



SIMULAÇÃO DE VÔO DE AEROMODELO

Barbosa, T. J. O.

Universidade Federal de Pernambuco (UFPE), Departamento de Engenharia Mecânica, Av. Acadêmico Hélio Ramos s/n – CDU – CEP: 50.740-530 - Recife-PE.

Araújo, A. M.

Universidade Federal de Pernambuco (UFPE), Departamento de Engenharia Mecânica, Av. Acadêmico Hélio Ramos s/n – CDU – CEP: 50.740-530 - Recife-PE, ama@npd.ufpe.br

Brasil, A. M.

Universidade Federal de Pernambuco (UFPE), Departamento de Engenharia Mecânica, Av. Acadêmico Hélio Ramos s/n – CDU – CEP: 50.740-530 - Recife-PE, brasil@demec.ufpe.br

***Resumo:** Um programa computacional de simulação de vôo foi desenvolvido para auxiliar na construção e teste de um aeromodelo visando-se a participação na competição AERODESIGN realizada pela SAE Brasil. A primeira etapa do trabalho foi o desenvolvimento de um código computacional para estimativa dos valores associados à massa específica do ar para várias altitudes de vôo e condições de temperatura e pressão atmosférica ao nível do solo. Verificou-se que os valores obtidos para a densidade do ar nas altitudes de vôo previstas (até 100m) não variam significativamente em valor absoluto ($\approx 0,9\%$), podendo-se supor seu valor como uma constante. Partindo-se da carga total, grupo moto-propulsor padrão (estipulado pela SAE) e um perfil de asa, desenvolveu-se um procedimento de cálculo da dinâmica de vôo do aeromodelo. Calculou-se a velocidade para uma eficiência de propulsão máxima, obtendo-se uma força de propulsão estimada e em seguida mediu-se a força de propulsão com um dinamômetro. Na decolagem, o aeromodelo simulado, ganha velocidade até atingir a sustentação necessária para se manter em vôo. Situações de área de asa foram simuladas, obtendo-se o comprimento de pista, velocidade e tempo necessário para decolagem. Na simulação de manobra, supôs-se várias situações de velocidade e ângulo de inclinação, obtendo-se relações do raio de curva e sustentação ao longo da asa. Na simulação de aterrissagem, obteve-se ângulos de aproximação da pista, determinando-se melhores possibilidades de pouso.*

Keywords: Aeromodelo, simulação de vôo, dimensionamento de aeromodelo.

1. INTRODUÇÃO

Este trabalho teve como motivação o projeto de um aeromodelo visando a participação na prova Aerodesign 2001, realizada pela SAE Brasil. Após vários estudos e pesquisas sobre os possíveis desenhos do aeromodelo, definiu-se como forma final um avião de asa alta com perfil NACA 4415. O perfil NACA 4415 foi desenvolvido em 1920, adequado para grande sustentação a baixas velocidades. A configuração de asa alta fornece algumas vantagens em relação a aviões de asa baixa; menor efeito-solo, menores ângulos diedros, maiores relações de área de asa/envergadura e boa estabilidade ao avião devido a maior liberdade na posição do centro de gravidade que estará abaixo do centro de sustentação.

O Grupo de Mecânica dos Fluidos Ambiental do Departamento de Engenharia Mecânica da UFPE possui um pequeno túnel de vento de seção 185 x 100 mm, com capacidade para estudar o comportamento do perfil da asa, mas este túnel não tem dimensões adequadas para um estudo de modelo reduzido do aeromodelo. Assim, o aeromodelo faria sua primeira tentativa de vôo sem teste

em túnel de vento, correndo o risco de se perder meses de trabalho devido ao completo desconhecimento do comportamento do aeromodelo durante um voo real. Com isso, surgiu a idéia de se desenvolver um simulador do voo do aeromodelo, para que algumas propriedades fossem analisadas antes do primeiro teste em voo real. Infelizmente, o simulador numérico não ficou pronto antes dos testes iniciais, e o aeromodelo realizou seu primeiro voo sem o auxílio das simulações numéricas. Mesmo assim a participação na competição Aerodesign 2001 foi bastante satisfatória. O simulador continua a ser desenvolvido visando o projeto de um segundo aeromodelo a participar da competição Aerodesign 2002.

2. OBJETIVO

O objetivo geral deste trabalho foi simular o voo do aeromodelo na tentativa de suprir a falta de testes em túnel de vento. Com isso, pretendeu-se prever situações de decolagem, manobra e voo através da simulação numérica do aeromodelo.

Um estudo preliminar foi feito com o objetivo de se avaliar a influência da variação de massa específica do ar com a altitude no voo do aeromodelo. Mais adiante, no item 4, vai-se observar que a variação da massa específica do ar não varia suficientemente para exercer influência significativa no projeto da asa do aeromodelo.

Como objetivos específicos este trabalho pretendeu estabelecer algumas relações importantes para o aeromodelo:

- a influência da velocidade e área de asa nos procedimentos de decolagem;
- a velocidade máxima alcançada pelo aeromodelo função da asa, levando em conta a potência máxima debitada pelo motor e o balanço de forças de propulsão e aerodinâmica;
- velocidade máxima e força de sustentação função do ângulo de subida na decolagem;
- o raio da curva função da força de sustentação, levando em conta o balanço de forças e potência;
- velocidade e ângulo de aproximação função da força de sustentação durante a aterrissagem.

3. ESTUDOS PRÉVIOS E DESENVOLVIMENTO TEÓRICO-NUMÉRICO

Para implementação da modelagem numérica em computador, utilizou-se equações básicas da dinâmica, cinemática, mecânica dos fluidos e segunda lei de Newton determinando velocidades, acelerações e forças resultantes. Estudos experimentais foram realizados para avaliação da força de propulsão do motor do aeromodelo e estimativa da velocidade máxima a ser atingida pelo aeromodelo. O modelo computacional levou em conta as equações teóricas e as grandezas medidas experimentalmente com o objetivo de tornar os cálculos o mais próximo possível da realidade.

3.1. Perfil de asa

O perfil de asa adotado no projeto é o NACA 4415. Fez-se uma grande revisão bibliográfica sobre estudos numéricos e experimentais desse perfil de asa. Utilizou-se também o programa FoilSim (desenvolvido e disponibilizado pela NASA) para levantamento das curvas de *coeficiente de sustentação vs. ângulo de ataque* e *velocidade relativa vs. força de sustentação*. As curvas resultantes de tais estudos e utilizadas no modelo numérico serão mostradas mais à frente no item 4.

3.2. Estudos experimentais de apoio

Um estudo experimental foi realizado com o motor do aeromodelo Fig. (1). Com o auxílio de um tubo de Pitot-estático, três perfis de velocidade de escoamento foram levantados a jusante das hélices. Aplicou-se teoria de Rankine para se estimar a força de propulsão (Fox e McDonald, 1995)

e velocidade a ser atingida pelo aeromodelo para o caso ideal. Os resultados desse levantamento serão mostrados mais adiante no item 4.

Após essa primeira estimativa, foram feitas medições da força de propulsão do motor em rotação máxima de 11.000 RPM Fig. (2). Um dinamômetro foi usado para medir a força do motor e as forças de atrito envolvidas no banco de ensaio, obtendo uma força de propulsão de 35 N.

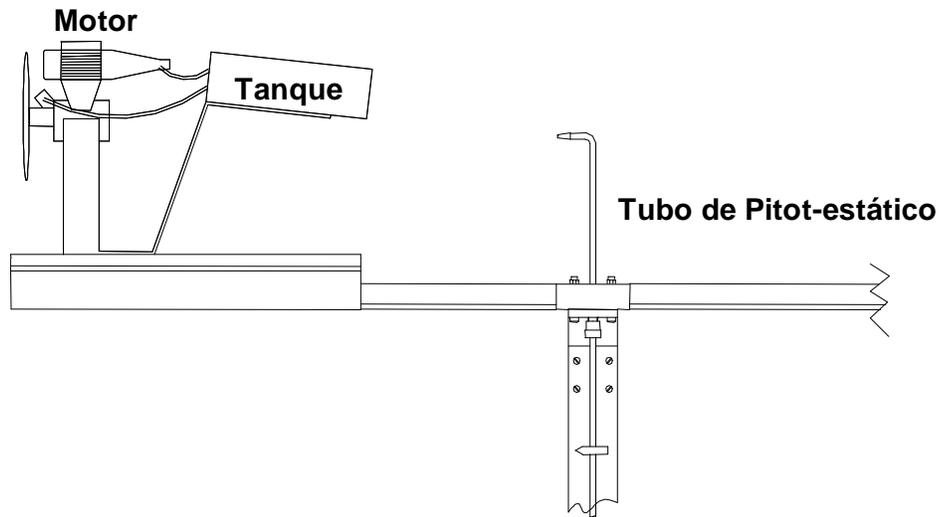


Figura 1. Bancada para medições experimentais do motor do aeromodelo com tubo de Pitot.

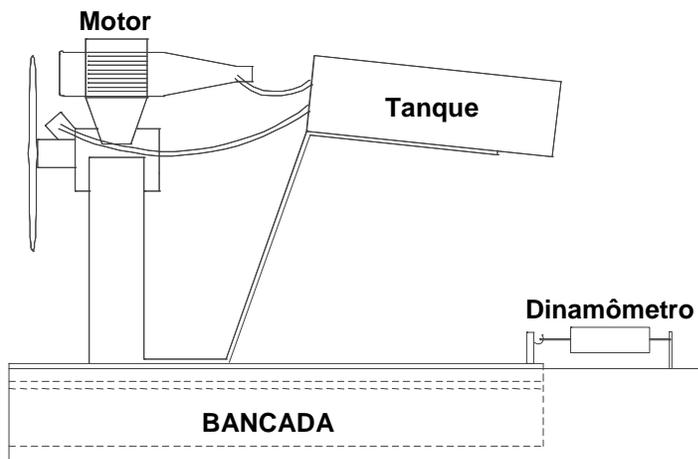


Figura 2. Utilização do dinamômetro para medição da força de propulsão do aeromodelo.

3.3. Decolagem

Na simulação de decolagem, o aeromodelo inicialmente está na cabeceira da pista com propulsão virtualmente nula. A propulsão aumenta seguindo uma função simples com o tempo e após um segundo permanece à propulsão máxima constante Fig. (3). A aplicação da segunda lei de Newton para as forças horizontais em $t-1$ Eq. (1) fornece a aceleração do aeromodelo em t , enquanto que o balanço de forças verticais é simplesmente a diferença entre a força de sustentação e o peso do aeromodelo.

$$F_p(t-1) - F_{aa}(t-1) - F_{ar}(t-1) = ma(t)$$

$$F_p(t-1) - \frac{1}{2}C_D\rho Av(t-1)^2 - c_r N(t-1) = ma(t) \quad (1)$$

$$\{N(t-1) = P - F_s(t-1)$$

Onde F_p é a força de propulsão; F_{aa} é a força de atrito aerodinâmico; F_{ar} é a força de atrito de rolamento; C_D é o coeficiente de atrito aerodinâmico; ρ é a massa específica do ar; A é a área frontal projetada do aeromodelo; V é a velocidade relativa; c_r é o coeficiente de atrito; N é a normal; m é a massa do aeromodelo; P é o peso do aeromodelo; F_s é a força de sustentação; a é a aceleração.

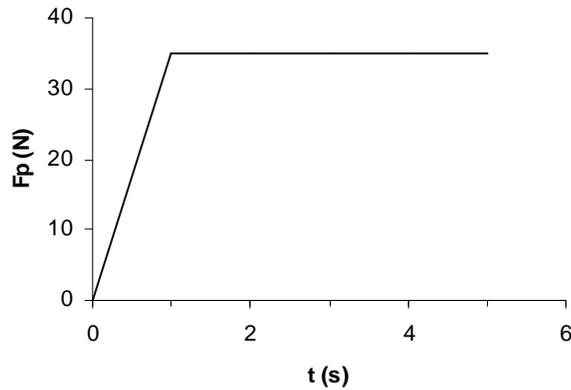


Figura 3. Curva de aceleração do aeromodelo.

Após a determinação da aceleração no tempo t , o programa calcula a velocidade também no tempo t através da Eq. (2):

$$v(t) = v(t-1) + a(t) \times \Delta t \quad (2)$$

De posse da velocidade em t , o programa calcula as forças de sustentação (F_s), atrito aerodinâmico (F_{aa}) e atrito de rolamento (F_{ar}), em t . Em seguida, o programa verifica se o motor tem potência suficiente para suportar a aceleração em t de acordo com a Eq. (3). Se a potência calculada exceder a potência máxima de propulsão (potência máxima do motor vezes o rendimento de propulsão), através das Equações (4) e (5), o programa calcula uma velocidade para a potência máxima de propulsão, a aceleração necessária para atingir essa nova velocidade, e recalcula as forças de atrito aerodinâmico e atrito de rolamento. Vale ressaltar que a força de atrito de rolamento só é calculada enquanto o aeromodelo estiver tocando o chão.

$$P(t) = (F_p(t) - F_{aa}(t) - F_{ar}(t)) \cdot v(t) \quad (3)$$

$$v(t) = \frac{\eta P_{max}}{F_p(t) - F_{aa}(t) - F_{ar}(t)} \quad (4)$$

$$a(t) = \frac{v(t) - v(t-1)}{\Delta t} \quad (5)$$

Onde η é o rendimento de propulsão e P_{max} é a potência máxima (1,8 HP) do motor especificada pelo fabricante. Um rendimento de propulsão de 0.4 foi calculado conhecendo $F_p = 35\text{N}$ (através do levantamento experimental citado no item 3.2), a velocidade máxima do aeromodelo v_{max}

$\approx 13,89\text{m/s}$ (desejada no projeto e estimada pelos levantamentos experimentais) e a força de atrito aerodinâmico baseada na velocidade máxima.

Quando as velocidades e acelerações são finalmente calculadas para cada t , o programa calcula o espaço percorrido pelo aeromodelo em t , através da Eq. (6). A distância total percorrida também é armazenada em uma variável.

$$L(t) = L(t-1) + \frac{1}{2}a(t) \cdot \Delta t^2 \quad (6)$$

A decolagem é alcançada quando, para uma certa velocidade, a força de sustentação se igualar ao peso do aeromodelo. A partir desse ponto a velocidade continua a subir junto com a força de sustentação, e o programa calcula então uma aceleração vertical e uma conseqüente velocidade vertical. Através da relação entre a velocidade vertical e horizontal, determina-se o ângulo de ascensão.

3.4. Manobra

Durante o procedimento de decolagem, o programa calcula e armazena a velocidade com que a força de sustentação se iguala ao peso. Essa velocidade será a velocidade de cruzeiro. O programa também calcula e armazena a velocidade máxima atingida pelo aeromodelo após a decolagem.

A manobra foi simulada supondo o procedimento mais simples possível de curva. Supôs-se o aeromodelo realizando uma curva de raio e velocidade tangencial constantes.

A Figura (4) mostra o balanço de forças na ocasião da curva. A componente vertical F_v deve ser igual ao peso P do aeromodelo para que a sustentação seja mantida durante a curva, e a componente horizontal é a força centrípeta f_c . A Equação (7), junto com a Fig. (4), demonstram que o ângulo de inclinação θ do aeromodelo é função apenas da velocidade tangencial v e do raio da curva r (sendo g constante).

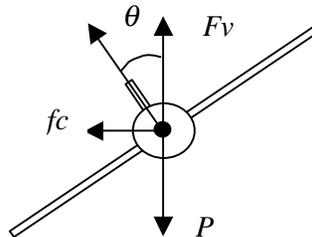


Figura 4. Representação das forças durante a curva.

$$\text{tg} \theta = \frac{f_c}{F_v} = \frac{ma_c}{P} = \frac{mv^2}{r} \cdot \frac{1}{mg} = \frac{v^2}{gr} \quad (7)$$

Onde, a_c é a aceleração centrípeta e m é a massa do aeromodelo.

Portanto, durante a curva, o aeromodelo precisa de uma inclinação correta para se manter em equilíbrio e não “deslizar” para cima, nem para baixo da curva. Dessa forma, o programa variou a velocidade tangencial determinando o raio de curva para cada ângulo de inclinação. Velocidades abaixo da velocidade de cruzeiro foram descartadas, estabelecendo raios mínimos para cada ângulo de inclinação. Os resultados, que serão mostrados mais adiante no item 4, incluem relações entre o *raio de curva vs. velocidade* para cada *ângulo de inclinação*, e *força de sustentação* ao longo da asa.

3.5. Aterrissagem

A simulação de aterrissagem foi ainda mais simples que a simulação da manobra. O aeromodelo à velocidade de cruzeiro inicia o procedimento de descida reduzindo a força de

propulsão a um valor nulo. O programa calcula, então, velocidades e acelerações horizontal e vertical a cada t , determinando também as distâncias percorridas na vertical e horizontal a cada t . Essa simulação prevê a distância que o aeromodelo deve iniciar o procedimento de descida. Durante a aterrissagem com a propulsão anulada, as forças atuantes são: na vertical, o peso, a força de sustentação e as forças de atrito aerodinâmico; na horizontal, as forças de atrito aerodinâmico. Portanto, fez-se uma avaliação (em função da área de asa) da *altitude vs. distância horizontal percorrida* e *velocidade horizontal vs. velocidade vertical*.

4. RESULTADOS E CONCLUSÕES

O programa de simulação foi desenvolvido em linguagem Visual Basic instalado em um PC PENTIUM III, 450MHz e 64MB RAM. O programa é com janelas e roda em ambiente Windows, facilitando a variação de propriedades e análise de diversas opções. Os cálculos de decolagem, manobra e aterrissagem são feitos em menos de 15 segundos.

4.1. Variação da massa específica do ar com a altitude

Um estudo prévio ao simulador foi desenvolvido para avaliar a influência da variação da massa específica do ar com a altitude. Tal estudo visou incluir essa variação no equacionamento do simulador, mas os resultados mostraram, para uma temperatura de 30° ao nível do mar, uma variação desprezível da massa específica (0,88%) até a altitude de 100m Fig. (5). Essa variação é ainda mais desprezível quando comparada a outras grandezas envolvidas no equacionamento.

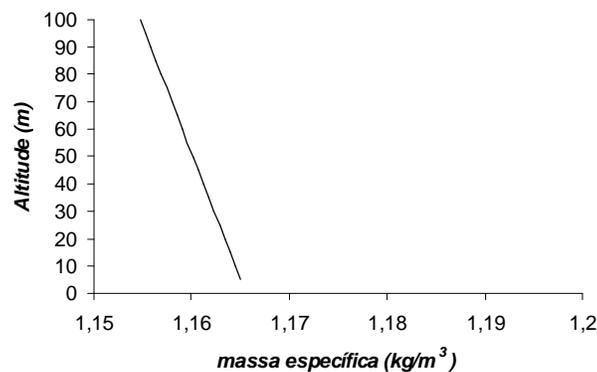


Figura 5. Variação da massa específica do ar com a altitude.

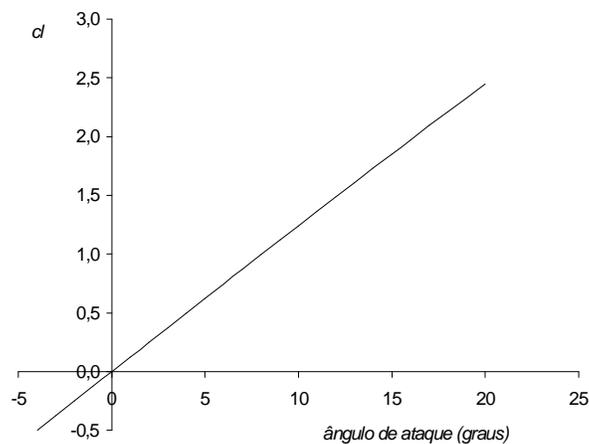


Figura 6. Gráfico da variação do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque.

4.2. Perfil de asa

Como citado no item 3.1, as propriedades do perfil de asa foram analisadas através do programa FoilSim, levantando curvas de *coeficiente de sustentação vs. ângulo de ataque* e *velocidade relativa vs. força de sustentação*. A Figura (6) mostra a variação do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque. Nota-se que não existe o ângulo de stall, pois o programa FoilSim não faz essa simulação.

Utilizou-se o mesmo programa FoilSim para analisar a relação entre a velocidade relativa e o coeficiente de sustentação. A Figura (7) mostra tal relação para um ângulo de ataque de 6° . Observa-se que para velocidades baixas o coeficiente de sustentação aumenta com a velocidade, convergindo para o valor de 0,82 quando as velocidades forem acima de 10m/s.

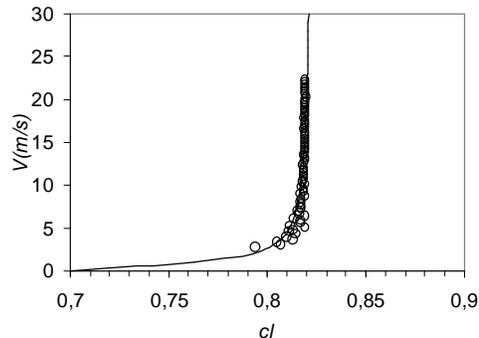


Figura 7. Gráfico da variação do coeficiente de sustentação com a velocidade relativa.

4.3. Levantamento experimental

O primeiro estudo experimental feito com o motor, baseou-se na aplicação da teoria de Rankine. Esse levantamento foi realizado conforme mostrado na Fig. (1). Os valores de velocidade resultantes das medições com o tubo de Pitot-estático são mostrados (símbolos) na Fig. (8) junto com uma função ajustada para determinar o perfil. A velocidade média baseada nesse perfil é $v \approx 10,88\text{m/s}$.

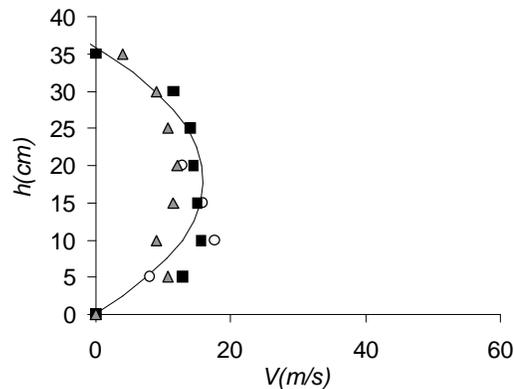


Figura 8. Perfil de velocidade medido a jusante das hélices, com tubo de Pitot-estático.

Baseado nessa velocidade média e calculando a vazão Q para uma área circular A de escoamento com diâmetro de 35cm, obteve para a força de propulsão F_p :

$$Q = vA = 1,047\text{m}^3 / \text{s}$$

$$F_p = \rho Q \bar{v} = 13,32\text{N}$$

O valor calculado através da teoria de Rankine mostra uma grande divergência do valor de $F_p = 35\text{N}$ medido pelo dinamômetro Fig. (2). Isso se deve à falta de rigor na realização da experiência, resultando em grande dissipação de energia e muito “entrainment” na camada limite. A utilização de anteparos para impedir o “entrainment” reduziria os erros.

4.4. Decolagem

Na simulação de decolagem, analisou-se a resultante das forças verticais, a velocidade e o ganho de altitude do aeromodelo Fig. (9). Observa-se na Fig. (9a) que a velocidade sempre aumenta com a distância até uma velocidade máxima $v_{max} \approx 18\text{m/s}$. A curva de velocidade virtualmente não varia com o aumento da área de asa, já que a velocidade é influenciada pelo peso do avião e conseqüentemente pela força de atrito de rolamento (a qual é muito pequena em relação às outras forças envolvidas). A Figura (9b) mostra a resultante das forças verticais adimensionalizadas pelo peso em função da distância, onde o sinal positivo indica a força atuando na mesma direção do peso. Conseqüentemente, quando a resultante é negativa, a força de sustentação passa a ser maior que o peso. Nota-se que um aeromodelo com 5kg de carga total e área de asa $A_0 = 0,56\text{m}^2$, precisa de $\approx 18\text{m}$ de pista para decolar. A distância de pista necessária para decolagem em função da área de asa, também pode ser obtida através da Fig. (9b). O gráfico da resultante das forças verticais adimensionalizadas pelo peso em função da velocidade do aeromodelo é apresentado na Fig. (9c). Tal gráfico mostra a influência da área de asa sobre a velocidade de decolagem, ponto onde as forças verticais se anulam (força de sustentação igual ao peso). As curvas apresentadas na Fig. (9d) mostram o ganho de altitude em função da distância percorrida. Tais funções demonstram que o aumento da área de asa resulta em maior ganho de altitude em função da distância.

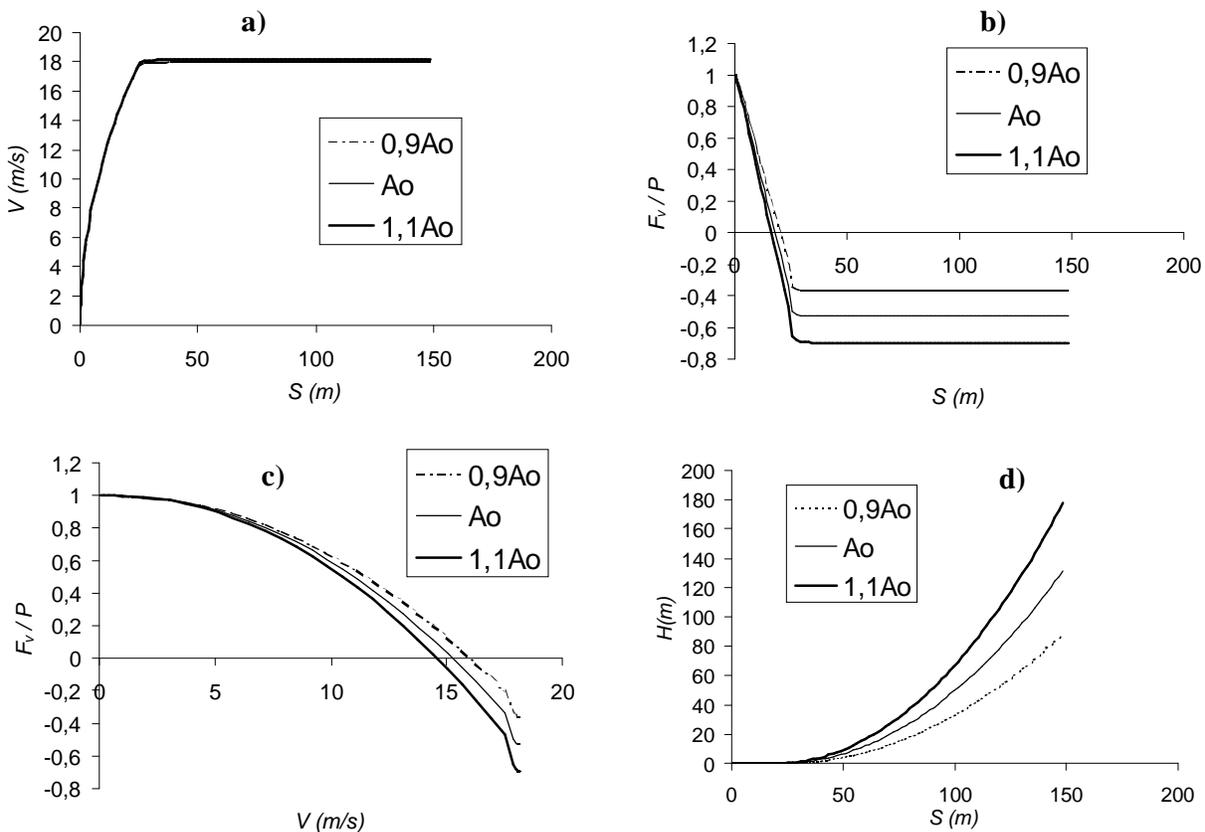


Figura 9. Forças verticais e velocidade ao longo da pista, função da área de asa.

4.5. Manobra

A manobra foi analisada da relação entre os raios de curva e velocidade relativa, função do ângulo de inclinação Fig. (10a). O raio de curva aumenta com a velocidade do aeromodelo e diminui com o aumento do ângulo de inclinação, conforme Fig. (10 a). A velocidade de cruzeiro calculada para o aeromodelo que participou da competição AERODESIGN 2001 (5 kg carga e 0,56m² de área de asa) é de ≈ 15 m/s. Isso significa que o raio mínimo da curva, para cada q , corresponde à velocidade de 15 m/s. A Figura (10b) mostra que, em procedimento de curva, a força de sustentação cresce ao longo da asa, devido às velocidades tangenciais aumentarem com o raio. Esse efeito é maior conforme o aumento do ângulo de inclinação. Isso faz com que, durante a curva, o piloto seja obrigado a compensar esse efeito com os ailerons.

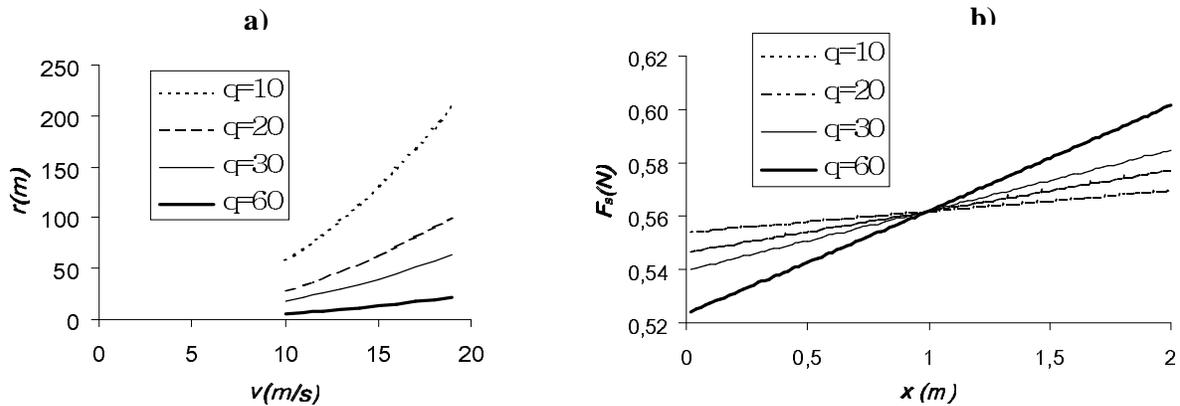


Figura 10. Raio da curva versus velocidade e força de sustentação ao longo da asa, função do ângulo de inclinação.

4.6. Aterrissagem

A análise da perda de altitude com a distância horizontal percorrida, em função da área de asa Fig. (11a), fornece a distância necessária para iniciar o procedimento de descida em função da altitude de vôo. Observa-se na Fig. (11a) que a distância necessária para iniciar o pouso (ponto onde a curva toca o eixo dos x), é influenciada principalmente pela altitude de vôo. Outro estudo interessante desenvolvido na aterrissagem, foi a relação entre velocidade vertical e horizontal. A Figura (11b) mostra que a velocidade vertical tem maior variação em comparação à velocidade horizontal. Isso explica o fato da área de asa exercer pouca influência sobre a perda de altitude Fig. (11a), pois no balanço das forças verticais a força de sustentação (que é função do quadrado da velocidade horizontal) reduz pouco em comparação ao peso do aeromodelo.

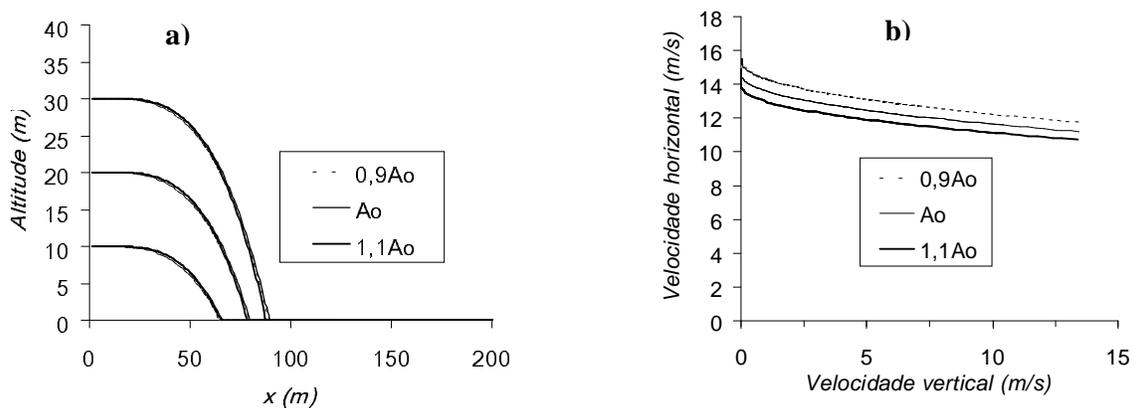


Figura 11. Perda de altitude e relação de velocidades, função da área de asa e altitude.

5. REFERÊNCIAS

- Denker, S. J., 1999, "See How It Flies", www.monmouth.com/~jsd/how/htm/title.html#mytoc
- Fox, R. W. Mc Donald, A. T., 1995, "Introdução à Mecânica dos Fluidos", 4ª. ed., Ed. Guanabara, Koogan S. A., Rio da Janeiro, Brasil.
- Kermode, A. C., 1987, "Mechanics of Flight", 9th Ed. Longman Group UK Limited, Londres, Inglaterra.

MODELPLANE FLIGHT SIMULATION

Barbosa, T. J. O

Universidade Federal de Pernambuco (UFPE), Departamento de Engenharia Mecânica, LDP – FLU & GMFA - Av. Acadêmico Hélio Ramos s/n – CDU - CEP: 50.740-530 - Recife-PE.

Araújo, A. M.

Universidade Federal de Pernambuco (UFPE), Departamento de Engenharia Mecânica, Av. Acadêmico Hélio Ramos s/n – CDU - CEP: 50.740-530 - Recife-PE, ama@npd.ufpe.br

Brasil, A. M.

Universidade Federal de Pernambuco (UFPE), Departamento de Engenharia Mecânica, Av. Acadêmico Hélio Ramos s/n – CDU - CEP: 50.740-530 - Recife-PE, brasil@demec.ufpe.br

***Abstract:** A flight simulation program was developed to help the design and construction of a modelplane for the SAE Brasil Aero Design 2001 competitio. The first part of the work was a numerical study of the air density variation with altitude in order to verify the influence of this variation on the modelplane design. The results of this preliminary analysis showed a very small density decrease with high, and therefore not influencing the model design. An airfoil was chosen considering the model load and engine (specified by SAE). Simple calculations were performed, using Newton's second law, fluid mechanics and force balance. Thrust was first estimated from Pitot-static measurements and then measured with dynamometer so numerical simulation would be as real as possible. During take-off simulation, the model speed increases until lift is equal to the weight. Different wing areas were analyzed computing take-off speed, time and maximum distances. The curve radii were studied considering the speed and bank angle. The landing analysis was done studying the descending angles and best situations for smooth landing.*

***Keywords:** Modelplane, flight simulation, modelplane design.*