

DESENVOLVIMENTO DE UMA METODOLOGIA PARA O PROJETO DE VEÍCULOS AEROFLUTUANTES

Hugo Francisco Lisboa Santos

Instituto Militar de Engenharia – Seção de Engenharia Mecânica e de Materiais
Praça General Tibúrcio, 80
Urca – Rio de Janeiro – RJ
CEP 22290-270
hugolisboa@ime.eb.br

Marcelo José Colaço

Instituto Militar de Engenharia – Seção de Engenharia Mecânica e de Materiais
Praça General Tibúrcio, 80
Urca – Rio de Janeiro – RJ
CEP 22290-270
colaco@ime.eb.br

Resumo: O propósito desse trabalho foi o desenvolvimento de uma metodologia de projeto e a realização de estudos teóricos que permitam a construção de um veículo aeroflutuante. Foram analisados os sistemas de sustentação, de propulsão e de direção do veículo, além de sua dinâmica e sua interação com o terreno.

Palavras-chave: aeroflutuante, hovercraft, ACV, SES.

1. INTRODUÇÃO

Aeroflutuantes, veículos sobre colchão de ar ou *hovercrafts* são viaturas anfíbias suportadas por um colchão de ar pressurizado. Eles são capazes de se deslocar sobre diferentes superfícies, tais como pântanos, planícies e a superfície de rios e de lagos. Devido à sua grande versatilidade, eles vêm encontrando diversas aplicações em atividades civis e militares.

Entre as aplicações civis, pode-se destacar o transporte de pessoas em rios e lagos, com maior agilidade e versatilidade que as embarcações convencionais. Pode-se citar ainda o transporte de cargas em regiões de difícil acesso, o suporte à construção civil em regiões isoladas e operações de resgate.

Entre as aplicações militares, estão a realização de ataques rápidos, a transposição de campos minados, o estabelecimento de bases de retransmissão, o transporte rápido de tropas e equipamentos, as operações de resgate e as operações de policiamento.

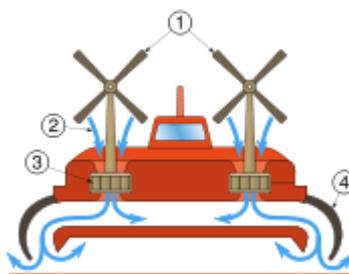


Figura 1 – Representação esquemática de um veículo sobre colchão de ar

A figura 1 ilustra os sistemas de sustentação e de propulsão de um veículo sobre colchão de ar. Nessa figura, observa-se um compressor (3), responsável por empurrar o ar para a parte inferior do veículo. Observa-se ainda a presença de uma “saia” flexível (4). Essa parte é responsável por dificultar a saída do ar, permitindo que o veículo se eleve substancialmente em relação ao solo. Além disso, há duas hélices (1), responsáveis pela propulsão do veículo.

Este trabalho é parte de um projeto de Iniciação à Pesquisa realizado no Instituto Militar de Engenharia. Esse projeto visa desenvolver um veículo sobre colchão de ar para onze ocupantes. O objetivo do presente trabalho foi o desenvolvimento de uma metodologia para o projeto de veículos sobre colchão de ar e a análise teórica dos elementos necessários para esse projeto. Para tal, tomou-se como ponto de partida a literatura disponível nas bibliotecas nacionais (Amyot, 1989; Cross, 1975; Wong, 2001; Rodrigues, Wallach e Ferreira, 2002; Costa, Monteiro e Santos, 2003; Rochael, Silva e Coelho, 2003; Fitzgerald e Wilson, 1995; Universal Hovercraft, 2001).

Em seguida, foram realizados cinco estudos, subdivididos em vinte e três partes. O primeiro estudo consiste no desenvolvimento de uma metodologia para o projeto de veículos sobre colchão de ar, uma vez que não existia, na literatura consultada, uma metodologia para o projeto desses veículos.

O segundo estudo está relacionado ao sistema de sustentação dos veículos sobre colchão de ar. O objetivo desse estudo foi a determinação dos parâmetros necessários para o dimensionamento desse sistema e sua relação com os demais parâmetros do veículo.

O terceiro estudo está relacionado aos parâmetros que influenciam no arrasto sofrido por um veículo sobre colchão de ar. Nesse estudo foram analisados o arrasto sofrido pelo veículo sobre a água e sobre o solo e a sua capacidade de vencer rampas.

O quarto estudo está relacionado ao dimensionamento do sistema de propulsão dos aeroflutuantes. Nesse estudo foram determinados os parâmetros que influenciam no dimensionamento dos jatos de ar e das hélices.

O quinto estudo está relacionado ao sistema de direção do veículo. Nesse estudo foram determinadas diversas maneiras de direcionar o veículo.

Esses estudos serão apresentados em maiores detalhes nas seções a seguir.

2. METODOLOGIA DE PROJETO

Em todo projeto, deve-se seguir uma metodologia, a fim de alcançar os resultados esperados. Não há, na literatura consultada, uma metodologia formal para o projeto de veículos sobre colchão de ar. Desse modo, tornou-se necessário o desenvolvimento de uma metodologia de projeto. Essa metodologia baseou-se naquela utilizada em aeronaves (Raymer, 1999), segundo a qual existem três grandes etapas do projeto: o projeto preliminar, o conceitual e o detalhado.

O projeto preliminar, muitas vezes denominado anteprojecto, é a etapa em que são levantados os requisitos desejados pelo cliente e o preço que ele está disposto a pagar pelo produto. Entre os principais requisitos estão o peso útil, a velocidade de cruzeiro, o enduro e o alcance. Em função desses requisitos, são determinados os parâmetros gerais do veículo em construção e seu layout preliminar. São determinados os parâmetros da saia, as dimensões e como será o sistema de controle. Também é estimada a potência necessária para os sistemas de sustentação e de propulsão. A partir desses parâmetros e do layout, realiza-se uma estimativa do custo do veículo e verifica-se em que medida ele será capaz de atender às necessidades do cliente. Se o veículo estiver satisfatório, passa-se para a próxima etapa.

O projeto conceitual é a principal etapa do projeto. Nela são tomadas as principais decisões e realizadas as melhorias e as otimizações necessárias. Define-se, por exemplo, qual será o motor ou quais serão os motores, calcula-se qual será a potência necessária para operar cada sistema e determina-se quem será o fabricante dos principais componentes. É nessa etapa ainda que são realizadas simulações computacionais, análises estruturais, análises dinâmicas e previsões de desempenho. Após o projeto conceitual, o veículo deve ter todos os seus principais parâmetros determinados.

O projeto detalhado é a última etapa do projeto. Nela, são determinados todos os detalhes de construção e de fabricação. É nessa etapa que são escolhidos os materiais de cada peça, que se decide o modo de fixação de cada componente e que se escolhe as tolerâncias de fabricação.

Nesse trabalho, serão apresentadas formulações desenvolvidas para o projeto preliminar do veículo.

3. SISTEMA DE SUSTENTAÇÃO

O sistema de sustentação dos aeroflutantes é a parte do veículo que os torna únicos entre os diversos meios de transporte. Esse sistema permite o deslocamento sobre uma superfície sem que haja um contato direto entre o veículo e o solo.

O sistema de elevação do hovercraft se baseia na injeção de ar na parte inferior do veículo. Essa injeção causa um aumento de pressão, responsável por elevar o hovercraft e por mantê-lo alguns centímetros acima do solo.

Inicialmente, essa injeção era feita diretamente na parte inferior do veículo e não havia mecanismo lateral de contenção do ar (Cross, 1975). Desse modo, o ar escapava diretamente pelos lados, ocasionando um gasto excessivo de energia. Além disso, a baixa altura de planeio tornava o sistema de suspensão incapaz de absorver as oscilações do terreno.

A fim de aumentar a eficiência desse sistema, e de elevar a altura de planeio, foram criadas paredes laterais flexíveis, denominadas saias (Cross, 1975). A utilização dessas paredes tornou os hovercrafts capazes de elevar-se a alturas tão grandes quanto 3,0m (Amyot, 1989) e de deslocar-se independente do terreno.

Para melhor compreender o sistema de sustentação, foi realizado esse segundo estudo. Seu objetivo foi o cálculo do fluxo e da potência necessários para a sustentação do veículo. Determinou-se, com isso, os parâmetros que influem para aumentar ou reduzir essa potência e tentou-se melhorar ou até mesmo otimizar o projeto. Foram considerados veículos com diferentes tipos de saia.

3.1 Aeroflutante com câmara plena

Existem diversos mecanismos para conter o ar e formar um colchão sob o veículo. Um desses modos é a utilização de uma parede lateral rígida e de paredes flexíveis na parte da frente e na parte de trás do veículo (aeroflutantes com câmara plena). Outro modo, é o uso de diversos segmentos posicionados de modo a conter o ar no interior do colchão (aeroflutantes com saia segmentada ou com saia tipo bolsa com dedos). A análise desses três modelos de saia é muito semelhante e os resultados obtidos serão apresentados a seguir.

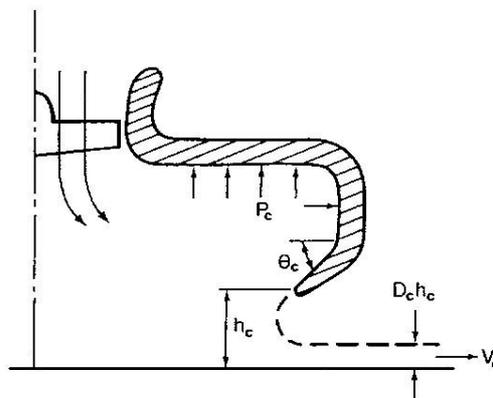


Figura 2 – Esquema apresentando um aeroflutante com câmara plena

O fluxo de ar necessário para manter o veículo sobre o colchão de ar é igual a:

$$Q = D_c \cdot h_c \cdot \left(\frac{(2p)}{S^{1/2}} \right) \cdot \left(\frac{2}{\rho} \right)^{1/2} \cdot W^{1/2} \quad (1)$$

onde D_c é um coeficiente dado pela tabela 1 (Wong, 2001), h_c é o *hovergap*, apresentado na figura 2 (adaptada de Wong, 2001), $(2p)$ é o perímetro do veículo, S é a área projetada do veículo, ρ é a massa específica do ar e W é o peso do veículo.

Tabela 1 – Coeficientes de descarga D_c em função do ângulo de parede θ_c

θ_c	0°	45°	90°	135°	180°
D_c	0,500	0,537	0,611	0,746	1,000

A potência necessária para o sistema de sustentação será:

$$Pot_L = D_c \cdot h_c \cdot \left(\frac{(2p)}{S^{1/2}} \right) \cdot \frac{1}{S} \cdot \left(\frac{2}{\rho} \right)^{1/2} \cdot W^{3/2} \quad (2)$$

Desse modo, observa-se que a potência está relacionada ao *hovergap* h_c , a um fator de forma, $(2p)/S^{1/2}$, que depende apenas da geometria; à área, à massa específica e ao peso.

Deve-se considerar agora os fatores que influenciam a potência e o fluxo volumétrico de ar. O primeiro fator é o *hovergap* h_c . Esse parâmetro deve ser determinado criteriosamente, uma vez que tanto a potência quanto o fluxo de ar são diretamente proporcionais a esse fator. Cabe lembrar que grande parte do custo de produção de um hovercraft está associada à potência. Além disso, as perdas de carga são proporcionais ao quadrado do fluxo de ar.

O segundo fator que deve ser considerado é o fator de forma $k_s = (2p)/S^{1/2}$. Esse fator será analisado mais adiante. O terceiro fator é a área. É importante observar como a potência de sustentação é inversamente proporcional à área e como um aumento de área pode ajudar a reduzir a potência necessária à sustentação do hovercraft.

O quarto fator é aquele ligado à massa específica. Deve-se observar que a operação em locais de maior altitude e de maior umidade do ar gera uma necessidade maior em termos de potência. O quinto e último fator é o peso. O peso influi em ambos os fatores: potência e fluxo de ar. É importante observar que o peso é um dos elementos de maior influência na potência.

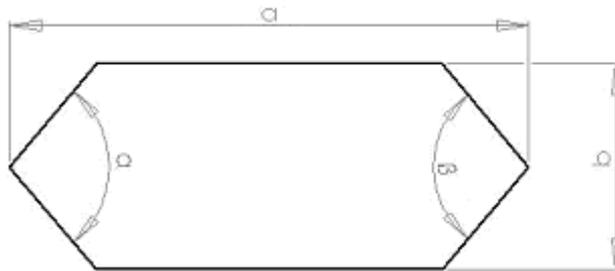


Figura 3 – Formato poligonal para o colchão de ar

3.2 Análise do fator de forma

O fator de forma foi definido anteriormente como $k_s = (2p)/S^{1/2}$. Ele corresponde a um fator adimensional relacionado apenas à geometria. Uma análise criteriosa desse fator permite uma redução significativa da potência de sustentação necessária. Ao analisar esse fator para um veículo com o formato apresentado na figura 3, considerando $\alpha = \beta$, obtêm-se a figura 4.

Nessa figura, é possível observar que a utilização de uma razão largura/comprimento maior, reduz a potência necessária para a sustentação, considerando-se uma mesma área de colchão. Além disso, percebe-se que há um ângulo ótimo em função da razão largura/comprimento. Para as proporções usuais dos aeroflutuantes, o ângulo de 100° apresenta-se como o mais indicado.

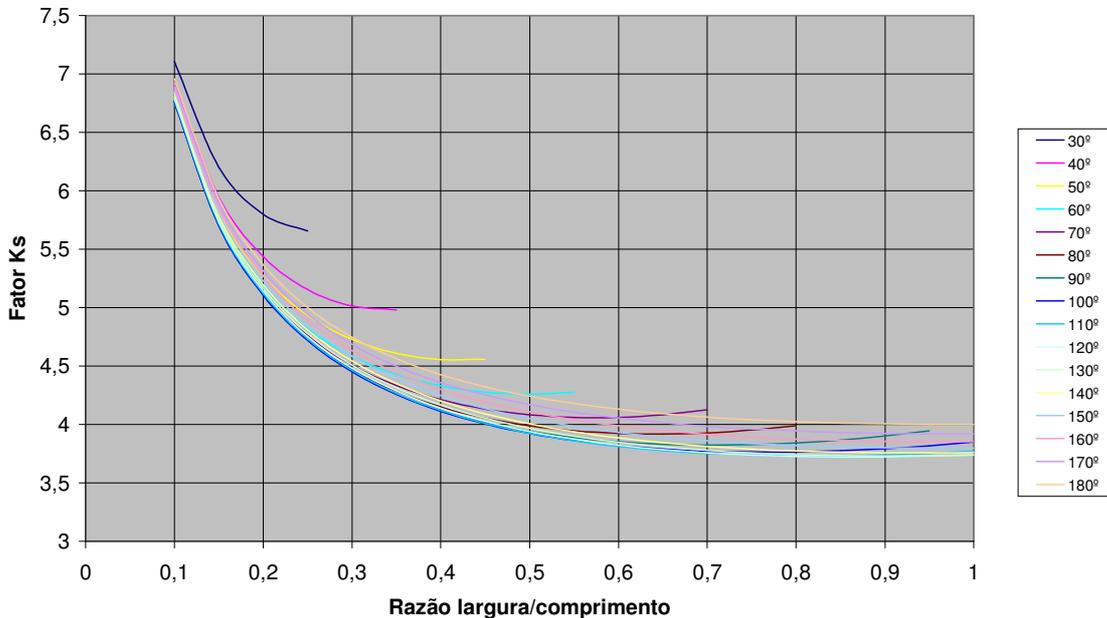


Figura 4 - Fator k_s em função da razão largura/comprimento

4. ARRASTO SOFRIDO POR UM AEROFLUTUANTE

O objetivo desse estudo é a determinação das forças que o sistema de propulsão deve proporcionar nas situações mais críticas. A primeira etapa desse estudo é a análise das situações mais críticas a que o veículo estará submetido. Em cada uma dessas situações, deve ser feito o cálculo da tração e da potência requeridas para que o veículo seja capaz de deslocar-se adequadamente. A partir desse cálculo é possível realizar processos de melhoria ou de otimização nas situações mais críticas a fim de reduzir a potência necessária para a propulsão.

As situações mais críticas que um hovercraft deve enfrentar são as seguintes:

- Arrasto de corcova: O arrasto que um aeroflutuante sofre não varia de modo linear ou quadrático com a velocidade (Cross, 1975). Ao invés disso, cresce até um determinado valor e, em seguida, reduz-se de modo considerável. Com o aumento da velocidade, o arrasto volta a crescer. Esse valor máximo que o arrasto atinge é denominado arrasto de corcova, devido ao formato da curva arrasto x velocidade. A velocidade em que o arrasto de corcova é máximo e o valor desse arrasto máximo são obtidos através de uma equação proposta por Crewe e Eggington (Amyot, 1989; Rodrigues e Wallach, 2002).

- Velocidade máxima: A velocidade máxima que o veículo deve atingir costuma ser um requisito importante de projeto. A fim de calcular a força necessária para que o veículo atinja e mantenha essa velocidade, deve-se somar todos os fatores que contribuem para o arrasto. Esses fatores são: arrasto de onda, arrasto de quantidade de movimento, arrasto de saia, arrasto de spray e arrasto aerodinâmico.

- **Terrenos:** A grande versatilidade dos hovercrafts está relacionada à sua capacidade de locomover-se em diferentes tipos de terreno. No entanto, alguns terrenos oferecem dificuldades consideráveis ao trânsito desses veículos. Um exemplo disso são os campos com grama alta. Esses locais podem oferecer uma resistência tão grande quanto 40% do peso do veículo. Desse modo, é indispensável que se considere com cautela os terrenos em que o aerofluante deverá operar. A resistência ao deslocamento em cada terreno pode ser calculada a partir de tabelas obtidas experimentalmente.

- **Rampa máxima:** A rampa que deve ser vencida pelo hovercraft deve ser uma questão considerada no projeto. A partir do valor escolhido, o veículo será capaz de atravessar locais mais ou menos íngremes. Por outro lado, a requisição de uma rampa maior ou menor implica uma exigência maior ou menor de potência. A resistência ao deslocamento oferecida pela rampa é calculada projetando-se o peso na direção longitudinal do veículo.

As equações para a realização dos cálculos foram obtidas no trabalho de Iniciação à Pesquisa. No entanto, por falta de espaço, não serão apresentadas aqui. Algumas dessas equações foram obtidas com base na análise dimensional e no ajuste de dados. Outras, são analisadas numericamente para se chegar no resultado desejado.

5. SISTEMA DE PROPULSÃO

Esse estudo tem como objetivo determinar os parâmetros que afetam o sistema de propulsão. Nele, serão analisados os mecanismos de propulsão por jato de ar e por hélice. Serão obtidos os coeficientes adimensionais que caracterizam o escoamento e serão realizadas análises de modelos simplificados.

5.1 Propulsão por jato de ar

Esse mecanismo de propulsão está apresentado na figura 5 (Adaptada de Cross, 1975). Nesse mecanismo, o ar entra lateralmente em um compressor e é ejetado em alta velocidade pela parte de trás do veículo.

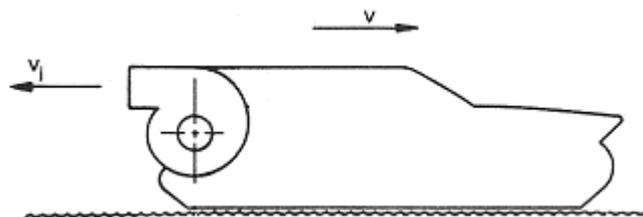


Figura 5 – Representação esquemática do sistema de propulsão por jato de ar

A tração T que esse sistema consegue gerar é igual a:

$$T = \rho Q (V_j - V) \quad (3)$$

onde ρ é a massa específica do ar, Q é o fluxo de ar que passa pelo compressor, V_j é a velocidade com que o ar sai do compressor e V é a velocidade do veículo.

A potência necessária para a propulsão é igual a:

$$\dot{W} = \frac{1}{2} \frac{\rho Q}{\eta_c} (V_j^2 - \epsilon V^2) \quad (4)$$

onde η_c é a eficiência do compressor e ε é o coeficiente de recuperação, que corresponde ao percentual da energia recuperada na entrada do compressor.

A eficiência desse sistema pode ser dada pela seguinte equação:

$$\eta_p = 2\eta_c \frac{\left(\frac{V_j}{V}\right) - 1}{\left(\frac{V_j}{V}\right)^2 - \varepsilon} \quad (5)$$

A figura 6 apresenta a eficiência do sistema para $\eta_c=0,85$ e diversos valores de ε .

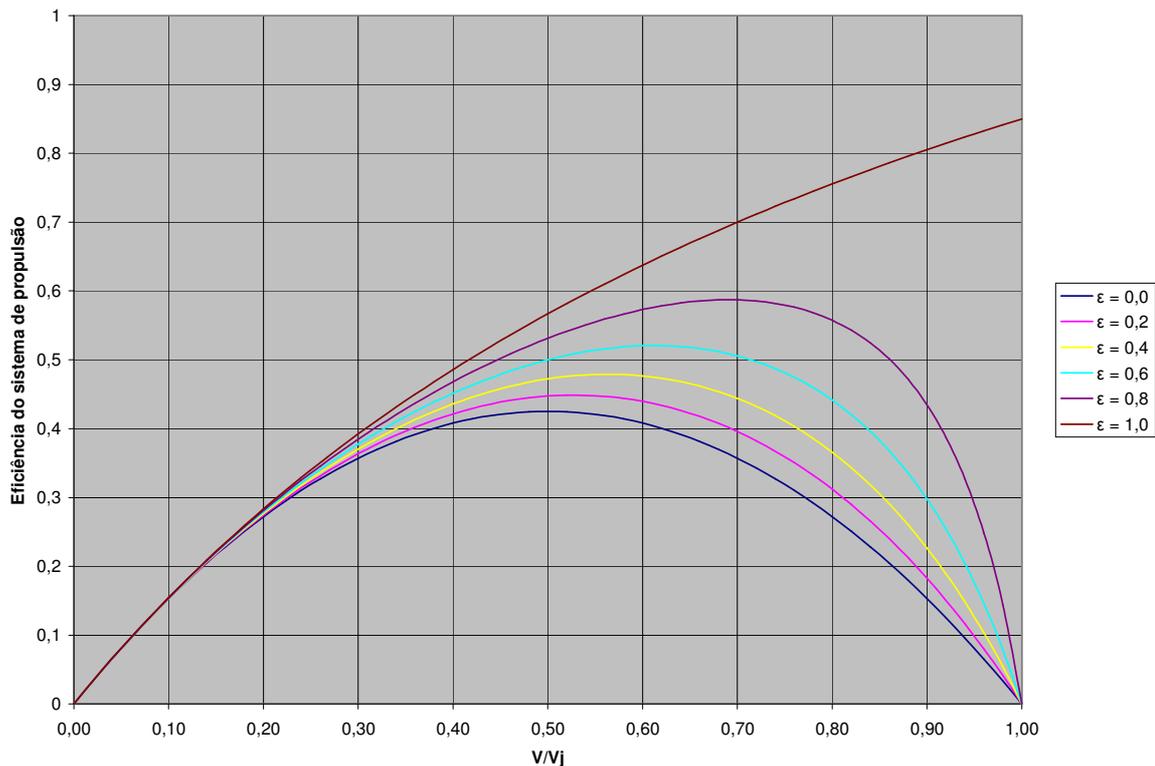


Figura 6 - Eficiência do sistema para $\eta_c=0,85$ e diversos valores de ε

Podemos observar, portanto, que a propulsão por jato de ar apresenta baixa eficiência. No entanto, esse mecanismo de propulsão apresenta certas vantagens, tais como o baixo nível de ruído e a maior segurança em relação à propulsão por hélice. Observando-se a figura, é possível perceber que, para $\varepsilon \neq 1,0$, a eficiência do sistema cresce, atinge um máximo e começa a diminuir. Além disso, o valor dessa eficiência é nulo nos extremos ($V_j/V=0,0$ e $V_j/V=1,0$). Finalmente, o ponto de maior eficiência varia com o coeficiente de recuperação e deve-se projetar o veículo para que ele trabalhe nesse ponto. No ponto em que $\varepsilon=1,0$, ocorre uma situação singular, uma vez que o zero coincide com o máximo da curva e a eficiência do sistema acaba tendo valor indefinido em $V_j/V=1,0$.

5.2 Propulsão por hélice

O meio de propulsão mais comum nos aeroflutuantes é a propulsão por hélice. A eficiência de uma hélice ideal η_h pode ser calculada como:

$$\eta_h = \frac{2}{1 + \left(\frac{V_s}{V}\right)} \quad (6)$$

onde V é a velocidade do veículo e V_s é a velocidade com que o ar sai da hélice. A eficiência das hélices ultrapassa 80% (Amyot, 1989). Pode observar-se, portanto, que a propulsão por hélice é muito mais eficiente que a propulsão por jato de ar.

Um cálculo mais preciso para a tração T e para a potência Pot de uma hélice pode ser feito a partir das seguintes expressões:

$$T = N \int_0^{\frac{D}{2}} \frac{1}{2} \rho (\omega r)^2 [c_l(\alpha) \cdot \cos \beta - c_d(\alpha) \cdot \sin \beta] c(r) dr \quad (7)$$

e

$$Pot = N \int_0^{\frac{D}{2}} \frac{1}{2} \rho (\omega r)^3 [c_l(\alpha) \cdot \sin \beta + c_d(\alpha) \cdot \cos \beta] c(r) dr \quad (8)$$

onde N é o número de hélices, ω é velocidade angular da hélice, r é o raio da hélice que está sendo considerado, c_l é o coeficiente de sustentação do perfil considerado, c_d é o coeficiente de arrasto do perfil, c é a corda da seção considerada, β é a inclinação do perfil em relação ao plano de rotação da hélice, α é o ângulo com que o perfil encontra o escoamento, D é o diâmetro da hélice e r é o raio de cada seção da hélice.

6. ESTUDO SOBRE O SISTEMA DE DIREÇÃO DO HOVERCRAFT

Esse estudo tem como objetivo estudar os sistemas de direção existentes em aeroflutuantes e eventualmente melhorá-los. Existem diversos mecanismos para efetuar o direcionamento de um hovercraft. Nesse estudo serão analisados os seguintes sistemas: lemes, reversores de fluxo, direcionamento das hélices, tração diferencial e saídas laterais de ar.

6.1 Lemes

Lemes são superfícies aerodinâmicas capazes de gerar forças laterais. Eles são colocados, na saída do fluxo de ar da hélice ou do jato de ar. Eles proporcionam a geração de um momento direcional, permitindo que o condutor aponte o veículo para onde desejar. Esse direcionamento do veículo possibilita o surgimento de forças laterais que permitem a realização de curvas.

O torque proporcionado pelos lemes pode ser calculado a partir da força exercida pelos perfis do leme e da distância do leme ao centro de massa. A força exercida pelos lemes pode ser calculada a partir dos coeficientes de sustentação e de arrasto. Considerando que o escoamento que sai da hélice é uniforme, pode-se estimar o momento que um leme é capaz de gerar. Esse momento é igual a:

$$M_l = -\frac{1}{2} \rho V_s^2 C_l(\alpha) S_l l_x + \frac{1}{2} \rho V_s^2 C_d(\alpha) S_l l_y \quad (9)$$

onde ρ é a massa específica do ar, V_s é a velocidade com que o ar sai da hélice, C_l é o coeficiente de sustentação do perfil, C_d é coeficiente de arrasto e S_l é a área do leme. Além disso, l_x é a posição longitudinal do centro de pressão do perfil em relação ao centro de massa, l_y é a posição lateral do centro de pressão do perfil em relação ao centro de massa e α é o ângulo que os lemes fazem com o eixo longitudinal do veículo.

6.2 Reversores de fluxo

Reversores de fluxo são superfícies em formato de concha, que direcionam parte do fluxo de ar que sai da hélice para o lado oposto. Esses mecanismos permitem a geração de um momento direcional, além de terem a capacidade de agir como freio. A força F_r gerada pelos reversores pode ser calculada a partir da seguinte equação:

$$F_r = \frac{\partial}{\partial t} \iiint_{VC} u \rho dV + \iint_{SC} u \rho \vec{V} \cdot d\vec{A} = V_s \rho V_s S_r - (-V_s \rho V_s S_r) = 2\rho V_s^2 S_r \quad (10)$$

onde ρ é a massa específica do ar, V_s é a velocidade com que o ar sai da hélice e S_r é a área do reversor. Nessa análise, foi suposto um regime permanente, de modo que o primeiro termo foi eliminado da equação. Além disso, supôs-se que o escoamento retorna com a mesma velocidade com que entrou no reversor. Finalmente, foi considerado que a área de saída do ar é igual à área de entrada – S_r .

O momento direcional gerado por um reversor pode ser calculado a partir da seguinte equação:

$$M_r = F_r l_y = 2\rho V_s^2 S_r l_y \quad (11)$$

onde l_y é a posição do centro de pressão do reversor em relação ao eixo y .

6.3 Direcionamento das hélices

O direcionamento das hélices é um dos mecanismos mais poderosos de controle. Ele permite a geração de forças laterais de considerável magnitude, além de poder originar momentos direcionais. As forças laterais permitem compensar ventos, além de permitir uma melhor realização de curvas.

Ocorre que a utilização de lemes para o controle obriga o condutor a manter o veículo inclinado em relação à sua trajetória. Ou seja, o veículo está apontando em uma direção, mas deslocando-se em outra. O direcionamento das hélices permite a realização de curvas em que o veículo é mantido na direção tangente à trajetória.

As forças laterais $F_{l,h}$ geradas por uma hélice podem ser calculadas como:

$$F_{l,h} = T \cos \theta \quad (12)$$

onde T é a tração gerada pela hélice e θ é o ângulo que a hélice faz com a direção do veículo.

O momento gerado por essa mesma hélice pode ser calculado como:

$$M_h = T l_y \cos \theta + T l_x \sin \theta \quad (13)$$

onde l_y é a distância lateral entre a hélice e o centro de massa, l_x é a distância longitudinal entre a hélice e o centro de massa e θ é o ângulo que a hélice faz com o eixo longitudinal do veículo.

6.4 Tração diferencial

Esse mecanismo é utilizado em alguns veículos que possuem duas ou mais hélices. Ele consiste na redução da potência de uma das hélices e eventualmente no aumento da potência de outra. O momento M_{td} gerado por esse sistema pode ser calculado como:

$$M_{td} = \Delta T \cdot d \quad (14)$$

onde ΔT é a diferença de tração entre as hélices e d é a distância entre essas hélices. Trata-se de um sistema com eficiência limitada e que costuma ser utilizado em conjunto com outros.

6.5 Saídas laterais de ar

Esse mecanismo de controle permite a utilização de forças laterais para controle do veículo. Essas forças laterais podem surgir a partir do levantamento da saia ou pela abertura de portas laterais, por onde sai ar comprimido. Esse sistema costuma ser utilizado apenas em baixas velocidades. As forças laterais originadas por esse sistema podem ser calculadas a partir da seguinte equação:

$$F_r = \frac{\partial}{\partial t} \iiint_{VC} u \rho \, dV + \iint_{SC} u \rho \vec{V} \cdot d\vec{A} = V_s \rho V_s S_r = \rho V_s^2 S_r \quad (15)$$

onde ρ é a massa específica do ar, V_s é a velocidade com que o ar sai e S_r é a área da porta pela qual o ar sai. Nessa análise, foi suposto um regime permanente, de modo que o primeiro termo foi eliminado da equação.

7. CONCLUSÃO

Os estudos realizados formam a base para o dimensionamento de veículos sobre colchão de ar. O primeiro estudo determinou a seqüência de ações que deve ser realizada a fim de projetar um veículo sobre colchão de ar. Seguindo essa seqüência de ações, utiliza-se o segundo estudo para configurar o sistema de sustentação e o terceiro estudo para determinar as situações críticas para o sistema de propulsão. Após, toma-se como base o quarto estudo para o dimensionamento do sistema de propulsão e o quinto estudo para a configuração do sistema de controle. Esses sistemas são, então, integrados na estrutura do veículo. Depois disso, continua-se com as outras etapas do projeto.

Esses estudos possibilitaram, portanto, o desenvolvimento de uma metodologia racional para o projeto de veículos sobre colchão de ar, algo até então inexistente na literatura consultada.

8. REFERÊNCIAS

- Amyot, J. R. "Hovercraft Technology, Economics and Application". 1st ed. Amsterdam: Elsevier, 1989. 768p il. ISBN 0-444-88152-2.
- Cross, I. e O'Flaherty, C. "Introduction to Hovercraft and Hoverports". 1st ed. Londres: Pitman Publishing, 1975. 160p il. ISBN 02-730-0316-X.
- Wong, J. Y. Theory of Ground Vehicles. 3rd ed. Nova York: John Wiley and Sons, 2001. 528p il. ISBN: 0-471-35461-9
- Rodrigues, G. S., Wallach, R. e Ferreira, S. S. "Projeto e Construção de um Aeroflutuante". 2002. 82p. Projeto de fim de Curso - Instituto Militar de Engenharia, Seção de Ensino de Engenharia Mecânica, 2002.
- Costa, B. R. B., Monteiro, M. C. e Santos, R. S. "Projeto Hovercraft – Implementação do sistema de direção e testes". 2003. 44p. Projeto de Iniciação à Pesquisa - Instituto Militar de Engenharia, Seção de Ensino de Engenharia Mecânica, 2003.
- Rochael, F., Silva, F. F. A. e Coelho, D. G. "Concepção teórica de um Hovercraft utilizando a ferramenta SolidWorks". 2003. 44p. Projeto de Iniciação à Pesquisa - Instituto Militar de Engenharia, Seção de Ensino de Engenharia Mecânica, 2003.
- Fitzgerald, C. e Wilson, R. "Light Hovercraft Design". 3rd ed. Foley: The Hoverclub of America Inc, 1995. 65p il. ASIN: B0006QB5FM
- Universal Hovercraft Inc. "Hovercraft Construction and Operation". Woodstock: Universal Hovercraft Inc, 2001.
- Roskan, J. "Airplane Design". Partes I a VIII. K Lawrence: DAR Coop., 1997. 2860p il. ISBN: 18-848-8542-X
- Raymer, D. P. "Aircraft Design: A Conceptual Approach". AAIA, 1999. 923p il. ISBN: 1-563-47281-3.