

Relatório Parcial

Título do projeto de pesquisa: Simulação Computacional da Dinâmica de Paraquedas
Bolsista: Lucas Andrade e Silva
Orientador (a): Maurício Guimarães da Silva
Período a que se refere o relatório: Agosto de 2013 a julho de 2014

Resumo

Este trabalho visa desenvolver um estudo de viabilidade técnica referente ao uso de um sistema de recuperação baseado em paraquedas (PQD) para a estabilização de veículos espaciais e bélicos assim como determinar as principais características do sistema VEÍCULO + PQD em voo atmosférico subsônico. No presente trabalho, é apresentado o modelo matemático que representa a dinâmica do voo de um sistema de recuperação (carga com paraquedas) e resultados de sua implementação numérica.

1. Introdução

Nas últimas décadas, o Brasil teve significativa evolução no domínio de tecnologia de projeto, construção, testes e lançamento de veículos espaciais. Como exemplo, citam-se o Veículo Lançador de Satélites (VLS) e o Veículo de Sondagem VSB-30, qualificado internacionalmente, tendo como importante cliente a Agência Espacial Alemã (DLR - *Deutsches Zentrum für Luft*). O VSB-30 vem sendo utilizado, desde 2004, em lançamentos no Brasil e no exterior, possibilitando a realização de experimentos científicos em ambiente de microgravidade.

Apesar do sucesso no desenvolvimento e lançamento destes veículos, não existe no mercado interno, uma **tecnologia de recuperação dos experimentos embarcados** qualificada e certificada por órgãos de fomento. Atualmente o sistema de recuperação utilizado é adquirido a partir da empresa alemã DLR, o que encarece significativamente o custo do lançamento, uma vez que sua produção e posterior integração no veículo envolvem

processos complexos e consequente mão de obra especializada além de dependência tecnológica. Neste contexto, este projeto de pesquisa se insere nesta necessidade: estudo de sistemas de recuperação aplicados a recuperação de cargas úteis de experimentos aeroespaciais. Ressalta-se que este estudo pode ser aplicado tanto para fins civis como militares (recuperação de componentes de elevados custos de mísseis e recuperação de sistemas de aquisição de dados, entre outros).

1.1 Objetivos

- i. Desenvolver um modelo matemático que represente a recuperação de uma carga, em voo atmosférico subsônico, a partir de paraquedas;
- ii. Implementar e simular numericamente o voo do sistema de recuperação com 2(dois) graus de liberdade(2 DOF);
- iii. Levantar dados sobre diferentes configurações de sistemas de recuperação a partir de referências técnicas da área e simulações.

Neste relatório são apresentados os principais resultados obtidos no cumprimento do objetivo *iii*. É importante ressaltar que o código computacional desenvolvido deve apresentar uma estrutura modular que permita a simulação de diferentes tipos de paraquedas como também diferentes configurações aerodinâmicas de cargas úteis.

2. Material e métodos

Neste trabalho são utilizadas literaturas técnicas associadas à área de dinâmica do voo com dois graus de liberdade (2DOF) de veículos aeronáuticos, paraquedas e padrão atmosférico no desenvolvimento matemático das equações da dinâmica de voo de um sistema de recuperação com três eventos (queda livre, abertura de paraquedas e queda com paraquedas). É utilizado o software MATLAB® na implementação numérica das referidas equações e na visualização dos respectivos resultados.

3. Resultados

3.1 Formulação Matemática

Neste tópico são apresentadas as características do modelo matemático implementado no desenvolvimento deste trabalho. Com a finalidade de organizar esta apresentação, este tópico é dividido nos seguintes itens: Hipóteses aplicadas ao modelo matemático, formulação matemática da dinâmica do voo em um formato adimensionalizado e um detalhamento do modelo adotado para a abertura do sistema de recuperação baseado em 1(um) paraquedas.

3.1.1 Hipóteses

- i. Terra plana;
- ii. Aceleração gravitacional constante;
- iii. Dinâmica do voo com dois graus de liberdade (2DOF): Coordenada associadas aos deslocamentos horizontal (x) e vertical (z) ;
- iv. A carga é modelada como um corpo rígido;
- v. O coeficiente de arrasto do corpo é constante em toda a dinâmica do voo;
- vi. O coeficiente de sustentação do corpo é desprezado;
- vii. Despreza-se a flexibilidade do paraquedas e considera-se que o mesmo alinha-se instantaneamente com o escoamento;
- viii. O coeficiente de arrasto do paraquedas é constante em toda a dinâmica do voo;
- ix. Não é considerada a influência do vento na dinâmica do voo;
- x. A formulação matemática é denominada de “massa-ponto” pois representa o sistema carga+paraquedas como se fosse apenas um corpo.

É importante mencionar que as hipóteses (ii), (v) e (ix) podem ser facilmente excluídas em propostas futuras desde que o grupo de trabalho tem domínio tanto do respectivo modelo matemático com também dos detalhes da implementação numérica em um contexto 6DOF. Tendo em vista que o principal objetivo nesta fase de desenvolvimento do trabalho é testar diferentes modelos de paraquedas, tempos de abertura e tempos associados ao início dos eventos a serem verificados durante o voo, procurou-se focar no

desenvolvimento de um código computacional que permita a realização destas análises e que seja modular o suficiente para que seja possível a fácil inclusão dos modelos mencionados nas hipóteses (ii), (v) e (ix).

3.1.2 Modelo Matemático

O modelo matemático que descreve o sistema de recuperação baseado em paraquedas é deduzido a partir das leis de Newton. O modelo matemático do voo do sistema de recuperação, representado no plano cartesiano (x, z) , é dado pelas Equações (1) e (2). Estas equações foram apresentadas no primeiro relatório parcial desta pesquisa.

$$\ddot{x} = \frac{-F_x}{M}, \quad (1)$$

$$\ddot{z} = \frac{-Mg - F_z}{M}, \quad (2)$$

sendo M a massa da carga a ser recuperada somada à massa do paraquedas e g a aceleração da gravidade. As variáveis x e z representam o deslocamento horizontal e vertical do sistema de recuperação. As forças aerodinâmicas são modeladas conforme as Equações (3) e (4), quais sejam:

$$F_x = -M(S_{ref}C_d + S_{refpqd}C_{dpqd})\left(\frac{\rho V^2}{2}\right)\left(\frac{V_x}{V}\right), \quad (3)$$

$$F_z = -M(S_{ref}C_d + S_{refpqd}C_{dpqd})\left(\frac{\rho V^2}{2}\right)\left(\frac{V_z}{V}\right). \quad (4)$$

Neste modelo, S_{ref} é a área de referência. O subscrito pqd indica que a área de referência é baseada no diâmetro do paraquedas aberto. Caso este subscrito não venha a ser mencionado, este se refere ao maior diâmetro da carga útil. O parâmetro V é o módulo do vetor velocidade do sistema de recuperação, cujas componentes nas direções x e z são V_x e V_z , respectivamente. O modelo atmosférico adotado no presente desenvolvimento é o modelo padrão (Anderson, 2001). A partir deste é possível obter o valor da massa específica (ρ)

como função da altitude (z) em que se encontra o sistema. Estas equações podem ser adimensionalizadas com os parâmetros indicados na Tabela 1. As equações adimensionalizadas apresentam o mesmo formato que aquelas apresentadas nas Equações (1) e (2).

Tabela 1 – Parâmetros de Adimensionalização

VARIÁVEL	ADIMENSIONALIZAÇÃO
Comprimento	Diâmetro da carga útil: d
Massa	Massa da carga útil + Massa do PQD: M
Velocidade	Velocidade Crítica: V_{cr} $V_{cr} = \sqrt{\frac{2Mg}{\rho C_D S_{Ref}}}$ Neste caso S_{Ref} se refere à área do PQD, $C_D = C_D^{carga} + C_D^{PQD}$, e a massa específica é avaliada ao nível do mar.
Tempo	$\frac{d}{V_{cr}}$
Aceleração	$\frac{V_{cr}^2}{d}$
Força	$\frac{MV_{cr}^2}{d}$

Sendo V_{cr} a velocidade de equilíbrio de queda do sistema de recuperação. Nesta velocidade a força de arrasto associada ao paraquedas e carga útil é igual ao peso do sistema de recuperação.

O parâmetro de entrada do modelo matemático que o grupo de trabalho apresenta maior dificuldade em se estimar é o coeficiente de arrasto do paraquedas (C_d) nos diversos eventos do voo (carga+pqd em abertura, carga+pqd aberto). Nesta fase de desenvolvimento do trabalho, optou-se por simular apenas o voo de uma carga esbelta e paraquedas do tipo plano circular, tendo em vista a facilidade no processo de validação e obtenção dos coeficientes de

arrasto. O coeficiente de arrasto da carga útil pode ser estimada a partir do uso do *software* Missile DATCOM[®]. O *software* Missile DATCOM[®] é uma ferramenta computacional destinada a estimar características aerodinâmicas de estabilidade e controle de diversas configurações do tipo míssil/foguete (Blake, 1997).

O processo de abertura do paraquedas é extremamente rápido, entretanto, é de grande influência nos resultados obtidos na dinâmica do voo. Neste trabalho, adotou-se como modelo matemático para a estimativa do valor do coeficiente de arrasto do paraquedas aquele representado na Eq.(5), qual seja, Knacke (1991):

$$\left(\frac{C_d S}{C_d S_0}\right)_{pqd} = \left(\frac{t}{t_0}\right)^6, \quad (5)$$

sendo $C_d S$ uma função do tempo (t). O termo $C_d S_0$ está associado ao paraquedas completamente aberto e t_0 é o tempo de abertura. O tempo de abertura (t_0), também chamado tempo de enchimento (*filling time*), é estimado através da formulação apresentada na referência ESDU(2009). Segundo ESDU (2009), o tempo de abertura é função do diâmetro nominal do canopi (d_0), da velocidade do sistema no momento em que as linhas do paraquedas estão esticadas e do parâmetro empírico n , denominado de constante de enchimento. A Eq.(6) exibe a formulação adotada para o cálculo de d_0 e a Eq.(7) apresenta o modelo matemático utilizada para o cálculo de t_0 . Neste trabalho foi adotada como valor de V_s a velocidade do sistema no momento do início do evento de abertura desde que o modelo matemático é constituído de apenas um corpo (hipótese: x , item 3.1.1).

$$d_0 = \sqrt{\frac{8Mg}{\pi\rho C_D V_s^2}}, \quad (6)$$

$$t_0 = \frac{nd_0}{V_s}. \quad (7)$$

Tabela 2 – Valores do parâmetro n (Eq. 7), ESDU (2009)

Canopy Type	Constant n
	Unreefed opening (single stage deployment)
Solid flat circular	8
Extended skirt, 10%	10
Extended skirt, full	12
Cross	11.7
Ribbon	14
Ringslot	14
Ringsail	7
Guide surface, ribless	4-6

3.2 Implementação Numérica

As equações (1), (2), (3), (4), (5) e (7) foram integradas em um ambiente MATLAB® utilizando como *solver* o método Runge-Kutta de 4ª ordem. A função selecionada para integração foi a **ode45**. É importante mencionar que as condições iniciais adotadas devem ser adimensionalizadas segundo os parâmetros exibidos na Tabela 1.

3.3 Resultados Numéricos

O código computacional desenvolvido neste trabalho permite a simulação de inúmeros casos estudo. Neste item são apresentados apenas alguns dos resultados obtidos que demonstram a capacitação adquirida com esta bolsa PIBIC. A Tabela 2 exhibe a estratégia de análise que foi utilizada para validar o programa desenvolvido. Ressalta-se que a validação com base em dados experimentais não é apresentada no corpo deste relatório por se tratar de ensaios em voo cujos resultados são sigilosos (ensaios em voo com bombas de freio aerodinâmico-BFA). Não obstante, os resultados apresentados são bastante significativos do ponto de vista qualitativo e podem ser utilizados como referência na validação de outros códigos computacionais. A Tabela 3 exhibe as condições de referência utilizadas em todas as simulações numéricas. Nesta tabela também constam os coeficientes de arrastos associados à carga útil e ao paraquedas do sistema de recuperação.

Tabela 3 – Estratégia de Análise

CASO ESTUDO	CONDIÇÕES INICIAIS	RESULTADOS ESPERADOS	RESULTADOS
i) Queda livre (voo vertical)	Tabela 5	Velocidade final (V_{cr}) obtida analiticamente	Figura 1
ii) Análise comparativa de lançamentos oblíquos (sem paraquedas)	Tabela 6	Avaliar qualitativamente: Alcance, Altitude máxima e Velocidade terminal	Figura 2
iii) Análise comparativa de lançamentos oblíquos (com paraquedas)	Tabela 7	Avaliar qualitativamente: Alcance, Altitude máxima e Velocidade terminal	Figura 3

Tabela 4 – Condições de referência e coeficientes de arrasto

PARÂMETRO	VALOR	UNIDADE
S_{ref} da carga útil	0,72	m^2
S_{ref} do paraquedas ($d = 4,5135$ m)	16	m^2
C_d da carga útil	0,50	-
C_d do paraquedas	0,70	-

3.3.1 Queda Livre – Voo Vertical

Este caso estudo tem como principal objetivo validar o cálculo da velocidade crítica e investigar a precisão dos resultados no que diz respeito ao deslocamento horizontal. Desde que se trata de uma queda livre é esperado que os deslocamentos horizontais sejam zero (ou zero de máquina). A Tabela 5 exibe as condições iniciais e a Figura 1 exibe os resultados obtidos através do código computacional desenvolvido. Pode-se observar que os resultados esperados foram obtidos tanto no que diz respeito à velocidade crítica (identificada na simulação adimensional: $V = 1$ na condição terminal do voo) e nos valores associados ao deslocamento horizontal (da ordem de 10^{-15} , ou seja, zero de máquina).

Tabela 5 – Condições de simulação: Queda livre

PARÂMETRO	VALOR	UNIDADE
Altitude	800	m
Velocidade inicial	100	m/s
Ângulo de lançamento	- 90 Lançamento vertical	graus
Massa da carga útil	70	kg

3.3.2 Lançamento Oblíquo – Sem PQD

As equações associadas à dinâmica do voo são não lineares tendo em vista que a força de arrasto é função do quadrado da velocidade do corpo. Neste contexto, é necessário implementar a solução numérica a fim de se obter resultados de trajetória, mesmo quando aplicada a lançamentos oblíquos. Ainda assim, os resultados obtidos quando do lançamento de corpos sob diferentes condições angulares iniciais podem ser facilmente analisados. Para o exemplo em questão, a Tabela 6 indica as condições iniciais e a Figura 2 exibe os resultados numéricos. De fato, o único parâmetro em análise é o ângulo de lançamento, para o qual foram adotados os valores 30° , 45° e 60° . É interessante observar que os maiores deslocamentos horizontais e os maiores altitudes foram obtidas pelos resultados esperados:

ângulo de lançamento igual a 30° e 60° respectivamente. Conforme esperado a velocidade terminal foi atingida em todos os lançamentos.

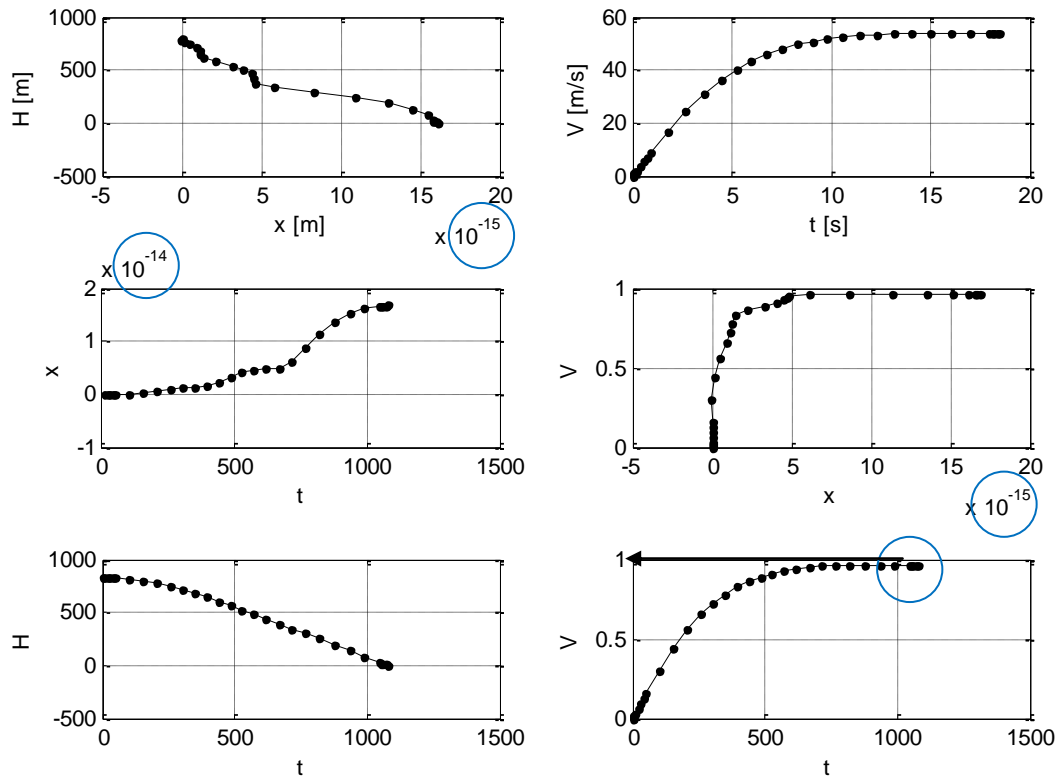


Figura 1 – Caso Estudo: Queda livre

Tabela 6 – Condições de simulação: Lançamento oblíquo sem PQD

PARÂMETRO	VALOR	UNIDADE
Altitude	800	m
Velocidade inicial	100	m/s
Ângulos de lançamento	30, 45, 60	graus
Massa da carga útil	70	kg

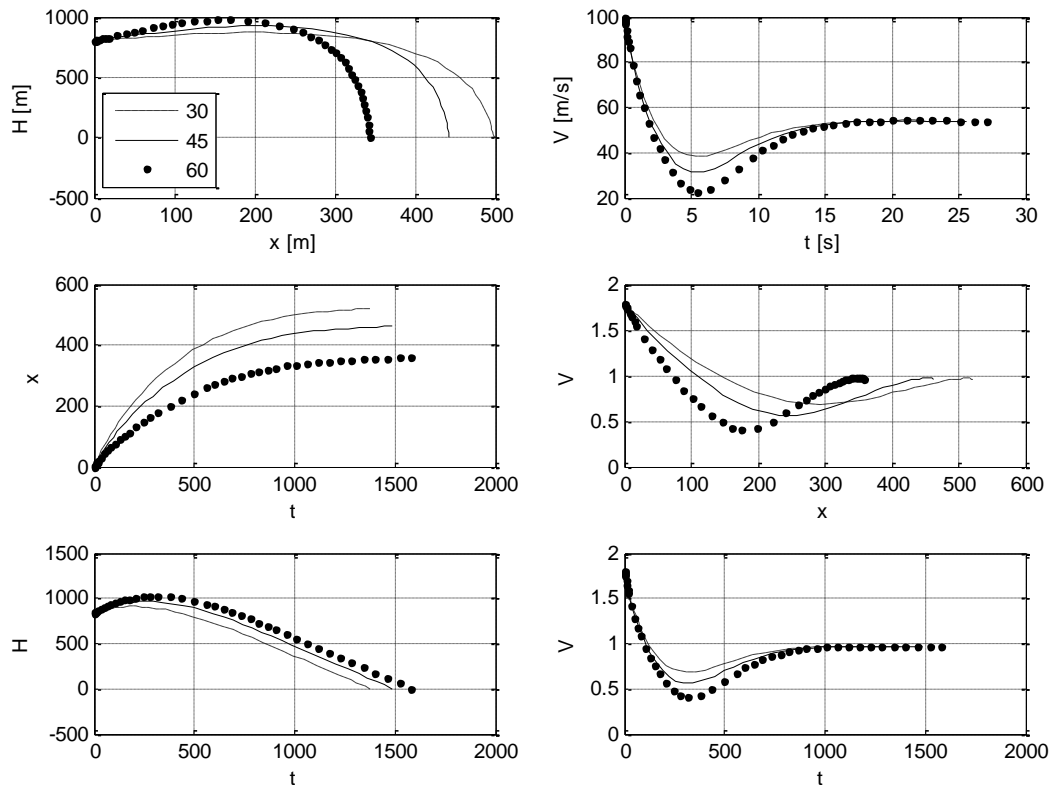


Figura 2 – Caso Estudo: Lançamento oblíquo (sem PQD): $\alpha= 30^\circ, 45^\circ$ e 60°

3.3.3 Lançamento Oblíquo – Com PQD

O lançamento oblíquo com paraquedas é o caso estudo objetivo deste trabalho. Nesta simulação são considerados dois eventos, quais sejam: queda livre e voo com paraquedas aberto. Note que não é levado em consideração o procedimento de abertura. Trata-se de um caso interessante, pois testa a robustez do método numérico tendo em vista a “singularidade” envolvida na mudança de eventos durante a dinâmica do voo. A Tabela 7 exibe as condições iniciais de lançamento e a Figura 3 exibe os resultados numéricos. O procedimento numérico captura exatamente o instante da mudança de eventos (15 s, gráfico V [m/s] x t [s]). Em todos os lançamentos é atingida a velocidade de equilíbrio (V adimensional igual a 1, gráfico V x t). O tempo de voo do corpo para lançamentos a 30° é o menor das três condições simuladas. Conforme esperado, o tempo de voo do corpo é menor quando comparado com lançamentos sem paraquedas.

Tabela 7 – Caso Estudo: Lançamento oblíquo com PQD

PARÂMETRO	VALOR	UNIDADE
Altitude	800	m
Velocidade inicial	100	m/s
Ângulos de lançamento	30, 45, 60	graus
Massa da carga útil	70	kg
Massa do paraquedas	6	kg
Tempo de queda livre	15	s
Tempo de abertura do paraquedas	0	s

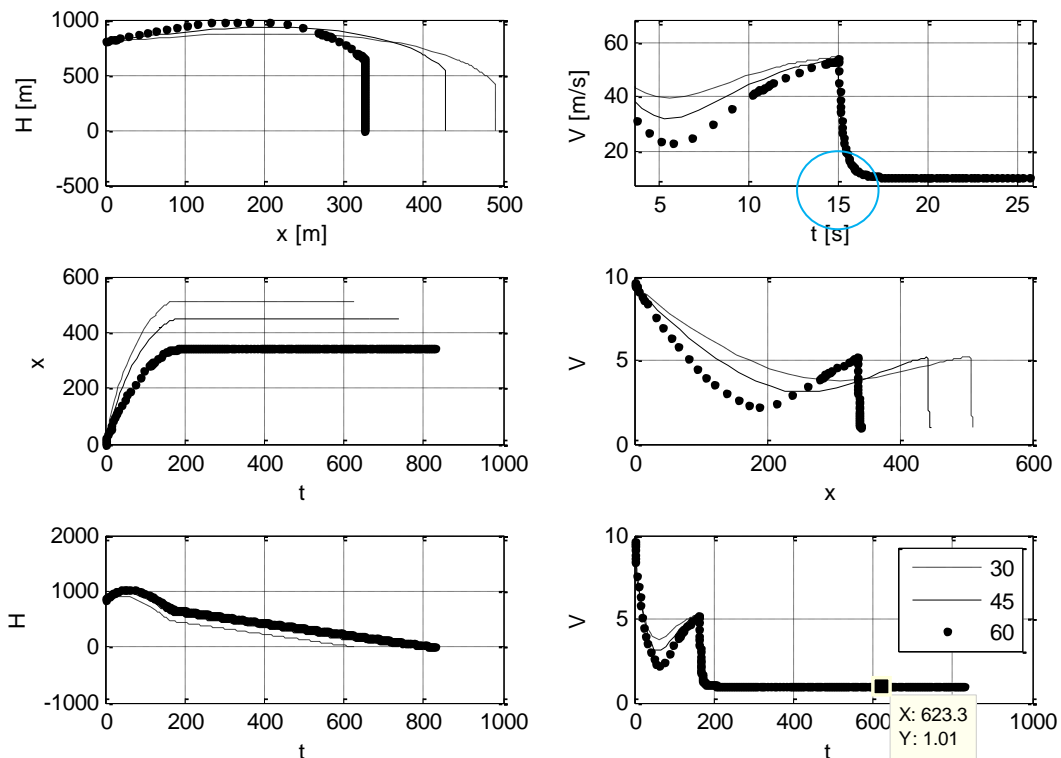


Figura 3 – Caso Estudo: Lançamento oblíquo (com PQD)

4. Conclusões

Este trabalho trata do desenvolvimento do modelo matemático e implementação numérica da dinâmica do voo de um sistema de recuperação baseado em paraquedas. O modelo matemático da dinâmica do voo é 2DOF nas coordenadas espaciais x (deslocamento horizontal) e z (deslocamento vertical). Todas as hipóteses associadas ao modelo desenvolvido estão dispostas no item 3.1.1 do presente relatório. Os resultados de todas as simulações apresentadas neste trabalho estão consistentes com o esperado pelo grupo de trabalho da Divisão de Sistemas de Defesa (ASD) do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE). O processo de validação completo não está disponível no relatório, pois envolve o uso de dados reais de voo, os quais não são de propriedade intelectual do aluno e do orientador. Entretanto, todos os resultados obtidos pelos gráficos são coerentes com os apresentados nas literaturas usadas como referência. Entre as principais dificuldades encontradas para a finalização deste trabalho bem como sugestões para trabalhos futuros, destacam-se:

- A escolha da variável de adimensionalização foi extremamente importante tanto para o uso de um modelo matemático que apresenta o mesmo formato do modelo matemático não adimensionalizado como também para que os resultados numéricos já fornecessem dados de projeto (tais como a velocidade crítica) na avaliação direta dos resultados gráficos.
- O uso do *solver* ODE45 disponível no *software* MATLAB® requer o uso da opção **reltol** no tratamento de passo no tempo variável. A simulação dinâmica não convergiu em casos onde os eventos apresentavam grandes variações em coeficiente de arrasto;
- O modelo matemático atual não permite a análise de estabilidade do conjunto carga útil + paraquedas. O presente autor sugere o uso de uma formulação com no mínimo 3DOF (coordenadas espaciais x e z , e ângulo de arfagem) para uma futura investigação da estabilidade dinâmica do sistema de recuperação;
- O modelo matemático foi implementado no formato adimensional. O principal objetivo nesta tarefa foi disponibilizar um código que permita ser utilizado no procedimento de otimização dos tempos associados a cada evento definido para a dinâmica do voo, importante contribuição para o desenvolvimento futuro deste trabalho.



Referências

- ANDERSON, J.D. **Fundamentals of Aerodynamics**. 3. ed. New York: McGraw-Hill, 2001.
- BLAKE, W. B. **Missile Datcom – User’s Manual**. Ohio: Wright-Patterson AFB, 1998 (AFRL-VA-WP-TR-1998-3009).
- CAVCAR, M. **International Standard Atmosphere (ISA)**, Eskisehir: Anadolu University, [2009]. Disponível em: <<http://home.anadolu.edu.tr/~mcavcar/common/ISAweb.pdf>>. Acesso em: 20 fev 2014.
- ESDU 09012, **Aerodynamics of Parachutes**, issued August 2009.
- KNACKE, M.T. **Parachute Recovery Systems Design Manual**. 1. ed. Santa Barbara, CA: Para Publishing, 1992 (NWC TP 6575).
- LUDTKE, W.P. **A Technique for the Calculation of the Opening-Shock Forces for Several Types of Solid Cloth Parachutes**. Naval Ordnance Laboratory, 1972 (NOLTR 72-146).