessidade do dirigível.

Então, existe um certo favorecimento e incentivo à pesquisa. Os dados básicos, como veremos, são escassos ou muito genéricos e, na sua maioria, suspeitos, quer por não serem resultantes de sistematização, quer por serem confidenciais, empresarial ou militarmente; decorre, portanto, que muito tem que ser feito até que se possa fazer afirmações seguras sobre dirigíveis. Muitas perguntas ainda não foram respondidas e elas são tantas que exigem muito trabalho. Tentaremos responder a umas poucas, ligadas a escoamentos apenas, não porém, sem deixar de observar as restrições às respostas que poderão ser feitas por outras áreas. Por isso, antes de expor os nossos objetivos, ainda

resta expor alguns aspectos técnicos fundamentais.

### 2.5.2. Aspectos Técnicos Fundamentais no Projeto

#### a) A relação Arrasto - Sustentação

Um veículo de peso  $W$ , ao executar uma viagem com raio de ação  $H$ , sofrendo a ação de uma força resistente  $R$ , consome energia  $E$ , proporcionalmente ao produto  $RH$ , sendo o coeficiente de proporcionalidade dependente de uma série de eficiências. Assim:

$$E \propto RH$$

Normalmente, a medida do transporte realizado  $\tau$ , é feita pelo produto distância x peso. A massa total transportada é que deve ser contada, mas tendo-se, em mente, que a carga paga (carga efetiva) é parte do total, é com ela que deveríamos raciocinar. A relação entre a carga paga e o peso total  $W$ , varia com a eficiência do projeto, porém a proporcionalidade existe e pode-se escrever que:

$$\tau \propto' WH$$

Então, a relação entre energia consumida e transporte realizado fica sendo diretamente proporcional à relação arrasto/peso, ou seja:

$$\frac{E}{\tau} \propto'' \frac{R}{W}$$

Se não existir sustentação dinâmica, mas apenas empuxo, o peso é igual a esta força e independe da velocidade; por outro lado, a resistência, se só de arrasto, é proporcional a potências crescentes da velocidade, e, portanto:

$$\frac{R}{W} \propto V^j \quad \text{com } j \approx 2 \text{ em determinada faixa de operação}$$

Sendo o dirigível enquadrado no caso acima, é lícito afirmar que, no que tange a considerações apenas de relações resistência / peso, deve operar a velocidades muito baixas.

Porém, é necessário observar o absurdo, se do parágrafo anterior, retirarmos a condição "relativa apenas a relação resistência / peso". O que foi afirmado diz respeito apenas a consumo de combustível. O critério que norteia a escolha de velocidade ótima, deve ser global com todos os custos envolvidos. Resumindo, velocidade é variável independente, numa função objetivo global de um sistema integrado, onde se possa fixar esta função, conhecendo-se todas as variáveis do sistema, quer técnicas quer de custo. Não é este nosso objetivo. Como veremos, o nosso será arrasto mínimo, para um dado volume, numa dada velocidade, com variação de geometria. Faremos, sim, estas otimizações a diversos conjuntos fixos de valores volume-velocidade, para fornecer subsídios aos que pretendam, na área de transportes, estudar o problema mais geral. Para cada conjunto, OTIMIZAREMOS a geometria, com base na função objetivo arrasto ou arrasto/volume.

#### b) Considerações de Volume e Arranjo

Quando nos referimos a volume e a arrasto, temos em mente aquele volume e conseqüente arrasto do corpo principal, que gera empuxo. Tradicionalmente, a carga é imaginada, como transportada fora deste volume.

Se imaginarmos tal veículo, com volume  $\nabla$ , ao nível do solo, o empuxo, igual ao peso, será igual a  $\gamma_{ar} \cdot \nabla$ . Se admitirmos que ele transporta 24% do seu peso, com carga de densidade relativa a água igual a 0,30, o volume desta carga  $\nabla_c$ , será

$$\nabla_c = W_c / \gamma_{carga} = \frac{0,24 \gamma_{ar} \nabla}{0,30 \gamma_{\text{água}}} = \frac{0,24}{0,30} \frac{1,25}{10^3} \nabla = 10^{-3} \nabla$$

Vemos que  $\nabla_c$  é insignificante, face ao valor de  $\nabla$ . Onde abrigar a carga, se em cesta (aumento de resistência não significativo) ou

dentro do corpo principal, é um problema mais relativo a considerações de arranjo, de estrutura e de conforto (caso de passageiros) que as de arrasto e que, portanto, não será aqui analisado.

#### c) Índice de Esbeltez vs Estrutura e Manobra

A geometria sofre restrições no que diz respeito ao índice de esbeltez, decorrente de problemas de manobra e estruturais. Um índice alto é desfavorável ao problema de manobra e também à estrutura. Dos aspectos de manobra e controle resultam considerações de dimensões de estabilizadores e de sustentação e arrasto no mesmo, que pouco significativas serão a ponto de desviar o ótimo da função que analisaremos.

#### d) Geometria e Sustentação Dinâmica

Existe um estreito relacionamento entre geometria e sustentação dinâmica. Porém as velocidades de operação que, a priori, são indicadas em faixas bem inferiores às de aviões, não causarão sustentação muito significativas. É evidente que, para corpos de revolução, a sustentação decorrerá de ângulos de ataque diferentes de zero. Tal aspecto será analisado neste trabalho.

### 2.6. Nossos Objetivos

Neste trabalho fica proposta a análise de resistência e sustentação na seguinte ordem:

19) Para diversos conjuntos volume-velocidade, buscaremos a solução ótima para geometria, sendo a figura de mérito a força de arrasto ou o seu quociente pelo volume. O movimento será considerado a ângulo de ataque nulo. A função objetivo será estabelecida com base nas análises de série sistemática de corpos de revolução.

20) Ainda, para corpos de revolução, serão analisados os efeitos de voo a ângulos de ataque diferentes de zero. Sustentação dinâmica e acréscimo de arrasto serão analisados e feitas comparações com veículos de dimensões ligeiramente maiores, que sejam comparáveis, no que concer

ne ã nova capacidade de peso gerada pela sustentação dinãmica.

39) Indicaremos, para volume e velocidade constantes, os efeitos sobre arrasto e sustentação, da modificação de corpos de revolução pa outros de secção transversal elíptica. As indicações aqui serão feitas, tomando-se em consideração apenas as variações de superfície.

### 3. SITUAÇÃO DO PROBLEMA

#### 3.1. Evolução dos Dirigíveis

O desenvolvimento de dirigíveis ficou paralisado praticamente desde os anos 30, por razões já amplamente expostas; quase meio século de estagnação. Hoje são retomados os passos para sua utilização em alguns casos específicos de transporte. Unidades experimentais estão sendo construídas na Inglaterra e E.U.A. (2, 4, 29 e 30).

Nas tabelas 3.1. a 3.3., apresentamos os dados mais importantes que puderam ser obtidos sobre dirigíveis; observe-se o vazio entre os anos 30 e os 80. É importante que se observem, em tais tabelas, alguns parâmetros que calculamos e que, nelas fizemos constar.

Os dois primeiros relativos à geometria

$$\text{Índice de esbeltez} = \frac{\text{Comprimento}}{\text{Diâmetro}} = \frac{L}{D}$$

$$\text{Coeficiente prismático} = \frac{\text{Volume}}{\text{Vol. Cilindro envoltório}} = \frac{V}{\pi D^2 L / 4}$$

são extremamente influentes nos aspectos de resistência residual.

Observa-se o seguinte:

a) nos dirigíveis rígidos, o índice de esbeltez situa-se na faixa entre 6,0 e 8,5, enquanto nos deformáveis tal faixa está entre 3,0 e 5,5.

b) o coeficiente prismático está situado entre 0,53 e 0,67.

Tabela 3.1. - Dirigíveis Rígidos Antigos

ANO CONSTR. DESIG. (PAÍS)	NOME (APLICAÇÃO)	VOLUME ( $m^3 \times 10^3$ )	$\frac{L}{D} = n$ (m/m)	POT. MAX. (HP)	VEL. MAX. (km/h)	PESO VAZIO (t)	ÍNDICE ELBEL- TEZ (L/D)	$C_p$	Rey $\times 10^{-8}$ nível mar	$\frac{SHP}{\nabla^{2/3} V^3} \times 10^3$
1919										
LZ-120 (Alem)	BODENSSE (pass.)	19,0	$\frac{120,8}{18,7} = 6,46$	960	132	12	6,46	0,605	3,01	2,73
1922										
ZR-1 (EUA)	SHENANDOAH (pass.)	58,0	$\frac{207,0}{24,0} = 8,63$	1580	100	37	8,63	0,619	3,91	4,92
1922-24										
LZ-126 (Alem)	LOS ANGELES (Naval)	70,0	$\frac{200,6}{27,6} = 7,27$	2000	128	42	7,27	0,583	4,85	2,35
1927-28	GRAF									
LZ-127 (Alem)	ZEPPELIN (pass.)	105,0	$\frac{235,5}{30,5} = 7,72$	2650	130	62	7,72	0,610	5,78	2,53
1926-29										
R-100 (Ingl.)	- (pass.)	141,6	$\frac{216,0}{39,6} = 5,45$	4020	128	100	5,45	0,532	5,22	2,96
1926-29										
R-101 (Ingl.)	- (pass.)	159,6	$\frac{237,7}{40,2} = 5,91$	2930	103	115	5,91	0,529	4,63	4,25
1929-32										
ZRS-4 (EUA)	AKRON	184,0	$\frac{239,3}{40,5} = 5,91$	4480	128	108	5,91	0,597	5,79	2,77
1931-33										
ZRS-5 (EUA)	MACRON	184,0	$\frac{239,3}{40,5} = 5,91$	4480	139	108	5,91	0,597	6,29	2,41
LZ-129	pass.	190,0	$\frac{247,8}{41,2} = 6,01$	4800	140	-	6,01	0,575	6,56	2,46

Tabela 3.2. - Dirigíveis Deformáveis Antigos

ANO CONSTR. DESIG. (PAÍS)	NOME (APLICAÇÃO)	VOLUME ( $m^3 \times 10^3$ )	$\frac{L}{D} = n$ (m/m)	POT. MAX. (HP)	VEL. MAX. (km/h)	PESO VAZIO (t)	ÍNDICE ESBEL- TEZ L/D	$C_p$	Rey x $10^{-8}$ nível mar	$\frac{SHP}{\sqrt{2/3} V^3} \times 10^3$
1930										
PN-30 (Ale) m)	(Propaganda)	2,65	$\frac{46,2}{10,6} = 4,36$	115	75	-	4,36	0,650	1,00	6,38
1928 (EUA)	PURITAN Pr., Pesquisa	2,43	$\frac{39,0}{11,3} = 3,45$	140	88	-	3,45	0,621	1,03	5,30
1926 (EUA)	ITALIA (Exp. Ártica)	18,5	$\frac{105}{18,5} = 5,68$	750	118	-	5,68	0,656	2,34	3,32
1929										
ZMC-2 (EUA)	(Naval)	5,72	$\frac{45,5}{16,1} = 2,82$	440	112	-	2,82	0,617	0,96	4,57

Tabela 3.3. - Dirigíveis Deformáveis Modernos

ANO CONSTR. DESIG. (PAÍS)	NOME (APLICAÇÃO)	VOLUME ( $m^3 \times 10^3$ )	$\frac{L}{D} = n$ (m/m)	POT. MAX. (HP)	VEL. MAX. (km/h)	PESO VAZIO (t)	ÍNDICE ESBEL- TEZ L/D	$C_p$	Rey x $10^{-8}$ nível mar	$\frac{SHP}{\sqrt{2/3} V^3} \times 10^3$
1982 (Ingl.)	SKYSHIP 500 (Pass, Naval)	5,13	$\frac{50,0}{14,0} = 3,57$	204	111	3,29	3,57	0,666	1,05	2,34
1983 (Ingl.)	SKYSHIP 600 (Pass, Naval)	6,66	$\frac{59,0}{15,2} = 3,88$	270	120	3,66	3,88	0,623	1,34	2,06
Projeto (Ingl.)	SKYSHIP 500 (Pass.)	50,00	$\frac{108,0}{30} = 3,60$	4500 (1970)	170 (130)	-	3,60	0,655	3,47 (2,65)	3,15 (3,08)

O quarto coeficiente ( $\text{Potência}/\text{Volume}^{2/3} \times \text{velocidade}^3$ ) serve para comparação entre "eficiência" dos corpos, no que diz respeito à resistência. Este coeficiente não é tão significativo, pois a potência considerada é a no eixo do propulsor e, portanto, envolve eficiência de casco e do propulsor.

No que diz respeito ao número de Reynolds, a tabela permite verificar que a faixa de operação está contida, aproximadamente, entre  $10^8$  e  $8 \cdot 10^8$ . A observação desta faixa é extremamente importante, como veremos, na discussão dos ensaios de laboratório com corpos de revolução.

### 3.2. Arrasto em Corpos Submersos "Carenados" e "Alongados"

Nossa meta é analisar a resistência ao arrasto de corpos que, profundamente submersos, se movimentam em fluídos incompressíveis. Estaremos restritos a corpos, cuja geometria indique a priori, de maneira qualitativa, duas premissas para estes corpos.

19) Carenados: ausência de descontinuidade em suas secções.

20) Alongados: a velocidade do escoamento livre é paralela ao eixo maior do corpo.

É evidente a semelhança que existe entre operação de dirigíveis e de submarinos profundamente submersos, naquilo que diz respeito à resistência de arrasto. É importante que se observe que os dois tipos de veículos, operam numa faixa do número de Reynolds que vai de  $10^8$  a  $10^9$ . A busca bibliográfica sobre o assunto nos levou a seguinte posição:

#### 19) Análise teórica

Muitas análises já foram feitas para a esfera e para cilindros, mas, na maior parte dos casos, para números de Reynolds que se estendem no máximo até  $10^5$ . Estas formas fogem inteiramente às que buscamos e poderão ter utilidade relativa, mais ainda se considerarmos as nossas necessidades em faixa de operação de número de Reynolds. Igualmente existem análises para esferóides alongados, mais ainda restritos a números de Reynolds ainda mais baixos ( 7, 9, 11, 12, 13, 20, 22, 23,

26, 33, 37, 38, 39 e 45).

Existem alguns métodos analíticos tal como, um geral, ( 16 ), para calcular o escoamento potencial incompressível ao redor de formas arbitrárias. Tal método conduz à possibilidade de conhecer a distribuição de pressões ao redor do corpo e a distribuição de velocidades. Porém ele não nos conduz a uma análise da influência na resistência da variação sistemática de alguns adimensionais característicos da geometria como a que pretendemos fazer.

Igualmente, a pesquisa bibliográfica nos permitiu conhecer a referência ( 17 ) que apresenta um método semiempírico (analítico com base comparativa em testes com modelos) para calcular um dos momentos principais sobre corpos de revolução. Este método apresenta coeficientes de sustentação e de acréscimo de resistência em função de ângulo de ataque e poderá, eventualmente, ser útil na sua parte da pesquisa, onde iremos abordar a influência de ângulos de ataque diferentes de zero, na sustentação e no arrasto.

Além do que foi citado, podemos afirmar que métodos analíticos, encaixados às nossas necessidades, não foram encontrados.

#### 29) Análise experimental

Dados experimentais sobre resistência de arrasto em corpos submersos são praticamente inexistentes. Nossa pesquisa bibliográfica foi ampla. Inicialmente, foi realizada em bibliotecas especializadas das principais Universidades brasileiras e nos centros de pesquisa nacionais em engenharia aeronáutica e naval. Correspondência posteriormente travada com laboratórios de ensaios no exterior, também não acrescentaram trabalhos já feitos que pudessem ser úteis à nossa finalidade específica. Porém, existe uma publicação datada de 1948, feita para análise de resistência de submarinos, encomendada pela Marinha dos E.U.A. (14). Deixou de ser confidencial há alguns meses, constituindo-se na base de nossa análise que será brevemente descrita. Com exceção desta publicação, podemos assim resumir o que encontramos:

a) Algumas fontes apresentam coeficientes de resistência em função do número de Reynolds, até o limite  $10^6$ . Apenas comparam entre si algumas formas geométricas tais como: placa plana, esfera, elipsóide (1,8 : 1), fazendo referência a um corpo mais alongado, sem nenhuma obser

vação sobre sua forma. Em algumas referências, gráficos existem, com a escala de resistência simplesmente omitida (8, 10, 32 e 25).

b) Em algumas referências, os comentários feitos para os gráficos são extremamente duvidosos, pois sempre, neles, o coeficiente de resistência admite no seu cálculo a área frontal que, numa análise mais profunda, deixa de ser significativa, pois não reflete superfície externa e volume; é necessário lembrar que volume é o parâmetro útil dos veículos, quer para conter espaços úteis, quer para proporcionar empuxo. Dois corpos de mesma área frontal terão volumes diferentes, se geometricamente, forem diferentes; daí nossa observação (8, 10 e 32).

c) Alguns trabalhos em engenharia naval, analisando a viabilidade econômica e técnica de submarinos para transporte de carga, descrevem tres possibilidades.

- i) Análise de submarinos com corpo paralelo médio ( 25 ). Neste trabalho existe omissão total de escala de coeficientes de resistência. Os autores concluem sobre aumentos de resistência com superfície molhada, de uma maneira muito elementar, o que não nos permite utilizar como fonte, ademais com a citada ausência de escala.
- ii) Existência de corpo paralelo médio aproximadamente retangular ( 36 ). É mais um estudo de transporte com pouca observação sobre os parâmetros geométricos. Tenta viabilizar submarinos de grande porte, "achatando" as suas secções transversais, face às limitações de calado nos portos.
- iii) Existência de secções transversais elípticas ( 43 ). Com a mesma finalidade anterior. Leva em consideração para as secções elípticas um aumento de resistência em relação a corpos de revolução de igual volume, pelo aumento de superfície molhada e não pela mudança de forma na resistência residual. Não faz sequer uma citação a valores comparativos de área.

d) É muito importante que se observe que a utilização de dados provenientes de fontes, tais como as duas primeiras citadas no item c, seriam de pouca utilidade mesmo que comparativa, para a análise de ar

rasto. Isto porque os resultados finais são apresentados em termos de SHP (Potência no eixo do propulsor); sabe-se que não existe relação constante entre tal potência e o EHP (potência de arrasto), mas que tal relação é o inverso do coeficiente propulsivo, variável também com a geometria.

Concluindo, podemos afirmar que para as nossas finalidades a bibliografia disponível se resume naquela série sistemática de modelos, feita de encomenda para a Marinha dos E.U.A. - A Série 58 - a partir de 1948. Infelizmente, passados 35 anos, a não ser o que resultou daquela pesquisa, pouco temos em mãos. Talvez existam outros estudos em laboratório, que são confidenciais por razões militares ou comerciais.

Porém, uma análise cuidadosa da série citada e introdução de parâmetros adicionais para variação de geometria nos permitirão conclusões corretas.

Pela importância que atribuímos à Série 58, é importante que, a seguir, apresentamos as razões de sua existência, o que faremos nos parágrafos a seguir.

### 3.3. A Necessidade de Criação de uma Série Sistemática de Corpos de Revolução.

Em 3 de Maio de 1948, o Departamento da Marinha dos E.U.A. encaminhou um documento ao mais eficiente tanque de provas de modelos de navios - David Taylor Model Basin, em Washington. Neste documento, apresentava as bases para requisitar um dos mais extensos programas de testes até hoje realizados por aquele laboratório. Este documento e o trabalho que dele resultou, permaneceu confidencial até há poucos meses. Em linhas gerais, ele cita o seguinte:

1º) A finalidade deste documento é rever os passos tomados pelo DTMB, nas fases básicas de pesquisa do Programa para Investigação da Hidrodinâmica de Submarinos Submersos de Alta Velocidade. Propõe-se a análise de uma Série Sistemática de Corpos de Revolução. A discussão que segue diz respeito apenas à fase do programa que trata com parâmetros que afetam a resistência dessas formas. Estabilidade, controle e

propulsão não devem ser considerados.

29) Com a finalidade de Análise de Submarinos de Alta Velocidade, uma conferência foi realizada para determinar o curso das ações a serem tomadas. Ficou decidido, então, que os dados obtidos em experiências com dirigíveis em túneis de vento, poderiam ser aplicados para formas de submarinos para operação exclusivamente submersa. Foi daí que se sugeriu que uma completa pesquisa bibliográfica sobre tal assunto, deveria ser feita, antes que um programa experimental em tanque fosse planejado.

39) Assim, conforme estabelecido, uma detalhada pesquisa bibliográfica, de todas as fontes disponíveis, foi feita e montado um conjunto de 86 trabalhos sobre o assunto. A bibliografia foi dividida em duas categorias. Uma é experimental e trata com os resultados de resistência de testes em corpos de revolução carenados, obtidos em túneis de vento, tanques de prova e em testes em escala-total; outra contém trabalhos de várias autoridades em hidrodinâmica, dando um tratamento teórico ao assunto.

49) Um estudo feito para determinar o valor destes dados experimentais revelou que eles são duvidosos, devido ao fato de que, geralmente, uma ou mais das seguintes condições são presentes:

a) O valor do coeficiente de resistência total versus  $n^{\circ}$  de Reynolds, para o mesmo modelo testado em diferentes túneis de vento, varia sobre um grande intervalo. Isto é devido aos vários graus de turbulência naqueles túneis.

b) a curva de resistência total versus  $n^{\circ}$  de Reynolds para o mesmo modelo, variou muito, quando diferentes processos foram usados para, artificialmente, estimular turbulência. As curvas não convergem num dado valor como normalmente ocorre, quando as experiências são conduzidas em água. Os coeficientes de resistência obtidos de testes numa corrente de ar livre e aqueles obtidos numa corrente com turbulência conseguida com telas de arame, colocadas em diferentes posições relativas ao modelo, mostraram diferenças em até 200 por cento.

- c) a maioria dos dados disponíveis em túneis de vento foram obtidos a baixos valores do número de Reynolds, devido às pequenas dimensões do modelo e à baixa velocidade do ar. Como resultado, a maioria destes dados foram obtidos sob condições de escoamento laminar ou de transição.
- d) os poucos testes, feitos em túneis, em valores do número de Reynolds suficientemente altos, para assegurar turbulência, sem o processo de estimulação artificial, produziram tão poucas observações experimentais, que indicam apenas uma tendência dos resultados.
- e) não existem ensaios de séries sistemáticas, para corpos de revolução submersos, conduzidos em túneis de vento. A maioria dos ensaios foi feita ou em projetos específicos de dirigíveis ou em casos isolados de corpos de revolução. Muito pouco, ou nenhuma atenção foi dada, relatando os efeitos de variação de dimensões ou forma sobre a resistência.
- f) os resultados conseguidos em ensaios na escala total, através de testes de desaceleração e as aproximações sobre ele feitas, os tornam duvidosos para qualquer estudo básico.
- g) os resultados disponíveis de ensaios em tanques de prova são inadequados, por causa do uso de modelos pequenos, velocidade baixa e falhas na medida de temperatura. Como consequência, a maioria destes dados foram obtidos sob condições de escoamento em regime de transição. Na maioria dos numerosos ensaios feitos para determinar a influência de variação da relação comprimento - diâmetro, o nº de Reynolds foi no intervalo de  $10^5$  a  $10^6$ , de modo que a camada limite teve grande probabilidade de ser parcialmente laminar e parcialmente turbulenta.

59) A não adequacidade dos dados existentes sugerem a programação de criação de uma série sistemática de corpos de revolução.

69) --- (OBSERVAÇÃO NÃO IMPORTANTE) ---

79) --- (OBSERVAÇÃO NÃO IMPORTANTE) ---

89) -- Embora seja verdade que as relações que venham a surgir de tal série, possam ser estritamente seguras para a particular família de formas testadas, acredita-se que as relações gerais não se desviarão muito de outras famílias de formas razoavelmente carenadas.

### 3.4. A Série 58

#### 3.4.1. Características (14)

A série 58 é uma série sistemática de 25 modelos de corpos de revolução, criada e testada, para pesquisar a sua resistência ao arrasto, quando profundamente submersos, a cinco parâmetros adimensionais geométricos e ao número de Reynolds.

Os modelos, todos com 2,743 m de comprimento, têm variação de geometria tal, que os pontos de sua superfície, localizados num plano meridional longitudinal, obedecem para ordenadas adimensionais a uma função definida por um polinômio do sexto grau, na forma:

$$y^2 = a_1x + a_2x^2 + a_3x^3 + a_4x^4 + a_5x^5 + a_6x^6$$

Os parâmetros geométricos que variam, são as adimensionais  $C_p$ ,  $n$ ,  $m$ ,  $r_0$  e  $r_1$ .

Os testes com a série foram realizados pelo DTMB, com os cuidados. As correções devido à presença dos suportes foram feitas. A finalidade foi determinar a resistência total dos modelos em função do número de Reynolds e, segundo os métodos normais dos tanques de prova, chegar, em cada modelo, à variação do coeficiente de resistência residual com aquele adimensional. Os modelos foram testados até à velocidade máxima do carro do tanque, de 9,27 m/s, o que, nas condições de teste, conduziu a uma valor máximo  $Rey = 2,8 \times 10^7$ . O regime de turbulência foi garantido por colocação de faixa de areia nos modelos.

A primeira conclusão dos ensaios foi que o coeficiente de resistência residual é praticamente independente do número de Reynolds, ocorrendo uma pequena alteração de  $C_R$ , em intervalo de Rey, onde se ca

Tabela 3.4. - Série 58

MODELO	m	r <sub>o</sub>	r <sub>l</sub>	C <sub>P</sub>	n	C <sub>S</sub>	LCB	D/ $\bar{X}_M$	C <sub>R</sub> x 10 <sup>3</sup>
4154	0,40	0,50	0,10	0,65	4,0	0,7887	0,4644	0,625	0,58
4155	0,40	0,50	0,10	0,65	5,0	0,7810	0,4644	0,500	0,36
4156	0,40	0,50	0,10	0,65	6,0	0,7766	0,4644	0,417	0,22
4157	0,40	0,50	0,10	0,65	7,0	0,7744	0,4644	0,357	0,13
4158	0,40	0,50	0,10	0,65	8,0	0,7727	0,4644	0,312	0,09
4159	0,40	0,50	0,10	0,65	10,0	0,7717	0,4644	0,250	0,075
4160	0,36	0,50	0,10	0,65	7,0	0,7758	0,4599	0,400	0,12
4161	0,44	0,50	0,10	0,65	7,0	0,7742	0,4707	0,325	0,15
4162	0,48	0,50	0,10	0,65	7,0	0,7742	0,4783	0,300	0,17
4163	0,52	0,50	0,10	0,65	7,0	0,7746	0,4868	0,275	0,19
4164	0,40	0,50	0,10	0,55	7,0	0,6954	0,4295	0,357	0,37
4165	0,40	0,50	0,10	0,60	7,0	0,7374	0,4484	0,357	0,07
4166	0,40	0,50	0,10	0,70	7,0	0,8094	0,4781	0,357	0,28
4167	0,40	0,00	0,10	0,65	7,0	0,7688	0,4899	0,357	0,16
4168	0,40	0,30	0,10	0,65	7,0	0,7732	0,4746	0,357	0,14
4169	0,40	0,70	0,10	0,65	7,0	0,7750	0,4542	0,357	0,14
4170	0,40	1,00	0,10	0,65	7,0	0,7744	0,4389	0,357	0,18
4171	0,40	0,50	0,00	0,65	7,0	0,7718	0,4618	0,357	0,13
4172	0,40	0,50	0,05	0,65	7,0	0,7732	0,4631	0,357	0,13
4173	0,40	0,50	0,15	0,65	7,0	0,7760	0,4657	0,357	0,13
4174	0,40	0,50	0,20	0,65	7,0	0,7772	0,4671	0,357	0,10
4175	0,40	0,50	0,10	0,65	5,0	0,7426	0,4484	0,500	0,32
4176	0,40	0,50	0,10	0,55	5,0	0,7012	0,4295	0,500	0,41
4177	0,34	0,50	0,10	0,65	7,0	0,7770	0,4577	0,420	0,16

racterizou um regime de transição entre laminar e turbulento.

Outras conclusões, relativas a efeitos de superfície livre, e manobrabilidade, foram possíveis, porém elas não são de importância para as nossas finalidades.

A tabela 3.4. resume as características dos 25 modelos, apresentando, na última coluna, o valor de  $C_r$  admitido constante, para valores de Rey, superiores ao regime de transição acima citado.

### 3.5. Sustentação Dinâmica

Muitas são as informações sobre sustentação em perfis, porém, na bibliografia pesquisada, muito pouco foi encontrado sobre sustentação em corpos axissimétrico em vôo não paralelo e nada sobre sustentação em corpos não axissimétricos. Somente tais informações permitirão conclusões sobre viabilidade econômica de aproveitamento de sustentação dinâmica em dirigíveis.

Entre as informações obtidas, são dignas de destaque três delas:

19) A da referência ( 18 ) onde se afirma ser o vôo de projeto não axial, não econômico.

29) A de HOPKINS ( 17 ), relativas à determinação de forças transversais em corpos de revolução.

39) A de STREETER ( 41 ), que apresenta uma formulação semi-empírica para o coeficiente de sustentação.

Sobre tais informações, vale destacar:

1<sup>a</sup>) Não poderemos aceitar tal afirmação, sem que ela seja demonstrada. A análise da viabilidade de tal condição de projeto, deve ser feita com a seguinte orientação:

- Para determinados ângulos de ataque positivos, determinar a sustentação adicional em relação ao vôo paralelo e, assim, a receita adicional decorrente de maior capacidade de carga, desta descontada o peso de combustível para manter raio de ação invariável.

- Determinar o acréscimo de custo decorrente de maior potência operacional e também de maior potência instalada.
- Estabelecer o porte e a potência de outro veículo, maior, que, em voo paralelo, tivesse a mesma capacidade de carga que o primeiro, este em ângulo de ataque não nulo.
- Analisar os custos relacionados a este novo veículo.
- Comparar os resultados.

É aqui que fazemos nossa observação. A comparação não deve ser feita apenas em termos de custo de combustível. Embora a alternativa de voo não paralelo leve a maior potência, ela, por outro lado, conduz a um porte menor e, conseqüentemente, menor investimento e também depreciação.

2ª) O trabalho de HOPKINS permite determinar forças transversais em corpos de revolução. Utiliza considerações de escoamento potencial para a parte de vante do corpo, combinada com teoria de escoamento viscoso para a parte de ré. A análise é feita para 15 corpos e os resultados, comparados com dados experimentais. A comparação confirma a validade do método.

3ª) A formulação semi-empírica para o coeficiente de sustentação é:

$$C_{Su} = 0,234 \left(\frac{2V}{L}\right)^{0,79} \frac{L^2}{A_{PM}} \beta + C_{DC} \beta^2$$

com a resistência induzida, dada por:

$$R_i = (Su) \operatorname{tg} \beta$$

e para pequenos ângulos de ataque:

$$R_i \approx (Su) \cdot \beta$$

Como já afirmamos, não é nossa meta a análise de custo. Nosso trabalho é restrito à análise de forças. Não aceitando a 1<sup>a</sup> das informações acima, utilizaremos a 2<sup>a</sup> e a 3<sup>a</sup>, comparando-as entre si, para a análise de arrasto em vôo não paralelo, para que tais resultados sejam úteis a quem pretenda verificar a veracidade da 1<sup>a</sup> informação.

#### 4. MÉTODOS DE ANÁLISE

São dois os problemas analisados neste trabalho. O primeiro é o da otimização de forma, para resistência de arrasto mínima, com base nos resultados de testes com modelos da série sistemática 58. O segundo, examinado em menor amplitude e restrito a um caso, é relativo aos efeitos de voo não paralelo, na sustentação e no arrasto.

No primeiro caso, o método utilizado é o de otimização de uma função objetivo, através da medida do mérito; isto se consegue pelo estabelecimento de um modelo matemático. É utilizada a busca exaustiva em duas fases, sendo a primeira fase de tabulação simples e a 2ª fase de busca em direções estabelecidas. Os resultados intermediários da primeira fase são apresentados neste capítulo, para melhor entendimento do processo da 2ª fase. Detalhes dos cálculos são reservados para o capítulo 5.

Ainda, para a otimização quanto ao arrasto, são feitas considerações de efeitos de rugosidade e de variações no meio, não incluídos no modelo matemático.

Quanto ao segundo caso, ou seja, o dos efeitos de voo não paralelo, a inexistência de dados sistemáticos, proibiu uma análise mais ampla. Com base em informações confiáveis ( 17 e 41 ), fizemos a análise de um caso, para permitir que especialistas em análise de sistemas, tenham um modelo e alguns dados confiáveis. Tais dados estão presentes no anexo E .

##### 4.1. Otimização - Arrasto em Corpos de Revolução

#### 4.1.1. Forma e Arrasto

Não temos ainda conhecimento de qualquer estudo, que defina, com precisão, qual a melhor forma de um corpo de revolução, no que diz respeito à resistência de arrasto.

Na sua expressão, universalmente conhecida, a resistência de arrasto de qualquer corpo, num escoamento incompressível é:

$$R_T = \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_F + C_R) \quad (4.1.)$$

Os cascos devem ser escolhidos de modo a minimizar esta resistência total, para um dado volume e velocidade.

No que diz respeito ao coeficiente de resistência residual -  $C_{RT}$ , que, no caso de corpos totalmente submersos, exprime a chamada resistência de forma, qualitativamente, procura-se um corpo tal, que a camada limite ao seu redor, deva permanecer sem descolamento ou com descolamento o mais a ré possível, de modo que o crescimento da pressão na proa seja balanceada, por aumento de pressão também na popa. Quanto maior este balanceamento, menor o valor de  $C_R$ . Um corpo bem carenado, com alto coeficiente de esbeltez, apresenta uma forma extremamente favorável à minimização do coeficiente de resistência de forma.

Simultaneamente, devemos considerar a resistência viscosa superficial, que para o intervalo de velocidade a ser analisada, deverá ser muito maior que a de forma. No que é relativo ao coeficiente  $C_F$ , podemos afirmar que, para velocidade e meio constantes, o aumento de comprimento conduz a valores menores deste coeficiente.

Do exposto, à primeira vista, parece lógico concluir que, para volume fixo, além de velocidade e meio constantes, o aumento do comprimento conduz à diminuição da resistência. Tal afirmação é falsa, decorrente do fato que comprimentos maiores implicam em aumentos da área  $S$ , em contacto com o meio. O que se busca, fixados aqueles parâmetros já estabelecidos, é a forma que conduz a minimização de  $R_T$ , ou seja, do produto  $SC_T$ , dado que  $\rho$  e  $V$  estão fixos.

#### 4.1.2. Resistência Específica (por volume ou por peso)

Um coeficiente, dimensional no caso, bastante significativo, é o de resistência por unidade de volume  $R_T/\bar{V}$ . Outro é o adimensional, resistência por unidade de peso do veículo  $R_T/W$ , que, no caso de veículos com sustentação apenas estática - onde  $W = \bar{V}\rho g$  - é igual a  $R_T/\bar{V}\rho g$ .

Sendo a forma á de um sólido de revolução, definidos, o coeficiente de superfície e o coeficiente prismático, como:

$$C_S = \frac{S}{\pi D L} \quad (4.2.)$$

e

$$C_P = \frac{\bar{V}}{\pi D^2 L/4} \quad (4.3.)$$

podemos escrever:

$$S = \frac{4 \bar{V}}{L} \frac{C_S n}{C_P} \quad (4.4.)$$

Então, a resistência total pode ser apresentada por:

$$R_T = \frac{2 \rho \bar{V}}{L} \left( \frac{C_S n}{C_P} \right) (C_F + C_R) V^2 \quad (4.5.)$$

o que nos permite escrever:

$$\frac{R_T}{\bar{V}} = \left[ \frac{C_S n}{C_P} \left( \frac{C_F}{L} + \frac{C_R}{L} \right) \right] 2 \rho V^2 \quad (4.6.)$$

$$\frac{R_T}{W} = \frac{C_S n}{C_P} \left( \frac{C_F}{L} + \frac{C_R}{L} \right) \frac{2V^2}{g} \quad (4.7.)$$

#### 4.1.3. Nosso objetivo

Nosso objetivo é buscar uma forma que conduza ao valor mínimo de  $R_T/\bar{V}$ . Esta busca será feita para valores fixos do par  $\bar{V}$ ,  $V$ , o que nos conduz à procura do valor mínimo da função objetivo  $F$ ,

$$F = \frac{C_S \cdot n}{C_P} \left( \frac{C_F}{L} + \frac{C_R}{L} \right) \quad (4.8.)$$

A dependência de  $F$ , para uma dada forma, a um conjunto fixo do par  $\bar{V}$ ,  $V$ , decorre do fato que:

$$L = f(\text{forma}, \bar{V})$$

$$C_F = f(\text{Rey}) = f(V, L, \nu)$$

A dependência de  $C_F$  ao número de Reynolds, implica na necessidade de fixarmos o meio, para podermos definir um valor para a viscosidade cinemática  $\nu$ . Tal valor foi escolhido, como o correspondente ao que se encontra numa altitude de 1524 m, estabelecida como altura de vôo. Para a atmosfera padrão, em tal altitude,  $\nu = 1,6407 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ .

#### 4.1.4. O modelo matemático

O modelo matemático é estabelecido através do relacionamento dos diversos componentes da função objetivo a valores de volume, velocidade e a características do meio e da forma.

Para análise da forma, foram utilizados os resultados da análise da série sistemática 58, estabelecendo-se relações do coeficiente de resistência residual,  $C_R$ , e do coeficiente de superfície  $C_S$ , com parâmetros característicos de forma.

##### 4.1.4.1. $C_R$ e $C_S$ da Série 58

##### a) O Coeficiente de Resistência Residual - $C_R$

A Série 58 analisou a variação da resistência de forma, em função do número de Reynolds e dos dimensionais, já previamente definidos,  $C_p$ ,  $n$ ,  $m$ ,  $r_o$  e  $r_l$ .

A principal conclusão, extraída da análise da série, é que, na faixa de intervalo de número de Reynolds, que nos interessa, foi que o coeficiente de resistência de forma independe do valor deste adimensional.

Com a utilização dos resultados de testes, restritos pelas limitações do número de modelos testados, foram traçadas as figuras 4.1. e 4.5., que permitem observar:

1º) O efeito da variação do raio da proa é muito pequeno, desde que não se ultrapasse um valor de  $r_o$  igual a 0,80.

2º) O efeito da variação do raio da popa não é muito significativa, dentro do intervalo de valores testados e apresentados na figura.

3º) A posição da secção de área transversal máxima não é crítica, dentro dos valores cobertos pela série. É um pouco crítica, nos extremos do intervalo sob teste, valores os quais, o próprio bom senso indica não serem recomendáveis. Valores mínimos de  $C_R$  são obtidos para  $m$  em torno de 0,36.

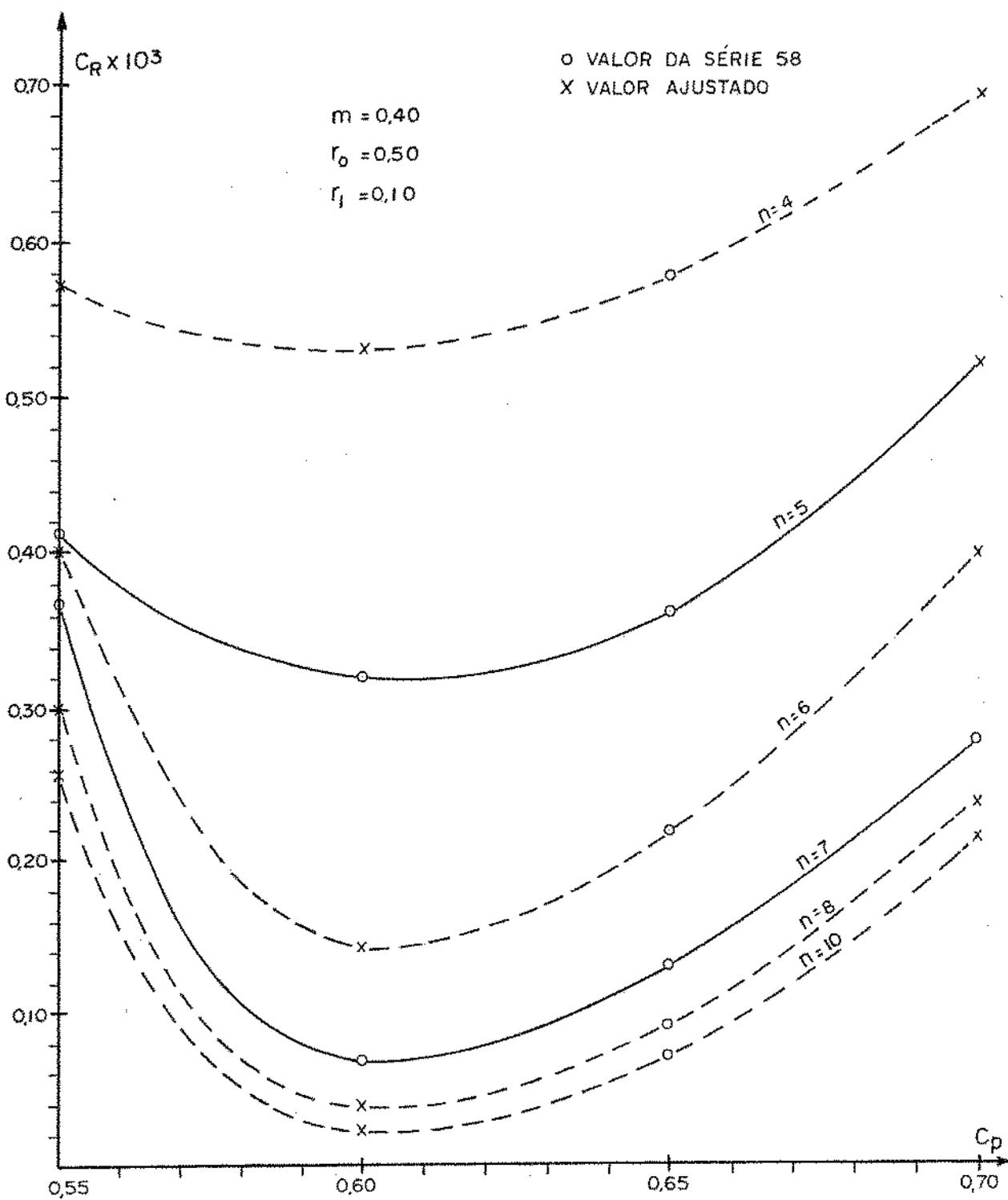
4º) O coeficiente de resistência residual é bastante sensível às variações de  $C_p$  e  $n$ .

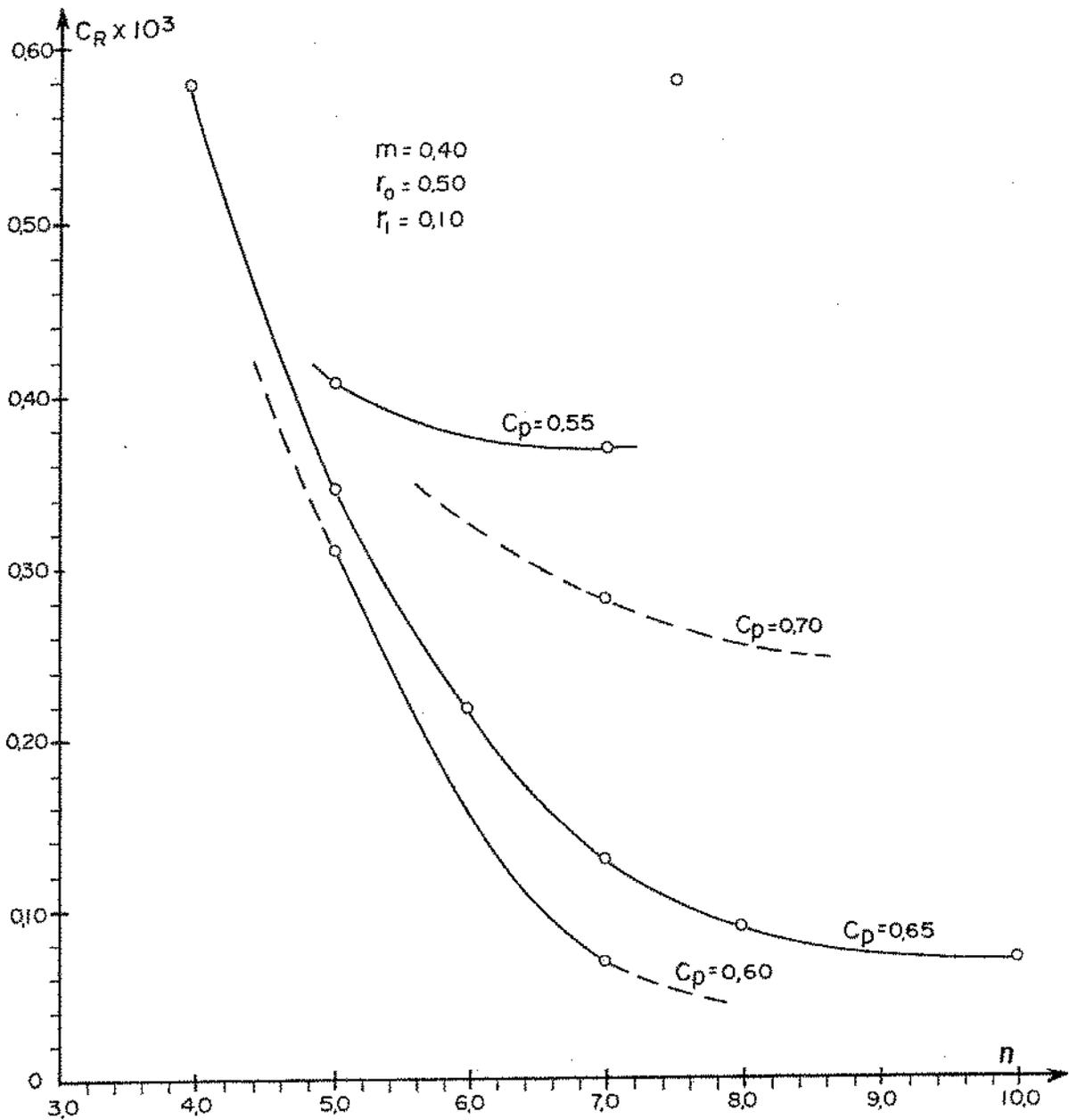
Das observações acima e com base no nível de sensibilidade, que aqui buscamos, às variações de  $C_R$  com a forma, achamos lógico fixar valores para  $m$ ,  $r_o$  e  $r_l$ , iguais aos considerados ideais pela série, ou seja, respectivamente 0,40, 0,50 e 0,10 e fazer a busca com variações em  $C_p$  e  $n$ . Assim, estabelecido, procederemos com a análise de efeitos em  $C_R$ , de variações em  $C_p$  e  $n$ , estes restritos nos intervalos.

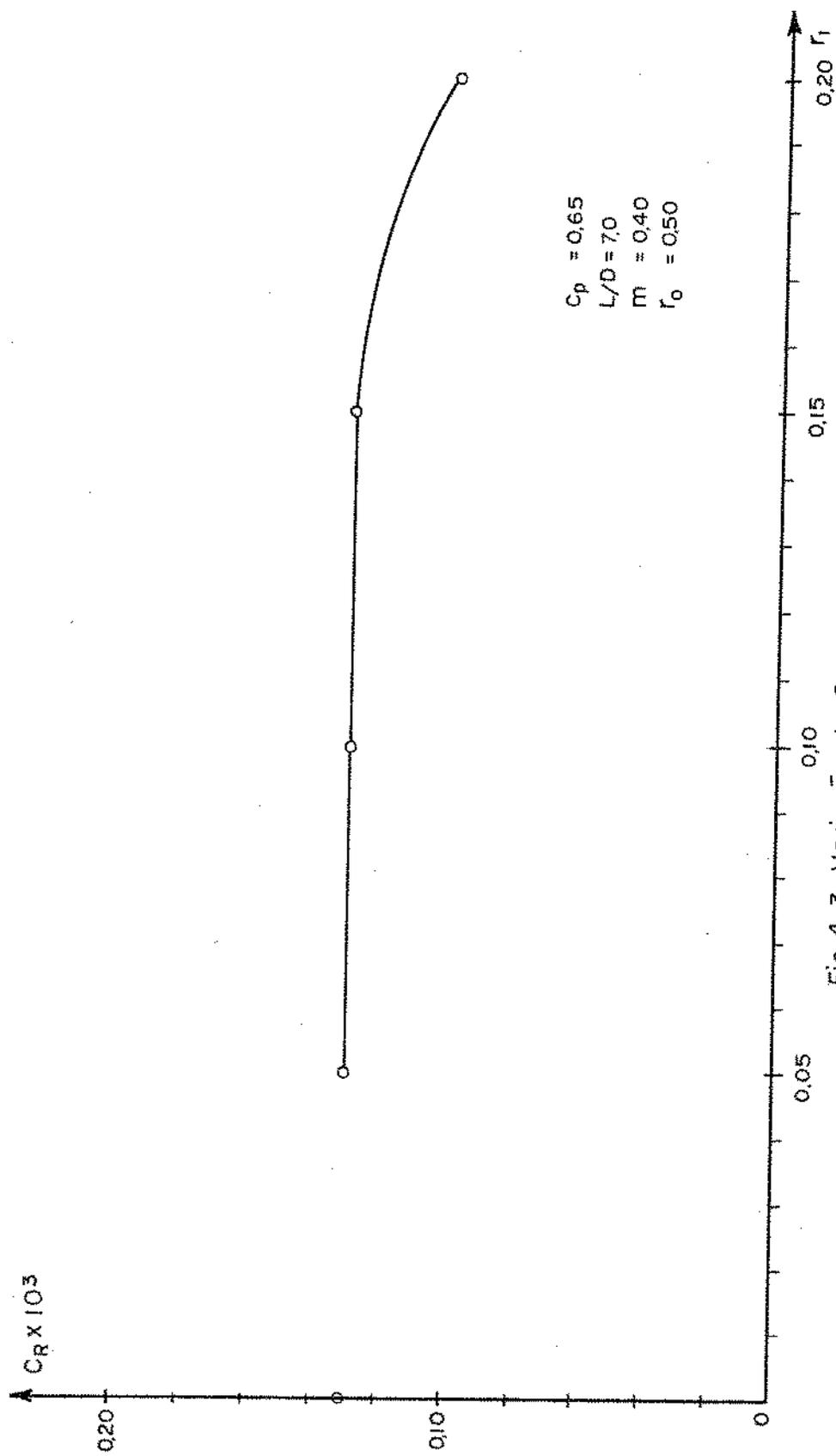
$$0,55 \leq C_p \leq 0,70$$

$$4 \leq n \leq 10$$

Feita a análise, resultam as seguintes relações:

Fig. 4-1 Variação de  $C_R$  com  $C_p$  e  $n$

Fig. 4-2 Variação de  $C_R$  com  $n$  e  $C_p$

Fig. 4-3 Variação de  $C_R$  com  $r_1$

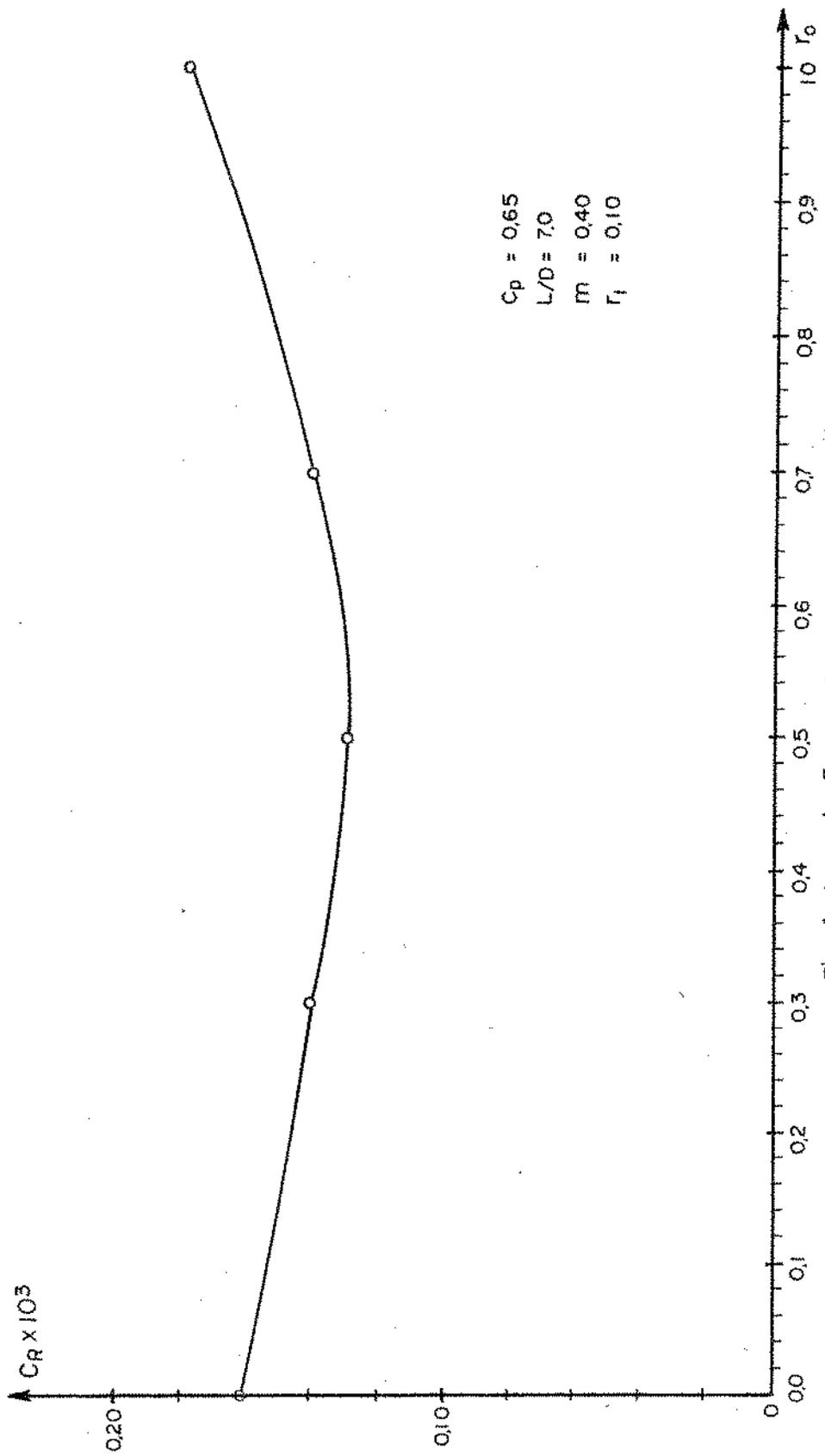


Fig. 4-4 - Variação de  $C_R$  com  $r_0$

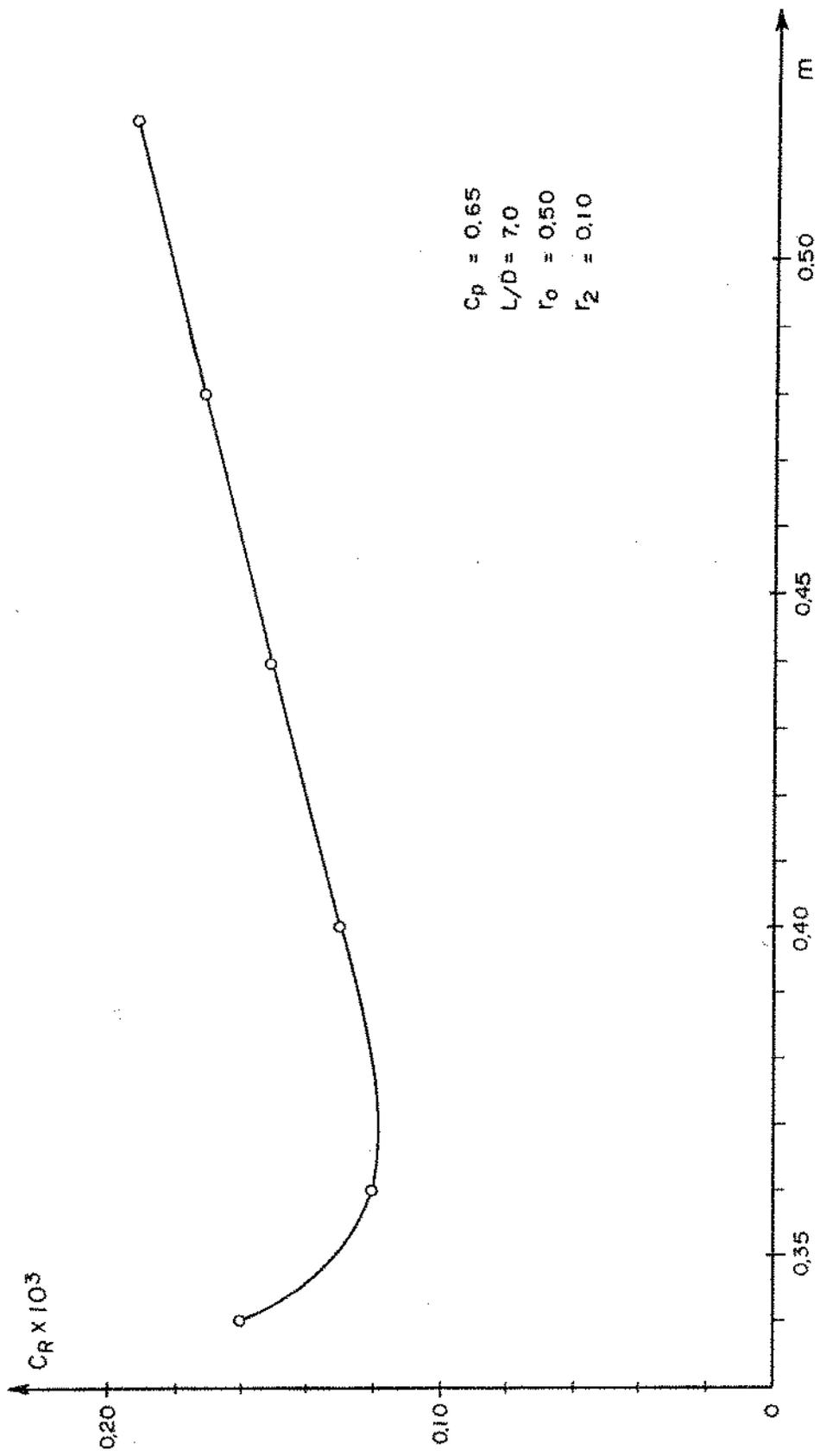


Fig. 4-5 Variação de  $C_R$  Com m

i) Para  $0,60 \leq C_p \leq 0,70$

$$C_R = 10^{-3} \left[ \sqrt{n} (7,18 C_p^2 - 8,57 C_p) + (0,005 n^2 + 0,342 n + 4,20) \right] \quad (4.9.)$$

ii) Para  $0,55 \leq C_p \leq 0,60$

$$C_R = 10^{-3} \left[ \sqrt{n} (8,17 C_p^2 - 8,57 C_p) + (0,005 n^2 + 0,342 n + 4,20) \right] + \\ + 10^{-3} \left[ 16 (0,60 - C_p)^2 \cdot (-0,375 n^2 + 6,50 n - 21,625) \right] \quad (4.10.)$$

b) O Coeficiente de Superfície  $C_S$

As figuras 4.6. e 4.7. foram obtidas com os dados da Série 58. As curvas, representadas pontilhadas parcialmente, foram conseguidas, nestes trechos, graças a cálculos para geometrias que se ajustam às da série. A relação entre as três variáveis resultou em:

$$C_S = \frac{C_p}{n^{1/6}} + 0,218 n^{1/6} \quad (4.11.)$$

Tal expressão nos conduz a:

$$\frac{C_S n}{C_p} = n^{5/6} + 0,218 \frac{n^{7/6}}{C_p} \quad (4.12.)$$

Chamamos a atenção para o fato de, na figura 4.7., termos re-presentado o esferoide alongado, cujo  $C_p$  é igual a  $2/3$ . Aí, observam-se valores maiores de  $C_S$  para tal geometria, em comparação aos valores pa-  
ra forma da série com igual  $C_p$ .

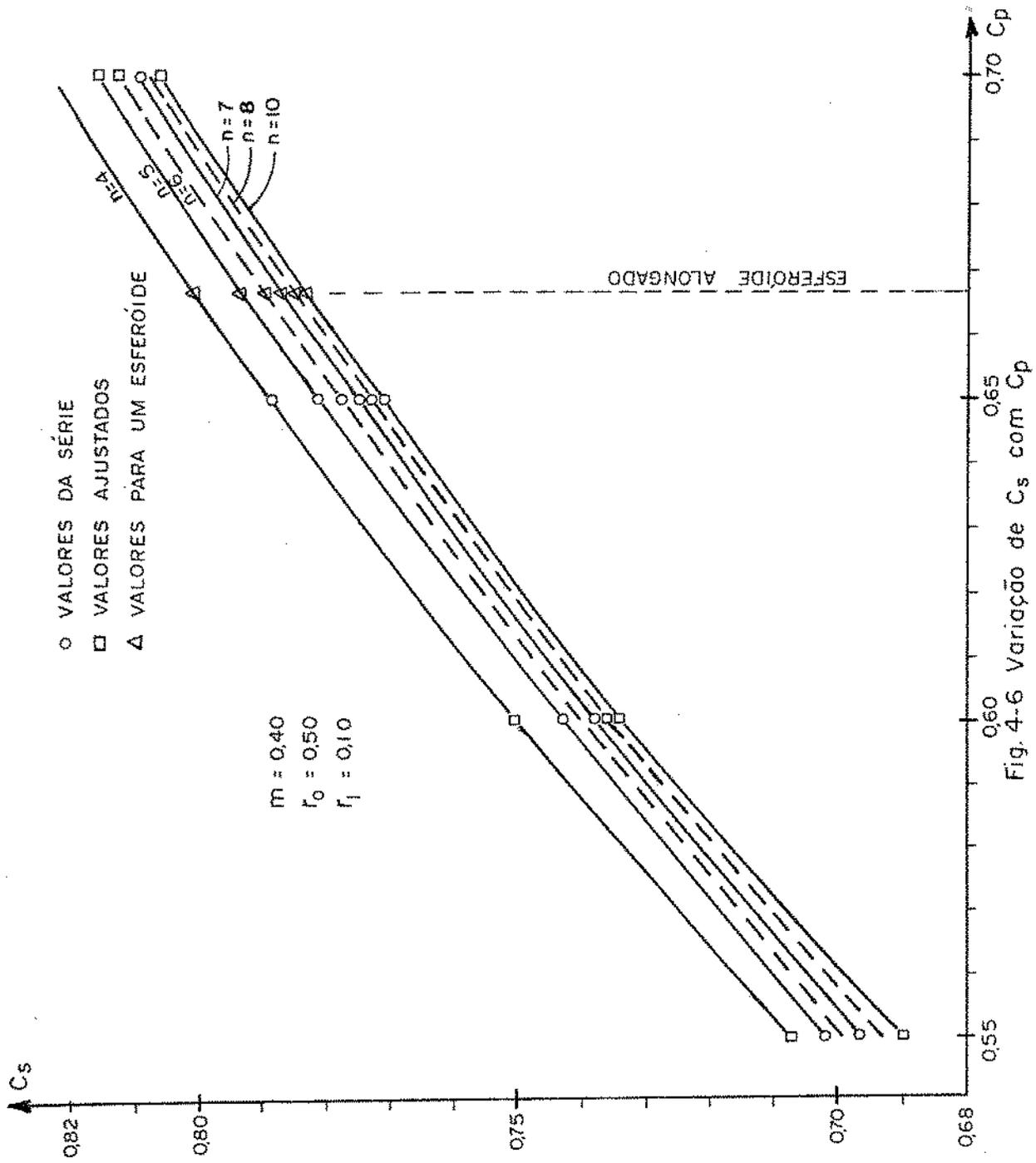


Fig. 4-6 Variação de  $C_s$  com  $C_p$

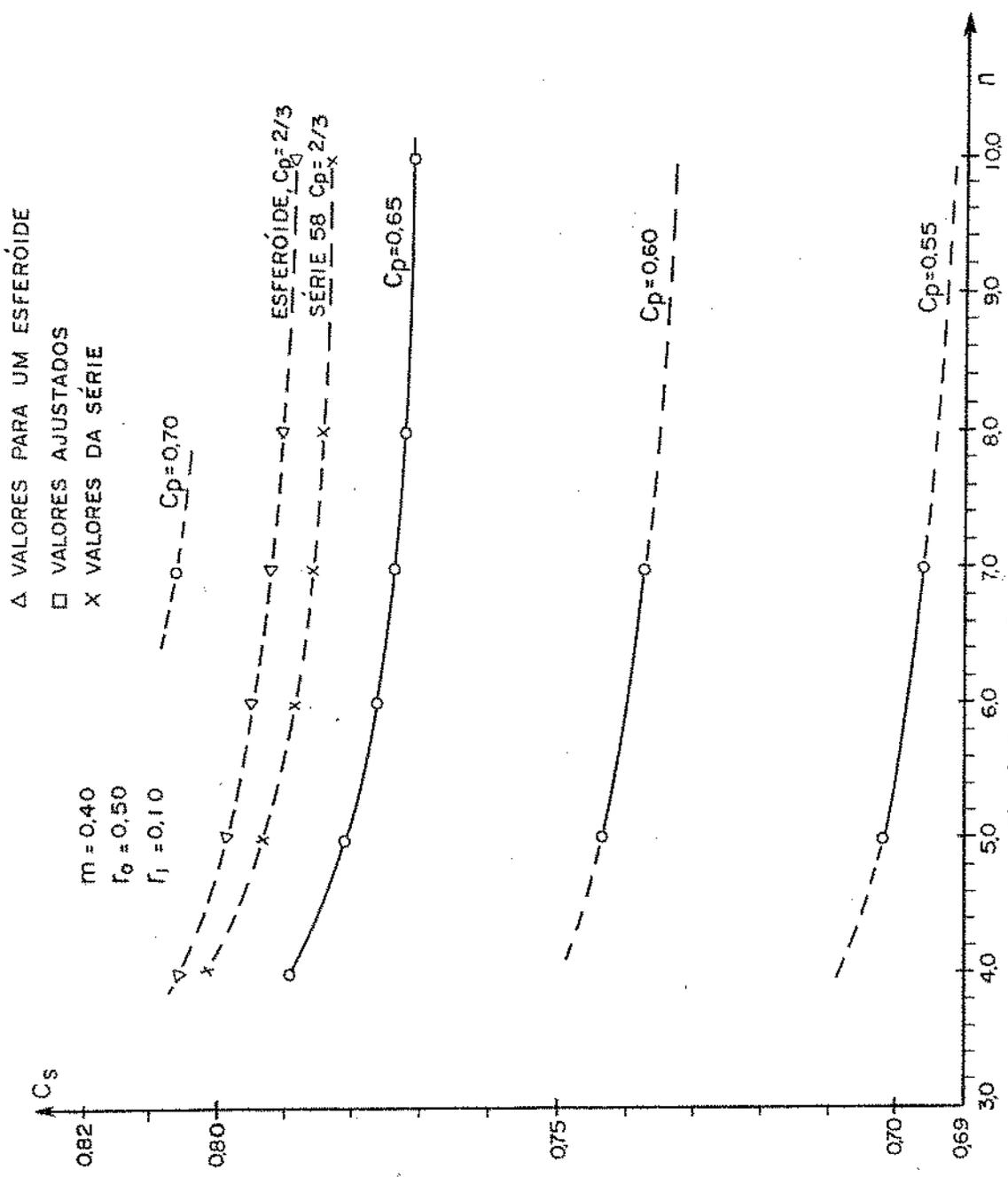


Fig. 4-7 Variação de  $C_s$  com  $n$

#### 4.1.4.2. O Coeficiente de Resistência Viscosa Superficial.

Para um escoamento turbulento, internacionalmente são aceitas diversas funções que relacionam  $C_F$  ao número de Reynolds. Dentro de nosso intervalo de variação deste adimensional, a que é recomendada é a estabelecida na Conferência Internacional de Tanques de Prova de 1963, que estabelece (42).

$$C_F = \frac{0,075}{(\log_{10} \text{Rey} - 2)^2} \quad (4.13.)$$

#### 4.1.4.3. O Comprimento

O comprimento  $\bar{L}$  é expresso pela equação:

$$L = \bar{V}^{1/3} \sqrt[3]{\frac{4}{\pi} \frac{n^2}{C_P}} \quad (4.14.)$$

#### 4.1.5. A Forma Final da Função Objetivo

A função objetivo

$$F = \frac{C_S^n}{C_P} \frac{1}{L} (C_F + C_R)$$

com

$$\frac{C_S^n}{C_P} = \psi(n, C_P) = \psi$$

$$C_R = \phi(n, C_P) = \phi$$

$$L = f(n, C_p, V)$$

$$C_F = f(V, L, v) = f\left[V, (n, C_p, V), \text{meio}\right]$$

é expressa na forma:

$$F = \frac{\varphi}{L} (C_F + \phi) \quad \text{ou} \quad F = \frac{\varphi \phi}{L} + \frac{\phi}{L} C_F$$

e finalmente

$$F = \frac{I}{L} + \frac{J}{L} C_F \quad (4.15.)$$

onde:

- 1º)  $I = \varphi \phi$  e  $J = \varphi$  mostram efeitos da forma  
 2º)  $I/L$  e  $J/L$  mostram efeitos de forma e volume  
 3º)  $C_F$  mostra efeitos de forma, volume e meio

#### 4.1.6. A Busca no Primeiro Estágio

##### 4.1.6.1. A Característica de Modalidade - Tabulação

Desconhecemos a característica da função objetivo no que diz respeito à modalidade. Por tal razão, só nos é lícito utilizar um método de busca, que seja indistintamente válido a funções uni ou plurimodais. Então, na primeira busca, o método utilizado será o de tabulação.

Nesta fase, não estamos apenas interessados em conhecer o(s) valor(es) mínimo da função objetivo, mas também o comportamento da função  $F$ , e de seus termos  $I/L$  e  $J/L \cdot C_F$ , no que se relacionam as suas variações com as variações de  $n$  e  $C_p$  e mesmo de velocidade e volume. As vantagens em se conhecer o processo de variação são muitas. Entre elas,

citamos:

19) Numa iteração, já com intervalos menores de  $n$  e  $C_p$ , próximos do ponto ótimo, é mais fácil a escolha de passo de variação destas variáveis e de critério de convergência.

29) A otimização de  $F$  será feita para pares de valores e velocidade. Ora, sabemos que um veículo de um dado volume nunca opera numa única velocidade. Assim, para um mesmo valor de  $V$ , a tabulação em velocidades diferentes permitirá conhecer as penalidades em arrasto, quando se operar em velocidade diferente da de projeto e, ainda, saber, para esta última, se o par ótimo  $n.C_p$  é ainda o mesmo que para aquela.

#### 4.1.6.2. Intervalos e Passos das Variáveis $n$ e $C_p$

Os intervalos de variação de  $n$  e  $C_p$  são aqueles já estabelecidos anteriormente. Os passos serão suficientes para, numa primeira fase, permitir a visualização de modalidade de função e sua variação. Assim:

a)  $C_p$

$$0,55 \leq C_p \leq 0,70$$

$$i = 7 \quad (\text{número de valores escolhidos})$$

$$\Delta C_p = 0,025$$

b)  $n$

$$4 \leq n \leq 10$$

$$j = 7$$

$$\Delta n = 1$$

#### 4.1.6.3. Escolha de Valores de Volume e Velocidade

Os valores de velocidade e volume escolhidos são tais, que, praticamente, englobam os casos de dirigíveis existentes ou já utiliza

dos no passado. Os passos são tais, que permitem, para pares diferentes, o mesmo valor do produto  $VL$ , de modo a facilitar o cálculo de  $C_F$ . Mais ainda, os valores de  $V$  são tais, que colocam os valores de  $L$  e de  $V$  proporcionais a 2, 3, 4 e 5, facilitando muito a tabulação intermediária. Assim:

a) Volume ( $V$ )

Valores ( $m^3$ ) : 8.000, 27.000, 64.000 e 125.000

$$\Delta V = \left( \frac{k+2}{k+1} \right)^3 V_K$$

$$V_{\text{superior}} = 125.000 \text{ m}^3$$

b) Velocidade ( $V$ )

Valores (m/s) : 20, 30, 40, 50

$$\Delta V = 10 \text{ m/s}$$

$$V_{\text{superior}} = 50 \text{ m/s}$$

#### 4.1.6.4. Diagrama de Bloco da Busca

O diagrama de bloco da busca é apresentado no anexo D.

#### 4.1.7. A Tabulação da 1ª Fase da Busca

O resultado está no capítulo 5. Porém, para poder escolher o método da 2ª fase, como também para permitir melhor entendimento das observações que se seguem, apresentamos, aqui, nas tabelas 4.1. a 4.3., os resultados de:

I/L - Efeito de resistência de forma

J  $C_F/L$  - Efeito de resistência viscosa superficial

F - Função objetivo

para um conjunto  $V$ ,  $V$  igual a 27.000  $m^3$  e 30 m/s.

Tabela 4.1. - $(I/L) \times 10^6$ - Efeitos de forma $\nabla = 27000 \text{ m}^3$ $V = 30 \text{ m/s}$							
n \ C <sub>P</sub>	0,55	0,575	0,600	0,625	0,650	0,675	0,700
4	28,9	27,7	27,5	28,0	29,5	32,0	35,3
5	22,7	18,7	17,5	18,1	19,9	22,7	26,7
6	22,8	14,0	9,7	10,5	12,6	15,9	20,5
7	20,5	8,3	4,4	5,3	7,7	11,4	16,5
8	21,2	6,1	1,5	2,5	5,1	9,2	15,0
9	21,0	5,7	0,7	1,8	4,7	9,3	15,7
10	19,7	5,6	0,7	1,7	4,7	9,0	14,1

Tabela 4.2. - $(J C_F/L) \times 10^6$ - Efeitos viscosos $\nabla = 27000 \text{ m}^3$ $V = 30 \text{ m/s}$							
4	98,8	98,9	98,9	99,0	99,1	99,3	99,5
5	103,6	103,5	103,5	103,5	103,6	103,7	103,8
6	107,7	107,5	107,4	107,4	107,4	107,5	107,5
7	111,4	111,1	110,9	110,7	110,7	110,7	110,7
8	114,7	114,4	114,2	114,0	113,9	113,9	113,8
9	117,8	117,4	117,2	116,9	116,9	116,7	116,6
10	120,7	120,2	129,9	119,6	119,4	119,3	119,2

Tabela 4.3. - Função Objetivo F $\times 10^6$ $\nabla = 27000 \text{ m}^3$ $V = 30 \text{ m/s}$							
4	127,7	126,6	126,4	127,0	128,6	131,3	134,8
5	126,3	122,2	121,0	121,6	123,5	126,4	130,5
6	130,5	121,5	117,1	117,9	120,0	123,4	128,0
7	131,9	119,4	115,3	116,0	118,4	122,1	127,2
8	135,9	120,5	115,7	116,5	119,0	123,1	128,8
9	138,8	123,1	117,9	118,7	121,5	126,0	132,3
10	140,4	125,8	120,6	121,3	124,1	128,3	133,3

#### 4.1.8. Observações Sobre a Tabulação da 1ª Fase

A tabulação da função objetivo, apresentada no Capítulo 5, permite observar que:

1º) Para todos os 16 pares  $\nabla, V$ , o valor mínimo da função  $F$ , corresponde sempre aos valores  $n = 7$  e  $C_p = 0,60$ . Porém, uma nova iteração com valores de passo para  $n$  e  $C_p$ , menores, deverá ser feita.

2º) Qualquer que seja o par  $\nabla, V$ , para  $n$  fixo, a variação do efeito da resistência superficial viscosa ( $J.C_p/L$ ) com  $C_p$  é bastante pequena. Nestas condições, a diferença entre o maior e o menor valor é aproximadamente 0,4% do valor médio.

3º) Pelo que foi exposto acima, explica-se o posicionamento do valor mínimo de  $F$ , sempre a  $C_p = 0,60$ . Como o efeito de forma é muito sensível a variações de  $C_p$ , com valores mínimos sempre a  $C_p = 0,60$ , esta influência é bastante sentida em  $F$ .

4º) Com  $C_p = 0,60$ , os valores de  $F$ , para  $n = 8$ , estão muito mais próximos do mínimo em  $n = 7$ , do que estão aqueles para  $n = 6$ .

#### 4.1.9. A 2ª Fase da Busca

A 2ª fase da busca será feita em torno do ponto mínimo da 1ª fase. Ainda, para cada par  $\nabla, V$ , a sequência será a seguinte:

1º) Parte-se do par correspondente a  $F$  mínimo da 1ª fase. Aquele valor é denominado  $F_0$  e o das variáveis independentes  $C_{p0}$  e  $n_0$ . Eles são recalculados com um número maior de algarismos significativos, para permitir comparação mais fácil.

2º) Calculam-se os valores de  $F$  em dois pontos vizinhos ao inicial, com  $C_p$  fixo em  $C_{p0}$ , tais que  $n$  varia com passo  $\Delta n = 0,1$ . Se, nos dois pontos, resultar  $F > F_0$ , aceita-se  $n_0$  como o valor de  $n$ , correspondente a  $F_{\min}$ . Se, porém, num dos sentidos, resultar  $F \leq F_0$ , calcula-se novo ponto  $n_2$ , com novo acréscimo (ou decréscimo) em  $n$ , ainda com passo

$\Delta n = 0,1$ . Nova comparação é feita, e assim se prossegue, até que  $F_j > F_{j-1}$ , aceitando-se  $n_{j-1}$ , como o valor correspondente ao mínimo, ou seja,  $n_{\min}$ .

39) A busca prossegue, agora com  $n$  fixo em  $n_{\min}$  e  $C_P$  variando, com passo  $\Delta C_P = 0,005$ , nos dois sentidos em torno de  $C_P = C_{P0} = 0,600$  e, com igual critério ao exposto no item anterior, chegando-se a  $F_{\min}$  para  $C_{P\min}$ .

40) Definidos assim  $C_{P\min}$  e  $n_{\min}$ , como correspondentes a  $F_{\min}$ , tais valores são aceitos, sem nova iteração, como valores finais.

#### 4.1.10. Observações: Meio, Rugosidade, Maiores Volumes

##### a) Meio

Em relação à influência do meio, a nossa função objetivo, está relacionada a um valor único estabelecido para a viscosidade cinemática. Este corresponde ao da atmosfera padrão a 1524 m de altitude. Portanto, os valores resultantes para  $F$  são válidos apenas para tal condição, e a busca é assim restrita. Porém, para outras altitudes e mesmo para outras aplicações, como no caso de busca de geometria para submarinos, o método é válido.

No caso de dirigíveis em outras altitudes, as variações de  $V$  implicam em variações de  $Rey$  e, conseqüentemente, em  $C_f$ . Porém, numa faixa de variação de altitude entre 0 e 3.000 m, são possíveis correções nos valores de  $C_f$  das tabelas a serem apresentadas. Para cada par  $C_P$ ,  $n$  e valores de  $V$  (portanto  $L$ ) e  $V$ , variações de  $C_f$  poderão ser aproximadas. Para isto, baseamo-nos numa expressão de  $C_f$  em função de  $Rey$ , que, embora diferente da originalmente empregada, apresenta razões de variação com  $Rey$ , praticamente iguais às desta. Tal expressão é:

$$C_f = 0,074 \text{ Rey}^{-1/5}$$

o que conduz a:

$$\frac{dC_f}{dV} = 0,0148 (VL)^{-1/5} V^{-4/5} \quad (4.16.)$$

e para pequenas variações da  $v$ , mantidos  $n$ ,  $C_p$ ,  $L$  e  $V$

$$\Delta C_F = \left[ 0,0148 (VL)^{-1/5} v^{-4/5} \right] \Delta v \quad (4.17.)$$

Porém este processo conduz a erros e o correto seria efetuar a busca com o novo valor de  $v$ .

Em caráter informático, apresentamos valores de  $v$  da atmosfera padrão, em tabela do anexo B.

Verificamos e concluímos que, dentro do intervalo de altitude que os dirigíveis vierem a operar, não haverá deslocamento da solução ótima em  $C_p$  e  $n$ , para cada conjunto  $\nabla$ ,  $V$ , decorrente de altitudes diferentes das em que baseamos a nossa busca.

No caso de submarinos, a grande variação de  $v$ , em relação ao aqui estabelecido, proíbe a utilização de acréscimos. A busca deve ser feita com valor apropriado de  $v$ . Não acreditamos, ainda, em deslocamentos substanciais nos valores ótimos de  $C_p$  e  $n$ , para a função objetivo.

#### b) Rugosidade

Não consideramos nenhum efeito de rugosidade, isto é, o coeficiente de resistência viscosa superficial foi determinado para condição de superfície lisa.

A consideração do efeito da rugosidade, se necessário, poderá ser feita com base no mesmo raciocínio que o comumente adotado para chapas planas. Qualquer que fosse o coeficiente de rugosidade considerado, dentro do intervalo do número de Reynolds, que estamos analisando, deveríamos acrescentar a  $C_p$ , um acréscimo  $\Delta C_F$ , praticamente constante, o que, para cada conjunto de valores fixos de volume e velocidade, consistiria em acrescentar na função objetivo, para qualquer conjunto  $[n, C_p]$ , sempre o resultado de  $\psi \cdot \Delta C_F / L$ , com  $\psi$  e  $L$  correspondentes a este par. Tais acréscimos poderiam acarretar desvio do ponto de mínimo. Tal verificação não foi feita.

O método, aqui apresentado, seria ainda totalmente válido, desde que se considerasse:

$$C_F = f \left[ v, (n, C_p, \nabla) \text{ meio, rugosidade} \right]$$

A prática usual na consideração da rugosidade é um na pesquisa naval um constante acréscimo  $\Delta C_F = 0,0004$ . Na pesquisa aeronáutica é usar o coeficiente de resistência viscosa  $C_F$ , como o maior entre (19,41):

$$C_F = \frac{0,075}{\log_{10} (\text{Re} - 2)^2} \quad (\text{lisa})$$

$$e \quad C_F = (1,89 + 1,62 \log_{10} \frac{L}{e})^{-2,5} \quad (\text{rugosa})$$

onde  $e$  é a dimensão média de um grão rugoso na superfície. Para pintura industrial  $e$  corresponde a  $3,0 \times 10^{-5}$  m.

#### c) Volumes Maiores

O processo foi estendido até o volume de  $216.10^3 \text{ m}^3$  e os valores mínimos de  $F$ , a quatro valores distintos de velocidade, foram coincidentes com os válidos para outros volumes tabelados.

#### 4.2. Vôo não Paralelo : Sustentação e Arrasto

O processo de análise de sustentação e arrasto em vôo não paralelo ao eixo de simetria é feito com base na formulação empírica (4.1) resultante do coeficiente de sustentação, definido na base da área do plano meridiano, para ângulo de ataque  $\beta$  :

$$C_{Su} = \frac{S_u}{(1/2)\rho A_{PM} V^2} = a' \beta + b' \beta^2 \quad (4.18.)$$

Tal formulação estabelece valores para os coeficientes  $a'$  e  $b'$ , tais que:

$$C_{Su} = 0,234 \left(\frac{2V}{L}\right)^{0,79} \frac{L^2}{A_{PM}} \beta + C_{DC} \beta^2 \quad (4.19.)$$

onde:

$C_{DC}$  = coeficiente de resistência de um cilindro (valor esta  
belecido igual a 0,3 para escoamento turbulento).

Modificação em (4.19.) nos conduz a:

$$C_{Su} = 0,234 \left( \frac{\pi C_P}{2n^2} \right)^{0,79} \frac{n}{C_{PM}} \beta + 0,3 \beta^2 \quad (4.20.)$$

É necessário observar que tal formulação foi verificada pe  
los valores de sustentação dos 15 modelos do trabalho de HOPKINS (17).  
Tal verificação é apresentada no anexo E .

A resistência induzida resultante, para pequenos ângulos de  
ataque (até  $\approx 10^0$ ), é para a medida em radianos, estabelecida por:

$$R_i = (Su) \cdot \beta \quad (4.21.)$$

Os valores do coeficiente de área do plano meridiano, para  
aplicações à Série 58, são decorrentes de formulação resultante da aná  
lise feita no anexo F. Assim, para esta série restrita à fixação da  
geometria em  $m = 0,40$ ,  $r_o = 0,50$  e  $r_l = 0,10$ ,  $C_{PM}$  resulta função de  $C_P$ ,  
dada por:

$$C_{PM} = 0,8 C_P^2 - 0,1 C_P + 0,490$$

O processo a ser estabelecido consiste em estabelecer três  
condições de voo:

1. Veículo menor, voo paralelo.
2. Veículo menor, ângulo de ataque positivo.
3. Veículo maior, voo paralelo.

As definições de volume são tais que a capacidade de carga  
na condição 3, deve se igualar à de condição 2; a forma dos dois veícu  
los deve ser a mesma. Uma vez determinados os valores de potência pela  
aplicação de um valor comum para a eficiência propulsiva, estarão defi  
nidos elementos para análises de comparação entre as duas alternativas.

Em verdade, utilizaremos informações de arrasto e sustentação, apenas para o corpo principal do veículo. Tal processo peca por não considerar efeitos de apêndices. Porém, como já citado, não é nossa meta atingir valores precisos ou apresentar conclusões, mas, sim, apenas mostrar o procedimento correto.

A sequência de cálculos, bastante simples, é mostrada no capítulo 5.

## 5. RESULTADOS

### 5.1. Otimização para o Arrasto

Os resultados são aqui apresentados, com a finalidade de permitir discussões, chegar a conclusões como também servir como subsídio para aplicações. Não nos limitaremos a apresentar apenas a configuração ótima indicada pela busca. Mostraremos, neste capítulo, também a tabulação da 1ª busca, dada a importância destas tabelas para a análise dos efeitos em resistência decorrentes de variações em  $n$  e  $C_p$ .

Muito importante como resultado é o fato de termos estabelecido uma relação extremamente confiável entre a função  $F$  e o volume  $\nabla$ . Tal relação é estabelecida por:

"O PRODUTO DE  $F$  PELO VOLUME ELEVADO AO EXPOENTE 0,378 É CONSTANTE, FIXADOS OS VALORES DE VELOCIDADE, FORMA E MEIO".

Tal produto, com símbolo  $G$ , é uma constante dimensional,

$$G = F \nabla_i \nabla_i^{0,378} \quad (5.1.)$$

extremamente importante no projeto preliminar de dirigíveis. É preciso acrescentar a seguinte observação: os valores aqui tabelados são válidos para o meio ambiente estabelecido como sendo a atmosfera padrão a 1524m de altitude; contudo, se para outro ambiente os valores de  $G$  são

diferentes dos tabelados, a expressão (5.1.), continua válida, desde que a  $F_{Vi}$  corresponda ao novo valor para o novo ambiente. Tal resultado constitui uma relação mais precisa do que a que normalmente se emprega entre volume e resistência, com o uso do expoente 1/3.

Finalizando, seguem tabelas de resultados assim resumidas em blocos:

1º Bloco - Valores ótimos da função objetivo:

São as tabelas numeradas 5.1. a 5.4., para os quatro valores de volume sob análise, indicando  $n$  e  $C_p$  correspondentes.

2º Bloco - Valores tabulados de F:

São os resultados da 1ª fase de busca, constituídos por 16 tabelas, numeradas 5.5. a 5.20. Cada uma delas é para um par  $V, V$ . Permitem a observação da variação de  $F$  com  $n$  e  $C_p$ .

3º Bloco - Valores tabelados de G:

São 4 tabelas, numeradas 5.21. a 5.24., válidas para  $V$  em  $m^3$  (Sistema Internacional).

## 5.2. Vôo não Paralelo : Sustentação e Arrasto

### 5.2.1. Condições de vôo

Conforme apresentado no capítulo 4, são estabelecidas três condições de vôo. Definidos (além de outros):

- $W$  = peso total
- $W_c$  = peso de carga efetiva, excluído o combustível
- $W_p$  = peso de carga mais combustível
- $C_{DWT}$  = coeficiente total de aproveitamento =  $W_p/W$
- $C_c$  = coeficiente de carga efetiva =  $W_c/W$
- $q$  = fração de sustentação utilizada para aumento de carga efetiva.
- $\eta$  = eficiência propulsiva.

temos:

1) CONDIÇÃO 1 - Veículo menor, voo paralelo

$$W_{c1} = C_{c1} W_1$$

$$R_{T1} = (2 F_1 \rho V^2) V_1 = (2 G \rho V^2) V_1^{0,622}$$

$$P_1 = (R_{T1} V) \eta_2$$

2) CONDIÇÃO 2 - Ângulo de Ataque Definido

Velocidade mantida constante

$$S_{u2} = C_{su} (1/2) \rho A_{PM} V^2$$

$$R_{i2} = \rho S_{u2}$$

$$R_{T2} = R_{T1} + R_{i2}$$

$$P_2 = (R_{T2} V) / \eta_2$$

$$W_2 = W_1 + S_u$$

$$W_{C2} = W_{C1} + q(S_u)$$

3) CONDIÇÃO 3 - Veículo maior, voo paralelo

Velocidade mantida constante; geometria igual

$$W_{C3} = C_{c3} W_3$$

$$R_{T3} = (2 F_3 \rho V^2) V_3 = (2 G \rho V^2) V_3^{0,622}$$

$$P_3 = (R_{T3} V) / \eta_3$$

5.2.2. Exemplo com Resultados

Estabelecer o porte de dirigível que iguale capacidade de carga a um de volume total de  $125 \times 10^3 \text{ m}^3$ , que opere a ângulo de ataque de  $6^\circ$ . Comparar as resistências de arrasto. Admitir que, em condição de

vôo paralelo,  $C_c$  é constante; velocidade (cruzeiro) = 30 m/s.

a) Dados iniciais

- 1) Altura de vôo = 1524 m
- 2) Atmosfera padrão
- 3)  $T_o$  = Temperatura de referência = 288,0 °K
- 4)  $T$  = Temperatura de altura de vôo = 278,1 °K
- 5)  $\rho_o$  = 1,236 kg/m<sup>3</sup>
- 6)  $\rho = \rho_o (T/T_o)^{4,25} = 1,064 \text{ kg/m}^3$  (anexo B)

b) Condição de Vôo Paralelo ao Dirigível Menor

$$V_1 = 125 \cdot 10^3 \text{ m}^3$$

$$W_1 = 1,3055 \times 10^6 \text{ N (altura de vôo = 1524 m)}$$

$$C_{C1} \text{ (admitido)} = 0,30$$

$$W_{C1} = 3,917 \times 10^5 \text{ N}$$

Admitindo-se geometria próxima a ótima ( $n = 7$ ;  $C_p = 0,60$ )

$$F_1 = 0,0648 \times 10^3 \text{ (a } V = 30 \text{ m/s, capítulo 5)}$$

$$R_{T1} = (2 F_1 \rho V^2) V_1 = 15.527 \text{ N}$$

OBS.: 1) Este valor inclui apenas a resistência do corpo principal. Não considera, portanto, cabine e apêndices.

2) Igual observação é válida para resistência induzida e sustentação nas condições de vôo 2 e 3.

c) Condição de vôo 2 - Ângulo de ataque de 6°

$$\beta = 6^\circ = 0,1047 \text{ radianos}$$

Do capítulo 5 e anexo F para  $C_p$  e  $n$  dados.

$$C_{PM} = 0,70$$

$$L = 235,1 \text{ m}$$

$$D = L/7 = 33,6 \text{ m}$$

$$A_{PM} = 0,700 \cdot 235,1 \cdot 33,6 = 5529 \text{ m}^2$$

$$C_{Su} = 0,234 \left( \frac{\pi C_P}{2n^2} \right)^{0,79} \frac{n}{C_{PM}} \beta + 0,3 \beta^2 = 0,0141$$

$$S_u = C_{Su} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho A_{PM} V^2 = 37.362 \text{ N}$$

$$R_i = \beta S = 3.912 \text{ N}$$

$$R_{T2} = R_{T1} + R_i = 19439 \text{ N}$$

Logo um aumento de resistência de

$$\frac{3912}{15527} \times 100\% = 25,2\%$$

Admitindo-se coeficiente propulsivo total igual a 0,80, tal acréscimo de resistência implicaria num acréscimo de SHP na velocidade de serviço dada por

$$\text{Acréscimo de Potência} = \frac{(\text{Acréscimo Resistência}) V}{0,80} = 197 \text{ HP}$$

Para um raio de ação de 1500 km, com consumo específico de combustível de 0,16 kg/(HP x h), o acréscimo de combustível será:

$$\frac{1500 \text{ km}}{(30 \times 3,6) \frac{\text{km}}{\text{h}}} \times 197 \text{ HP} \times 0,16 \frac{\text{kg}}{\text{HP} \cdot \text{h}} = 438 \text{ kg}$$

o que corresponde a um peso de 4300 N.

Logo, a fração de sustentação utilizada para carga é:

$$q = \frac{37362 - 4300}{37362} = 0,885$$

Assim em relação à condição 1

$$\text{Acr\u00easimo de carga} = 0,331 \times 10^5 \text{ N}$$

ou seja:

$$\left( \frac{0,331 \times 10^5}{3,917 \times 10^5} \times 100 \right) \% = 8,4 \%$$

d) Condi\u00e7\u00e3o de v\u00f4o 3 - Dirig\u00edvel Maior -  $\beta = 0$

$$\text{Admitindo-se } C_{C2} = 0,30$$

resulta que para:

$$W_{C3} = W_{C2} = (3,917 + 0,331) 10^5 \text{ N} = 4,248 \times 10^5 \text{ N}$$

teremos:

$$W_3 = 4,248 \times 10^5 \text{ N} / 0,30 = 1,4150 \times 10^6 \text{ N}$$

e portanto:

$$V_3 = W_3 / \rho_{\text{ar}} g = 135,5 \times 10^3 \text{ m}^3$$

A resist\u00eancia para este volume \u00e9 tal que

$$\frac{R_{T2}}{R_{T1}} = \left( \frac{V_3}{V_1} \right)^{0,622}$$

$$\frac{R_{T2}}{R_{T1}} = \left( \frac{135,5}{125,0} \right)^{0,622} = 1,051$$

e portanto:

$$R_{T2} = 16.319 \text{ N}$$

ou seja, um aumento de 792 N sobre a condi\u00e7\u00e3o 1, equivalente a 5,1%.

TABELA 5.1.

Resultados da Otimização  
Para  $\nabla = 8000 \text{ m}^3$

$n = 7,4$ ; $C_p = 0,605$	
V (m/s)	$F_{\min} \times 10^6$
20	192,97
30	182,49
40	175,54
50	170,53

TABELA 5.2.

Resultados da Otimização  
Para  $\nabla = 27.000 \text{ m}^3$

$n = 7,4$ ; $C_p = 0,600$	
V (m/s)	$F_{\min} \times 10^6$
20	121,62
30	115,19
40	110,92
50	107,83

TABELA 5.3.

Resultados da Otimização  
Para  $\nabla = 64.000 \text{ m}^3$

$n = 7,4$ ; $C_p = 0,600$	
V (m/s)	$F_{\min} \times 10^6$
20	87,78
30	83,23
40	80,26
50	78,04

TABELA 5.4.

Resultados da Otimização  
Para  $\nabla = 125.000 \text{ m}^3$

$n = 7,4$ ; $C_p = 0,605$	
V (m/s)	$F_{\min} \times 10^6$
20	68,21
30	64,72
40	62,42
50	60,72

TABELA 5.5

 $F \cdot 10^6$  $\nabla = 8000 \text{ m}^3$  $V = 20 \text{ m/s}$ 

$n \backslash C_p$	0,550	0,575	0,600	0,625	0,650	0,675	0,700
4	210,0	208,2	207,7	208,9	211,4	215,3	220,7
5	208,3	202,0	202,2	201,2	203,9	211,5	214,6
6	215,1	201,6	195,1	196,1	199,3	204,3	211,3
7	217,8	199,0	192,8	194,0	197,5	203,1	210,8
8	224,3	201,1	193,9	194,9	198,6	204,7	213,3
9	229,1	205,4	197,5	198,0	202,3	209,6	219,1
10	231,9	210,0	202,1	203,0	207,4	213,5	220,9

TABELA 5.6

 $F \cdot 10^6$  $\nabla = 8000 \text{ m}^3$  $V = 30 \text{ m/s}$ 

$n \backslash C_p$	0,550	0,575	0,600	0,625	0,650	0,675	0,700
4	200,5	198,7	198,4	199,5	201,8	205,7	211,0
5	198,5	192,2	190,3	191,7	194,1	198,5	205,6
6	205,4	195,1	184,9	186,0	189,2	194,2	201,2
7	207,4	188,7	182,6	183,7	187,1	192,7	200,4
8	213,6	190,6	185,2	184,3	188,1	194,2	202,8
9	218,3	194,3	186,7	188,0	192,0	198,7	208,1
10	220,8	199,0	191,0	192,1	196,4	202,6	209,9

TABELA 5.7

$$F \cdot 10^6$$

$$\nabla = 8000 \text{ m}^3$$

$$V = 40 \text{ m/s}$$

$\begin{matrix} \text{Cp} \\ n \end{matrix}$	0,550	0,575	0,600	0,625	0,650	0,675	0,700
4	194,2	192,4	192,2	193,1	195,5	199,4	204,7
5	192,0	185,7	183,9	184,9	187,7	192,1	198,3
6	198,3	184,9	178,3	179,4	182,5	187,5	194,5
7	200,5	181,8	175,6	176,8	180,2	185,8	193,5
8	206,6	193,6	176,3	177,4	181,1	187,2	195,7
9	211,1	187,5	179,6	181,3	185,0	191,7	201,1
10	213,5	191,7	183,7	184,9	189,2	195,4	202,7

TABELA 5.8

$$F \cdot 10^6$$

$$\nabla = 8000 \text{ m}^3$$

$$V = 50 \text{ m/s}$$

$\begin{matrix} \text{Cp} \\ n \end{matrix}$	0,550	0,575	0,600	0,625	0,650	0,675	0,700
4	189,6	187,8	187,6	188,5	190,9	194,8	200,1
5	187,3	181,0	179,2	180,1	182,9	187,3	193,3
6	193,4	180,0	173,5	174,5	177,7	182,7	189,7
7	195,5	176,9	170,8	171,9	175,4	181,0	188,7
8	201,5	178,5	171,3	172,4	176,2	182,3	190,9
9	205,8	182,2	174,5	175,7	179,8	186,5	196,1
10	208,1	186,4	178,6	179,6	183,9	190,2	197,6

TABELA 5.9

 $F \cdot 10^6$  $\nabla = 27000 \text{ m}^3$  $V = 20 \text{ m/s}$ 

$n \backslash C_p$	0,550	0,575	0,600	0,625	0,650	0,675	0,700
4	133,6	132,4	132,2	132,9	134,5	137,1	140,6
5	132,2	128,2	127,0	127,6	129,4	132,3	136,4
6	136,7	127,7	123,2	124,0	126,1	129,4	134,1
7	138,2	125,8	121,7	122,4	124,8	128,5	133,6
8	142,4	127,0	122,2	122,9	125,5	129,5	135,3
9	145,5	129,8	124,4	125,3	128,0	132,6	138,8
10	147,2	132,7	127,4	128,1	130,9	135,0	140,0

TABELA 5.10

 $F \cdot 10^6$  $\nabla = 27000 \text{ m}^3$  $V = 30 \text{ m/s}$ 

$n \backslash C_p$	0,550	0,575	0,600	0,625	0,650	0,675	0,700
4	127,7	126,6	126,4	127,0	128,6	131,3	134,8
5	126,3	122,2	121,0	121,6	123,5	126,4	130,5
6	130,5	121,5	117,1	117,9	120,0	123,4	128,0
7	131,9	119,4	115,3	116,0	118,4	122,1	127,2
8	135,9	120,5	115,7	116,5	119,0	123,1	128,8
9	138,8	123,1	117,9	118,7	121,5	126,0	132,3
10	140,4	125,8	120,6	121,3	124,1	128,3	133,3

TABELA 5.11

 $F \cdot 10^6$  $\nabla = 27000 \text{ m}^3$  $V = 40 \text{ m/s}$ 

$n \backslash C_p$	0,550	0,575	0,600	0,625	0,650	0,675	0,700
4	124,0	122,7	122,6	123,2	124,9	127,5	131,0
5	122,3	118,2	117,0	117,6	119,5	122,4	126,5
6	126,3	117,4	113,0	113,8	115,8	119,1	123,8
7	127,6	115,2	111,2	111,9	114,2	117,9	123,0
8	131,6	116,2	111,5	112,3	114,8	118,8	124,5
9	134,4	118,8	113,5	114,4	117,2	121,6	127,9
10	135,8	121,4	116,2	116,9	119,7	123,9	128,9

TABELA 5.12

 $F \cdot 10^6$  $\nabla = 27000 \text{ m}^3$  $V = 50 \text{ m/s}$ 

$n \backslash C_p$	0,550	0,575	0,600	0,625	0,650	0,675	0,700
4	121,1	119,9	119,8	120,3	121,9	124,6	128,0
5	119,3	115,3	114,0	114,5	116,5	119,4	123,5
6	123,3	114,4	110,1	110,8	112,9	116,2	209,0
7	124,5	112,2	108,1	108,8	111,2	114,9	120,0
8	128,4	113,1	108,3	109,0	111,5	115,6	121,4
9	131,1	115,5	110,2	111,1	113,8	118,3	124,7
10	132,5	118,0	112,8	113,6	116,4	120,5	125,5

TABELA 5.13.

 $F \cdot 10^6$ 

$\nabla = 64000 \text{ m}^3$

$V = 20 \text{ m/s}$

$\begin{matrix} C \\ P \\ n \end{matrix}$	0,550	0,575	0,600	0,625	0,650	0,675	0,700
4	97,1	96,2	96,1	96,5	97,7	99,7	102,3
5	96,0	92,9	92,0	92,5	93,9	96,0	99,1
6	99,2	92,5	89,2	89,7	91,2	93,7	97,3
7	100,2	90,8	87,8	88,4	90,0	92,8	96,7
8	105,6	94,1	90,3	90,9	92,8	96,7	100,0
9	105,5	93,7	89,7	90,4	92,5	95,8	100,5
10	106,8	95,9	91,9	92,4	94,5	97,7	101,3

TABELA 5.14.

 $F \cdot 10^6$ 

$\nabla = 64000 \text{ m}^3$

$V = 20 \text{ m/s}$

$\begin{matrix} C \\ P \\ n \end{matrix}$	0,550	0,575	0,600	0,625	0,650	0,675	0,700
4	93,0	92,1	91,9	92,4	93,6	95,6	98,3
5	91,7	88,6	87,7	88,2	87,6	91,8	94,9
6	94,7	88,0	84,8	85,4	86,8	89,2	92,8
7	95,7	86,4	83,4	84,0	85,6	98,4	92,3
8	98,7	87,2	83,6	84,2	86,1	89,1	93,3
9	100,8	89,0	85,1	85,8	87,9	91,1	95,8
10	101,9	91,0	87,1	87,6	89,8	93,0	96,6

TABELA 5.15.

$$F \cdot 10^6$$

$$\nabla = 64000 \text{ m}^3$$

$$V = 40 \text{ m/s}$$

$n \backslash C_P$	0,550	0,575	0,600	0,625	0,650	0,675	0,700
4	90,2	89,4	89,2	89,6	90,8	92,8	95,4
5	88,9	85,8	84,9	85,4	86,7	88,9	92,0
6	91,9	85,2	81,9	82,4	83,9	86,4	90,1
7	92,8	83,4	80,4	81,0	82,6	85,4	89,3
8	95,6	84,1	80,5	81,3	82,9	86,0	90,3
9	97,7	85,9	82,0	82,6	84,7	88,0	92,8
10	98,7	87,8	83,9	84,4	86,6	89,8	93,4

TABELA 5.16.

$$F \cdot 10^6$$

$$\nabla = 64000 \text{ m}^3$$

$$V = 50 \text{ m/s}$$

$n \backslash C_P$	0,550	0,575	0,600	0,625	0,650	0,675	0,700
4	88,3	87,4	87,2	87,7	88,8	90,8	93,5
5	86,8	83,8	82,8	83,3	84,7	86,8	89,9
6	89,8	83,0	79,8	80,3	81,8	84,3	88,0
7	90,6	81,2	78,2	78,8	80,5	83,2	87,2
8	93,4	81,9	78,3	79,2	80,7	83,7	88,0
9	95,4	83,6	79,7	80,3	82,5	85,8	90,5
10	96,3	85,5	81,6	82,2	84,3	87,5	91,1

TABELA 5.17.

$$F \cdot 10^6$$

$$\nabla = 125000 \text{ m}^3$$

$$V = 20 \text{ m/s}$$

$n \backslash C_P$	0,550	0,575	0,600	0,625	0,650	0,675	0,700
4	75,8	75,1	75,0	75,4	76,3	77,9	80,0
5	74,9	72,4	71,7	72,1	73,1	74,9	77,3
6	77,0	72,0	69,4	69,8	71,1	73,1	75,9
7	78,2	70,8	68,3	68,8	70,2	72,4	75,5
8	80,6	71,4	68,5	69,0	70,4	72,9	76,4
9	82,3	72,9	69,9	70,3	71,9	74,6	78,4
10	83,2	74,6	71,4	71,9	73,6	76,0	79,0

TABELA 5.18.

$$F \cdot 10^6$$

$$\nabla = 125000 \text{ m}^3$$

$$V = 30 \text{ m/s}$$

$n \backslash C_P$	0,550	0,575	0,600	0,625	0,650	0,675	0,700
4	72,6	72,0	71,9	72,2	73,1	74,7	76,8
5	71,6	69,2	68,4	68,7	69,9	71,6	74,1
6	74,0	68,6	66,0	66,5	67,8	69,8	72,6
7	73,7	67,4	64,8	65,3	66,7	68,9	72,0
8	77,0	67,9	65,0	65,4	66,8	69,3	72,8
9	78,7	69,3	66,2	66,7	68,3	71,0	74,8
10	79,5	70,8	68,1	68,1	69,7	72,4	75,2

TABELA 5.19.

$$F \cdot 10^6$$

$$V = 125000 \text{ m}^3$$

$$v = 40 \text{ m/s}$$

$\begin{matrix} C_P \\ n \end{matrix}$	0,550	0,575	0,600	0,625	0,650	0,675	0,700
4	70,6	69,9	69,8	70,2	71,1	72,6	74,8
5	69,4	67,0	66,2	66,6	67,7	69,4	71,9
6	71,9	66,4	63,8	64,3	65,6	67,6	70,4
7	72,5	65,0	62,5	63,0	64,4	66,6	69,8
8	74,7	65,5	62,7	63,1	64,5	66,9	70,4
9	76,3	66,9	63,9	64,3	66,0	68,7	72,4
10	77,0	68,5	65,3	65,8	67,5	70,0	72,9

TABELA 5.20.

$$F \cdot 10^6$$

$$V = 125000 \text{ m}^3$$

$$v = 50 \text{ m/s}$$

$\begin{matrix} C_P \\ n \end{matrix}$	0,550	0,575	0,600	0,625	0,650	0,675	0,700
4	69,1	68,3	68,3	68,7	69,6	71,1	73,2
5	67,9	65,4	64,7	65,1	66,1	67,9	70,3
6	70,2	64,8	62,1	62,6	63,9	65,9	68,6
7	70,7	62,3	60,8	61,3	62,7	64,9	68,0
8	62,9	63,8	60,9	61,4	62,9	65,3	68,7
9	74,5	65,1	62,1	62,6	64,2	66,9	70,7
10	75,3	67,7	63,5	63,9	65,7	68,1	71,0

TABELA 5.21

$$(G \cdot 10^3) = (F_{V_j} \cdot V_j^{0,378}) \cdot 10^3$$

Para  $V = 20 \text{ m/s}$   
 $V$  em  $\text{m}^3$

$C_p$ $n$	0,550	0,575	0,600	0,625	0,650	0,675	0,700
4	6,367	6,308	6,302	6,328	6,407	6,538	6,708
5	6,295	6,092	6,033	6,066	6,157	6,295	6,498
6	6,505	6,066	5,849	5,882	5,980	6,144	6,380
7	6,571	5,954	5,757	5,797	5,902	6,085	6,341
8	6,925	6,171	5,921	5,961	6,085	6,341	6,557
9	6,918	6,144	5,882	5,928	6,066	6,282	6,590
10	7,004	6,289	6,026	6,059	6,197	6,407	6,643

TABELA 5.22

$$(G \times 10^3) = (F_{V_j} \cdot V_j^{0,378}) \cdot 10^3$$

Para  $V = 30 \text{ m/s}$   
 $V$  em  $\text{m}^3$

$C_p$ $n$	0,550	0,575	0,600	0,625	0,650	0,675	0,700
4	6,098	6,039	6,026	6,059	6,138	6,269	6,446
5	6,013	5,810	5,751	5,784	5,875	6,020	6,223
6	6,210	5,771	5,561	5,600	5,692	5,849	6,085
7	6,275	5,666	5,469	5,508	5,613	6,453	6,053
8	6,472	5,718	5,482	5,521	5,646	5,843	6,118
9	6,610	5,836	5,580	5,626	5,764	5,974	6,282
10	6,682	5,967	5,712	5,744	5,889	6,098	6,335

TABELA 5.23

$$(G \cdot 10^3) = (F_{\nabla} \cdot \nabla_j^{0,378}) \cdot 10^3$$

Para  $V = 40$  m/s  
 $\nabla$  em  $m^3$

$n$	$C_p$	0,550	0,575	0,600	0,625	0,650	0,675	0,700
4		5,915	5,862	5,849	5,875	5,954	6,085	6,256
5		5,830	5,626	5,567	5,600	5,685	5,830	6,033
6		6,026	5,587	5,371	5,403	5,502	5,666	5,908
7		6,085	5,469	5,272	5,312	5,416	5,600	5,856
8		6,269	5,515	5,279	5,331	5,436	5,639	5,921
9		6,407	5,633	5,377	5,416	5,554	5,771	6,085
10		6,472	5,757	5,502	5,534	5,679	5,889	6,124

TABELA 5.24

$$(G \cdot 10^3) = (F_{\nabla} \cdot \nabla_j^{0,378}) \cdot 10^3$$

Para  $V = 50$  m/s  
 $\nabla$  em  $m^3$

$n$	$C_p$	0,550	0,575	0,600	0,625	0,650	0,675	0,700
4		5,790	5,731	5,718	5,751	5,823	5,954	6,131
5		5,692	5,495	5,430	5,462	5,554	5,692	5,895
6		5,889	5,443	5,233	5,266	5,364	5,528	5,771
7		5,941	5,325	5,128	5,167	5,279	5,456	5,718
8		6,125	5,371	5,134	5,194	5,292	5,489	5,771
9		6,256	5,482	5,226	5,266	5,410	5,626	5,935
10		6,315	5,607	5,351	5,390	5,528	4,738	5,974

## 6. DISCUSSÃO DOS RESULTADOS - RECOMENDAÇÕES

### 6.1. Arrasto em Corpo de Revolução

a) A geometria da série sistemática analisada, já em si, constitui um conjunto de formas bem carenadas para a utilização em projetos de corpos submersos. Isto é resultado da estreita faixa de variação de parâmetros geométricos.

b) A fixação dos dimensionais  $m$ ,  $r_0$  e  $r_1$ , nos valores respectivamente iguais a 0,40, 0,50 e 0,10, já considerados ótimos pela análise da Série 58, surge em consequência de que tais valores, principalmente para  $m$  e  $r_1$ , implicam na menor possibilidade de descolamento do escoamento na popa.

c) No que diz respeito a  $n$  e  $C_p$ , é possível observar que:

19) os valores ótimos destes dimensionais não coincidem com aqueles que refletem o ótimo para a resistência residual, principalmente no que diz respeito a  $n$ . Os decréscimos em coeficiente de resistência residual resultantes do acréscimo em  $n$  são balanceados por acréscimos na superfície molhada, indicando o ótimo valor de  $n$  em torno de 7,4.

29) a faixa de variação de volume e velocidade foi muito extensa e para qualquer par  $V, v$ , o valor mínimo da função objetivo ficou situado praticamente no par  $C_p = 0,60, n = 7,40$ , o que, para um veículo, dá ampla liberdade de variação da velocidade sem penalidades

muito fortes em resistência.

3º) quaisquer que sejam os valores de  $\nabla$  e  $V$ , existe um determinado grau de liberdade na escolha de  $C_P$ , dentro do intervalo  $0,575 \leq C_P \leq 0,650$ . A fuga do ponto ótimo, em qualquer um dos sentidos, implica em penalidades máximas em  $F$ , portanto em  $R_T$ , não superiores a 4%.

4º) Igualmente, em relação a  $n$ , a máxima penalidade em resistência, decorrente de escolha no intervalo  $6 \leq n \leq 8$ , não atinge 2% do valor mínimo, quaisquer que sejam  $\nabla$  e  $V$ .

5º) muito importante é o fato dos valores das penalidades em  $F$ , quando caminhamos para os valores extremos da tabela. Em linhas gerais, se representássemos numa tabela as penalidades, consideradas em relação ao mínimo, teríamos a configuração da Tabela 6.1.

Tabela 6.1. - Penalidades na Resistência

$n \backslash C_P$	0,55	0,60	0,70
4	+9%	+10%	+16%
7,4	+14%		+11%
10	+22%	+5%	+16%

Assim, verifica-se que as penalidades são suaves, se tivermos que sacrificar a forma aerodinâmica em favor de aspectos estruturais e de manobra.

d) Toda a tabulação foi feita pra uma condição de meio, fixada na atmosfera padrão a aproximadamente 1500 m de altitude. Fizemos uma verificação para 500 m e 3000 m de altitude e todas as observações até

aqui feitas são válidas, inclusive nos valores dos adimensionais para o mínimo valor de  $F$ . Obviamente, mudam os valores de  $F$ ,

e) A rugosidade irá interferir nos valores de  $F$ , mas não afeta o ponto de mínimo e nem as discussões sobre penalidades.

f) Ainda para o meio fixado, podemos estabelecer, com felicidade, o valor constante do produto de  $F$  por  $V^{0,378}$ , para  $V$ ,  $C_p$  e  $n$  fixos. Esta relação é de extrema validade em estudos preliminares de viabilidade econômica.

g) Todos os valores apresentados para  $F$  e  $G$  têm utilidade para análise de otimização e resistência do casco nu. Somente poderão ser aplicados a dimensionamento de resistência de um veículo, desde que sejam levados em consideração os apêndices e suas interferências no escoamento sobre o casco.

h) Para corpos submersos em água, o processo de otimização de forma é o mesmo. Contudo, casos como o de submarinos devem ser analisados na sua totalidade, dado que os números de Reynolds de operação são bem menores. Isto, com certeza, afeta muito a faixa de variação do coeficiente de resistência de atrito e poderá ocorrer um distanciamento grande nos valores de  $C_p$  e  $n$ , em relação a seus valores ótimos para dirigíveis.

## 6.2. Sustentação e Arrasto em Vôo não Paralelo

A discussão aqui feita é restrita aos resultados obtidos na análise de um único caso. Não discutiremos efeitos de forma na sustentação, por não termos feito análises que justifiquem tal discussão.

No caso estudado, o vôo não paralelo a  $6^\circ$  levou a uma capacidade de carga cerca de 8,5% maior que a em vôo paralelo. Na hipótese de igualdade de coeficiente de capacidade de carga entre este dirigível e um outro maior que tivesse a sua capacidade de carga igual à daquele em vôo a  $6^\circ$ , resultaria num volume 8,5% maior. Porém, enquanto o vôo não paralelo do menor exige cerca de 25% a mais em potência,

o maior cumpre o mesmo trabalho com apenas 5% a mais. Isto indica desvantagem em consumo de combustível e potência instalada.

Assim, parece não ser indicada a condição de projeto em voo paralelo. Porém, observe-se que um aumento de volume de 8,5%, irá acarretar a custos maiores em estrutura, apêndices, gás de sustentação e outros itens mais. Somente uma cuidadosa análise de investimentos e despesas operacionais seria capaz de conduzir a uma resposta segura. Apenas como observação, vale notar que tal acréscimo de volume, se computado a US\$ 85,00/m<sup>3</sup> [Huang, ref. (18), valor de 1976 atualizado] corresponderia a uma diferença de investimento de US\$ 850.000,00, entre os dois veículos; esta é bastante significativa.

### 6.3. Arrasto em Corpos não de Revolução

Na análise dos corpos de revolução, tomamos como base uma série sistemática criada e testada por órgãos financeiramente poderosos. O apoio em equipamento e pessoal provavelmente foi conseguido graças ao giro de verbas enormes. A criação de uma série sistemática para corpos não de revolução, necessitaria de um apoio semelhante e verbas não disponíveis; é preciso que fique claro que tais despesas não teriam justificativas dentro da atual realidade do país. Ademais, os equipamentos básicos existentes no país - túnel de vento do Centro Técnico Aeroespacial em São José dos Campos e Tanque de Provas do Instituto Tecnológico de São Paulo, são limitados em dimensões e velocidades, de modo que não permitam testes aos valores de números de Reynolds que seriam necessários, a não ser com modelos extremamente grandes, com destrutivas interferências de paredes e de superfície livre.

Tudo o que foi discutido no parágrafo anterior é real. Porém não deve conduzir ao desânimo. Alimentamos a esperança de, em curto espaço de tempo, testarmos um ou dois modelos, não axissimétricos e encontrarmos um caminho através da teoria, para responder algumas perguntas que hoje não sabemos como, até hoje irrespondíveis.

No momento, a única consideração que pode ser feita é que a busca de formas não axissimétricas deve ser orientada mais por procura de aumento de sustentação que por decréscimo de arrasto; para tais cor

pos, sob base de mesmo volume, sempre teremos maior área de contacto que dificilmente, será contrabalançada pela forma, no que se refere a arrasto. Finalizamos, recomendamos algumas pesquisas.

#### 6.4. Recomendação para Futuras Pesquisas

##### 6.4.1. Sustentação para Geometria da Série 58

Com valores fixos de  $m$ ,  $r_0$  e  $r_1$ , como fizemos no capítulo 5, recomenda-se a análise de sustentação, a valores de  $Re$  entre  $10^8$  e  $10^9$  de três modelos com  $C_p$  igual a 0,60 e  $n$ , igual a 4, a 6 e a 8.

##### 6.4.2. Arrasto em Esferóides Alongados

Tal corpo (Anexo C) é obtido pela rotação de elipse em torno do seu eixo maior. Sendo  $a$  e  $b$ , respectivamente os semi-eixos maior e menor, destaca-se:

a) O coeficiente prismático  $C_p$  independente do índice de esbeltez, sendo constante e, igual a  $2/3$ .

b) O coeficiente de superfície molhada,  $C_s$ , varia apenas com  $n = a/b$  (anexo C) e é sempre maior que os da Série 58, com  $C_p = 2/3$ .

Comparado com a Série 58, pode-se afirmar que o elipsóide alongado apresentará maiores coeficientes de arrasto, com base nos seguintes fatores:

- 1º) O coeficiente prismático nos parece um pouco alto.
- 2º) Para mesmo volume e mesmo  $C_p$ , a superfície molhada será maior.
- 3º) Os valores de  $m$ , e  $r_1$  não indicam uma geometria recomendável para o corpo de  $r_1$ .

##### 6.4.3. Elipsóide

O elipsóide definido num sistema cartesiano triortogonal por:

$$\frac{X^2}{a^2} + \frac{Y^2}{b^2} + \frac{Z^2}{c^2} = 1 \quad \text{com } a, b \text{ e } c \text{ constantes}$$

tém também, o coeficiente prismático constante e igual a 2/3.

A geometria do elipsóide é também desvantajosa, quando comparada com a da Série 58, pelas mesmas razões expostas para o esferóide alongado. Para igualdade de volume agrava-se, ainda mais que neste, o problema de maior superfície molhada. Justifica-se a pesquisa, pelo sentido inicial de maiores possibilidades de sustentação dinâmica a ângulos de ataques não nulos.

#### 6.4.4. Corpo de Revolução Genérico com Secção Transversal Elíptica.

Admitidas secções transversais elípticas, com semi-eixos,  $b$  o maior e  $c$  o menor (um par para cada secção), compara-se tal corpo com outro de revolução de mesmo coeficiente prismático e igual distribuição de área transversal ao longo do comprimento. Fixada uma relação  $b/c$ , constante para todas as secções, o coeficiente de superfície molhada, quando relacionado ao do corpo de revolução, define um coeficiente  $\bar{\theta}$ , tal que:

$$\bar{\theta} = \frac{(C_S) \text{ elíptico}}{(C_S) \text{ revolução}} = \sqrt{\frac{u^2 + 1}{2u}} \quad \text{com } u = \frac{b}{c}$$

tal que:

u	1,0	1,5	2,0	3,0	4,0	5,0
$\bar{\theta}$	1,0000	1,0408	1,1180	1,2910	1,4573	1,6125

Em relação ao corpo de revolução, de igual volume, observa-se aumento de área molhada o que indica desfavorecimento quanto às características de arrasto. Porém a pesquisa recomenda-se por:

1º) Embora com maior área, poderá ocorrer decréscimo de

arrasto, devido à possibilidade de menor coeficiente de resistência total.

29) Como no elipsóide o "achatamento", poderá resultar em vantagens significativas, no que concerne sustentação dinâmica a ângulos de ataque não nulos.

Recomenda-se a pesquisa inicial para um único modelo, com  $C_p = 0,60$  e  $n = 7,0$  com  $m = 0,40$  e secções de saída e entrada, similares às ótimas da Série 58, com  $s = 2,0$ .

#### 6.4.5. Corpo Alongado com um Só Plano de Simetria Longitudinal

Tal corpo, caracterizado por um plano longitudinal vertical de simetria, não deverá apresentar simetria em relação a plano longitudinal horizontal. A geometria deve ser analisada no sentido de criar sustentação dinâmica a ângulo de ataque nulo. Parece-nos ser indicada concavidade a ré, na parte inferior, como esquematizada na figura 6.2.

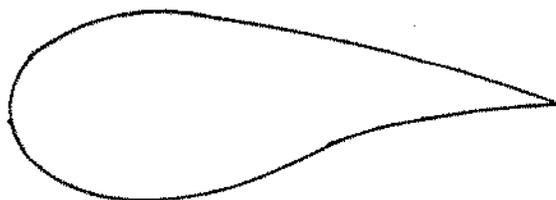


Figura 6.1.

Os adimensionais devem se aproximar daqueles ótimos para corpos de revolução.

Observe-se que está em tendência a geometria para automóveis nos próximos anos.

#### 6.4.6. Corpo Lenticular

Genericamente, tal corpo é definido como formado por duas calotas superpostas em relação a um plano horizontal.

#### 6.4.7. Corpos com "Asas Apêndices"

Para qualquer uma das geometrias analisadas, principalmente a da série 58 e as descritas em 6.4.4. e 6.4.5., convém analisar efeitos em arrasto e sustentação de pequenas asas para geração de sustentação dinâmica.

## 7. CONCLUSÕES

### 7.1. Arrasto em Corpos de Revolução

a) Para dirigíveis que tenham casca na forma de corpos de revolução - axissimétricos - do tipo de forma da Série Sistemática 58, quaisquer que sejam o volume e a velocidade, a resistência mínima em vôo axial (paralelo) é conseguida quando os adimensionais geométricos são estabelecidos nos seguintes valores:  $C_p = 0,60$ ;  $n = 7,4$ ;  $m = 0,36$  (a  $0,40$ ),  $r_0 = 0,50$  e  $r_1 = 0,10$ .

b) Mantidos  $m$ ,  $r_0$  e  $r_1$  nos valores acima, a variação de  $n$  e  $C_p$  nas faixas:

$$6 \leq n \leq 8$$

$$0,575 \leq C_p \leq 0,65$$

não implica em acréscimo de resistência superior a 4%.

c) Ainda mantidos  $m$ ,  $r_0$  e  $r_1$  e também  $C_p = 0,60$ , pode-se chegar a  $n = 4$  sem aumento de resistência superior a 10%.

d) Conclui-se, portanto, que o aspecto aerodinâmico, pode ser sacrificado na fuga da geometria ótima, se razões técnicas e de custo, originadas por manobra e estrutura, assim o exigirem.

- c) Análises preliminares de projeto são muito favorecidas pela observação de que o produto da função  $F$  pelo volume à potência 0,378 se mantém constante com geometria, velocidade e meio mantidos constantes.

### 7.2. Vôo Não Paralelo

Um condição de projeto em vôo não axial não é viável sob o critério de potência. Porém, somente análises mais cuidadosas poderão indicar a viabilidade sob o aspecto de custo total.

### 7.3. Geometrias Não Axissimétricas

- a) As geometrias axissimétricas parecem ser as mais vantajosas, no que diz respeito ao arrasto, devido ao fato que, na igualdade de volume, apresentarem sempre menor área que outras.
- b) É necessário que sejam conduzidas pesquisas teóricas e experimentais para analisar as possibilidades de operação com sustentação dinâmica.

## ANEXO A

### ENSAIOS EM TANQUES DE PROVA E TÚNEIS DE VENTO

#### A.1. Navios de Superfície

A teoria de semelhança dinâmica entre escoamentos incompressíveis e a análise dimensional, permitem estabelecer uma relação entre a resistência de arrasto e as variáveis significativas no fenômeno, do tipo:

$$R_T \propto \left\{ \left[ \rho V^2 L^2 \right] \left[ \left( \frac{VL}{\nu} \right)^a, \left( \frac{gL}{V^2} \right)^b, \left( \frac{P}{\rho V^2} \right)^d \right] \right\}$$

na qual as expressões adimensionais entre parênteses, são os universalmente conhecidos números de Reynolds, de Froude e de Euler.

Sendo a superfície molhada, proporcional a  $L^2$ , o relacionamento pode ser apresentado na forma do coeficiente de resistência:

$$C_T = \frac{R_T}{(1/2) \rho S V^2} = f(\text{Rey}, \text{Fr}, \text{Eu})$$

Por meio desta função e dos conceitos de semelhança dinâmica, pode-se afirmar que, se existirem dois escoamentos, cada um deles relativos a um corpo, que embora de dimensões diferentes, sejam geometricamen

te semelhantes, haverá igualdade de  $C_T$ , desde que os valores dos três adimensionais, num dos escoamentos, sejam iguais aos do outro.

Consideremos, inicialmente, o caso de escoamento de um líquido não viscoso, onde, então, não aparece resistência viscosa de superfície ou outra forma devido à viscosidade; se, no momento, esquecermos o número de Euler, teremos, então, apenas o número de Froude controlando o sistema de ondas criado pelo movimento. A resistência, no caso, é a de ondas, com o correspondente coeficiente, dado por:

$$C_W = \frac{R_W}{(1/2)\rho S V^2} = f_1(F_r)$$

Então a semelhança dinâmica estará garantida pela igualdade entre os n.ºs. Froude nos dois escoamentos. Se a escala geométrica entre os dois corpos for  $\lambda$ , as velocidades  $V_m$  e  $V_p$ , de modelo e protótipo, estarão entre si na relação  $1/\sqrt{\lambda}$ . Tais velocidades são, então, de nominadas velocidades correspondentes.

A relação entre as velocidades mostra, no caso, a facilidade de ensaio. Isto porque, por exemplo, para um protótipo de 100m, na velocidade de 20 m/s, um modelo de 4m, teria uma velocidade correspondente igual a 2 m/s; este valor é facilmente obtido em equipamentos normais de tanques de prova.

Vamos, agora, considerar a influência do termo  $p/\rho V^2$ , isto é, do número de Euler. Se ignorarmos a pressão atmosférica acima da superfície da água, então  $p$  decorre da altura de coluna d'água e, em pontos correspondentes no modelo e no protótipo, varia linearmente com a razão de escala  $\lambda$ . Em velocidades correspondentes,  $V^2$  varia com  $\lambda$ , de modo que o número de Euler será o mesmo. Isto não ocorre quando se inclui a pressão atmosférica no número de Euler, quando, portanto, ele será muito maior no modelo que no protótipo. Felizmente, a maioria das forças hidrodinâmicas decorrem de diferenças entre pressões nos diversos locais do corpo e, daí então, não são elas dependentes da pressão atmosférica.

Do que se apresentou, é fácil observar que, igualando-se o número de Froude, entre modelo e protótipo, estaremos igualando o número

ro de Euler. Denominando-se de resistência residual, a soma daquela devido à formação de ondas com a devida diferença de pressões, é lícito apresentar para o coeficiente de resistência residual a relação:

$$C_R = \frac{R_R}{(1/2)\rho S V^2} = f_2(Fr)$$

Se, porém, considerarmos a viscosidade, a semelhança estará garantida, desde que se iguale, também, o número de Reynolds. Portanto, para velocidades correspondentes, teremos necessidade de que os valores da viscosidade cinemática dos dois escoamento, se apresentem na relação:

$$\frac{v_p}{v_m} = (\lambda)^{3/2}$$

ou seja, o ensaio do modelo teria que ser conduzido, num líquido, cujo valor da viscosidade cinemática, fosse em relação à do protótipo (água).

$$v_m = v_p / (\lambda)^{3/2}$$

No exemplo citado, a relação conduz a um líquido com  $v$  na relação 1/125 com  $v_{\text{água}}$ . Não existe tal líquido na natureza. Ao aumentarmos as dimensões do modelo -  $\lambda$  menores - crescem as possibilidades. Por exemplo, para  $\lambda = 9$ , teríamos a relação 1/27, mas ainda sem existência de líquido para tal. Então, num subsequente,  $\lambda = 4$ , teríamos a relação 1/8 e poderíamos usar mercúrio, todavia isso agora com um modelo de 1/2 e a uma velocidade de 5 m/s, conjunto de valores que, aliados às necessidades de mercúrio, mostram o absurdo de qualquer iniciativa neste sentido.

Face à impossibilidade de obter a semelhança dinâmica, a técnica consiste em usar um método prático. Este consiste em separar a resistência total em duas componentes, a de atrito e a residual, de modo que:

$$C_T = C_F + C_R$$

o que equivale a apresentar a relação na forma:

$$C_T = \frac{R_T}{(1/2)\rho S V^2} = f'_1 (\text{Rey}) + f'_2 (\text{Fr})$$

O método utilizado, para velocidades correspondentes, segue a seguinte sequência:

19) O modelo é construído, numa razão de escala , dentro das possibilidades dos equipamentos de testes e ensaiado em velocidade correspondente.

29) A resistência total do modelo -  $R_{TM}$  - é obtida no ensaio.

39) Admite-se que a resistência viscosa -  $R_{FM}$  - é a mesma que a de uma placa plana de mesma área e mesmo comprimento.

49) A resistência residual do modelo -  $R_{RM}$  - é obtida pela diferença:

$$R_{RM} = R_{TM} - R_{FM}$$

59) A resistência residual do protótipo é obtida pela relação:

$$R_{RP} = R_{RM} \cdot \lambda^3$$

69) A resistência viscosa do protótipo é também calculada com base em placa plana.

79) A resistência total do protótipo é obtida pela soma:

$$R_{TP} = R_{FP} + R_{RP}$$

## 2. Corpos Inteiramente Submersos

Para um corpo que se movimenta num fluido incompressível infinito, não ocorre a formação de ondas. Admitindo-se que as forças de arrastamento de diferenças de pressão, no caso de corpos carenados e alongados,

gados, também dependem indiretamente da viscosidade (pelo fenômeno de descolamento), podemos escrever que

$$R_T = f(\text{Reynolds, geometria})$$

embora sabendo que, nem toda resistência é viscosa superficial; existe parcela devido ao descolamento com formação de turbilhões.

Se o corpo for bem carenado, o que significa uma parcela pequena de resistência de forma, o teste deve ser realizado com base na igualdade do número de Reynolds, e o método de cálculo utilizado para se chegar à resistência do protótipo, é igual ao que foi apresentado para navios de superfície.

No caso do fluido ser água, tanto para o modelo como para o protótipo, a igualdade de viscosidade cinemática conduz a:

$$\frac{V_m}{V_p} = \frac{L_p}{L_m} = \lambda$$

o que implica em  $V_m = \lambda V_p$ . A possibilidade do teste depende das restrições impostas pelos equipamentos de ensaio, em função da velocidade do protótipo. Por exemplo, se esta for de 10 m/s, para um protótipo de 40 m, um modelo de 4 m, deveria ser conduzido a 100 m/s, impossível de ser obtida em tanque, inviabilizando a semelhança.

Em túneis de vento, a semelhança pode ser conseguida pela utilização de ar comprimido, diminuindo  $V_m$ , o que faz diminuir, na mesma proporção, o produto  $V_m L_m$ .

Em qualquer um dos casos, água ou ar, cuidados especiais devem ser tomados nas relações entre as dimensões de seções transversais de modelos e as do tanque ou túnel. Este fator limita muito as possibilidades de ensaio, além de sempre introduzir efeitos de interferência de paredes e naturais distorções de resultados.

Enfim, deve-se ensaiar no mesmo número de Reynolds. Quando isto não for possível, só extrapolações permitem apresentar resultados capazes de prever o comportamento do protótipo.

Em condições normais de temperatura e pressão, a viscosidade cinemática da água é cerca de dez vezes menor que a do ar. Em consequência, para um dado valor do número de Reynolds, o produto  $VL$  para a água será aproximadamente, também, dez vezes menor que para o ar. Embora, em testes em tanques, o fato do modelo ser móvel, acarrete limitações em  $V$ , ensaios em água podem ser realizados para condições de protótipos no ar; e os resultados são mais precisos, que os feitos em túneis com ar comprimido, porque, neste último caso, é difícil o controle de turbulência da corrente de ar.

Para os valores de Rey, pelos quais estamos interessados, os escoamentos nos protótipos garantem o regime de turbulência. Logo, uma precaução a ser tomada, é a de que o escoamento sobre o modelo, deva ser turbulento. É fato conhecido que, em certo intervalo de Rey, para um mesmo valor deste adimensional, o regime laminar dará uma resistência muito menor que o turbulento. Com o número de Reynolds crescendo, o regime muda, mas o intervalo de transição depende de muitos fatores. Então, pelas diversas razões apresentadas em parágrafos anteriores, os testes que sejam conduzidos a valores de Rey, próximos à extremidade superior do intervalo de transição, devem ter sua condição de turbulência garantida, o que se consegue pela fixação ao modelo, de faixa de areia transversal, em posição e dimensões convenientes determinadas.

Tudo que foi exposto resume os conceitos básicos que formam os alicerces da técnica de obtenção de valores de resistência de arrasto, em ensaios com modelos. As naturais limitações de velocidade de equipamento, dimensões de tanques e túneis, efeitos de superfície livre, processos de fixação do modelo a suportes, etc, claramente indicam que resultados de testes, feitos por equipes diferentes, em locais e épocas diversas, devem ser cuidadosamente analisados ao se fazerem comparações.

## ANEXO B

### AEROSTÁTICA - DIRIGÍVEIS

#### B.1. A Atmosfera

##### B.1.1. A Atmosfera Padrão

A atmosfera padrão é estabelecida, com valores de variáveis, que aproximadamente, refletem os que são encontrados para a atmosfera real, na maior parte do planeta. Diversas camadas são consideradas, para as quais são estabelecidos valores de temperatura constantes, ou variáveis por processo definido. As camadas são:

- a) TROPOSFERA - do nível do mar (0) até 11 km (valor médio)

$$T = T_0 + K h$$

ou

$$t = t_0 + K h \quad \text{com} \quad K = -0,0065 \text{ } ^\circ\text{K/m} \quad (\text{ou } ^\circ\text{C/m})$$
$$T_0 = 288 \text{ } ^\circ\text{K}$$

- b) ESTRATOSFERA - de 11 km até 50 km

- i) De 11 a 25 km

$$t = -56,6 \text{ } ^\circ\text{C}$$

ii) De 25 a 50 km

t aumenta informente de  $-56,5^{\circ}\text{C}$  até  $+10^{\circ}\text{C}$

c) MESOSFERA - de 50 km até 80 km.

t decresce uniformemente até  $-75^{\circ}\text{C}$ .

d) TERMOSFERA - de 80 até 800 km.

i) De 80 a 120 km

t cresce uniformemente até  $+50^{\circ}\text{C}$

ii) De 120 a 800 km

t continua a crescer.

Observe-se que a extensão indicada para a troposfera corresponde à latitude de  $45^{\circ}$ , assim como a variação de temperatura e a temperatura no fim da camada. Para as tres latitudes básicas temos:

Equador : h = 17 km; temperatura fim camada =  $-70,0^{\circ}\text{C}$

Lat  $45^{\circ}$  : h = 11 km; temperatura fim camada =  $-56,6^{\circ}\text{C}$

Polos : h = 8 km; temperatura fim camada =  $-45^{\circ}\text{C}$

### B.1.2. A Troposfera

Na troposfera, temos:

$$T = T_0 + Kh$$

com  $T_0$ , sendo a temperatura no referencial  $h = 0$

A equação fundamental da estática dos fluidos

$$\frac{dP}{dh} = -\gamma \quad (\text{B.1.})$$

permite a análise de variação para as variáveis físicas. Assim:

a) Pressão

Da equação dos gases perfeitos:

$$\gamma = \frac{Pg}{RT} \quad \text{e} \quad dh = \frac{dT}{K}$$

resulta:

$$\frac{dp}{P} = - \frac{g}{KR} \frac{dT}{T}$$

Fazendo-se  $-\frac{g}{KR} = C$ , resulta:

$$\frac{dp}{P} = C \frac{dT}{T}, \quad \text{e integrando-se entre duas alturas}$$

temos:

$$\ln \frac{P_2}{P_1} = \ln \left[ \left( \frac{T_2}{T_1} \right)^C \right] \quad \text{ou} \quad \frac{P_2}{P_1} = \left( \frac{T_2}{T_1} \right)^C$$

Para o ar, com:

$$g = 9,806 \text{ m/s}^2$$

$$K = -0,0065 \text{ } ^\circ\text{K/m}$$

$$R_{\text{ar}} = 29,27 \text{ go} \quad \text{Joule}/(\text{kg} \times \text{ } ^\circ\text{K})$$

resulta:

$$C = + 5,25 \quad \text{e, daí}$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \left( \frac{T_2}{T_1} \right)^{+5,25} \quad (\text{B.2.})$$

b) Peso específico

Temos, entre 2 alturas:

$$\frac{\gamma_2}{\gamma_1} = \frac{p_2 g / RT_2}{p_1 g / RT_1} = \frac{p_2}{p_1} \frac{T_1}{T_2} = \left( \frac{T_2}{T_1} \right)^{5,25} \left( \frac{T_2}{T_1} \right)^{-1}$$

$$\frac{\gamma_2}{\gamma_1} = \frac{\rho_2}{\rho_1} = \left( \frac{T_2}{T_1} \right)^{4,25} \quad (\text{B.3.})$$

e

$$\frac{\gamma_2}{\gamma_1} = \frac{\rho_2}{\rho_1} = \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{0,81} \quad (\text{B.4.})$$

c) Altura

De (B.2.) resulta

$$\frac{T_2}{T_1} = \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{0,19}$$

Então

$$\frac{T_o + K h_2}{T_o + K h_1} = \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{0,19}$$

ou em termos dos níveis 1 e 2

$$\frac{T_1 + K (h_2 - h_1)}{T_1} = \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^{0,19}$$

o que conduz a:

$$h_2 - h_1 = \frac{T_1}{K} \left[ \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^{0,19} - 1 \right] \quad (\text{B.5.})$$

expressão que fornece a diferença de altura entre dois níveis, como função da relação entre pressões e da temperatura no nível de partida.

Se o referencial 1 for correspondente ao nível do mar, toma-se do igual a zero, uma altura qualquer  $h$ , será fornecida por:

$$h = \frac{T_0}{K} \left[ \left( \frac{P}{P_0} \right)^{0,19} - 1 \right] \quad (\text{B.6.})$$

Para a análise da troposfera, através das formulações apresentadas, são estabelecidos padrões que são valores básicos ao nível do mar. Estes são:

$$t_0 = 15 \text{ } ^\circ\text{C}$$

$$T_0 = 288 \text{ } ^\circ\text{K}$$

$$P_0 = 760 \text{ mm Hg} = 10.332 \text{ kgf/m}^2 = 1.013 \times 10^5 \text{ N/m}^2$$

$$\gamma_0 = 1,226 \text{ kgf/m}^3 = 12.022 \text{ N/m}^3$$

$$\rho_0 = 0,216 \text{ utm/m}^3 = 1,236 \text{ kg/m}^3$$

Com tais valores, a altura, contada a partir do nível do mar, é dada por (B.6.) e, resulta em metros:

$$h = 44300 \left[ 1 - \left( \frac{P}{P_0} \right)^{0,19} \right] \quad (\text{B.7.})$$

e, se pretendemos a diferença de altitude em função das pressões nos 3 níveis, temos:

$$h_2 - h_1 = 44300 \left[ \left( \frac{P_1}{P_0} \right)^{0,19} - \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^{0,19} \right] \quad (\text{B.8.})$$

Finalmente, se  $t_m$  for a temperatura média entre as duas cotas, dadas em km:

$$h_2 - h_1 = (18,4 + 0,067 t_m) \log_{10} \frac{P_1}{P_2} \quad (\text{B.9.})$$

### B.1.3. A Estratosfera

Na estratosfera, são definidas duas camadas. A primeira se estende de 11 até 25 km e é isotérmica. É para ela que faremos a análise das variáveis físicas.

Estabelecendo-se como estado 1, aquele correspondente ao início da camada, em qualquer altura temos:

$$v = p_1 v_1 = C'$$

Então:

$$\frac{p}{\gamma} = \frac{p_1}{\gamma_1} = \frac{C'}{g} = C'' \quad \therefore \gamma = \frac{p}{C''}$$

Da equação fundamental da estática dos fluidos:

$$\frac{dp}{dh} = -\gamma \rightarrow \frac{dp}{dh} = -\frac{p}{C''}$$

resulta por integração:

$$\ln \left[ \frac{p}{p_1} \right] = - \frac{h}{C''} \left[ \frac{h}{h_1} \right] \quad \ln \frac{p}{p_1} = - \frac{1}{C''} (h - h_1)$$

e, portanto:

$$p = p_1 \exp \left[ - \frac{\gamma_1}{p_1} (h - h_1) \right] \quad (\text{B.10.})$$

Por exemplo:

a) As equações da troposfera a 11 km nos fornecem:

$$p_1 = 2.310 \text{ kgf/m}^2$$

$$\gamma_1 = 0,365 \text{ kgf/m}^3$$

$$\text{o que conduz a } C'' = 6.329 \text{ m}^{-1}$$

b) Então, para  $h = 15000 \text{ m}$  e,  $h_1 = 11000 \text{ m}$

resulta:

$$p = 1,227 \text{ kgf/m}^2 \longrightarrow p/p_0 = 0,118$$

$$\gamma = 0,194 \text{ kgf/m}^2 \longrightarrow \gamma/\gamma_0 = 0,158$$

#### B.1.4. Tabela de Valores da Atmosfera Padrão

Em diversas referências, encontramos tabelas que apresentam os valores de variáveis físicas da atmosfera padrão internacionalmente aceita, como norma DIN 5450. Em nenhuma das referências, são feitas observações sobre o processo que permitiu a elaboração destas tabelas.

Fizemos a aplicação das formulações até aqui apresentadas para a troposfera e a estratosfera e encontramos exatamente os valores da norma citada. Assim (41):

Tabela B.1. - Atmosfera Padrão

h (km)	t °C	P/P <sub>0</sub>	$\frac{\gamma}{\gamma_0} = \frac{\rho}{\rho_0}$	h (km)	t °C	P/P <sub>0</sub>	$\frac{\gamma}{\gamma_0} = \frac{\rho}{\rho_0}$
0	15,0	1,000	1,000	6,0	-24,0	0,466	0,538
0,5	11,7	0,942	0,953	7,0	-30,5	0,405	0,481
1,0	8,5	0,887	0,907	8,0	-37,0	0,351	0,429
2,0	2,0	0,784	0,822	9,0	-43,5	0,303	0,381
3,0	-4,5	0,692	0,742	10,0	-50,0	0,261	0,337
4,0	-11,0	0,608	0,669	15,0	-56,5	0,119	0,158
5,0	-17,5	0,533	0,601	20,0	-56,5	0,054	0,072

#### B.1.5. Variação de Viscosidade Cinemática

Tabela B.2. -  $\nu$  Atmosfera Padrão

Altitude (ft)	0	1000	2000	3000	4000
Altitude (m)	0	300	610	915	1220
$\nu$ ( $1 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ )	1,453	1,488	1,525	1,562	1,601

Altitude (ft)	5000	10000	15000	20000	25000
Altitude (m)	1525	3050	4575	6100	7620
$\nu$ ( $1 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ )	1,641	1,860	2,118	2,423	2,786

## B.2. Ascensão de Dirigíveis

Com base na variação da atmosfera padrão, é possível estabelecer uma análise da ascensão de dirigíveis na troposfera até 11 km.

Assim:

a) Sejam nas alturas  $h_0 = 0$  e  $h$  genérica

$\bar{V}$  = volume do dirigível

$\gamma_0$  = peso específico do ar a temperatura  $T_0$  e pressão  $p_0$

$\gamma'_0$  = peso específico do gás a temperatura  $T_0$  e pressão  $p_0$

$\gamma$  = peso específico do ar a temperatura  $T$  e pressão  $p$

$\gamma'$  = peso específico do gás a temperatura  $T$  e pressão  $p$

b) Então, definidos

$\bar{a}$  = força de sustentação, na altura, por unidade de volume

$\bar{a} = \gamma - \gamma' = \gamma (1 - s) \quad ; \quad \text{com } s = \gamma' / \gamma$

$\bar{A}$  = força de sustentação, na altura  $h$ , total

$\bar{A} = \bar{a} \bar{V}$

$W$  = peso do dirigível, exceto o gás

$N$  = força de ascensão do dirigível

resulta:

$$N = \bar{A} - W$$

c) No solo, temos

$$\bar{a}_0 = \gamma_0 - \gamma'_0 = \gamma_0 (1 - s) \quad \text{com } s = \gamma'_0 / \gamma_0 = \gamma' / \gamma$$

d) Porém, para o ar e gás, temos entre o solo e  $h$ :

$$\left. \begin{array}{l} \text{gás} \left\{ \frac{p'V}{T'} = \frac{p_o V_o}{T_o} \right. \\ \text{ar} \left\{ \frac{pV}{T} = \frac{p_o V_o}{T_o} \right. \end{array} \right\} \rightarrow \frac{p'V}{T'} = \frac{pV}{T} \rightarrow \frac{p'T}{pT'} = 1$$

o que permite escrever:

$$\bar{a} = (1 - s) \frac{p'T}{pT'} \quad (\text{B.11.})$$

e) Mas:

$$\left. \begin{array}{l} \gamma = \frac{pG}{rT} \\ \gamma_o = \frac{p_o G}{rT} \end{array} \right\} \rightarrow \frac{\gamma}{\gamma_o} = \frac{pT_o}{p_o T} \rightarrow \gamma = \gamma_o \frac{pT_o}{p_o T}$$

o que, levado a (B.11.), permite escrever:

$$\bar{a} = \gamma_o \frac{pT_o}{p_o T} (1 - s) \frac{p'T}{pT'}$$

$$\bar{a} = \gamma_o \left[ \frac{pT_o}{p_o T} - s \frac{p'T_o}{p_o T'} \right]$$

que, multiplicando e dividindo por  $(1-s)$ , conduz a :

$$\bar{a} = \gamma_o (1 - s) \left[ \frac{pT_o}{p_o T} \frac{1}{1-s} - \frac{p'T_o}{p_o T'} \frac{s}{(1-s)} \right]$$

ou finalmente:

$$\bar{a} = \bar{a}_o \left[ \frac{p T_o}{p_o (1 - s)} \right] \times \left[ \frac{1}{T} - \frac{sp'}{T'p} \right] \quad (\text{B.11.})$$

expressão que permite chegar à força de sustentação específica no ar, em função do seu valor no solo e da variação de estado termodinâmico do ar e do gás.

A força de sustentação específica

$$\bar{a} = \gamma(1 - s)$$

também pode ser apresentado na forma:

$$\bar{a} = \gamma_o (1 - s) \frac{\gamma}{\gamma_o} \quad \bar{a} = (\bar{a}_o) \frac{\gamma}{\gamma_o} \quad (\text{B.13.})$$

expressão que mostra que, devido ao fato de que  $s$  se mantém constante, a força de sustentação específica diminui com a altura na proporção  $\gamma/\gamma_o$ . Isto é o que concluiremos de (B.12.), se, nas diferentes alturas, o ar e o gás tem mesma pressão e mesma temperatura.

O equilíbrio será atingido, quando a força de ascensão  $N$  for nula. Isto ocorre quando  $\bar{A} = W$ . Então, para o equilíbrio

$$W = \bar{a} \nabla$$

ou seja:

$$W = \bar{a}_o \frac{\gamma}{\gamma_o} \nabla \quad \text{com} \quad \frac{\gamma}{\gamma_o} = \frac{p T_o}{p_o T}$$

$$\text{Como:} \quad \frac{\gamma}{\gamma_o} = \left( \frac{T}{T_o} \right)^{4,25}$$

temos:

$$\left(\frac{T}{T_0}\right)^{4,25} = \frac{W}{\bar{a}_0 \bar{V}}$$

como:

$$T = T_0 + Kh$$

Conclui-se que:

$$h = \frac{T_0}{K} \left[ \left(\frac{W}{\bar{a}_0}\right)^{0,235} - 1 \right] \quad (\text{B.14.})$$

Tal expressão poderia também ter sido obtida a partir de (B.6.), observando que:

$$\frac{P}{P_0} = \left(\frac{Y}{Y_0}\right)^{1,235} \longrightarrow \left(\frac{P}{P_0}\right)^{0,19} = \left(\frac{Y}{Y_0}\right)^{0,235}$$

Com o valor de K e  $T_0$  considerado ao nível do mar, a altura de equilíbrio é dada, em metros, por (3 e 41):

$$h = 44,308 \left[ 1 - \left(\frac{W}{\bar{a}_0}\right)^{0,235} \right] \quad (\text{B.15.})$$

Para iniciar a subida, é necessário que  $\bar{A} > W$ . Se o dirigível parte já cheio ( $\bar{V} = \text{constante}$ ), o gás se dilata na mesma relação que o ar, isto é:

$$\frac{\bar{V}'}{\bar{V}'_0} = \frac{P_0 T'}{P' T_0} = \frac{P_0}{P} \frac{T}{T_0} = \frac{Y_0}{Y}$$

e tenderia a se perder. Isto é evitado por meio de balonetes, que, no

início da subida, estão cheias de ar e, cujo espaço vai sendo ocupado pelo gás à medida que se dilata, expulsando assim o ar. O ar expulso é considerado como peso perdido, visto que o seu volume inicial é considerado como parte de  $V_0$ . Deste modo, diminui o empuxo e diminui também o peso, até que se encontra o equilíbrio.

Se o dirigível é do tipo não rígido e parte do solo não completamente cheio, o seu volume aumenta na mesma proporção em que diminui o peso específico do gás. Portanto, o empuxo livre e a força ascensional permanecem constantes, até que ele fique tenso. Daí cresce a tensão no material envoltório, o qual se rasgaria, se isto não fosse impedido pela operação de válvulas de alívio, que permitem o escape de uma parte do gás, ou então, também pelo uso de balonetes de ar. Depois disso, diminui a força ascensional, até que ela se iguale à carga total  $W$ .

Em qualquer um dos casos - rígido ou deformável - o equilíbrio atingido é instável, pois, devido à sua velocidade, ele passa à altura de equilíbrio, quando então perde mais gás, tendendo a descer e uma altura de voo é obtida pela utilização de lastros e lemes de altura. Todo o controle de altura, face à influência de tantas variáveis como o já citado, é operação complexa, fora dos limites desta breve exposição.

## ANEXO C

### ALGUNS CORPOS DE GEOMETRIA DEFINIDA

Aqui são apresentados diversos sólidos, no que diz respeito ao seu volume e à área de sua superfície externa. Consideramos, para tal, um sistema cartesiano triortogonal  $Oxyz$  e o sólido como representado na figura C.1.

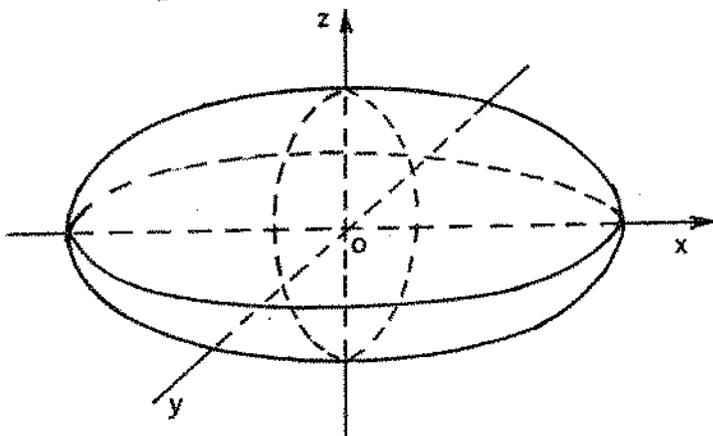


Figura C.1.

#### C.1. CORPOS DE REVOLUÇÃO GENÉRICOS

Todas as seções transversais obtidas por planos normais ao eixo  $Ox$  serão circunferências.

Os coeficientes prismático e de superfície

$V$  = volume

$A_x$  = área da maior seção normal de  $Ox$

$L$  = comprimento na direção  $Ox$

$S$  = área da superfície externa

$2p$  = perímetro da seção maior, normal a  $Ox$ .

$$C_p = \frac{\bar{V}}{A_m L} \quad C_s = \frac{S}{(2p)L}$$

dependem da distribuição do volume ao longo do comprimento.

### C.2. CORPO DE REVOLUÇÃO - ESFERÓIDE ALONGADO

O esferóide alongado é obtido pela rotação de uma elipse situada no plano  $Oxz$ , em torno do eixo  $Ox$ . Sendo a equação da elipse:

$$\frac{X^2}{a^2} + \frac{Y^2}{b^2} = 1 \quad a \text{ e } b \text{ semi-eixos}$$

teremos:

$$\bar{V} = \frac{4}{3} \pi a b^2 \quad S = 2\pi b^2 + 2\pi \frac{ab}{\epsilon} \text{ arc sen } \epsilon$$

com:

$$\epsilon = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a}$$

Assim:

#### a) Coefficiente Prismático

$$C_p = \frac{\bar{V}}{\pi b^2 2a} = \frac{\frac{4}{3} \pi a b^2}{\pi b^2 2a} \therefore C_p = \frac{2}{3}$$

Portanto, o coeficiente prismático é constante.

#### b) Coefficiente de Superfície

$$C_s = \frac{S}{(2p)2a}$$

$$C_s = \frac{2 \pi b^2 + 2 \pi \frac{ab}{\epsilon} \arcsin \epsilon}{(\pi 2 b) 2 a} = \frac{b + \frac{a}{\epsilon} \arcsin \epsilon}{2a} =$$

Definindo-se  $a/b = n$ , temos  $a = n b$ , e daí,

$$\frac{a}{\epsilon} = \frac{a^2}{\sqrt{a^2 - b^2}} = \frac{n^2 b^2}{b \sqrt{n^2 - 1}} = \frac{n^2}{\sqrt{n^2 - 1}} b$$

resultando para  $C_s$ :

$$C_s = \left[ 1 + \frac{n^2}{\sqrt{n^2 - 1}} \arcsin \left( \frac{\sqrt{n^2 - 1}}{n} \right) \right] \cdot \frac{1}{2n}$$

Assim, verifica-se que tal coeficiente depende da relação  $a/b$ , sendo seus valores independentes do coeficiente prismático, que é constante, como indicado na Tabela C.1.

$n = a/b$	$C_s$	$n = a/b$	$C_s$
1 (esfera)	1.0000	6	0.7950
2	0.8547	7	0.7925
3	0.8195	8	0.7909
4	0.8057	9	0.7898
5	0.7988	10	0.7890

Tabela C.1. -  $C_s$  de esferóides alongados.

### C.3. ELIPSÓIDE

O Elipsóide é definido por:

$$\frac{Z^2}{a^2} + \frac{Y^2}{b^2} + \frac{Z^2}{c^2} = 1$$

Seu volume é dado por:

$$V = \frac{4}{3} \pi a b c$$

Sendo a elipse da secção maior, normal e Ox dada por:

$$\frac{Y^2}{b^2} + \frac{Z^2}{c^2} = 1$$

sua área é dada por:

$$A_x = \pi b c$$

Então, o Cp do elipsóide é dado por:

$$C_p = \frac{\frac{4}{3} \pi a b c}{(\pi b c) \cdot 2a} = \frac{2}{3}$$

portanto, valor constante.

Seu coeficiente de superfície, depende das relações entre a, b e c e não será analisado.

#### C.4. SÓLIDO COM SECÇÃO TRANSVERSAL ELÍPTICA

Admitimos aqui um sólido com secções transversais elípticas, que tenha, ao longo do comprimento, uma relação constante entre eixo maior e eixo menor.

Sejam, numa ordenada genérica X

$b_X$  - o eixo maior

$c_X$  - o eixo menor

$u_X = b_X/c_X$ , constante para qualquer x.

Então, a área de cada secção transversal é dada por:

$$A_X = \pi b_X c_X = u_X \pi c_X^2$$

e o perímetro  $2p$ , definido por:

$$(2p)_x = 2\pi \sqrt{\frac{b_x^2 + c_x^2}{2}} = \sqrt{2} \pi c_x \sqrt{u^2 + 1}$$

Admitamos, agora, um sólido de revolução, que tenha distribuição de volume genérica ( $C_p$ ), mas que seja esta distribuição igual à do sólido com secção transversal elíptica. Tal corpo de revolução terá numa secção genérica localizada na ordenada  $X$  (ou  $-X$ ) sua área e o seu perímetro definidos respectivamente por:

$$A_{X_R} = \pi r_X^2 \quad (2p)_{X_R} = 2 \pi r_X$$

onde:

$r_X$  = raio da secção

Como já dissemos, o coeficiente prismático do sólido de secções elípticas será igual ao de revolução, mas seu coeficiente de área será função de  $u$ . Vejamos:

- em qualquer secção transversal

$$u\pi c^2 = \pi r^2 \quad \therefore \quad c = \frac{\sqrt{u}}{u} r$$

- resulta para o perímetro:

$$(2p) = \sqrt{2} \pi \frac{\sqrt{u}}{u} r \sqrt{u^2 + 1} = 2\pi r \sqrt{\frac{u^2 + 1}{2u}}$$

Portanto, se cada secção do sólido de secção elíptica tem, em relação ao de revolução, perímetros, na relação  $\sqrt{(u^2 + 1)/2u}$ , sua área e seu coeficiente de área, apresentam, em relação ao de revolução, a mesma relação. Denominando-se  $\bar{\theta}$ , esta relação:

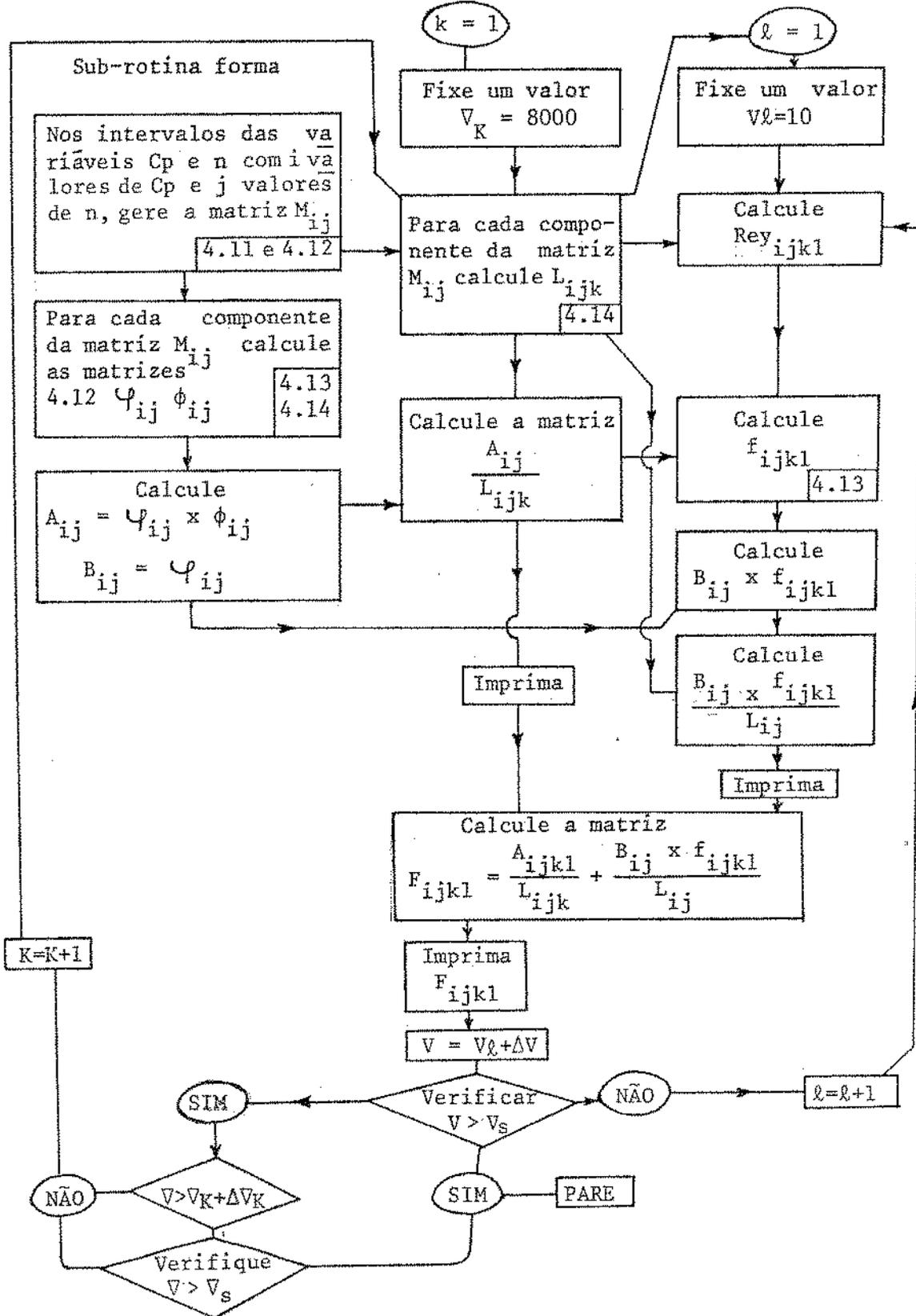
$$\bar{\theta} = \frac{S_{\text{elíptico}}}{S_{\text{revol.}}} = \frac{(C_s)_{\text{Elíptico}}}{(C_s)_{\text{Revolução}}} = \sqrt{\frac{u^2 + 1}{2u}}$$

sempre na hipótese de igual distribuição de volume, (mesmo  $C_p$ , portanto), teremos:

$u = b/c$	$\bar{\theta}$	$u = b/c$	$\bar{\theta}$
1	1.0000	3.0	1.2910
1.5	1.0408	4.0	1.4573
2.0	1.1180	5.0	1.6125

ANEXO D

DIAGRAMA DE BLOCO DA BUSCA NA 1ª FASE



## ANEXO E

### VERIFICAÇÃO DE FORMULAÇÃO PARA COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO EM CORPOS DE REVOLUÇÃO

Neste anexo é feita a verificação de uma formulação para o coeficiente de sustentação de corpos de revolução.

#### E.1. FORMULAÇÃO

A formulação sob teste é dada por (41):

$$C_{Su} = \left[ 0,234 \left( \frac{2V}{\rho^3} \right)^{0,79} \frac{L^2}{A_{PM}} \beta \right] + C_{RC} \beta^2 \quad (E-1)$$

com

$$C_{RC} = 0,3 \text{ (para escoamento supercrítico)}$$

A formulação convenientemente modificada e apresenta-se com:

$$C_{Su} = \left[ 0,234 \left( \frac{1}{2} C_P \pi/n^2 \right)^{0,79} \right] \beta n + 0,3 \beta^2 \quad (E-2)$$

#### E.2. VERIFICAÇÃO

A verificação é feita para 15 modelos de corpos de revolução (17), cujos dados de coeficientes adimensionais geométricos são fornecidos com exceção da área de planos meridianos; então, neste caso, fez-se a determinação de  $C_{PM}$  com base em figuras da referência, o que conduz a valores dignos de confiança. O ângulo escolhido foi  $6^\circ = 0,01097$  rad.

Na referência (17) o coeficiente de sustentação é apresentado para a área de referência  $V^{2/3}$ . Foi necessário, pois, modificar  $C_{Su}$  com base na área  $A_{PM}$ .

A tabela E.1. apresenta a comparação, sendo todas as colunas, com exceção da última, resultantes da referência (17). A última mostra os valores de  $C_s$ , calculados pela expressão E.2. Como se observa, verificam-se desvios muito grandes para alguns modelos. É aqui impossível comentar, a não ser que os dados da referência 17 não são suficientemente detalhados. Logo, apenas para utilização de uma análise de sustentação feita no capítulo 4, aceitaremos a formulação.

Modelo	$C_p$	n	$C_{PM}$	$C_{Su}$ da Referência $\alpha = 6^\circ$	$C_{Su}$ pela Formulação
1	0,594	12,5	0,648	0,00719	0,01155
2	0,669	9,9	0,760	0,01668	0,01216
3	-	6,7	0,746	0,01874	-
4	0,576	4,0	0,703	0,01855	0,01770
5	0,581	4,0	0,691	0,01896	0,01805
6	0,589	4,0	0,691	0,02164	0,01823
7	0,538	5,7	0,658	0,02715	0,01527
8	0,636	5,7	0,770	0,02442	0,01565
9	0,590	10,0	0,636	0,02377	0,01284
10	0,561	5,7	0,694	0,02274	0,01493
11	0,675	5,8	0,780	0,01062	0,01515
12	0,673	7,9	0,769	0,01000	0,01333
13	0,669	5,9	0,765	0,01340	0,01515
14	0,881	10,1	0,903	0,01000	0,01246
15	0,680	6,0	0,761	0,01456	0,01529

Tabela E.1. Verificação de  $C_{Su}$

## ANEXO F

### O COEFICIENTE DE ÁREA DE SEÇÃO MERIDIONAL

Aqui são apresentados os cálculos para permitir a relação entre o coeficiente de área de planos meridianos em corpos de revolução e o coeficiente prismático. Os valores aqui apresentados são resultantes da geometria da série 58 (14), restritos a:

$m$  - posição da seção de área máxima = 0,40 da proa

$r_o$  = raio adimensional da proa = 0,50

$r_i$  = raio adimensional da popa = 0,10

Com tais adimensionais, fixados nos valores acima, o  $C_{PM}$  depende do Índice de esbeltez e é relacionado ao  $C_p$ , através da tabela F.1, originada pelos cálculos da Tabela F.2.

$C_p$	0,55	0,60	0,65	0,70
$C_{PM}$	0,686	0,727	0,764	0,797

Tabela F.1. Relação entre  $C_p$  e  $C_{PM}$

o que permite escrever:

$$C_{PM} = 0,8 C_p^2 - 0,1 C_p + 0,490$$

Tal formulação é empregada no capítulo 5, para o exemplo relacionado a efeitos de ângulos de ataque não nulos na sustentação dinâmica.

Na integração, o coeficiente  $C_{PM}$  é obtido através de:

$$C_{PM} = \frac{2}{15} ( \Sigma F(A) )$$

$C_p = 0,55$ 

Sec	Y/D	MS	(Y/D) (M.S)=F(A)
0	0	1/4	0
1/2	0,2198	1	0,2198
1	0,3084	1/2	0,1542
1 1/2	0,3711	1	0,3711
2	0,4192	3/4	0,3144
3	0,4802	2	0,9604
4	0,5000	1	0,5000
5	0,4810	2	0,9610
6	0,4271	1	0,4271
7	0,3445	2	0,6890
8	0,2449	3/4	0,1837
8 1/2	0,1940	1	0,1940
9	0,1451	1/2	0,0725
9 1/2	0,0971	1	0,0971
10	0	1/4	0
$\Sigma$	=		5,1443
			Cpm=0,686

 $C_p = 0,60$ 

Sec	Y/D	MS	(Y/D) (M.S)=F(A)
0	0	1/4	0
1/2	0,2248	1	0,2248
1	0,3179	1/2	0,1590
1 1/2	0,3820	1	0,3820
2	0,4260	3/4	0,3195
3	0,4841	2	0,9682
4	0,5000	1	0,5000
5	0,4864	2	0,9728
6	0,4486	1	0,4486
7	0,3890	2	0,7780
8	0,3059	3/4	0,2294
8 1/2	0,2541	1	0,2541
9	0,1941	1/2	0,0970
9 1/2	0,1224	1	0,1224
10	0	1/4	0
$\Sigma$	=		5,4558
			Cpm=0,727

 $C_p = 0,65$ 

Sec	Y/D	MS	(Y/D) (M.S)=F(A)
0	0	1/4	0
1/2	0,2298	1	0,2298
1	0,3272	1/2	0,1636
1 1/2	0,3927	1	0,3927
2	0,4388	3/4	0,3291
3	0,4878	2	0,9756
4	0,5000	1	0,5000
5	0,4917	2	0,9834
6	0,4692	1	0,4692
7	0,4287	2	0,8574
8	0,3566	3/4	0,2675
8 1/2	0,3023	1	0,3023
9	0,2330	1/2	0,1165
9 1/2	0,1432	1	0,1432
10	0	1/4	0
$\Sigma$	=		5,7303
			Cpm=0,764

 $C_p = 0,70$ 

Sec	Y/D	MS	(Y/D) (M.S)=F(A)
0	0	1/4	0
1/2	0,2347	1	0,2347
1	0,3362	1/2	0,1681
1 1/2	0,4031	1	0,4031
2	0,4483	3/4	0,3362
3	0,4915	2	0,9830
4	0,5000	1	0,5000
5	0,4968	2	0,9936
6	0,4890	1	0,4890
7	0,4651	2	0,9302
8	0,4010	3/4	0,3008
8 1/2	0,3440	1	0,3440
9	0,2663	1/2	0,1331
9 1/2	0,1615	1	0,1615
10	0	1/4	0
$\Sigma$	=		5,9773
			Cpm=0,797

Tabela F.2.  $C_{PM}$  para a série 58.

#### REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

01. ABBOTT, I.H.; VON DOENHOFF, A.E. - Theory of Wing Sections. 2. ed. New York, Dover Publications, 1959. 693 p.
02. ACADEMIA HÜTTE - Medios de Transporte - Dirigibles in: Manual del Ingeniero, 3 ed., Barcelona, Editorial Gustavo Gili S.A., 1965, 4 vol., Vol. IV, Tomo IV, Cap. I, Parte V.F., p. 238 a 242.
03. ACADEMIA HÜTTE - Mecánica de los Fluidos Elásticos - Aerostática in : Manual del Ingeniero, 2. ed., Barcelona, Editorial Gustavo Gili S.A., 1964, 4 vol., Vol. I, Tomo I, Cap. V, Parte V. A., p. 738 a 740.
04. ARNSTEIN, K. - Performance of Airships in: Aerodynamic Theory, 1 ed., New York, edited by Durand F.W., Dover Publication, 1963, 6 vol., Vol. II, Division R, p. 49 a 132.
05. BEVERIDGE, J.L. Analytical Prediction of Thrust Deduction for Submersibles and Surface Ships. JSR, New York, SNAME, Vol. 3, Number 4, p. 258 a 271, Dec. 1969.
06. BOX, M.J. et alii - Non Linear Optimization Techniques, 1. ed., Edinburgh - England, Oliver and Boyd Ltd., 1969, 59 p.
07. CASTRO, I.P., ROBINS, A.G. - The Flow Around a Surface Mounted Cube in Uniform and Turbulent Flow. JFM, Cambridge - Great Britain, University of Cambridge, Vol. 79, p. 307, Feb/77.
08. COMOLET, R. - Mécanique Expérimentale des Fluides, Vol. II., 12 ed.,

- Paris, Masson, 1976, 445 p.
09. COX, R.G. - The Motion of Long Slender Bodies in a Viscous Fluid. Journal of Fluid Mechanics. Cambridge - Great Britain, University of Cambridge, Vol. 44, p. 791, Nov/1970 and Vol. 45, p. 625, Dec/1970.
  10. DAILY, J.W.; HARLEMAN, D.R.F. - Fluid Dynamics. 2. ed, Reading-Mass - USA, Addison - Wesley Publishing Co. Inc., 1973. 445 p.
  11. FARREL, C. - On the Flow About a Spheroid Near a Plane Wall. JSR, New York, SNAME, Vol. 15, Number 3, p. 246, Sep/1971.
  12. FARREL, C. - On the Wave Resistance of a Submerged Spheroid. Journal of Ship Research. New York, The Society of Naval Architects and Marine Engineers, Vol. 17, Number 4, p. 1 a 12, Mar 1973.
  13. FARREL, C.; GÍIVEN, O. - On a Experimental Determination of the Resistance Componentes of a Submerged Spheroid. J.S.R., New York, SNAME, Vol. 17, Number 2, p. 72 a 79, June 1973.
  14. GERTLER, M. - Resistance Experiments on a Systematic Series of Streamlined Bodies of Revolution for Application to the Design of High-Speed Submarines. Cleared Confidential Report. C - 297, U.S. Navy, 1950, 132 p.
  15. HAY, W.W. - Factors in Operation in : Hay W.W. - An Introduction to Transportation Engineering, 1 ed., Japan, Toppan Co. Ltd., 1961, 505 p., Part III, Cap. 7, p. 231 a 254.
  16. HESS, J.L.; SMITH, A.M.D., - Calculation of Potencial Flow about Arbitrary Bodies. 1. ed., Long Beach - Cal - USA, Douglas Aircraft Company, 1965, 138 p.
  17. HOPKINS, E.J. - A Semiempirical Method for Calculating the Pitching Moment of Bodies of Revolution at Low Mach Numbers - Report NACA RM - A51614. National Advisory Committee for Aeronautics, 1951, 27 p.
  18. HUANG, C.J.; DALTON, C. - Cargo Transportation by Airships : a System Study, NASA Report CR-2636. National Aeronautics and

- Space Administration, Washington D.C., 1976, 214 p.
19. KING, D.A. - Basic Hydronamics in : Ocean and Underwater Engineering, 1. ed., New York, McGraw-Hill Book Co, 1969, 1 Vol., Section 2, pg. 2.28 a 2.32.
  20. KOLANSKY, M.S. et alli - An Approximate Theory for the Streaming Motion Past Axisymmetric Bodies at Reynolds Numbers of from 1 to Approximately 100. JFM. Cambridge - Great Britain, University of Cambridge, Vol. 82, p. 583, Sep/1977.
  21. KOCHIN, N.E. et alli - Theoretical Hydromechanics. Translated from the fifth Russian ed. by Boyanovitch D., 1. ed. London, John Wiley and Sons, 1964, 577 p.
  22. LANDWEBER, L.; WU JIN - The Determination of the Viscous Drag of Submerged and Floating Bodies by Wake Surveys. Journal of Ship Research, New York, The Society of Naval Architects and Marine Engineers, Vol. 7, Number 1, p. 1 a 6, Jun/1963.
  23. LANDWEBER, L; MACAGNO, M. - Force on a Prolate Spheroid in an Axisymmetric Potential Flow. J.S.R., New York, The Society of Naval Architects and Marine Engineers, Vol. 8, Number 1, pg. 24, Jun. 1964.
  24. LIGHTHILL, M.J. - Aquatic Animal Propulsion of High Hydromechanical Efficiency. JFM, Cambridge - Great Britain, University of Cambridge, Vol. 44, Nov. 1970.
  25. MANDEL, P.; ARENTZEN, E.S. - Naval Architectural Aspects of Submarine Design in: Transactions of the Society of Naval Architects and Marine Engineers, New York, SNAME, Vol. 68, 1103 p., p. 622 a 692, 1960.
  26. MARLYIACH, J.H.; EPSTEIN, N. - Numerical Study of Steady Flow Past Spheroids. Journal of Fluid Mechanics, Cambridge - Great Britain, University of Cambridge, Vol. 44, p. 493, 1970.
  27. MATHESON, N.; JOUBERT, P.N. - A Note on the Resistance of Bodies of Revolution and Ship Forms. Journal of Ship Research, New York, The Society of Naval Architects and Marine Engineers, Vol. 18, Sep. 1974, p. 153 - 168.

28. MORAN, J.P. - Line Source Distributions and Slender Body Theory. JFM, Cambridge - Great Britain, University of Cambridge, Vol. 17, Jun. 1963.
29. MUNK, M.M. - Aerodynamics of Airship in : Aerodynamic Theory, 1. ed., New York, edited by William Frederick Durand, Dover Publication, 1963, 6 vol., Vol. VI, Division Q, p. 32 a 48.
30. MUNK, R. - Skyships - Types 500, 600 and 5000, Airships Industries Cathalogs, London, 1983.
31. NASH, J.F. - The Calculation of Three - dimensional Turbulent Boundary Layers in Incompressible Flow. JFM, Cambridge - Great Britain, University of Cambridge, Vol. 37, Jun/1969.
32. PRANDTL, L.; TIETJENS, O.G. - Applied Hydro and Aeromechanics. Translated from German by J.P. Den Hartog, 1. ed., New York, Dover Publications, 1957, 311 p.
33. PRUPPACHER, H.R. et alli - Relations Between Drag and Flow Pattern of Viscous Flow Past a Sphere and a Cylinder at Low and Intermediate Reynolds Numbers. Journal of Fluid Mechanics. Cambridge - Great Britain, University of Cambridge, Vol. 44, p. 781 a 790, 1970.
34. RAMAPRIAN, B.R. et alli. - Mean Flow Measurements in the Three Dimensional Boundary Layer Over a Body of Revolution at Incidence. JFM, Cambridge - Great Britain, University of Cambridge, Vol. 103, p. 479, Fev/1981.
35. RAYNER, J.M.V. - A Vortex Theory of Animal Flight - Part 1. JFM, Cambridge - Great Britain, University of Cambridge, Vol. 91, p. 697, Part. 2, Apr/1979. Part 2 - Vol. 91, p. 731.
36. RUSSO, V.L. et alii. - Submarine Tankers in: Transactions of the Society of Naval Architects and Marine Engineers, New York, SNAME, Vol. 68, 1103 p., p. 693 a 742, 1960.
37. SCHENE, G. - On the Force Fluctuations Acting on a Circular Cylinder in Crossflow from Subcritical up Transcritical Reynolds Numbers. JFM, Cambridge - Great Britain, University of Cambridge, Vol. 133, p. 265, Aug/1983.

38. SMITH, A.M.O. et alli - Optimum Tail Shapes for Bodies of Revolution in : Journal of Hydronautics, U.S.A., Vol. 15, Nº 1-4, Jan/Dec. 1981, p. 67 a 73.
39. SMITH, F.T. - Laminar Flow of an Incompressible Fluid Past a Bluff Body; the Separation, Reattachment, Eddy Properties and Drag. JFM, Cambridge - Great Britain, University of Cambridge, Vol. 102, p. 171, May/1979.
40. STRATFORD, ALLAN H. - The Development of Jet Transportation in: Stratford Allan H., Air Transport Economics in the Supersonic Era. 2. ed., Londres, Macmillan St. Martin's Press, 1973, 506 p. Cap. 4, p. 174 a 212.
41. STREETER, V.L. - Motion of Immersed and Floating Bodies in : Hand book of Fluid Dynamics, 1. ed., New York, McGraw-Hill Book Co., 1961, vol. 1, Section 13, p. 13.23 e p. 13.42.
42. TODD, F.H. - Resistance and Propulsion in : Principles of Naval Architecture. Revised Edition, New York, The Society of Naval Architects and Marine Engineers, 1967, 827 p., Cap. VII, Section I, p. 288 a 462.
43. TODD, F.W. Submarine Cargo Ships and Tankers. Transactions of The Society of Naval Architects and Marine Engineers, New York, 1970, p.341 a 369.
44. UNDERWOOD, R.L. - Calculation of Incompressible Flow past a Circular Cylinder at Moderate Reynolds Numbers. JFM, Cambridge-Great Britain, University of Cambridge, vol. 37, Jun/1969.
45. WILLETS, B.B.; MURRAY, C.G. - Lift Exerted on Stationary Spheres in Turbulent Flow. JFM, Cambridge - Great Britain, University of Cambridge, Vol. 105, p. 487, April/1981.