



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21b/2015/06.29.18.20-TDI

ANÁLISE DA DINÂMICA DE SEPARAÇÃO DO PRIMEIRO ESTÁGIO DO VLM-1

Carlos Henrique Melo Souza

Dissertação de Mestrado do Curso
de Pós-Graduação em Engenharia
e Tecnologia Espaciais/Mecânica
Espacial e Controle, orientada pelo
Dr. Élcio Jeronimo de Oliveira,
aprovada em 13 de julho de 2015.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3JPCB7E>>

INPE
São José dos Campos
2015

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/6921

Fax: (012) 3208-6919

E-mail: pubtc@sid.inpe.br

**COMISSÃO DO CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO
DA PRODUÇÃO INTELECTUAL DO INPE (DE/DIR-544):****Presidente:**

Marciana Leite Ribeiro - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Membros:

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação Observação da Terra (OBT)

Dr. Amauri Silva Montes - Coordenação Engenharia e Tecnologia Espaciais (ETE)

Dr. André de Castro Milone - Coordenação Ciências Espaciais e Atmosféricas
(CEA)

Dr. Joaquim José Barroso de Castro - Centro de Tecnologias Espaciais (CTE)

Dr. Manoel Alonso Gan - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos
(CPT)

Dr^a Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação

Dr. Plínio Carlos Alvalá - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (CST)

BIBLIOTECA DIGITAL:

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação de Observação da Terra (OBT)

Clayton Martins Pereira - Serviço de Informação e Documentação (SID)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Simone Angélica Del Ducca Barbedo - Serviço de Informação e Documentação
(SID)

Yolanda Ribeiro da Silva Souza - Serviço de Informação e Documentação (SID)

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Marcelo de Castro Pazos - Serviço de Informação e Documentação (SID)

André Luis Dias Fernandes - Serviço de Informação e Documentação (SID)



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21b/2015/06.29.18.20-TDI

ANÁLISE DA DINÂMICA DE SEPARAÇÃO DO PRIMEIRO ESTÁGIO DO VLM-1

Carlos Henrique Melo Souza

Dissertação de Mestrado do Curso
de Pós-Graduação em Engenharia
e Tecnologia Espaciais/Mecânica
Espacial e Controle, orientada pelo
Dr. Élcio Jeronimo de Oliveira,
aprovada em 13 de julho de 2015.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3JPCB7E>>

INPE
São José dos Campos
2015

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Souza, Carlos Henrique Melo.
So89a Análise da dinâmica de separação do primeiro estágio do VLM-1 / Carlos Henrique Melo Souza. – São José dos Campos : INPE, 2015.
 xxviii + 70 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21b/2015/06.29.18.20-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2015.

Orientador : Dr. Élcio Jeronimo de Oliveira.

1. Dinâmica de separação. 2. Veículo lançador. 3. Colisão.
4. Separação a quente. 5. Separação de estágio. I.Título.

CDU 629.764:629.7.015



Esta obra foi licenciada sob uma [Licença Creative Commons Atribuição-NãoComercial 3.0 Não Adaptada](#).

This work is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 3.0 Unported License](#).

Aprovado (a) pela Banca Examinadora
em cumprimento ao requisito exigido para
obtenção do Título de **Mestre** em
**Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica
Espacial e Controle**

Dr. Valdemir Carrara



Presidente / INPE / SJC Campos - SP

Dr. Elcio Jeronimo de Oliveira



Orientador(a) / IAE/DCTA / São José dos Campos - SP

Dr. Ijar Milagre da Fonseca



Membro da Banca / ITA/DCTA / SJC Campos - SP

Dr. Sandro da Silva Fernandes



Convidado(a) / ITA / São José dos Campos - SP

Este trabalho foi aprovado por:

☐ maioria simples

☐ unanimidade

Título: "ANÁLISE DA DINÂMICA DE SEPARAÇÃO DO PRIMEIRO ESTÁGIO DO VLM-1"

Aluno (a): **Carlos Henrique Melo Souza**

São José dos Campos, 13 de julho de 2015

“I have always believed in numbers. In the equations and logics that lead to reason; but after a lifetime of such pursuits I ask, what truly is logic? Who decides reason? My quest has taken me through the physical, the metaphysical, the delusional and back, and I have made the most important discovery of my career... the most important discovery of my life. It is only in the mysterious equations of love that any logical reasons can be found”.

DISCURSO DE JOHN NASH AO RECEBER O PRÊMIO NOBEL
em “A Beautiful Mind”, 2001

A meus pais Angelo e Amalia

AGRADECIMENTOS

Agradeço a meus pais Amalia e Angelo por tudo o que já fizeram por mim. Sem o cuidado e a educação que eles me proporcionaram, certamente não teria chagado até aqui.

Ao meu orientador Dr. Élcio Jeronimo de Oliveira por me orientar e me apoiar na realização deste mestrado.

Aos membros da Seção de Dinâmica de Voo do Instituto de Aeronáutica e Espaço. Devo muito a eles.

Aos meus professores e colegas no Curso de Engenharia e Tecnologia Espaciais do INPE. Com eles, pude contemplar um pouco mais dos grandes desafios que a Engenharia Aeroespacial guarda.

Aos demais que direta ou indiretamente contribuíram para a realização deste trabalho.

RESUMO

Este trabalho visa analisar a dinâmica de separação do primeiro estágio do VLM-1 em uma missão de satelização. Primeiramente, são detalhadas as características do processo de separação. Com isso, é possível levantar os tipos de perturbações aos quais o veículo está submetido. A partir disso, é desenvolvido um modelo do processo de separação. Esse modelo é implementado em um código de simulação de separação que é utilizado na obtenção de resultados sobre os deslocamentos e as rotações entre o veículo e o estágio alijado. Com esses resultados, pode-se verificar a possibilidade de ocorrência de colisão entre as partes separadas.

Palavras-chave: Dinâmica de separação. Veículo lançador. Colisão. Separação a quente. Separação de estágio.

ANALYSIS OF THE VLM-1 FIRST STAGE SEPARATION DYNAMICS

ABSTRACT

This work aims to analyze the dynamics of separation from the first stage of VLM-1 on a satellitization mission. Firstly, the detailed characteristics of the separation process. This enables to determine the types of disturbances to which the vehicle is subjected. From this, a model of the separation process is developed. This model is implemented in a separation simulation code that is used to obtain results on the displacements and rotations between the vehicle and jettisoned stage. With these results, the possibility of occurrence of collision between the separate parts can be verified.

Keywords: Separation dynamics. Launch vehicle. Collision. Hot separation. Stage separation.

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
1.1 Veículo Lançador de Satélites - VLM-1.	1
1.2 Estágios do VLM-1.	2
1.3 Representação da trajetória do VLM-1 na missão de satelização em análise.	4
1.4 Fluxograma do acoplamento entre o código de CFD e o código de dinâmica de voo.	8
2.1 Diagrama de vetores utilizados na determinação do ponto de aplicação da força de jato.	16
3.1 Sistemas de referência I e T e os ângulos de latitude inicial, longitude inicial e azimute de lançamento.	21
3.2 Sistema de referência G e os ângulos de latitude e longitude inercial.	23
3.3 Sistemas de referência C , M e S e ângulos de Euler referentes à atitude dos corpos.	24
3.4 Ângulos de deflexão da tubeira.	30
3.5 Forças e momentos aerodinâmicos em relação ao sistema do veículo.	33
4.1 Jato sobre o domo do 1º estágio durante a separação.	37
4.2 Inter-estágio do VLM-1.	39
4.3 Diagrama de vetores utilizados na determinação do ponto de aplicação da força de jato.	41
5.1 CSVLM em Simulink: primeiro nível.	46
5.2 Visualização dos diversos sistemas de referência utilizados	47
5.3 Comparação entre ASTOS® e CSVLM: Altitude.	49
5.4 Comparação entre ASTOS® e CSVLM: Velocidade relativa.	50
5.5 Comparação entre ASTOS® e CSVLM: Ângulo de arfagem.	50
5.6 Comparação entre ASTOS® e CSVLM: Erro relativo em altitude.	51
5.7 Comparação entre ASTOS® e CSVLM: Erro relativo em velocidade.	52
6.1 Movimento relativo durante o processo de separação.	53
6.2 Deslocamento em X_L versus tempo.	54
6.3 Variação da velocidade relativa.	54
6.4 Comparação entre a força de empuxo e a força de jato.	55
6.5 Variação de diversos ângulos em função do tempo.	56
6.6 Evolução do processo de separação.	57
6.7 Comparação de resultados.	59

A.1	Trecho do CSVLM em Simulink: Dinâmica translacional.	67
A.2	Trecho do CSVLM em Simulink: Dinâmica do corpo rígido M.	68
A.3	Trecho do CSVLM em Simulink: Equações do Movimento.	69
A.4	Trecho do CSVLM em Simulink: Forças e momentos gerados na separação.	70

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
1.1 Coletânea de missões envolvendo microsatélites	3
1.2 Valores associados a eventos da trajetória nominal do VLM-1.	4
3.1 Coeficientes aerodinâmicos e suas definições.	35
6.1 Comparação entre condições iniciais.	60

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

VLM-1	– Veículo Lançador de Microsatélites - 1
IAE	– Instituto de Aeronáutica e Espaço
INPE	– Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
DLR	– <i>Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt</i> (Agência Espacial Alemã)
TVA	– <i>Thrust Vector Action</i> (Ação por empuxo vetorado)
SACI-2	– Satélite Científico - 2
CFD	– <i>Computational Fluid Dynamics</i> (Dinâmica dos Fluidos Computacional)
COL	– Carga Oca Linear
CSVLM	– Código de simulação de Separação do VLM-1
VLS	– Veículo Lançador de Satélites
Der. de estab.	– Derivada de estabilidade

LISTA DE SÍMBOLOS

Índices:

C	– Índice referente ao veículo completo antes da liberação do estágio
M	– Índice referente ao veículo após a liberação do estágio
S	– Índice referente ao estágio alijado
B	– Índice genérico do corpo, que pode ser C, M ou S
T	– Índice referente ao sistema inercial do ponto de lançamento
I	– Índice referente ao sistema inercial centrado na Terra
G	– Índice referente ao sistema horizontal centrado no veículo
L	– Índice referente ao sistema inercial local
n	– Extremidade da coifa
e	– Garganta da tubeira
t	– Centro da seção de saída da tubeira do segundo estágio
c	– Centro do domo do primeiro estágio
d	– Ponto de aplicação da força de jato do domo do primeiro estágio

Símbolos matemáticos:

\top	– Transposta
\times	– Produto vetorial
\cdot	– Produto escalar
\vec{R}	– Vetor genérico R
$\mathbf{R}_{,T}$	– Vetor genérico R com as componentes (representadas num sistema de referência genérico T) na forma de matriz coluna

Tempo e variáveis de estado:

t	– Tempo
$\mathbf{R}_{BT,T}$	– Raio vetor que vai do ponto O_T ao centro de massa do veículo B , representado no sistema T
θ_B	– Ângulo de arfagem
ψ_B	– Ângulo de guinada
ϕ_B	– Ângulo de rolamento
$\mathbf{V}_{BT,B}$	– Vetor velocidade do centro de massa do veículo B em relação ao sistema T , representado no sistema B
$\mathbf{w}_{BT,B}$	– Vetor velocidade angular do corpo B em relação ao sistema T , representado no sistema B

Propriedades de massa:

M	–	Massa
\mathbf{I}	–	Matriz de inércia
$\mathbf{R}_{nB,B}$	–	Vetor que vai do centro de massa do corpo B a ponta da coifa n , representado no sistema B

Sequência de eventos:

t_c	–	Tempo de início da calda de empuxo
t_f	–	Instante final da atuação do sistema de controle
t_e	–	Instante final do empuxo
t_L	–	Instante da libração do estágio
t_j	–	Instante de rompimento do tampão do motor

Matrizes de transformação:

\mathbf{C}_{BT}	–	Matriz de transformação que leva do sistema T ao sistema do corpo B
\mathbf{C}_{TI}	–	Matriz de transformação que leva do sistema I ao sistema T
\mathbf{C}_{GI}	–	Matriz de transformação que leva do sistema I ao sistema G

Variáveis auxiliares:

μ	–	Latitude geodética do veículo
λ	–	Longitude do veículo
h	–	Altitude do veículo
λ_I	–	Longitude inercial
A_Z	–	Azimute de lançamento
$\mathbf{R}_{BI,I}$	–	Raio vetor que vai do ponto O_I ao centro de massa do veículo B , representado no sistema I em metros
μ_0	–	Latitude geodética inicial do veículo
λ_0	–	Longitude inicial do veículo
h_0	–	Altitude inicial do veículo

Variáveis referentes à geometria, atmosfera e gravidade da Terra:

w_E	–	Magnitude da velocidade de rotação da Terra
R_E	–	Magnitude do raio equatorial da Terra
F_E	–	Achatamento da Terra
ρ	–	Densidade atmosférica
P_{atm}	–	Pressão atmosférica
\mathbf{g}_G	–	Vetor aceleração da gravidade representado no sistema G
$\mathbf{F}_{peso,B}$	–	Vetor força peso representado no sistema de referência B

Variáveis referentes ao modelo de sistema propulsivo:

$\mathbf{F}_{prop,B}$	– Vetor força propulsiva representada no sistema de referência B
$F_{emp\ vac}$	– Empuxo no vácuo
m	– Vazão mássica
A_{saida}	– Área de saída da tubeira
P_{saida}	– Pressão na seção de saída da tubeira
$\mathbf{R}_{en,B}$	– Vetor que vai da extremidade da coifa até a garganta da tubeira e , representado no sistema B

Variáveis referentes ao modelo aerodinâmico:

$\mathbf{F}_{aed,B}$	– Vetor força aerodinâmica representada no sistema de referência B
$\mathbf{M}_{aed,B}$	– Vetor momento aerodinâmico representado no sistema de referência B
D	– Comprimento de referência do veículo
S_{ref}	– Área de referência do veículo
q_{din}	– Pressão dinâmica
V_{rel}	– Velocidade do corpo relativamente a atmosfera
u_{rel}	– Componente do vetor $\mathbf{V}_{BT,B}$ na direção longitudinal X_B do veículo
v_{rel}	– Componente do vetor $\mathbf{V}_{BT,B}$ na direção lateral Y_B do veículo
w_{rel}	– Componente do vetor $\mathbf{V}_{BT,B}$ na direção lateral Z_B do veículo
p	– Componente do vetor $\mathbf{w}_{BG,B}$ na direção longitudinal X_B do veículo
q	– Componente do vetor $\mathbf{w}_{BG,B}$ na direção lateral Y_B do veículo
r	– Componente do vetor $\mathbf{w}_{BG,B}$ na direção lateral Z_B do veículo
α	– Ângulo de ataque
β	– Ângulo de derrapagem
\bar{p}	– Componente p adimensionalizado pelo fator $V_T/(2D)$
\bar{q}	– Componente q adimensionalizado pelo fator $V_T/(2D)$
\bar{r}	– Componente r adimensionalizado pelo fator $V_T/(2D)$
C_A	– Coeficiente de força axial
$C_{N\alpha}$	– Derivada de estabilidade da força normal em relação a α
$C_{m\alpha}$	– Derivada de estabilidade do momento de arfagem em relação a α
$C_{y\beta}$	– Derivada de estabilidade da força lateral em relação a β
$C_{n\beta}$	– Derivada de estabilidade do momento de guinada em relação a β
$C_{N\bar{q}}$	– Derivada de estabilidade da força normal em relação a \bar{q}
$C_{m\bar{q}}$	– Derivada de estabilidade do momento de arfagem em relação a \bar{q}
$C_{Y\bar{r}}$	– Derivada de estabilidade da força lateral em relação a \bar{r}
$C_{n\bar{r}}$	– Derivada de estabilidade do momento de guinada em

	relação a \bar{r}
C_{l0}	– Derivada de estabilidade do momento de rolamento a $p = 0$
C_{lp}	– Derivada de estabilidade do momento de rolamento em relação a \bar{p}

Variáveis referentes ao modelo de sistema de controle:

ζ	– Ângulo de deflexão da tubeira na direção Y
η	– Ângulo de deflexão da tubeira na direção Z
θ_{ref}	– Arfagem de referência
ψ_{ref}	– Guinada de referência
K_p	– Ganho proporcional
K_d	– Ganho derivativo
K_i	– Ganho integral
E_θ	– Erro em arfagem
E_ψ	– Erro em guinada
e_θ	– Erro em arfagem corrigido do rolamento
e_ψ	– Erro em guinada corrigido do rolamento

Variáveis referentes à interação com jato:

γ_t	– Razão dos calores específicos na seção de saída da tubeira
M_t	– Número de Mach na seção de saída da tubeira do motor do segundo estágio
M_m	– Momentum do jato expelido
R_d	– Raio do domo do primeiro estágio
F_{jato}	– Magnitude da força de jato
P_t	– Ponto do centro da seção de saída da tubeira
P_c	– Ponto do centro do domo do primeiro estágio
P_d	– Ponto de aplicação da força de jato
X_d	– Distância entre o ponto P_t e o ponto P_d
\vec{R}_{ST}	– Vetor que vai da origem do sistema T até o CM do corpo S
\vec{R}_{MT}	– Vetor que vai da origem do sistema T até o CM do corpo M
\vec{R}_{SM}	– Vetor que vai do CM do corpo M até o CM do corpo S
\vec{R}_{tM}	– Vetor que vai do CM do corpo M até o centro da seção de saída da tubeira t
\vec{R}_{cS}	– Vetor que vai do CM do corpo S até o centro do domo do primeiro estágio c
\vec{R}_{dS}	– Vetor que vai do CM do corpo S até o ponto de aplicação da força de jato d
\vec{A}	– Vetor que vai do centro da seção de saída da tubeira t até o ponto de aplicação da força de jato d
\vec{B}	– Vetor que vai do centro da seção de saída da tubeira t

	até o centro do domo do motor do primeiro estágio c
\vec{N}_M	– Versor normal à seção de saída da tubeira
\vec{N}_S	– Versor normal ao domo do primeiro estágio
$\mathbf{R}_{dS,S}$	– Vetor que vai do CM do corpo S até o ponto de aplicação da força de jato P_d , representado no sistema S
$\mathbf{R}_{tM,M}$	– Vetor que vai do CM do corpo M até o centro da seção de saída da tubeira t , representado no sistema M
$\mathbf{R}_{cS,S}$	– Vetor que vai do CM do corpo S até o centro do domo do segundo estágio c , representado no sistema S
$\mathbf{R}_{dS,S}$	– Vetor que vai do CM do corpo S até o ponto de aplicação da força de jato P_d , representado no sistema S
$\mathbf{N}_{M,M}$	– Versor normal à seção de saída da tubeira do segundo estágio representado no sistema M
$\mathbf{N}_{S,S}$	– Versor normal ao domo do primeiro estágio representado no sistema S

SUMÁRIO

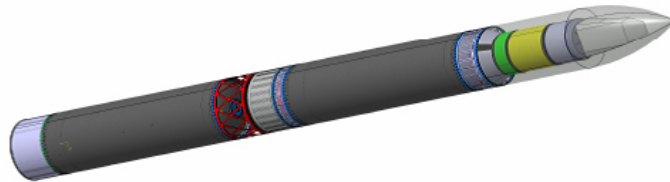
	<u>Pág.</u>
1 INTRODUÇÃO	1
1.1 Descrição do VLM-1	1
1.2 Descrição da missão de satelização	3
1.3 Objetivo	5
1.4 Revisão bibliográfica	5
1.5 Metodologia	9
2 CARACTERÍSTICAS DOS PROCESSOS DE SEPARAÇÃO . .	11
2.1 Dispositivos liberadores	11
2.2 Dispositivos impulsores	12
2.3 Definição de separação a quente	13
2.4 Processo de separação do VLM-1	14
2.4.1 Sequência de eventos no processo de separação	15
2.4.2 Escopo da modelagem do processo de separação	17
3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA I: MODELAGEM DE VEÍCULO- LOS LANÇADORES	19
3.1 Considerações referentes à notação	19
3.2 Sistemas de referência	20
3.3 Transformações entre sistemas de referência	23
3.4 Equações do movimento	26
3.5 Modelo de sistema propulsivo	28
3.6 Modelo de sistema de controle	29
3.7 Modelo de geometria, atmosfera e gravidade da Terra	31
3.8 Modelo aerodinâmico	32
4 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA II: MODELAGEM DA FORÇA DE JATO	37
4.1 Modelo de interação do 1 ^o estágio com o escoamento	38
4.2 Ponto de aplicação da força de jato	40
4.3 Interação do estágio alijado com a atmosfera	44
5 O CÓDIGO DE SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL	45

5.1	Implementação do modelo	45
5.2	Visualização dos resultados	47
5.3	Teste do código: comparação de resultados para o voo do 1º estágio e do 2º estágio	48
6	RESULTADOS DA SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL DA SE- PARAÇÃO DO 1º ESTÁGIO DO VLM-1	53
6.1	Comparação de resultados	58
7	CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES	61
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	63
	ANEXO A - CÓDIGO COMPUTACIONAL EM SIMULINK	67

1 INTRODUÇÃO

O Veículo Lançador de Microssatélites (VLM-1), apresentado na Figura 1.1, é um veículo lançador em desenvolvimento por meio da cooperação entre o Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) e a Agência Espacial Alemã (DLR). O seu objetivo é atender ao mercado de microssatélites e além disso, ser utilizado em missões de pesquisa de reentrada atmosférica.

Figura 1.1 - Veículo Lançador de Satélites - VLM-1.



A coifa é apresentada em transparência.

Fonte: [DLR \(2015\)](#).

Pelo fato de se tratar de um veículo com estágios, é necessário projetar o processo de separação para cada um dos estágios. Esses processos de separação e seus respectivos mecanismos devem ser desenvolvidos para garantir uma adequada distância entre os corpos separados, reduzir a transmissão de choque à carga útil e a outras estruturas críticas, reduzir a contaminação ou dano por fragmentos eventualmente gerados pelo processo.

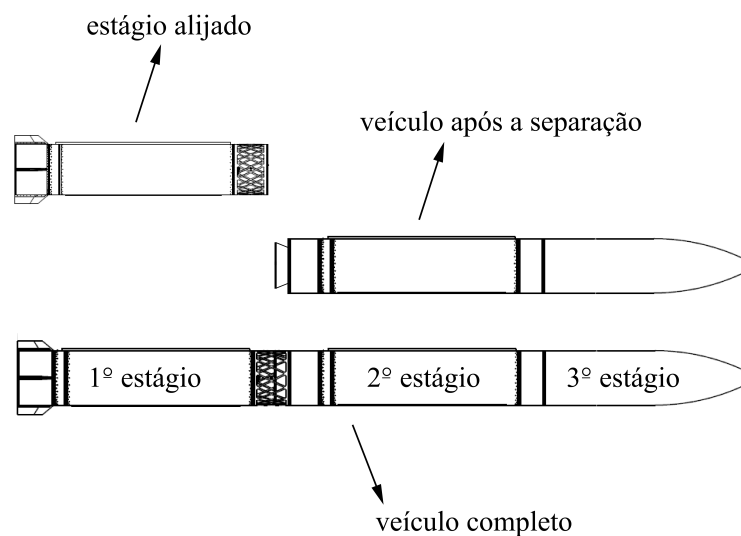
1.1 Descrição do VLM-1

O VLM-1 é um veículo lançador que visa competir no mercado de veículos lançadores de satélites de pequeno porte. Os principais veículos concorrentes dessa classe são o Dnepr da Ucrânia, os Start e Cosmos russos e o Pegasus estadunidense. O preço de lançamento de um microssatélite típico com esses lançadores é da ordem de 10 milhões de dólares, sendo que esses valores variam dependendo das circunstâncias

de contrato (COSTA, 2010).

O projeto VLM-1 prevê um veículo de três estágios em *tandem*, conforme apresentado na Figura 1.2. Os 1º e 2º estágios são projetados para usarem como propulsor o motor S50 em desenvolvimento. Já no 3º estágio planeja-se utilizar um motor S44, já desenvolvido e qualificado em voo. Os sistemas de controle de atitude durante os voos do 1º e 2º estágios são baseados na tecnologia de empuxo vetorado TVA (*Thrust Vector Action*).

Figura 1.2 - Estágios do VLM-1.



Pode-se observar o veículo completo, o veículo após a separação e o estágio alijado. Também são indicados os três estágios do veículo.

Fonte: Adaptado de Romani (2013).

Nesse trabalho, o VLM-1 é considerado como tendo a configuração de projeto definida de acordo com os estudos realizados por Barbosa (2012) e Silveira (2014b). É importante ressaltar que essa é apenas uma possível configuração do veículo. À medida que se realiza o desenvolvimento do projeto VLM-1, a configuração do veículo vai sendo alterada de forma a atender os requisitos do projeto. Porém, cada configuração de veículo deve ter sua própria análise do processo de separação.

1.2 Descrição da missão de satelização

Deseja-se realizar um estudo de missão típica de lançamento de um microsatélite. Os microsatélites são satélites de massas entre 10 e 100 kg. Esse tipo de satélite vem se tornando bastante comum no mercado visto que apresenta um custo de lançamento e tempo de desenvolvimento reduzidos em relação a satélites mais pesados.

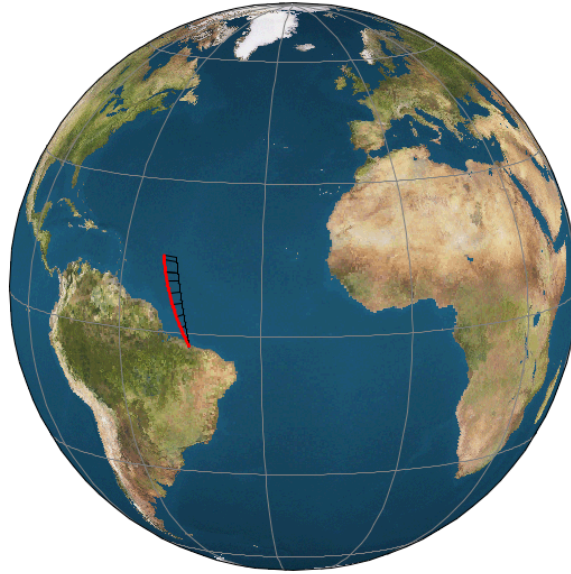
Pode-se obter de [Costa \(2010\)](#) uma extensa revisão histórica desses lançamentos. Uma coletânea de missões envolvendo microsatélites é apresentada na Tabela 1.2. Essa coletânea permite concluir que as orbitas típicas de microsatélites são circulares, tem por volta de 700 km de altitude e 98° de inclinação. Esses valores de altitude e inclinação são típicos de órbitas heliossíncronas. A trajetória do veículo foi calculada por meio do *software* ASTOS[®], é apresentada na Figura 1.3.

Tabela 1.1 - Coletânea de missões envolvendo microsatélites

Satélite	Altitude	Inclinação
UoSAT-1	540 km	$97,5^\circ$
UoSAT-2	690 km	$98,0^\circ$
UoSAT-3	780 km	$98,0^\circ$
UoSAT-4	780 km	$98,0^\circ$
UoSAT-5	1325 km	$98,0^\circ$
KitSat-1	810 km	$98,6^\circ$
S80/T	1325 km	$66,0^\circ$
KitSat-2	810 km	$98,6^\circ$
HealthSat-2	810 km	$98,6^\circ$
PoSat-1	810 km	$98,6^\circ$
CERISE-1	670 km	$98,1^\circ$
FASat-Alpha	675 km	$82,5^\circ$
FASat-Bravo	821 km	$98,6^\circ$
TMSat	821 km	$98,6^\circ$
Clementine	670 km	$98,1^\circ$
TiungSat	650 km	$64,0^\circ$
SNAP	700 km	$98,1^\circ$
Tsinghua-1	700 km	$98,1^\circ$

Fonte: Adaptado de [Costa \(2010\)](#).

Figura 1.3 - Representação da trajetória do VLM-1 na missão de satelização em análise.



Fonte: [Silveira \(2014b\)](#).

A descrição da missão, baseada na trajetória nominal obtida de [Silveira \(2014b\)](#), é apresentada na Tabela 1.2:

Tabela 1.2 - Valores associados a eventos da trajetória nominal do VLM-1.

Evento	Instante [s]	Altitude [km]	Pressão dinâmica [Pa]
Decolagem	0	0,05	0
Manobra de <i>pitch over</i>	4,8	0,14	810
Pressão dinâmica máxima	50,9	10,40	44157
Separação do 1º estágio	84,0	26,76	5143
Separação do 2º estágio	168,0	154,9	0,02
Ignição do 3º estágio	546,2	694,7	0
Separação do 3º estágio	616,2	700	0

Fonte: [Silveira \(2014b\)](#).

A capacidade de satelização do VLM-1 com a configuração considerada e para essa missão é de aproximadamente 50 kg. O intervalo de tempo entre o lançamento e a colocação do satélite em órbita é de 616 segundos. o VLM-1 passa por dois processos

de separação, sendo que somente a separação do 1º estágio é analisada nesse trabalho.

Observa-se que a separação do 1º estágio do VLM-1 ocorre depois do pico de pressão dinâmica. Isso foi uma decisão de projeto que visou reduzir a intensidade das forças e momentos aerodinâmicos durante o processo de separação (como é tratado na Seção 3.8, as forças e momentos aerodinâmicos são diretamente proporcionais a pressão dinâmica). Com isso a intensidade das perturbações provenientes dessas forças e momentos é reduzida a níveis aceitáveis.

1.3 Objetivo

Esse trabalho visa analisar a dinâmica de separação do primeiro estágio do VLM-1 em uma missão de satelização. Para isso, deve-se primeiramente detalhar as características do processo de separação. Com isso, é possível levantar os tipos de perturbações aos quais o veículo estará submetido. Após, deve-se modelar o sistema formado pelo veículo e seu estágio durante o processo de separação. Com a implementação do modelo em um código computacional, será possível realizar simulações e obter resultados sobre os deslocamentos e as rotações entre o veículo e o estágio alijado. Com esses resultados pode-se verificar a possibilidade de colisão entre as partes separadas.

1.4 Revisão bibliográfica

O estudo de processos de separação aplicados a veículos lançadores são bastante recorrentes na literatura. Esses estudos são diversificados podendo, por exemplo, tratar de processos que ocorrem fora da atmosfera, como separação entre a carga-útil e o último estágio ou mesmo sobre a abertura da coifa de um veículo lançador.

Existem alguns estudos nacionais nesse sentido como em [Fonseca et al. \(1999\)](#) onde é analisada a influência da separação do último estágio sobre a dinâmica de atitude do satélite SACI-2. Tem-se também o trabalho de [Prevot \(2009\)](#) onde a dinâmica de separação entre o último estágio do VLS e a carga-útil é analisada em termos de risco de colisão.

Nos estudos de separação que envolvem satélites, geralmente não é necessário considerar a interação entre fluido e a estrutura. No caso da separação do primeiro estágio de um veículo lançador a situação se torna mais complicada pelo fato desta poder ter a interação do estágio alijado com o jato do motor do veículo e, além disso, ocorrer na atmosfera. Devido a complexidade dos fenômenos aerodinâmicos envolvidos, prever possíveis falhas é uma tarefa difícil. Essa dificuldade possivelmente tem contribuído

para diversas perdas de missões geralmente ligadas a falhas na separação.

Como exemplo de falha, tem-se incidente com o foguete 8K82KM Proton/Briz M durante o lançamento do satélite de comunicação japonês JCSAT-11. As investigações sobre o incidente concluíram que houve uma falha durante a separação do primeiro estágio. No caso, um cordão pirotécnico não acionou no instante correto os parafusos explosivos que levariam à liberação do primeiro estágio. Com isso, o estágio permaneceu unido até o acionamento do motor do segundo estágio, o que ocasionou a destruição do veículo e a perda da missão (RSW, 2007).

Outro exemplo é o veículo Falcon 1 em seu terceiro voo. Nesse caso, a falha ocorreu logo após a liberação do 1º estágio, quando este colidiu com o 2º estágio. A investigação concluiu que a falha ocorreu devido a existência de empuxo residual no motor do 1º estágio. Esse empuxo fez com ocorresse a colisão e consequentemente a perda da missão (SPACEREF, 2008).

Esses exemplos destacam a importância da análise dos processos de separação de estágios. Porém, é necessário estabelecer como esse tipo de análise deve ser conduzida. Existem diversas referências que tratam do tema e propõe métodos.

Uma discussão sobre os diversos aspectos da separação de estágios é realizada em Ball e Osborne (1967). Dentre as características qualitativas, é frisada a importância do empuxo residual no motor do estágio alijado na análise da possibilidade de colisão. Também é apresentada uma modelagem matemática do processo de separação considerando um grau de liberdade. São consideradas tanto a interação aerodinâmica quanto a interação com a pluma de motor.

Em Mitchell (1970), tem-se uma apresentação bastante detalhada das tecnologias disponíveis para a separação de estágios, bem como de métodos de análise e de testes. Apresenta-se a análise da dinâmica do processo de separação por meio de simulações computacionais que podem ser de um a seis graus de liberdade dependendo da complexidade do processo. A finalidade dessas análises é determinar a eficiência do processo de separação, os erros resultantes na atitude do veículo e a possibilidade de colisão.

Quando forças e torques complexos agem sobre os corpos, quando a missão é tripulada ou quando existem requisitos rigorosos, deve-se realizar simulações complexas da separação. Nesse tipo de análise, as forças e os momentos atuantes sobre cada corpo devem ser considerados e cada corpo deve ser modelado em seis graus de li-

berdade. No caso de separação na atmosfera, pode-se estudar os efeitos do ambiente aerodinâmico, de gradientes de vento, de rajadas e da possibilidade do descolamento do escoamento na tubeira do motor do segundo estágio (MITCHELL, 1970).

Para Goldman (1969), a análise da separação de estágios visa responder duas questões: se os estágios vão se separar sem a ocorrência de colisão e como a separação vai afetar a estabilidade do veículo. Salienta-se ainda a importância de se contabilizar os efeitos de um possível empuxo residual e de efeitos aerodinâmicos resultantes do acionamento do segundo estágio com o primeiro estágio ainda nas proximidades.

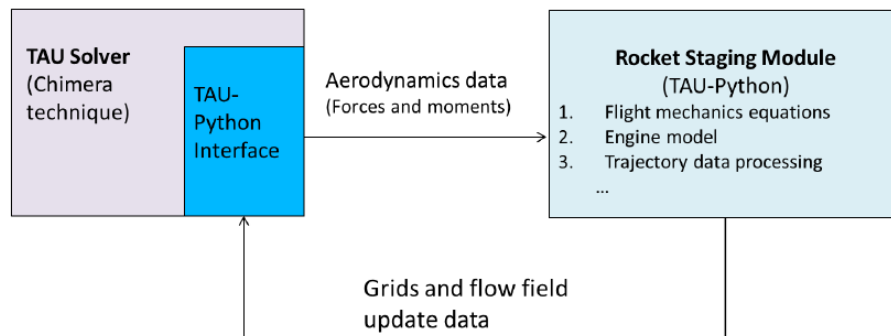
Percebe-se que o problema de se analisar a separação de estágios na atmosfera está intrinsecamente ligado ao problema de se modelar fenômenos aerodinâmicos complexos. Existem várias propostas de modelagem desses fenômenos na literatura. Uma das mais atuais e complexas envolve o uso de códigos computacionais em *Computational Fluid Dynamics* (CFD) acoplados a códigos computacionais de dinâmica de voo em seis graus de liberdade, como em Klopfer et al. (2011) e Li et al. (2012). Tais modelagens geralmente tem um custo computacional elevado, porém permitem analisar uma gama muito extensa de propriedades como a distribuição detalhada de pressão e temperatura sobre os corpos.

Na análise de Li et al. (2012), é utilizado o um código de CFD acoplado a um código de simulação de dinâmica de voo. O diagrama do código é apresentado na Figura 1.4. O código de CFD simula o escoamento sobre o estágio e a partir da distribuição de pressões e tensões viscosas, são calculadas as forças e os momentos atuantes nos corpos. Esses valores de forças e momentos são então enviados ao código de simulação da dinâmica de voo que calcula os deslocamentos e as atitudes dos corpos. Essas informações são repassadas ao código de CFD novamente e esse simula o escoamento sobre a nova configuração dos corpos.

Existem outras metodologias para a análise de separação que usam uma modelagem menos complexa. Em alguns casos, como em Wang (1997), Eramya et al. (2008) e Balasubramanian et al. (2012), é utilizado um modelo de dinâmica de voo unidimensional, de modo que o estágio separado se desloca apenas na direção axial. A vantagem dessa formulação reside no fato de que manter o deslocamento do estágio alinhado na direção axial torna o problema simétrico, o que reduz o custo computacional dos modelos em CFD. A desvantagem desse método de análise é que esse não permite a obtenção de informações sobre perturbações laterais.

Um terceiro tipo de análise, apresentado em Jayakumar e Biswas (2003) e Pamadi et

Figura 1.4 - Fluxograma do acoplamento entre o código de CFD e o código de dinâmica de voo.



TAU Code é nome do código de CFD utilizado e *Chimera technique* é a técnica de simulação do escoamento utilizada.

Fonte: Li et al. (2012).

al. (2005), consiste em não utilizar modelos em CFD acoplados a modelos de dinâmica de voo. Ao invés disso, utilizam-se maneiras alternativas de se calcular o efeito das interações dos corpos com a atmosfera e com a pluma dos motores. Por exemplo, coeficientes aerodinâmicos são calculados em softwares de análise aerodinâmica ou mesmo obtidos em testes de túnel de vento. A vantagem desse método é o baixo custo computacional quando comparado com métodos anteriormente descritos.

A literatura conta com uma série de estudos que descrevem os efeitos de fenômenos aerodinâmicos sobre os corpos após a separação. Em Wasko (1961), Mitchell e Cubison (1963) e Binion (1964), são relatados os resultados de diversos experimentos em túnel de vento, que tratam tanto da interação dos corpos com o escoamento atmosférico quanto dos efeitos da pluma do motor do segundo estágio sobre o primeiro estágio.

Já um modelo analítico da força de pluma sobre o estágio alijado pode ser obtido em Su e Mullen (1972). Nessa modelagem, é utilizada uma solução analítica do escoamento gerado pelo motor do estágio superior para se calcular a força axial atuante sobre o estágio alijado. Os resultados são comparados e apresentam-se concordantes com resultados experimentais de Binion (1964). Mais recentemente, Kumar et al. (1998) utilizou uma abordagem similar para calcular forças e momentos atuantes em um estágio alijado.

O modelo dinâmico de um veículo lançador é bem conhecido e pode ser obtido da

literatura em Mooij (1997), Cornelisse et al. (1979) e Thomson (1986), inclusive em trabalhos nacionais como Silveira (2014a). A formulação de sistemas de muitos corpos rígidos pode ser obtida em Hughes (2004), que também tem a vantagem de se utilizar extensamente de expressões matriciais que geralmente são mais convenientes de serem programadas em softwares de simulação computacional como Simulink®.

Especificamente sobre a separação do primeiro estágio do VLM-1 existem os estudos de Wiedemann (2013) e Li et al. (2014), além do já citado estudo de Li et al. (2012). Esse trabalhos são voltados para a análise da separação para a missão SHEFEX-III e utilizam configurações de VLM-1 diferentes da utilizada nesse trabalho. Porém, por se tratarem de casos similares, são utilizados para comparações.

1.5 Metodologia

A metodologia de análise visa atingir os objetivos propostos da seguinte maneira:

- São levantados as possíveis perturbações existentes no processo de separação do 1º estágio do VLM-1. A partir disso, define-se quais tipos podem ser analisadas nesse trabalho;
- A modelagem matemática do sistema é desenvolvida. Primeiramente, se desenvolve a modelagem da dinâmica de voo de um veículo lançador. Após é desenvolvido o modelo das forças e momentos decorrentes do processo de separação;
- Os modelos matemáticos são implementados num código computacional de simulação. O código de simulação é então testado para que seja verificada a qualidade dos resultados obtidos pelo código computacional de simulação. O código é desenvolvido utilizando o Simulink® e a visualização dos resultados é desenvolvida utilizando-se o Matlab®;
- O código computacional de simulação é então utilizado para a simulação do processo de separação do VLM-1. Os resultados obtidos são utilizados para verificar características da dinâmica de separação e verificar a possibilidade de colisão.

Essa é a metodologia utilizada, considerando uma visão geral do trabalho. À medida que o trabalho é desenvolvido, os detalhes dos métodos propostos são melhor definidos.

2 CARACTERÍSTICAS DOS PROCESSOS DE SEPARAÇÃO

De acordo com [Mitchell \(1970\)](#) o sistema de separação é dividido em três tipos de dispositivos: o dispositivo liberador, o dispositivo impulsor e os dispositivos auxiliares. Os dispositivos liberadores realizam a separação estrutural entre o estágio alijado e o veículo em voo. Os dispositivos impulsores são responsáveis por empurrar os corpos separados de forma a evitar colisões e garantir a uma distância de separação mínima entre eles. Os dispositivos auxiliares são outros dispositivos também necessários ao processo.

Sobre os critérios de projeto, há alguns fatores que devem ser considerados durante o *design* do processo de separação:

- As condições ambientais às quais o sistema será exposto;
- Rigidez e características dinâmicas dos corpos que se separam;
- Interfaces físicas e funcionais entre o sistema de separação e outros sistemas do veículo;
- As propriedades de massa dos corpos que se separam;
- Os requisitos de margem de segurança aplicáveis.

O último fator evidencia a preocupação com a segurança e a confiabilidade do sistema de separação. Esses sistemas devem garantir a ocorrência da separação para certo conjunto de condições ambientais adversas e em modos de falha parciais. É importante notar que o sistema de separação deve ser submetido a uma série de análises e testes que garantam a conformidade entre o sistema e seus requisitos.

2.1 Dispositivos liberadores

Existem duas abordagens que geralmente têm sido usadas para projetar a estrutura do inter-estágio de modo a realizar a liberação. A primeira consiste em construir o inter-estágio como duas estruturas que são mantidas unidas até que a separação ocorra. A segunda é construir o inter-estágio como uma estrutura contínua que é cortada por um material explosivo quando é necessário realizar a liberação do estágio ([MITCHELL, 1970](#)).

Como exemplo do primeiro tipo tem-se a liberação por cinta (*V-clamp band* em inglês). Nesse caso, o inter-estágio é construído com duas partes que possuem flanges

no plano de liberação. As partes são mantidas juntas por meio da cinta que funciona como uma braçadeira envolvendo as duas flanges. Quando o computador de bordo determina a ocorrência da separação, a cinta é desprendida. É uma solução bastante utilizada em veículos de pequeno diâmetro, devido a sua confiabilidade, porém a aplicação a veículos de grandes diâmetros é complicada pela dificuldade de se distribuir adequadamente as tensões em seu entorno (MITCHELL, 1970).

Em separações a quente, um tipo de dispositivo liberador geralmente utilizado é o diafragma. No caso desse dispositivo, o inter-estágio é separado em duas partes com flanges. Essas flanges são unidas por braçadeiras. As braçadeiras são ligadas ao diafragma, que é uma chapa metálica posicionada logo abaixo da tubeira do motor do 2º estágio. Quando esse é acionado, os gases colidem com o diafragma fazendo com que esse seja defletido e puxe as braçadeiras que, por sua vez, liberam as flanges. Esse método tem a vantagem de ser bastante simples em termos de construção, porém exige uma série de testes que garantam que o diafragma não vai interferir no funcionamento do motor, nem vai transmitir choques intensos para o veículo.

O dispositivo liberador a ser utilizado no VLM-1 é a Carga Oca Linear - COL. Nesse caso, o inter-estágio é construído como uma estrutura contínua. No contorno do plano de separação é colocada uma carga explosiva com características especiais chamada carga oca. Essa carga tem a propriedade de cortar metais precisamente sem que sejam liberados fragmentos contaminantes. Ao final do processo, a estrutura do inter-estágio é cortada em duas e o estágio é liberado.

2.2 Dispositivos impulsores

Conforme discutido em Mitchell (1970), a melhor maneira de se selecionar um dispositivo impulsor é escolher dentre os dispositivos que já tenham sido utilizados em voo, mesmo que isso implique num pequeno aumento de peso. Ao mesmo tempo, deve-se estar certo que as condições ambientais nas quais os dispositivos foram qualificados correspondem às aquelas que são esperadas na missão a ser realizada.

Os fatores a serem considerados na escolha dos dispositivos impulsores são:

- Confiabilidade;
- Custo;
- Complexidade;
- Massas dos corpos a serem separados;

- Massa do sistema de separação;
- Compatibilidade com outras partes do veículo.

Não existe um dispositivo impulsor preferencial a todos os veículos lançadores. As técnicas mais comuns são: separação a quente, foguetes auxiliares e reversão de empuxo. Para o VLM-1, na configuração analisada nesse trabalho, foi escolhida a separação a quente como dispositivo impulsor. Nesse método, o motor do estágio subsequente é acionado após a liberação do estágio alijado. A pressão dos gases ejetados criam a força que empurra o estágio alijado, afastando-o do veículo.

Deve-se comentar que o uso do termo dispositivo para a separação a quente parece um tanto inapropriado, visto que, ao se usar o jato do motor do segundo estágio para empurrar o estágio alijado, evita-se o uso de dispositivos mecânicos. Porém, optou-se por respeitar a nomenclatura apresentada em [Mitchell \(1970\)](#).

Esse tipo de dispositivo impulsor é considerado como tendo alta complexidade. Apesar de eliminar a necessidade de mecanismos para gerar o impulso de separação, torna necessárias aberturas de exaustão para os gases no inter-estágio. Essa técnica foi bem sucedida várias vezes, mas exige uma análise detalhada dos efeitos gás-dinâmicos na indução de erros de atitude e de possível ocorrência da formação de ondas de choque no escoamento da tubeira. Além disso, se alguma parte do estágio alijado envolver partes do estágio superior, pode haver problemas de colisão devido a deslocamentos laterais e rotações ([MITCHELL, 1970](#)).

2.3 Definição de separação a quente

Existem algumas divergências na literatura com relação a definição de separação a quente. De acordo com [Wiedemann \(2013\)](#), por exemplo, a definição de separação a quente (*hot separation*) é definida como:

“Hot Separation” describes the separation of two stages of a rocket without a coasting phase or auxiliary devices that provide significant stage clearance prior to the ignition of the second stage. That means that the lower stage is still burning or stage are still connected when the second stage is ignited. It is also sometimes called “fire in the hole” or stage ignition.

Já para [Mitchell \(1970\)](#), a separação a quente é definida conforme abaixo:

Stage ignition, or "fire-in-the-hole" staging, where the engine of the continuing stage is ignited at the same time of stage separation, eliminates the need for devices to provide the separation impulse, but may require vent openings in the expended stage. This technique has been used successfully many times, but it requires detailed analysis and tests of gasdynamic effects on tip-off, of possible nozzle-choking conditions, of debris hazards, as well as evaluation of structure and equipment in the cavity that may require tie-down mechanisms. Additionally, the heat pulse reflected from the trailing stage may make it necessary to protect the continuing stage by adding thermal insulation to the rear of the continuing stage. If the stages have large overlap, such as antenna or engine nozzle protruding into the trailing stage, there may also be severe clearance problems with this type of separation.

Pode-se perceber que há uma diferença entre as duas definições. Na primeira, separação a quente implica que o 1º estágio ainda deve estar funcionando quando o motor do 2º estágio for acionado. Essa característica não é confirmada na segunda definição, para qual, esse tipo de separação está associado unicamente ao fato do 1º estágio ser afastado do veículo pelo jato do motor do 2º estágio.

A importância dessa comparação é definir a qual tipo de separação corresponde a separação do VLM-1 a 84 segundos. Essa separação não caracteriza uma separação a quente pela primeira definição, já que o motor do 1º estágio não deve estar operando. Por outro lado, é o jato do motor do 2º estágio que deve empurrar o estágio alijado para longe do veículo, além do fato que efeitos aerodinâmicos e a possibilidade de colisão são importantes.

Considerando a importância do jato do motor do 2º estágio na separação do VLM-1, considera-se a segunda definição como correta. Portanto, a separação do 1º estágio do VLM-1 às condições nominais de 84 segundos é considerada como separação a quente nesse trabalho.

2.4 Processo de separação do VLM-1

Nessa seção deseja-se analisar as características do processo de separação do VLM-1 com o objetivo de determinar quais são os eventos envolvidos e quais os tipos de perturbações. Isso é necessário para determinar o escopo da modelagem do processo de separação.

Durante o desenvolvimento do VLM-1, o instante de ocorrência da separação foi objeto de estudo. No trabalho de [Wiedemann \(2013\)](#) é proposto o instante de separação de 75 segundos. Segundo esse estudo, a ocorrência da separação durante a calda de empuxo traria ganhos na capacidade de satelização do veículo.

Porém, conforme tratado em [Goldman \(1969\)](#) o processo de separação que ocorre antes do fim da queima do motor do 1º estágio é bastante severo. Isso porque, ainda que o empuxo do 1º estágio esteja no fim, este ainda pode ser significativo. Se o 1º estágio for liberado antes do motor do 2º estágio ser acionado e o empuxo residual for grande o suficiente, então pode ocorrer uma colisão. Por outro lado, se o 1º estágio não for liberado antes do motor do 2º estágio ser acionado, a colisão do jato com o domo pode gerar forças intensas a ponto de destruir o inter-estágio.

Uma solução para esse problema é realizar a separação apenas após o empuxo do motor do 1º estágio anular-se. Essa solução não elimina completamente a questão do empuxo residual, já que não se consegue prever exatamente o fim do empuxo. Porém, reduz a intensidade de um possível empuxo residual. Para a configuração de veículo analisada nesse trabalho, o fim do empuxo do 1º estágio ocorre no instante $t_e = 84$ segundos.

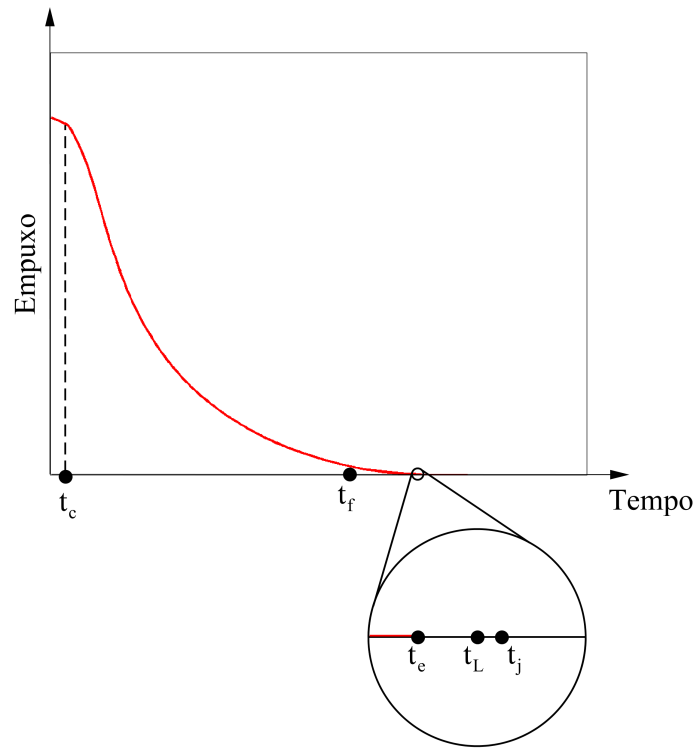
2.4.1 Sequência de eventos no processo de separação

Na Figura 2.1, pode-se observar tanto um diagrama do empuxo do motor do 1º estágio quanto diversos instantes associados a eventos relevantes ao processo de separação. No instante t_c , por exemplo, tem-se o início da calda de empuxo do veículo.

O sistema de controle é projetado de forma que o TVA deixa de atuar antes do fim da calda de empuxo. Isso porque, ao fim da calda de empuxo já não há esforço de controle suficiente. Na configuração de veículo analisada, esse instante corresponde à $t_f = 80$ segundos. Desse modo, o veículo não possui controle ativo de atitude durante a liberação do 1º estágio. Porém, deve-se lembrar que o VLM-1, até a ocorrência da separação, é aerodinamicamente estável.

Ainda que o veículo seja aerodinamicamente estável, existem questões importantes associadas à dinâmica rotacional. No intervalo que vai t_f até o instante da liberação t_L , o veículo tem a dinâmica rotacional estabilizada apenas pelas empenas, porém esse tipo de controle passivo é sensível a ocorrência de ventos. Uma rajada nesse intervalo poderia induzir oscilações elevadas na atitude do veículo e podem representar um risco para o processo de separação.

Figura 2.1 - Diagrama de vetores utilizados na determinação do ponto de aplicação da força de jato.



Fonte: Produção do autor.

Outra questão importante se refere ao instante de liberação. Se este for temporizado, então ao fim da calda de empuxo, deve ser emitido um sinal que aciona a COL e libera o estágio. No mesmo instante, o motor do 2º estágio deveria ser ignitado de modo que o jato do seu motor impulse o estágio alijado para longe.

Na verdade, pelas características do motor do 2º estágio, o processo não é tão simples. Um motor a propelente sólido possui uma dinâmica interna que gera incertezas para o processo de separação. O instante de ignição não é o mesmo instante t_j no qual os gases gerados pela combustão rompem o tampão do motor. Leva um certo tempo entre a ignição e a saída dos gases pela tubeira e esse tempo varia mesmo para motores do mesmo tipo. Estudos realizados no IAE mostram que esse atraso varia de 100 ms à 350 ms.

A existência dessa incerteza no atraso lança um problema técnico. A situação ideal

seria que o estágio fosse liberado ao mesmo tempo que o jato começasse a ser expelido pelo motor do 2º estágio. Em outras palavras, deseja-se que $t_L = t_j$. Porém, não se pode fazer com que os eventos da separação sejam temporizados e coincidam com a precisão requerida.

Uma solução seria a utilização de um dispositivo auxiliar que consistiria de um sensor na tubeira do 2º estágio que detectasse que o escoamento já começou a fluir pela tubeira. Porém, mesmo um dispositivo como esse é um desafio técnico, já que se tratam de fenômenos dinâmicos que ocorrem em intervalos de tempo da ordem de décimos de segundo.

2.4.2 Escopo da modelagem do processo de separação

Nessa subseção é realizada uma coletânea das diversas perturbações possivelmente envolvidas no processo de separação. Após, serão detalhadas quais dessas perturbações serão consideradas na modelagem do processo de separação a ser desenvolvido nesse trabalho.

- Interação do estágio alijado com o jato do motor do 2º estágio: essa interação é a mais intensa no processo de separação e consiste na colisão do jato expelido pelo motor do 2º estágio com o domo do 1º estágio;
- Empuxo residual no motor do 1º estágio: esse empuxo residual é devido aos atrasos do sistema propulsivo. A duração do empuxo pode ser maior do que o previsto. Desse modo, o empuxo no estágio alijado, no momento da liberação, pode ser grande o suficiente para causar uma colisão ([GOLDMAN, 1969](#));
- Incerteza no instante em que o jato é expelido pelo motor: outro efeito referente a atrasos do sistema propulsivo, consiste no fato de que existe uma certa imprevisibilidade no instante em que o jato é ejetado pelo motor do 2º estágio;
- Perturbação do veículo pelo jato refletido pelo domo do estágio alijado: essa perturbação ocorre devido ao fato de que a interação entre o jato e o domo do estágio alijado altera o escoamento na base do 2º estágio, gerando perturbações. Em situações onde o inter-estágio é fechado, essas perturbações podem ser significativas ([WASKO, 1961](#));
- Resposta elástica do veículo devido a liberação do estágio: o veículo como um todo sofre deformações elásticas que, por sua vez, acumulam energia

elástica. No momento da separação a estrutura do veículo é alterada rapidamente e parte da energia elástica armazenada é liberada (GOLDMAN, 1969).

- Presença de rajadas de vento durante o processo de separação: rajadas são ventos intensos que ocorrem momentaneamente para um certo intervalo de altitude. Caso uma rajada ocorra durante o intervalo em que o veículo permanece sem controle ativo de atitude, essa pode ocasionar oscilações na atitude indesejadas durante o processo de separação (MITCHELL, 1970);
- Existência de descolamento assimétrico do escoamento na tubeira: fenômeno associado ao fato de se acionar o motor do 2º estágio relativamente próximo ao domo do 1º estágio. A interação do jato com o domo gera alterações no escoamento da tubeira e fazem com que esse deixe de ser axialmente simétrico. Essa assimetria gera forças laterais (SADUNAS; FRENCH, 1980).

Considera-se que o problema de como lidar com os atrasos do sistema propulsivo merecem um tratamento detalhado. A tecnologia necessária para detectar de forma confiável que o jato já está sendo expelido pela tubeira requer uma série de soluções que envolvem um conhecimento detalhado das características dos sensores envolvidos. Tal conhecimento foge ao escopo desse trabalho.

A análise da resposta elástica do sistema requer um modelo elástico do veículo. Isso introduz mais complexidade no problema, porém optou-se por primeiramente implementar um caso mais simples que não inclua elasticidade. Desse modo, o modelo do veículo utilizado será o de corpo rígido de massa variável.

A análise do efeito de perturbações provenientes de rajadas ou mesmo de força laterais geradas pelo escoamento da tubeira poderiam ser realizadas com o modelo proposto. Porém, num primeiro momento deseja-se desenvolver um modelo e testá-lo. Estudos detalhados dessas perturbações são deixadas para estudos posteriores.

Desse modo, o escopo desse trabalho se limita à modelagem do processo de separação levando-se em conta a interação do estágio alijado como o motor do estágio superior. Consideram-se os corpos envolvidos no processo como sendo rígidos de massa variável. Não se consideram anomalias no sistema propulsivo como: atrasos, existência de empuxo residual ou mesmo existência de forças laterais. Também não se considera a existência de vento.

3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA I: MODELAGEM DE VEÍCULOS LANÇADORES

Como foi comentado nos capítulos anteriores, o processo de separação ocorre num intervalo curto de tempo, quando comparado com a duração do voo de um veículo lançador. Desse modo, uma série de aproximações como: considerar a massa constante ou o uso de sistemas de referência simplificados, poderiam ser utilizadas na modelagem da dinâmica do veículo.

Porém, é importante que os resultados obtidos por meio do código de simulação possam ser comparados com algum resultado obtido de outra fonte. Isso permite que eventuais erros na formulação sejam detectados e aumenta a confiança nos resultados obtidos. Portanto, com a finalidade de permitir uma comparação de resultados, foi utilizado um modelo mais complexo.

A referência [Jayakumar e Biswas \(2003\)](#) serve como guia inicial para o desenvolvimento do modelo. Porém, a modelagem do processo de separação é multidisciplinar. Modelos aerodinâmicos, propulsivos e de dinâmica de voo devem ser simulados em conjunto. Para tanto, é necessário que esses diferentes modelos sejam equacionados de forma compatível.

Nesse capítulo, não são apresentados modelos associados a forças e momentos resultantes da separação. Esses são analisados em detalhe no capítulo 4.

3.1 Considerações referentes à notação

Nesse trabalho, são analisados fenômenos dinâmicos referentes a três corpos: o veículo completo, o veículo após a liberação do estágio e o estágio alijado. Apesar de serem três corpos distintos, a dinâmica dos três é regida por equações similares.

Para simplificar a exposição das equações, utiliza-se a seguinte notação. Ao veículo completo anteriormente à liberação do estágio, ao veículo após a liberação e ao estágio alijado são atribuídos respectivamente os símbolos C (*Completed*), M (*Main*) e S (*Separated*). Esses símbolos, propostos por [Jayakumar e Biswas \(2003\)](#), são utilizados como índices nas variáveis referentes a cada um desses corpos.

Quando houver um conjunto de equações que tenha formulação análoga para os três corpos em questão, optou-se por suprimir o índice. Pode-se também utilizar o símbolo B (*Body*), que, por sua vez, faz referência a qualquer um dos três corpos e pode ser substituído pelos índices C , M ou S .

Outra característica importante referente a notação que será adotada refere-se a representação dos vetores. Conforme pode ser observado em [Hughes \(2004\)](#) e [Zipfel \(2007\)](#), um vetor pode ser representado (“*expressed*” em [Zipfel \(2007\)](#)) relativamente a um sistema de referência como uma matriz coluna que contém seus coeficientes. A representação de um vetor pelas coordenadas tomadas em relação a um sistema de referência é a definição usual do vetor de coordenadas.

Desse forma, um mesmo vetor pode ser representado em vários sistemas de referência, cada qual com diferentes coeficientes. Na modelagem da dinâmica de um veículo lançador é necessária a utilização de diversos sistemas de referência. Por esse motivo, optou-se por se utilizar um símbolo adicional precedido de vírgula nos vetores, que indica em relação a qual sistema de referência o vetor é representado. Uma notação semelhante é adotada em [Zipfel \(2007\)](#). Por exemplo, sejam os sistemas de referência genéricos A , B e C , a notação

$$\mathbf{V}_{AB,C} \tag{3.1}$$

significa que se trata do vetor velocidade da origem do sistema de referência A em relação ao sistema de referência B representado no sistema C .

As matrizes colunas, linhas ou quadradas são representadas por letras em negrito. Os símbolos dos sistemas de referência são letras maiúsculas. Em geral o símbolo para pontos é uma letra eventualmente com índices, com exceção do símbolo para o centro de massa, para o qual é utilizado CM sucedido pelo índice indicativo do corpo.

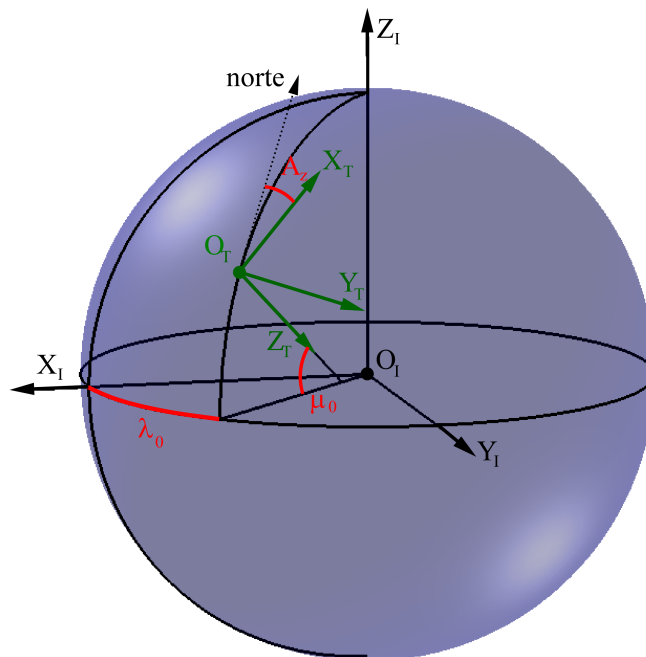
3.2 Sistemas de referência

Uma simulação típica de um veículo lançador geralmente faz uso de uma série de sistemas de referência. Os sistemas de referência inercial e do ponto de lançamento são apresentados abaixo. Os sistemas utilizam a nomenclatura proposta por [Jayakumar e Biswas \(2003\)](#).

- Sistema inercial centrado na Terra (I): é definido pelo sistema de eixos $O_I X_I Y_I Z_I$. Tem sua origem no centro da Terra. Os eixos X_I e Y_I estão sobre o plano equatorial e o eixo Z_I passa pelo Polo Norte. O eixo X_I passa pelo meridiano de Greenwich no instante do lançamento e o eixo Y_I completa a tríade positivamente orientada.

- Sistema inercial do ponto de lançamento (T): é definido pelo sistema de coordenadas cartesiano $O_T X_T Y_T Z_T$. É um sistema inercial, fixo em relação ao sistema I e sua origem O_T coincide com o centro de massa do veículo no instante inicial. Isso implica que esse sistema não possui posição fixa na superfície da Terra. O eixo Z_T coincide com a vertical local no instante do lançamento apontado para baixo. O eixo X_T está contido na horizontal local e aponta na direção do azimuth de lançamento no instante do lançamento. O eixo Y_T completa a tríade positivamente orientada. Os sistemas I e T são apresentados na Figura 3.1

Figura 3.1 - Sistemas de referência I e T e os ângulos de latitude inicial, longitude inicial e azimuth de lançamento.



São apresentados os sistemas I em preto e o sistema T em verde e o sistema G em vermelho. Os ângulos μ e λ são apresentados em vermelho.

Fonte: Produção do autor.

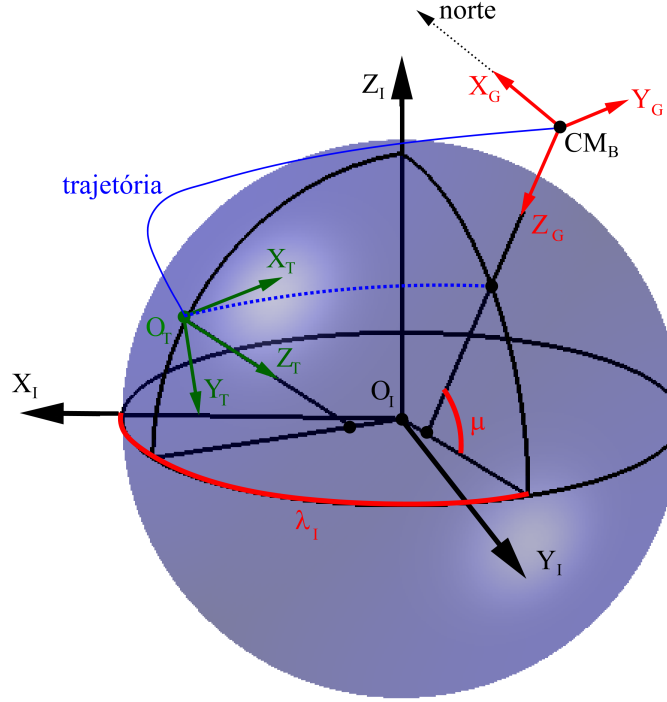
Geralmente, a modelagem da dinâmica de corpos em seis graus de liberdade exige a utilização do sistema do corpo. Esse é um sistema de referência com eixos fixos

em relação à geometria do veículo. No processo separação, a dinâmica dos três corpos envolvidos é analisada. Para isso, é necessário a utilização de um sistema de referência “do corpo” para cada um desses. Os sistemas do corpo e o sistema horizontal centrado no veículo são definidos abaixo:

- Sistema horizontal centrado no veículo (G_B): é definido pelos sistema de coordenadas cartesiano $CM_B X_G Y_G Z_G$. é um sistema que tem sua origem CM_B , o centro de massa do corpo, durante todo o voo. O índice B corresponde à C , M ou S , ou seja, três sistemas são definidos, um para cada um dos corpos em análise. O eixo X_G está contido na horizontal local e aponta na direção do norte. O eixo Y_G está contido na horizontal local e aponta para a direção leste. O eixo Z_G completa a tríade positivamente orientada. Os sistema G é representado na Figura 3.2. De acordo com [Stevens e Lewis \(1992\)](#), esse sistema também é conhecido como NED (*North East Down*).
- Sistema inercial local (L): é definido pelos sistema de coordenadas cartesiano $O_L X_L Y_L Z_L$. Esse é um sistema inercial. Sua definição depende das propriedades do veículo no instante da separação. A origem O_L coincide com centro da seção de saída da turbina no instante da separação. Após a separação, esse ponto se desloca com velocidade constante em relação ao sistema de referência T . A velocidade de O_L coincide com o valor da velocidade do centro da seção de saída da turbina no instante da separação. Os eixos X_L , Y_L e Z_L são paralelos aos eixos X_C , Y_C e Z_C do veículo no instante da separação. O sistema não rotaciona em relação ao referencial T .
- Sistemas dos corpos C , M e S (B): é definido pelos sistema de coordenadas cartesiano $CM_B X_B Y_B Z_B$. é um sistema que tem sua origem CM_B como sendo o centro de massa do corpo durante o voo. O índice B corresponde C , M ou S . O eixo X_B aponta na direção longitudinal do veículo. O eixo Y_B aponta para uma direção transversal do veículo. O eixo Z_B completa a tríade positivamente orientada. O sistema C é representado na Figura 3.3.

O sistema de referência L não é utilizado no equacionamento da dinâmica do veículo. Esse é usado apenas para a análise dos resultados do processo de separação.

Figura 3.2 - Sistema de referência G e os ângulos de latitude e longitude inercial.



São apresentados os sistemas I em preto, o sistema T em verde e o sistema G em vermelho. Os ângulos μ , λ_I e A_Z são apresentados em vermelho.

Fonte: Produção do autor.

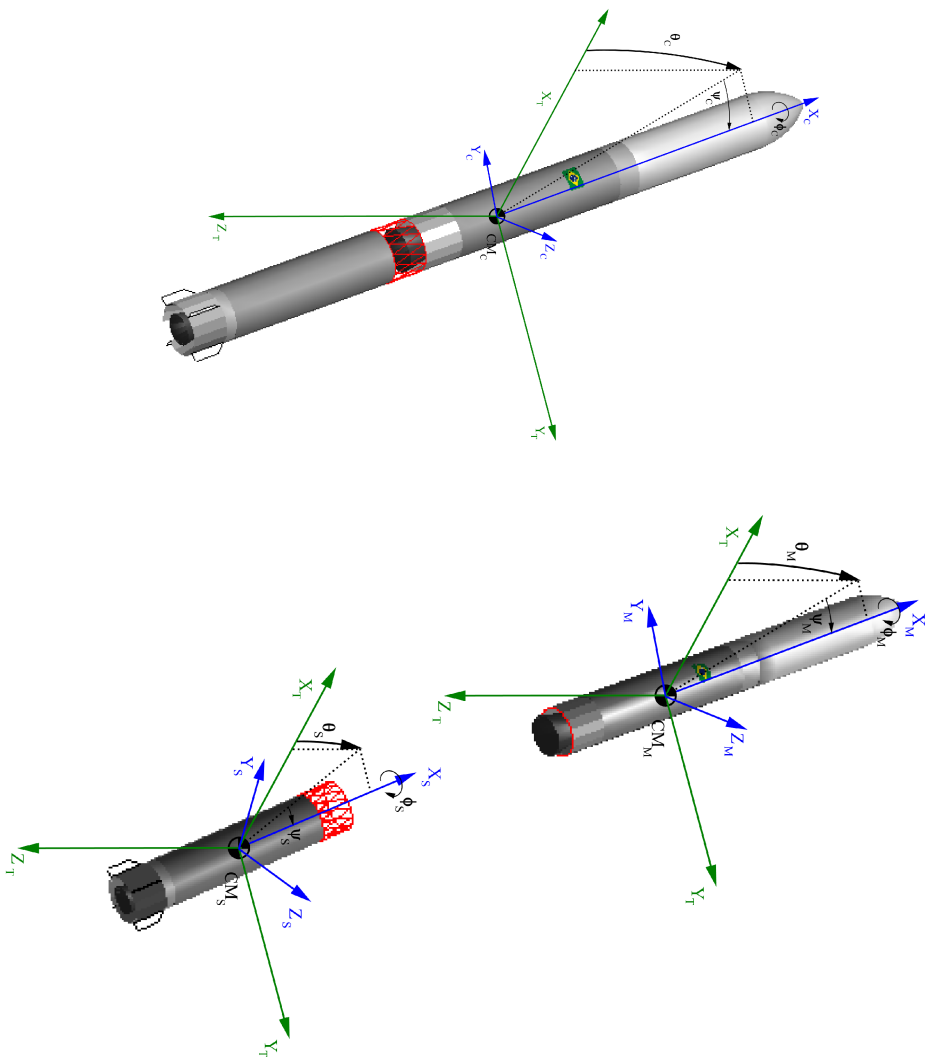
3.3 Transformações entre sistemas de referência

Nesse tópico, são apresentadas as matrizes de transformação entre os sistemas de coordenadas utilizados. Em geral, as expressões de matrizes de rotação são extensas, desse modo, para torná-las mais compactas, utiliza-se a notação $s x = \sin x$, $c x = \cos x$ e $t x = \tan x$.

A matriz de rotação que transforma os vetores do sistema I para o sistema T é

$$\mathbf{C}_{TI} = \begin{bmatrix} -s A_Z s \lambda_0 - c A_Z c \lambda_0 s \mu_0 & s A_Z c \lambda_0 - c A_Z s \mu_0 s \lambda_0 & c A_Z c \mu_0 \\ -c A_Z s \lambda_0 + s A_Z c \lambda_0 s \mu_0 & c A_Z c \lambda_0 + s A_Z s \mu_0 s \lambda_0 & -s A_Z c \mu_0 \\ -c \mu_0 c \lambda_0 & -c \mu_0 s \lambda_0 & -s \mu_0 \end{bmatrix}, \quad (3.2)$$

Figura 3.3 - Sistemas de referência C , M e S e ângulos de Euler referentes à atitude dos corpos.



Fonte: Produção do autor.

onde μ_0 é a latitude geodética do centro de massa do veículo no instante do lançamento, λ_0 é a longitude do centro de massa do veículo no instante do lançamento e A_Z é o azimute de lançamento. Uma representação esquemática da relação entre os sistemas I e T é apresentada na Figura 3.1.

A matriz de rotação que transforma os vetores do sistema I para o sistema G é

$$\mathbf{C}_{GI} = \begin{bmatrix} -c \lambda_I s \mu & -s \lambda_I s \mu & c \mu \\ -s \lambda_I & c \lambda_I & 0 \\ -c \lambda_I c(\mu) & -s \lambda_I c \mu & -s \mu \end{bmatrix}, \quad (3.3)$$

onde μ é a latitude geodética instantânea do centro de massa do veículo, λ_I é a longitude inercial do centro de massa do veículo medida em relação ao sistema de referência I .

A relação entre a longitude inercial λ_I e a longitude λ é

$$\lambda = \lambda_I - \omega_E t. \quad (3.4)$$

Logo, percebe-se que $\lambda_I = \lambda = \lambda_0$ para $t = 0$.

A matriz de rotação que transforma os vetores do sistema T para o sistema do corpo B é

$$\begin{aligned} \mathbf{C}_{BT} &= \begin{bmatrix} c \psi_B c \theta_B & s \psi_B & -c \psi_B s \theta_B \\ s \phi_B s \theta_B - c \phi_B c \theta_B s \psi_B & c \psi_B c \phi_B & c \theta_B s \phi_B + c \phi_B s \psi_B s \theta_B \\ c \phi_B s \theta_B + s \phi_B c \theta_B s \psi_B & -s \phi_B c \psi_B & c \theta_B s \phi_B - s \phi_B s \psi_B s \theta_B \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (3.5)$$

onde θ_B é o ângulo de arfagem, ψ_B é o ângulo de guinada e ϕ_B é o ângulo de rolamento, ambos do veículo durante o voo. A sequência de rotações utilizada é 2,3,1.

É importante observar que, na verdade, existe uma versão da Equação 3.5 e dos ângulos de Euler para cada um dos corpos analisados. A representação esquemática do sistema T e de cada um dos sistemas dos corpos C , M e S é apresentada na Figura 3.3.

3.4 Equações do movimento

O movimento de um corpo em seis graus de liberdade pode ser descrito por um sistema de 12 equações diferenciais ordinárias de primeira ordem. Essas 12 equações podem ser divididas em quatro conjuntos de: 3 equações dinâmicas translacionais, 3 equações dinâmicas rotacionais, 3 equações cinemáticas translacionais e 3 equações cinemáticas rotacionais.

Optou-se por formular as equações dinâmica da translacional, da dinâmica rotacional e da cinemática translacional, em termos de equações vetoriais. Isso não implica em problemas para o desenvolvimento do código computacional de simulação. É vantajoso utilizar variáveis vetoriais no *software* Simulink[®] pois esse possui diversas funcionalidades que permitem implementar expressões vetoriais. Além disso, escrever as equações na forma vetorial torna a formulação mais compacta.

Os veículos lançadores possuem massa variável. Isso implica que as equações a serem utilizadas devem levar em conta a variação da massa dos corpos em questão. Uma discussão bastante extensa sobre a modelagem de veículos lançadores de corpo rígido com massa variável pode ser encontrada em [Cornelisse et al. \(1979\)](#). Nesse trabalho, o modelo do veículo será denotado apenas como de corpo rígido, ainda que se saiba que parte da massa do veículo é composta de propelente sólido e que esse varia com o tempo.

A equação vetorial da dinâmica translacional é

$$M\dot{\mathbf{V}}_{BT,B} = -M\mathbf{w}_{BT,B} \times \mathbf{V}_{BT,B} + \mathbf{F}_{prop,B} + \mathbf{F}_{aed,B} + \mathbf{F}_{peso,B} + \mathbf{F}_{sep,B}. \quad (3.6)$$

A variável de estado correspondente a essa equação é o vetor de três componentes $\mathbf{V}_{BT,B}$. Na Equação 3.6, M é a massa do corpo B , $\mathbf{V}_{BT,B}$ é a velocidade do centro de massa do corpo B em relação ao sistema T , representado em B , $\mathbf{w}_{BT,B}$ é o vetor velocidade do corpo B em relação ao sistema T , representado no sistema B , $\mathbf{F}_{prop,B}$ é o vetor empuxo representado no sistema B , $\mathbf{F}_{aed,B}$ é o vetor força aerodinâmica representado no sistema B , $\mathbf{F}_{peso,B}$ é o vetor força peso representado no sistema B e $\mathbf{F}_{sep,B}$ é o vetor força de separação representado no sistema B . A força de separação é considerada como a resultante de todas as forças causadas pelo processo de separação.

A equação

$$\frac{d(\mathbf{I} \cdot \mathbf{w}_{BT,B})}{dt} = -\mathbf{w}_{BT,B} \times (\mathbf{I} \cdot \mathbf{w}_{BT,B}) - m\mathbf{R}_{eB,B} \times (\mathbf{w}_{BT,B} \times \mathbf{R}_{eB,B}) + \mathbf{R}_{eB,B} \times \mathbf{F}_{prop,B} + \mathbf{M}_{aed,B} + \mathbf{R}_{nB,B} \times \mathbf{F}_{aed,B} + \mathbf{M}_{sep,B} \quad (3.7)$$

é a equação vetorial que determina a dinâmica rotacional. A variável de estado correspondente a essa equação é o vetor de três componentes $\mathbf{w}_{BT,B}$.

Na Equação 3.7, \mathbf{I} é a matriz de inércia do corpo B , calculada no sistema B tomando como ponto de referência CM_B , m é a vazão mássica do corpo B , $\mathbf{R}_{eB,B}$ é o vetor que parte de CM_B e aponta para o centro de vazão mássica, representado no sistema B , $\mathbf{M}_{aed,B}$ é o vetor momento aerodinâmico, representado no sistema B e $\mathbf{R}_{nB,B}$ é o vetor que vai de CM_B do veículo até o ponto n . Já $\mathbf{M}_{sep,B}$ é o momento resultante do processo de separação representado no sistema B .

A Equação 3.7 difere da apresentada em [Cornelisse et al. \(1979\)](#) pelo termo $\mathbf{R}_{nB,B} \times \mathbf{F}_{aed,B}$. Esse termo se refere ao fato de que o momento aerodinâmico $\mathbf{M}_{aed,B}$ pode ser calculado em relação a um ponto de referência que não seja necessariamente o centro de massa. Nos modelos utilizados, ponto n de referência para a cálculo do momento aerodinâmico corresponde a extremidade da coifa do veículo.

As variáveis \mathbf{I} , m e $\mathbf{R}_{nB,B}$ são consideradas funções do tempo. Essas são inseridas no código por meio de tabelas previamente calculadas, chamadas de tabelas de propriedades de massa.

O centro de vazão mássica é definido como sendo aproximadamente o centro da garganta da tubeira. Desse modo, o vetor $\mathbf{R}_{en,B}$ que vai da extremidade da coifa até a garganta do veículo, representado no sistema de referência do veículo é constante. Isso permite calcular $\mathbf{R}_{eB,B}$ pela equação

$$\mathbf{R}_{eB,B} = \mathbf{R}_{en,B} + \mathbf{R}_{nB,B}, \quad (3.8)$$

onde $\mathbf{R}_{nB,B}$ é dado a partir das propriedades de massa e $\mathbf{R}_{en,B}$ é um vetor constante obtido a partir da configuração do veículo.

Pelo uso das propriedades da derivada, essa equação pode ser reescrita na forma

$$\begin{aligned} \mathbf{I} \cdot \dot{\mathbf{w}}_{BT,B} = & -\dot{\mathbf{I}} \cdot \mathbf{w}_{BT,B} - \mathbf{w}_{BT,B} \times (\mathbf{I} \cdot \mathbf{w}_{BT,B}) - m\mathbf{R}_{eB,B} \times (\mathbf{w}_{BT,B} \times \mathbf{R}_{eB,B}) + \\ & \mathbf{R}_{eB,B} \times \mathbf{F}_{prop,B} + \mathbf{M}_{aed,B} + \mathbf{R}_{nB,B} \times \mathbf{F}_{aed,B} + \mathbf{M}_{sep,B}. \end{aligned} \quad (3.9)$$

A equação vetorial

$$\dot{\mathbf{R}}_{BT,T} = \mathbf{C}_{BT}^\top \mathbf{V}_{BT,B} \quad (3.10)$$

determina a cinemática translacional. O símbolo $^\top$ indica que se trata da matriz transposta. A variável de estado corresponde a essa equação é o vetor de três componentes $\mathbf{R}_{BT,T}$. Esse vetor determina a trajetória do veículo em relação ao referencial T .

A formulação utilizada na modelagem da dinâmica rotacional dos corpos é

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi}_B \\ \dot{\theta}_B \\ \dot{\psi}_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -c \phi_B \tan \psi_B & s \phi_B \tan \psi_B \\ 0 & c \phi_B / c \psi_B & -s \phi_B / c \psi_B \\ 0 & s \phi_B & c \phi_B \end{bmatrix} \mathbf{w}_{BT,B}. \quad (3.11)$$

Conforme apresentado em [Hughes \(2004\)](#), esse sistema é coerente com a matriz de rotação definida na Equação 3.5. A variáveis de estado correspondentes a essa equação são: ϕ_B , θ_B e ψ_B .

A Equação 3.11 apresenta singularidades para o ângulo de guinada $\psi_B = \pi/2 \text{ rad}$ ou $\psi_B = -\pi/2 \text{ rad}$. Porém, devido a maneira como os sistemas de referência são formulados e a trajetória de referência é projetada, tem-se, que os valores ψ_B obtidos pela simulação não se aproximam dos valores singulares.

3.5 Modelo de sistema propulsivo

De acordo com [Cornelisse et al. \(1979\)](#), o empuxo é dado pela equação

$$\mathbf{F}_{prop,B} = -m\mathbf{V}_e - \int_{A_{saída}} (P_{saída} - P_{atm}) \mathbf{N}_{B,B} dS, \quad (3.12)$$

onde \mathbf{V}_e é a velocidade de exaustão, $\mathbf{N}_{B,B}$ é o versor normal a área de saída da

tubeira do corpo B , representado no sistema B , P_{saida} é a pressão na seção de saída da tubeira, P_{atm} é a pressão atmosférica e A_{saida} é a área de saída da tubeira.

No modelo utilizado, considera-se que a velocidade de exaustão \mathbf{V}_e e o versor normal a área de saída $\mathbf{N}_{B,B}$ sejam paralelos. Além disso, a informação de empuxo é inserida no código em termos de uma tabela de empuxo no vácuo $F_{emp\ vac}$, em função do tempo. $F_{emp\ vac}$ corresponde à magnitude do vetor empuxo se o veículo se encontrasse no vácuo. Pode-se reescrever a Equação 3.12 como:

$$\mathbf{F}_{prop,B} = (F_{emp\ vac} - A_{saida}P_{atm}) \mathbf{N}_{B,B}. \quad (3.13)$$

A equação conserva o termo referente à pressão atmosférica. Esse valor de pressão atmosférica é dependente da altitude do veículo e deve ser calculado a partir do modelo de atmosfera.

3.6 Modelo de sistema de controle

O sistema de controle proposto para o VLM-1 se baseia no controle da atitude do veículo por meio de um controlador PID. São controlados os ângulos de arfagem e guinada. Visto que o VLM-1 pode não ter controle ativo de rolamento, não é considerado o controle do ângulo de rolamento.

O controle é considerado como começando a atuar no instante de ignição do motor. Esse sistema deve continuar atuando até a cauda de empuxo. Quando o empuxo assume metade do valor máximo na cauda, o sistema de controle deixa de atuar. Dessa forma, o sistema não deve estar atuando durante o processo de separação, até que o motor do 2º estágio seja acionado.

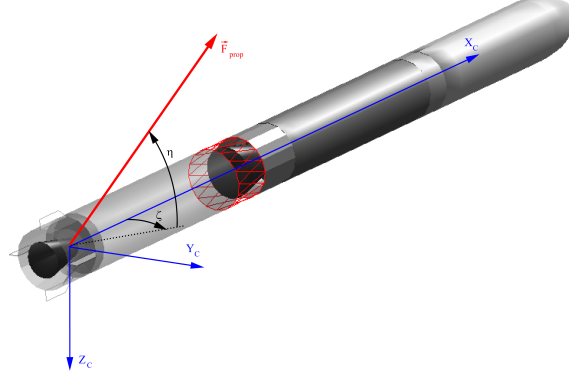
A ausência de controle durante o processo de separação é a razão para o uso das empenas no 1º estágio. Essas empenas funcionam como um sistema de controle passivo de atitude mantendo o veículo alinhado com o escoamento.

O modelo de TVA utilizado é apresentado em Zipfel (2007) e é descrito na Figura 3.4. A equação

$$\mathbf{N}_{B,B} = \begin{bmatrix} c \eta \ c \zeta \\ c \eta \ s \zeta \\ -s \eta \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

descreve o versor \mathbf{N}_B em termos dos ângulos de deflexão da tubeira η e ζ .

Figura 3.4 - Ângulos de deflexão da tubeira.



Fonte: Produção do autor.

O sistema de controle é simplificado, no sentido de que não leva em conta a dinâmica dos atuadores que realizam a deflexão da tubeira. Os ângulos η e ζ são determinados por meio do controlador.

O controlador é baseado em [Zipfel \(2007\)](#) em controle PID (Proporcional, Integral e Derivativo). Primeiramente são calculados os erros referentes a arfagem E_θ e a guinada E_ψ . Esses são definidos como

$$E_\theta = \theta_{ref} - \theta, \quad (3.15)$$

$$E_\psi = \psi_{ref} - \psi, \quad (3.16)$$

onde θ_{ref} é a arfagem de referência e ψ_{ref} é a guinada de referência. Seus valores são dados em termos de tabelas em função do tempo. Em termos de pequenas perturbações, esses erros podem ser entendidos como erros de atitude em relação a um sistema de referência inercial. Porém, para que seja realimentados no PID, deve-se corrigir o efeito do rolamento. Essa correção é feita por meio das equações

$$e_\theta = E_\theta \cos \phi + E_\psi \sin \phi, \quad (3.17)$$

$$e_\psi = -E_\theta \sin \phi + E_\psi \cos \phi, \quad (3.18)$$

onde e_θ é o erro em arfagem e e_ψ é o erro em guinada, ambos corrigidos do rolamento.

Com os valores de erro calculados pelas Equações 3.17 e 3.18 é possível calcular os ângulos de deflexão da tubeira

$$\eta = -(K_{d\eta}q + K_{p\eta}e_\theta + K_{i\eta} \int e_\theta dt), \quad (3.19)$$

$$\zeta = K_{d\zeta}r + K_{p\zeta}e_\psi + K_{i\zeta} \int e_\psi dt, \quad (3.20)$$

onde $K_{d\eta}$ e $K_{d\zeta}$ são os ganhos derivativos, $K_{p\eta}$ e $K_{p\zeta}$ são os ganhos proporcionais e $K_{i\eta}$ e $K_{i\zeta}$ são os ganhos integrais, cada qual referente ao ângulo de deflexão η ou ζ .

Para o voo do veículo antes da ocorrência da separação, o sistema de controle começa a atuar quando ocorre a ignição do motor e deixa de atuar aos 80 segundos. Já, para o veículo após a separação, o sistema começa a atuar logo na ignição do motor. O estágio alijado não tem sistema de controle ativo.

3.7 Modelo de geometria, atmosfera e gravidade da Terra

Os modelos de geometria, atmosfera e gravidade do planeta Terra utilizados nesse trabalho são os disponíveis no *software* Simulink[®].

O modelo de geometria do planeta Terra é utilizado para o cálculo da latitude geodética e da longitude, do veículo. Esse cálculo é feito a partir da função *ECEF Position to LLA*. Essa função é desenvolvida para determinar a posição de um ponto em termos de latitude geodética μ , longitude λ e altitude h a a partir do vetor posição expresso em relação ao referencial ECEF. Porém, ao se usar o vetor posição $\mathbf{R}_{BI,I}$ em relação ao referencial ECI, obtêm-se a longitude inercial λ_I . A longitude λ pode ser obtida a partir da longitude inercial λ_I por meio da Equação 3.4. Para a execução da função *ECEF Position to LLA* foram utilizados o raio equatorial da Terra $R_E = 6378.1$ km e achatamento $F_E = 1/298,257$ (STEVENS; LEWIS, 1992).

O vetor posição $\mathbf{R}_{BI,I}$ do veículo em relação ao sistema I representado no sistema I , é calculado pela expressão

$$\mathbf{R}_{BI,I} = \mathbf{C}_{TI}^\top \mathbf{R}_{BT,T} + \mathbf{R}_{TI,I}, \quad (3.21)$$

onde $\mathbf{R}_{TI,I}$ é o vetor posição do centro de massa do veículo em relação ao sistema I no instante do lançamento.

Já as propriedades da atmosfera da Terra são calculadas utilizando-se a função *COESA Atmosphere Model*. Essa função foi construída a partir do modelo apresentado em [COESA \(1976\)](#) e retorna valores de velocidade do som, pressão atmosférica e densidade atmosférica em função da altitude.

A aceleração da gravidade da Terra é obtida por meio da função *WGS84 Gravity Model*. Essa função retorna o vetor aceleração da gravidade \mathbf{g}_G representado no referencial G em função da longitude, latitude e altitude. A força peso, representada no sistema de referência B , é dada pela equação

$$\mathbf{F}_{peso,B} = \mathbf{C}_{BT} \mathbf{C}_{TI}^\top \mathbf{C}_{GI}^\top \mathbf{g}_G M. \quad (3.22)$$

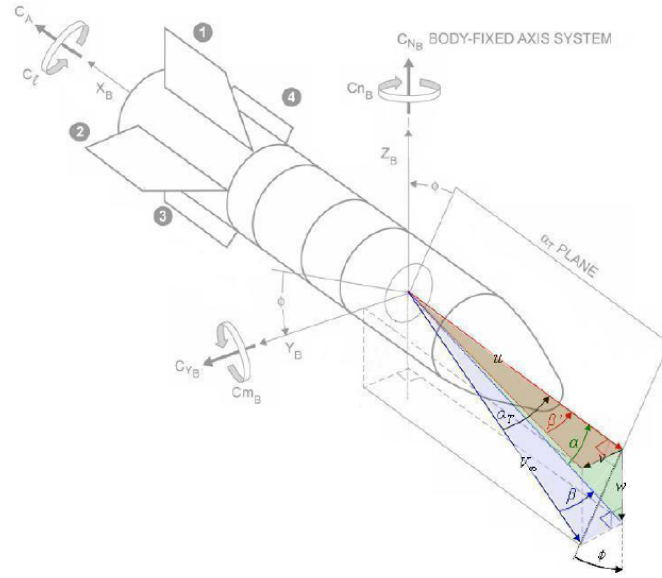
Como as equações do movimento são montadas com relação ao referencial T , que é inercial, deve-se configurar a função para não incluir efeitos centrífugos. A função foi desenvolvida com base em [NIMA \(2000\)](#). Considera-se que o momento gerado pelo gradiente de gravidade sobre o veículo é desprezível. Essa afirmação é equivalente a considerar o centro de massa e o centro de gravidade no mesmo ponto.

3.8 Modelo aerodinâmico

O modelo aerodinâmico do veículo é obtido de [Stevens e Lewis \(1992\)](#). Esse modelo utiliza de coeficientes aerodinâmicos que são calculados por meio do programa Missile DATCOM que, por sua vez, é descrito em [Rosema et al. \(2011\)](#). As definições de direção e sentido das forças aerodinâmicas podem ser obtidas através da Figura 3.5.

O modelo aerodinâmico determina as forças e momentos gerados pelo ar atmosférico sobre o veículo devido ao movimento relativo entre eles. Para a determinação desse movimento relativo é importante compreender que a atmosfera da Terra acompanha o movimento de rotação da Terra. Portanto, a velocidade em que se baseia o modelo

Figura 3.5 - Forças e momentos aerodinâmicos em relação ao sistema do veículo.



Além das Forças e dos Momentos aerodinâmicos, são apresentados diversos coeficientes aerodinâmicos e os ângulos de ataque α e de derrapagem β .

Fonte: [Rosema et al. \(2011\)](#).

aerodinâmico deve ser em relação a um sistema de referência fixo na Terra.

Realizando a composição de velocidades, obtêm-se a velocidade do veículo relativamente à atmosfera

$$\mathbf{V}_{rel} = \mathbf{V}_{BI,B} - \mathbf{w}_{BI,B} \times \mathbf{R}_{BI,B} \quad (3.23)$$

representada no referencial B . É importante frisar que não está sendo considerado a ocorrência de vento. As componentes do vetor \mathbf{V}_{rel} são definidas conforme a equação

$$\mathbf{V}_{rel} = \begin{bmatrix} u_{rel} \\ v_{rel} \\ w_{rel} \end{bmatrix}. \quad (3.24)$$

Assim, o módulo do vetor \mathbf{V}_{rel} é calculado por meio da equação

$$V_{rel} = \sqrt{u_{rel}^2 + v_{rel}^2 + w_{rel}^2}. \quad (3.25)$$

Os ângulos de ataque α e de derrapagem β são calculados por meio das equações

$$\alpha = \text{atan} \left(\frac{w_{rel}}{u_{rel}} \right), \quad (3.26)$$

$$\beta = \text{atan} \left(\frac{v_{rel}}{V_{rel}} \right). \quad (3.27)$$

Já as componentes da velocidade angular adimensionalizadas são calculadas por meio das equações

$$\bar{p} = \frac{2Dp}{V_{rel}}, \quad (3.28)$$

$$\bar{q} = \frac{2Dq}{V_{rel}}, \quad (3.29)$$

$$\bar{r} = \frac{2Dr}{V_{rel}}. \quad (3.30)$$

A grandeza D corresponde ao diâmetro de referência do veículo. Os valores de p , q e r são obtidos por meio da expressão

$$\mathbf{w}_{BG,B} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}. \quad (3.31)$$

A força aerodinâmica F_{aed} representada no sistema de referencia B , é

$$\mathbf{F}_{aed,B} = q_{din} S_{ref} \begin{bmatrix} -C_A \\ C_{Y\beta}\beta + C_{Yr}\bar{r} \\ -C_{N\alpha}\alpha - C_{Nq}\bar{q} \end{bmatrix}. \quad (3.32)$$

Os diversos coeficientes presentes na expressão são definidos conforme a Tabela 3.8.

Tabela 3.1 - Coeficientes aerodinâmicos e suas definições.

Coeficiente	Definição
C_A	Coeficiente de força axial
$C_{N\alpha}$	Derivada de estabilidade da força normal em relação a α
$C_{m\alpha}$	Der. de estab. do momento de arfagem derivado em relação a α
$C_{Y\beta}$	Der. de estab. da força lateral derivado em relação a β
$C_{n\beta}$	Der. de estab. do momento de guinada derivado em relação a β
$C_{N\bar{q}}$	Der. de estab. da força normal derivado em relação a \bar{q}
$C_{m\bar{q}}$	Der. de estab. do momento de arfagem derivado em relação a \bar{q}
$C_{Y\bar{r}}$	Der. de estab. da força lateral derivado em relação a \bar{r}
$C_{n\bar{r}}$	Der. de estab. do momento de guinada derivado em relação a \bar{r}
C_{l0}	Derivada de estabilidade do momento de rolamento a $p = 0$
C_{lp}	Der. de estab. do momento de rolamento derivado em relação a \bar{p}

Fonte: Produção o autor.

Já, S_{ref} é a área de referência do veículo e q_{din} e a pressão dinâmica, definida conforme a equação

$$q_{din} = \frac{1}{2}\rho V_{rel}^2. \quad (3.33)$$

O momento aerodinâmico $\mathbf{M}_{aed,B}$ representado no sistema de referência B é determinado por meio da equação

$$\mathbf{M}_{aed,B} = q_{din} S_{ref} D \begin{bmatrix} C_{l0} + C_{lp}\bar{p} \\ C_{m\alpha}\alpha + C_{m\bar{q}}\bar{q} \\ C_{n\beta}\beta + C_{n\bar{r}}\bar{r} \end{bmatrix}. \quad (3.34)$$

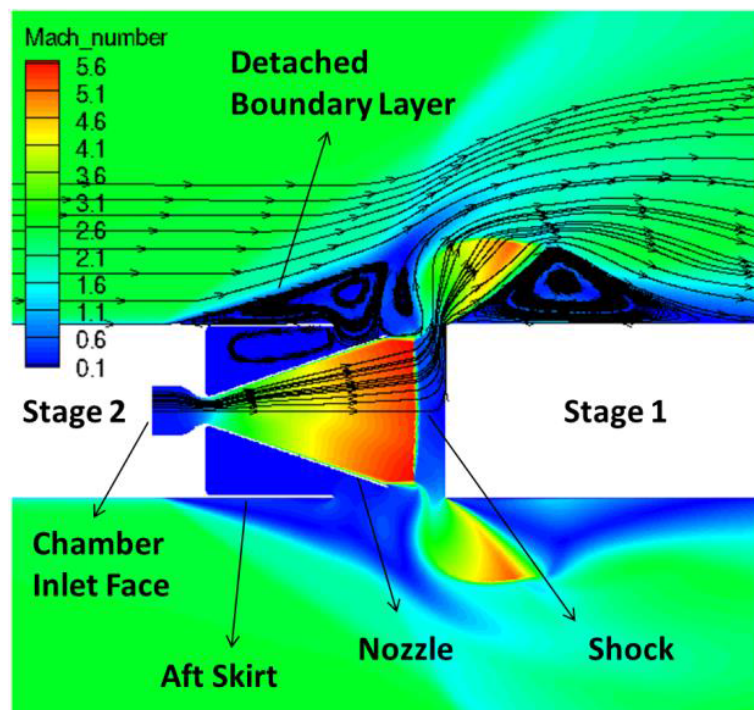
Observa-se, pelas Equações 3.32 e Equações 3.34, que as forças e momentos aerodinâmicos são proporcionais à pressão dinâmica. Isso implica que para momentos do voo quando a pressão dinâmica é elevada, a interação do veículo com atmosfera também é mais intensa. Consequentemente, perturbações geradas pela interação do veículo com a atmosfera, também se tornam mais intensas. Desse modo, é aconselhável que eventos de voo que envolvem riscos a missão como processos de separação sejam realizados em momentos do voo para os quais a os valores de pressão dinâmica sejam mais baixos.

Concluem-se os modelos básicos para a modelagem da dinâmica de um veículo lançador. No próximo capítulo são abordados modelos específicos associados ao processo de separação.

4 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA II: MODELAGEM DA FORÇA DE JATO

Durante a separação a quente do estágio de um veículo lançador, forças complexas atuam sobre o veículo. Quando o jato do motor do 2º estágio colide com o domo do 1º estágio um escoamento transiente se estabelece. As pressões e tensões viscosas nesse escoamento são responsáveis pelas forças que atuam no 1º estágio. A Figura 4.1 mostra o escoamento na região do inter-estágio, conforme simulado por Li et al. (2012).

Figura 4.1 - Jato sobre o domo do 1º estágio durante a separação.



A graduação de cores de se refere aos diferentes números de Mach ao longo do escoamento.

Fonte: Li et al. (2012).

Percebe-se pela Figura 4.1 que a interação do 1º estágio com o jato e com a atmosfera não podem ser separadas. O jato após colidir com o domo, é redirecionado para as laterais. Com isso, o jato altera o escoamento do ar atmosférico nas vizinhanças do veículo. Evidentemente, as características do escoamento dependem da forma do

inter-estágio e do domo.

Os trabalhos experimentais de Wasko (1961), Mitchell e Cubbison (1963) e Binion (1964) detalham essa dependência. O inter-estágio fechado, por exemplo, faz com que a força de jato atuante no estágio seja até duas vezes maior do que a força de empuxo atuante no 2º estágio. Já quando o inter-estágio é aberto, a força de jato é até uma vez maior que a força de empuxo.

No caso do VLM-1 o inter-estágio é construído com uma estrutura em forma de grade que permite que o gás seja expelido, conforme apresentado na Figura 4.2. Nos estudos de Li et al. (2012) e Li et al. (2014) são realizadas as seguintes hipóteses simplificadoras:

- A interação do escoamento com a estrutura em forma de grade é desprezada;
- O domo do 1º estágio é considerado plano.

Essas hipóteses simplificadoras também são aplicadas nesse trabalho, de forma que em nenhum momento a interação do escoamento com a estrutura em forma de grade no inter-estágio ou mesmo o efeito de eventuais protuberâncias no domo do 1º estágio são considerados.

4.1 Modelo de interação do 1º estágio com o escoamento

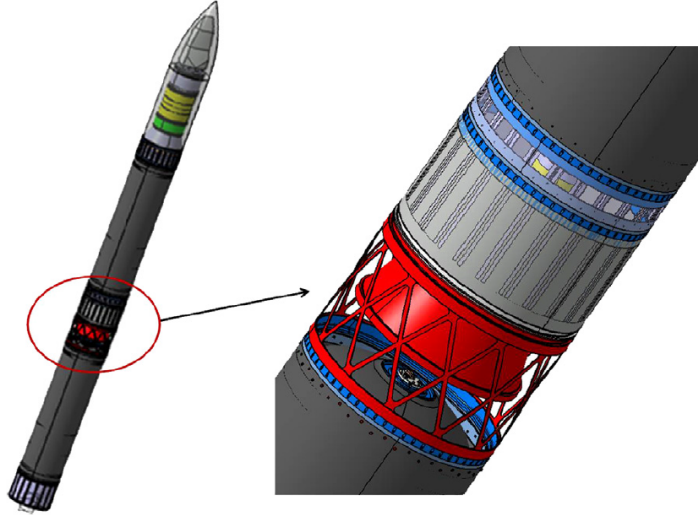
Conforme exposto na Seção 1.5, deseja-se utilizar um modelo de forças e momentos atuantes durante o processo de separação que não utilize CFD, devido à complexidade desse tipo de modelagem. Em outras palavras, deseja-se utilizar um modelo simplificado de interação entre o estágio alijado e o escoamento.

Em Su e Mullen (1972) é apresentado um equacionamento matemático que permite estimar o valor da força de jato atuante no estágio alijado. Para estimar a força de jato é necessário o cálculo do *momentum* do jato M_m que é definido conforme a equação

$$M_m = \gamma_t M_t^2 P_{saida} A_t, \quad (4.1)$$

onde γ_t é razão dos calores específicos, M_t é o número de Mach do escoamento e A_t é área da seção. Todas essas grandezas são medidas na seção de saída da tubeira.

Figura 4.2 - Inter-estágio do VLM-1.



Fonte: Li et al. (2014).

Uma maneira conveniente de determinar o *momentum* de jato vem da equação

$$F_{emp\ vac} = (1 + \gamma_t M_t^2) P_{saida} A_t. \quad (4.2)$$

Substituindo a Equação 4.2 na Equação 4.1, obtêm-se a equação

$$M_m = F_{emp\ vac} - P_{saida} A_t, \quad (4.3)$$

que relaciona o *momentum* do jato ao empuxo no vácuo e à pressão P_{saida} e à área A_t . Tendo-se obtido M_m , pode-se obter a força de jato pela equação

$$F_{jato} = M_m C_1 (1 - Y^{e_1}). \quad (4.4)$$

Os demais coeficientes são dados pelas equações

$$K = \gamma_t (\gamma_t - 1) M_t^2, \quad (4.5)$$

$$e_1 = \frac{(K + 2)}{2}, \quad (4.6)$$

$$Y = \frac{1}{1 + (R_d/X_d)^2}, \quad (4.7)$$

$$C_1 = 1 + \frac{1}{\gamma_t M_t^2}, \quad (4.8)$$

onde R_d é o raio da seção do domo do estágio alijado e X_d é a distância que vai da seção de saída da tubeira até o domo.

O modelo proposto por [Su e Mullen \(1972\)](#) inclui na Equação 4.4 mais um termo referente ao chamado escoamento reverso. Esse escoamento ocorre quando se tem um inter-estágio fechado. O jato, sem ter para onde escoar, é acelerado na direção contrária. Esse fenômeno faz com que a força de jato em inter-estágios fechados chegue a até aproximadamente duas vezes o valor do empuxo. Como no caso do VLM-1 o inter-estágio é considerado aberto, esse termo será desconsiderado.

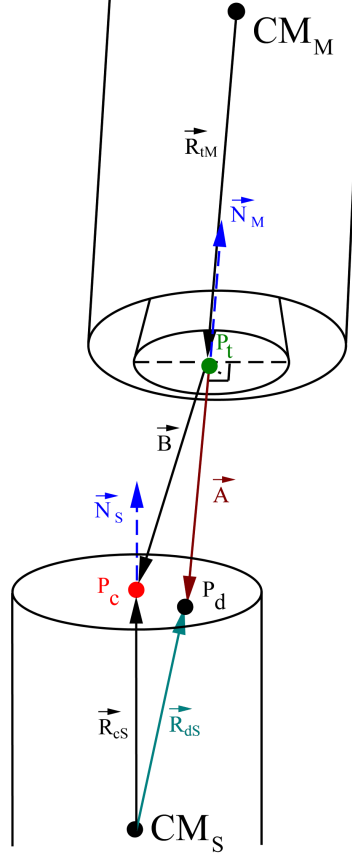
Deve ser dito que a Equação 4.4 estima a força de jato supondo que o estágio se desloca longitudinalmente em relação ao veículo, de forma que o sistema permanece axialmente simétrico. Esse modelo ainda não é suficiente para que uma simulação em seis graus de liberdade do processo de separação seja realizada. Para obter um modelo que forneça vetores de força e momento de jato, supõe-se que a força de jato pode ser considerada como atuando num ponto de aplicação.

4.2 Ponto de aplicação da força de jato

Propõe-se que a força de jato possa ser considerada como atuando na direção do eixo de simetria da tubeira do 2º estágio e atuando num ponto de aplicação P_d conforme apresentado na Figura 4.3. Esse ponto é determinado a partir do prolongamento do eixo de simetria da tubeira do motor do 2º estágio. O ponto onde esse prolongamento intercepta o domo do 1º estágio é o ponto P_d .

Nos instantes iniciais, quando a força de jato é intensa, espera-se que os deslocamentos laterais e rotação do estágio alijado sejam relativamente pequenos. Desse modo, a distância entre o ponto P_d e o centro do domo P_c deve ser pequena, quando comparada com o diâmetro do domo. A Figura 4.3 apresenta esses pontos bastante separados unicamente para facilitar a visualização do diagrama de vetores.

Figura 4.3 - Diagrama de vetores utilizados na determinação do ponto de aplicação da força de jato.



O ponto P_d é o ponto de aplicação da força de jato, P_t é o centro da seção de saída da tubeira e o ponto P_c é o ponto central do domo do 1º estágio.

Fonte: Produção do autor.

O vetor \vec{R}_{SM} pode ser calculado pela posição relativa entre os corpos M e S , por meio da expressão

$$\vec{R}_{SM} = \vec{R}_{ST} - \vec{R}_{MT}, \quad (4.9)$$

onde \vec{R}_{ST} é o vetor que vai da origem do sistema T ao centro de massa do corpo S e \vec{R}_{MT} é o análogo para o corpo M . Já os vetores \vec{R}_{tM} e \vec{R}_{cS} são determinados a partir da geometria do veículo. O vetor \vec{B} pode ser determinado pela equação

$$\vec{B} = \vec{R}_{cS} + \vec{R}_{SM} - \vec{R}_{tM}. \quad (4.10)$$

Já o vetor \vec{A} é paralelo a direção do eixo de simetria da tubeira, que tem a direção do versor \vec{N}_M . A distância entre a tubeira do 2º estágio e o domo do 1º estágio X_d será considerada como sendo a distância entre o ponto P_t e P_d . Desse modo, tem-se que o vetor \vec{A} satisfaz a equação

$$\vec{A} = -\vec{N}_M X_d. \quad (4.11)$$

O vetor \vec{N}_M é obtido a partir da atitude e geometria do veículo. Já o valor de X_d deve ser calculado. Para isso, observa-se que os pontos P_c e P_d se situam no domo do 1º estágio, que é suposto plano. Desse modo, o vetor resultante de $\vec{A} - \vec{B}$ deve ser perpendicular ao versor \vec{N}_S . Desse modo, pelas propriedades do produto escalar, tem-se a equação

$$(\vec{A} - \vec{B}) \cdot \vec{N}_S = 0. \quad (4.12)$$

Substituindo a Equação 4.11 em 4.12 e isolando-se X_d , tem-se

$$X_d = -\frac{\vec{B} \cdot \vec{N}_S}{\vec{N}_M \cdot \vec{N}_S}. \quad (4.13)$$

Pode-se, ainda, substituir as Equações 4.9 e 4.10 em 4.13, obtendo-se a equação

$$X_d = \frac{(\vec{R}_{tM} - \vec{R}_{cS} - (\vec{R}_{ST} - \vec{R}_{MT})) \cdot \vec{N}_S}{\vec{N}_M \cdot \vec{N}_S}. \quad (4.14)$$

A Equação 4.14 permite o cálculo de X_d . Esse era o primeiro passo para determinar a posição do ponto P_d . Agora, basta determinar o vetor \vec{R}_{dS} que vai do centro de massa do estágio alijado CM_S até o ponto P_d . Tem-se que esse vetor é dado pela equação

$$\vec{R}_{dS} = \vec{R}_{cS} - \vec{B} + \vec{A}. \quad (4.15)$$

Substituindo as Equações 4.9, 4.10 e 4.11, tem-se

$$\vec{R}_{dS} = -\vec{N}_M X_d + \vec{R}_{tM} + \vec{R}_{MT} - \vec{R}_{ST}. \quad (4.16)$$

As Equações 4.14 e 4.16 utilizam vetores, mas não especificam os sistemas de referência nos quais esses vetores são representados. Isso não é desejável para a implementação no código computacional, já que no código, todos os vetores são na verdade matrizes coluna e por isso, são necessariamente representados em algum sistema de referência.

A implementação do código foi feita de forma que os vetores \vec{R}_{tM} e \vec{N}_M são representados no sistema M . Já os vetores \vec{R}_{cM} e \vec{N}_S são representados no sistema S . Por fim, \vec{R}_{MT} e \vec{R}_{ST} são representados em relação ao referencial T .

Para reescrever as Equações 4.14 e 4.16 levando em conta os sistemas de referência, optou-se por transformar a representação de todos os vetores para o sistema de referência S . Como resultado, tem-se as equações

$$X_d = \frac{\mathbf{N}_{S,S}^\top (\mathbf{C}_{ST} \mathbf{C}_{MT}^\top \mathbf{R}_{tM,M} - \mathbf{R}_{cS,S} - \mathbf{C}_{ST} (\mathbf{R}_{ST,T} - \mathbf{R}_{MT,T}))}{\mathbf{N}_{S,S}^\top \mathbf{C}_{ST} \mathbf{C}_{MT}^\top \mathbf{N}_{M,M}}, \quad (4.17)$$

$$\mathbf{R}_{dS,S} = \mathbf{C}_{ST} \mathbf{C}_{MT}^\top (-\mathbf{N}_{M,M} X_d + \mathbf{R}_{tM,M}) + \mathbf{C}_{ST} (\mathbf{R}_{MT,T} - \mathbf{R}_{ST,T}). \quad (4.18)$$

Utilizando as Equações 4.17 e 4.18 juntamente com a Equação 4.4 para o módulo da força de jato, pode-se determinar expressões vetoriais para a força e o momento de jato atuantes no estágio alijado:

$$\mathbf{F}_{sep,S} = -\mathbf{C}_{ST} \mathbf{C}_{MT}^\top \mathbf{N}_{M,M} F_{jato}, \quad (4.19)$$

$$\mathbf{M}_{sep,S} = \mathbf{R}_{dS,S} \times \mathbf{F}_{sep,S}, \quad (4.20)$$

onde $\mathbf{F}_{sep,S}$ é o vetor força de jato atuante no 1º estágio, representado no referencial S e $\mathbf{M}_{sep,S}$ é o vetor momento de jato atuante no 1º estágio representado no referencial S .

4.3 Interação do estágio alijado com a atmosfera

A curtas distâncias, o estágio alijado interage predominantemente com o jato do motor do 2º estágio. Porém, a medida que esse estágio se afasta, a força de jato diminui. Isso implica que a influência da pluma do motor deve se tornar cada vez menor e o estágio já deve estar predominantemente sob o escoamento atmosférico livre. Em outras palavras, a interação do estágio com a atmosfera após este se afastar do veículo pode ser modelada pela formulação apresentada na Seção 3.8.

Os coeficientes aerodinâmicos do estágio alijado foram calculados por meio do *software* Missile DATCOM, que é detalhado em [Rosema et al. \(2011\)](#). Esses coeficientes são aplicados no modelo de forças e momentos aerodinâmicos do estágio alijado.

5 O CÓDIGO DE SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL

Esse capítulo trata do código de simulação computacional, doravante chamado CSVLM (Código de simulação de Separação do VLM-1). Primeiramente descreve-se sua implementação em Simulink[®], após descreve-se o código de visualização e finalmente, resultados do código de simulação são comparados com os resultados obtidos por meio do *software* ASTOS[®].

5.1 Implementação do modelo

O *software* Simulink[®] consiste num ambiente de programação baseado em diagramas de blocos. Sua finalidade é simular computacionalmente modelos que englobem múltiplos domínios da engenharia para aplicação ao projeto de sistemas. Além disso, é integrado ao Matlab[®], o que permite incorporar algoritmos desenvolvidos em Matlab[®] ou mesmo exportar resultados de simulações para o Matlab[®] (MATHWORKS, 2015).

Em outras palavras, a modelagem de sistemas dinâmicos no Simulink[®] não é feita por meio de linhas de código, mas sim por meio de diagramas de blocos. Esses diagramas lembram fluxogramas, que representam fluxo de informações entre os diferentes blocos. O diagrama do primeiro nível do CSVLM é apresentado na Figura 5.1.

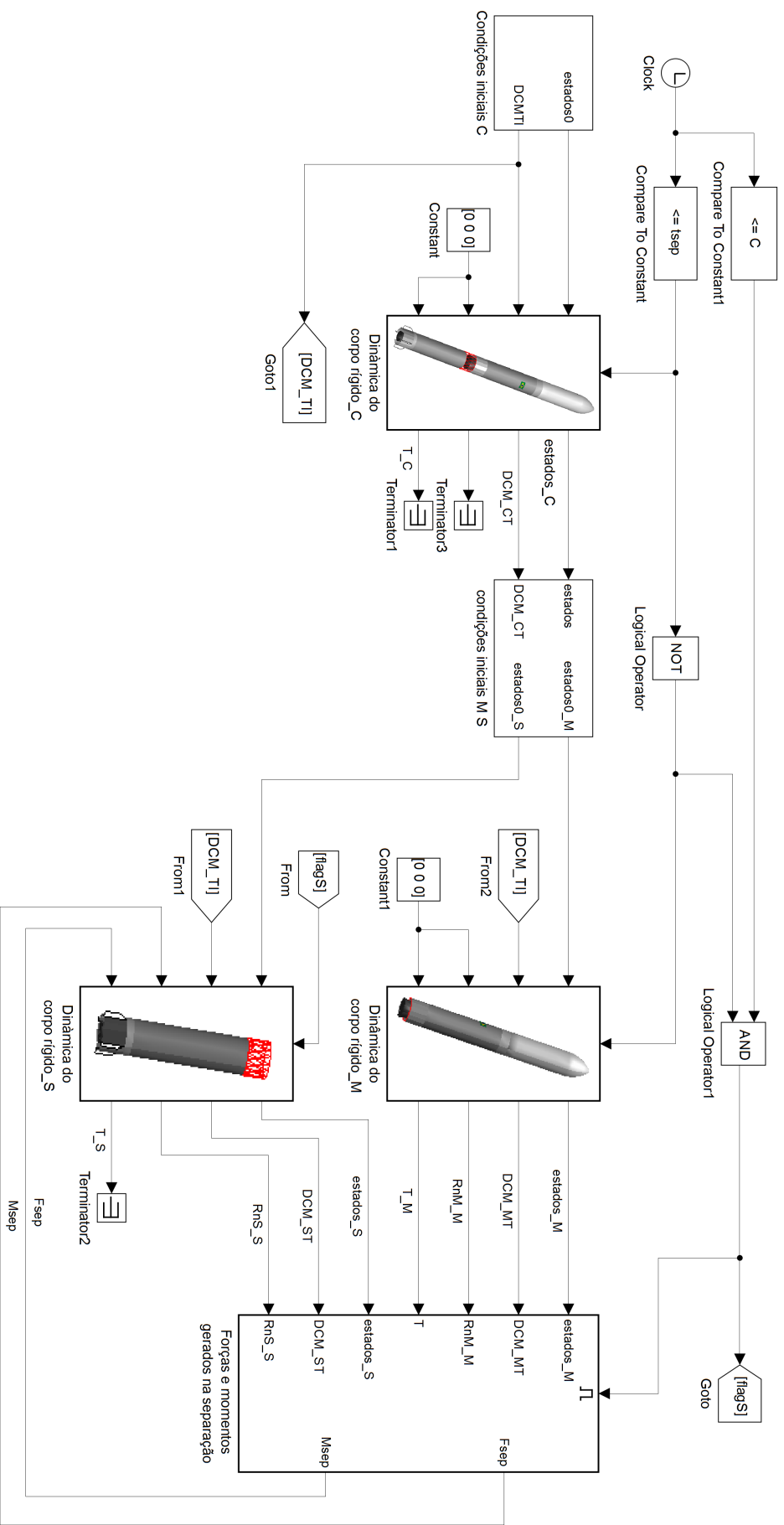
O CSVLM foi programado de forma a separar os modelos de diferentes sistemas em diferentes blocos. Dessa forma, existem os blocos para o sistema propulsivo, de controle, aerodinâmico além de um bloco que reúne as equações do movimento. Alguns exemplos desses blocos são apresentados no Anexo A.

Os diferentes corpos tem propriedades que devem ser inseridas no código. Como exemplo, tem-se tabelas de propriedades de massa, de coeficientes aerodinâmicos, de perfil de empuxo, além de valores de grandezas constantes, como áreas e diâmetros de referência dentre outros. Essas grandezas são reunidas numa variável estruturada que contém toda a informação sobre o modelo.

O paradigma de programação em Simulink[®] prevê que o usuário tenha apenas que programar o sistema dinâmico especificando os integradores envolvidos. Não é necessário implementar algoritmos de resolução de equações diferenciais. O próprio ambiente de programação possui o integrador integrado, que pode ser configurado em termos de diversos parâmetros.

O algoritmo de integração de quarta ordem disponível é o *ode45* (*Dormand-Prince*). Esse algoritmo é uma variedade de Runge-Kutta de quarta ordem com estimador de

Figura 5.1 - CSVLM em Simulink: primeiro nível.



Podem-se observar os blocos referentes aos sistemas propulsivo e aerodinâmico, além dos blocos de força peso, propriedades de massa e das equações do movimento.

Fonte: Produção do autor.

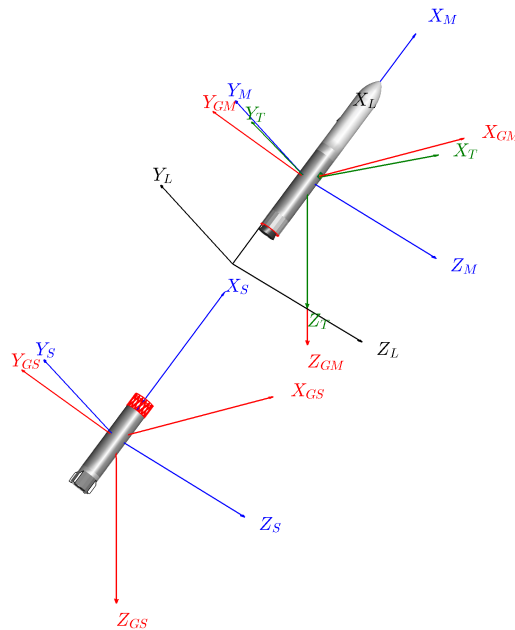
erro de quinta ordem (DORMAND; PRINCE, 1980). Esse método é bastante similar ao conhecido método de Runge-Kutta-Fehlberg. A diferença entre os dois é que o primeiro busca minimizar a componente de erro de quinta ordem enquanto o segundo busca minimizar a componente de quarta ordem. A tolerância relativa do erro local foi escolhida como $1,0 \cdot 10^{-7}$, já o passo máximo relativo foi escolhido como 0,1.

5.2 Visualização dos resultados

Além do desenvolvimento de modelos e implementação de códigos computacionais, foi proposto que os resultados pudessem ser visualizados por meio de animações. Essa escolha foi feita por dois motivos: porque permite confirmar visualmente se certos modelos foram implementados corretamente e porque é possível verificar a ocorrência de colisão em regiões com geometria complexa.

A implementação dos sistemas de referência é um exemplo disso. Na modelagem implementada são utilizados diversos sistema de referência que se multiplicam para os vários corpos conforme pode ser observado na Figura 5.2.

Figura 5.2 - Visualização dos diversos sistemas de referência utilizados



Quando exibida numa janela de figura do Matlab, é possível observar a figura de diversos ângulos e distâncias.

Fonte: Produção do autor.

A visualização gráfica permite verificar se esses sistemas estão orientados conforme esperado. A janela visualização de figuras do Matlab[®] permite ao analista rotacionar e aproximar a figura de modo que esse pode ter uma visão de vários ângulos e distâncias diferentes, o que auxilia ainda mais a análise.

Outra vantagem do uso de visualizações 3D se refere a geração de animações. É possível gerar vídeos *.avi* que mostram detalhes do processo de separação de diferentes ângulos. Para o caso do VLM-1, isso é particularmente útil na análise de colisão, já que parte da tubeira encontra-se dentro do inter-estágio. Isso permite visualizar se alguma parte da tubeira entra em contato com o inter-estágio durante a separação.

O código que gera as animações é a função *geraVideo.m* e foi desenvolvida em Matlab[®]. Sua implementação buscou tomar vantagem das propriedades dos objetos gráficos. Por exemplo, um gráfico do veículo só precisa ser gerado uma vez e depois salvo num arquivo *.fig*. Caso seja necessário obter as informações da geometria do gráfico basta abrir o *.fig*, acessar as propriedades do objeto gráfico e acessar as informações de geometria do gráfico.

Essa é a ideia básica da realização das animações utilizando-se o Matlab[®]. Uma vez tendo simulado a atitude do veículo em função do tempo e a geometria do veículo num gráfico, basta utilizar um *loop* para seguidamente incrementar o tempo, calcular a atitude do veículo, aplicar a rotação apropriada nos dados de geometria, atualizar a exibição do gráfico e salvar o novo *frame* num arquivo de vídeo.

5.3 Teste do código: comparação de resultados para o voo do 1º estágio e do 2º estágio

Conforme comentado na seção 3, escolheu-se implementar um modelo mais complexo do que o necessário para a análise da separação, para que fosse possível testar o CSVLM por meio de comparação de resultados com outro *software*. Para tal comparação, foram escolhidos os resultados obtidos pelo *software* ASTOS[®].

A comparação é realizada para o voo do 1º e 2º estágio, o que compreende o período de 168 segundos de voo¹. É preciso ter-se em mente que a simulação computacional realizada pelo ASTOS[®] é essencialmente diferente da realizada pelo CSVLM.

Na simulação do ASTOS[®], é considerado um modelo de dinâmica translacional com três graus de liberdade. Porém, a simulação não considera um modelo dinâmico para

¹A animação gráfica do voo encontra-se em <http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3JS5SC2>.

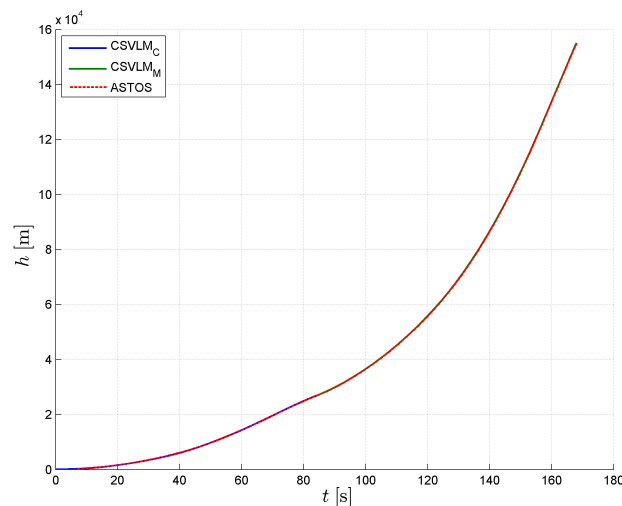
a rotação. A atitude do veículo é determinada por meio de modelos algébricos em função do tempo. Por exemplo, o ângulo de arfagem pode ser configurado para ser: constante no tempo, determinado por uma equação de primeiro grau, ou mesmo, manter o eixo de simetria do veículo com a direção e o sentido do vetor velocidade.

Apesar dessas diferenças entre os modelos simulados, a comparação de resultados ainda é pertinente. Como o ASTOS[®] é um *software* utilizado para o cálculo do programa de atitude do veículo, é de se esperar que seus resultados sejam bastante próximos do modelo em seis graus de liberdade. Além disso, comparações semelhantes a essa já foram realizadas em outros trabalhos.

Resultados obtidos pelo ASTOS e pelo *software* de simulação computacional em 6 graus de liberdade RTS desenvolvido por [Silveira \(2014a\)](#), mostram que os resultados são próximos. No caso, foram comparadas trajetórias referentes a uma missão sub-orbital do VLM-1. As comparações resultaram em erros relativos em altitude e velocidade relativa a superfície da Terra menores que 1%. Esse valor limite de erro fornece um parâmetro para avaliar os resultados obtidos pelo CSVLM.

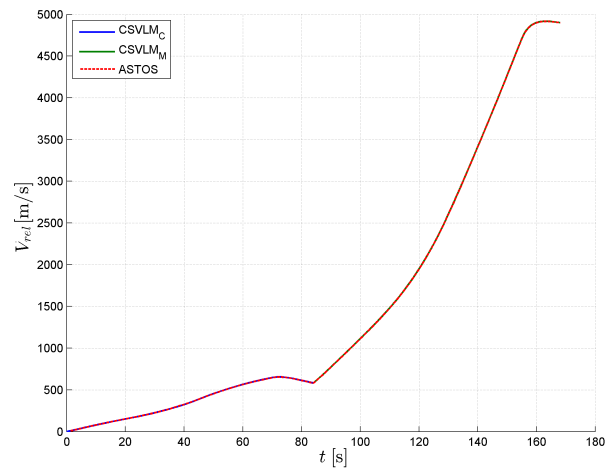
As Figuras 5.3, 5.4 e 5.5 apresentam os resultados obtidos através do ASTOS[®] e do CSVLM.

Figura 5.3 - Comparação entre ASTOS[®] e CSVLM: Altitude.



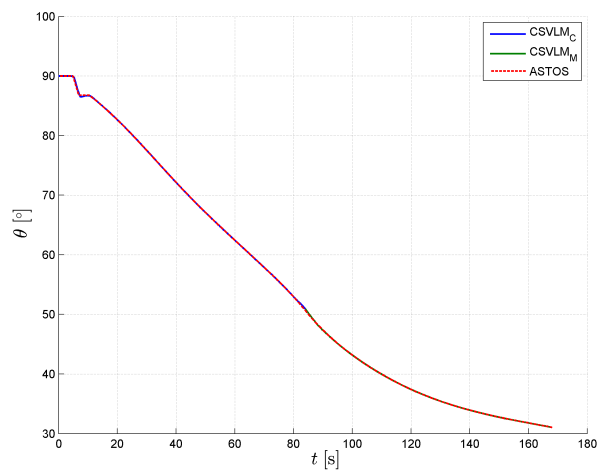
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.4 - Comparação entre ASTOS[®] e CSVLM: Velocidade relativa.



Fonte: Produção do autor.

Figura 5.5 - Comparação entre ASTOS[®] e CSVLM: Ângulo de arfagem.



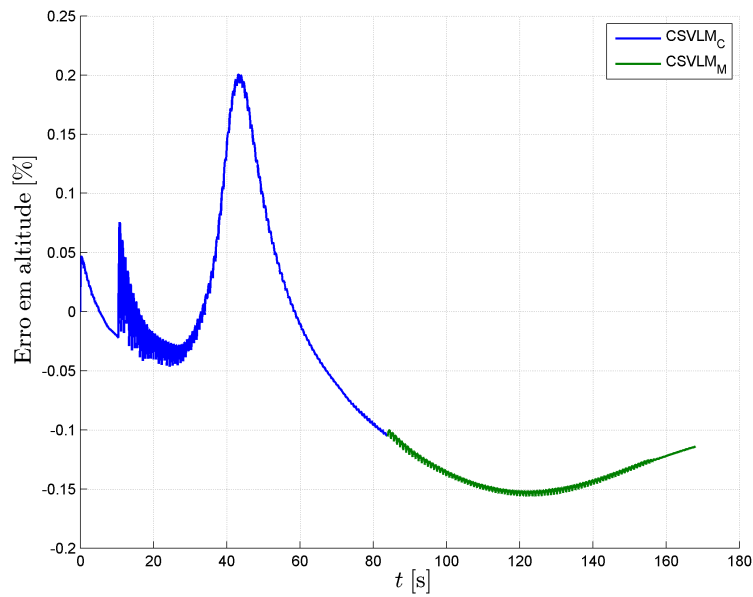
Fonte: Produção do autor.

Percebe-se que os resultados foram relativamente próximos. As grandezas altitude h , velocidade relativa V_{rel} e θ são definidas conforme foi detalhado no Capítulo 3.

Como o ASTOS[®] foi utilizado para o projeto da trajetória de referência utilizada no CSVLM, a arfagem em função do tempo obtida do ASTOS[®] é a mesma arfagem de referência utilizada no CSVLM. Portanto, a Figura 5.5 é equivalente à comparação entre a atitude de referência e atitude simulada.

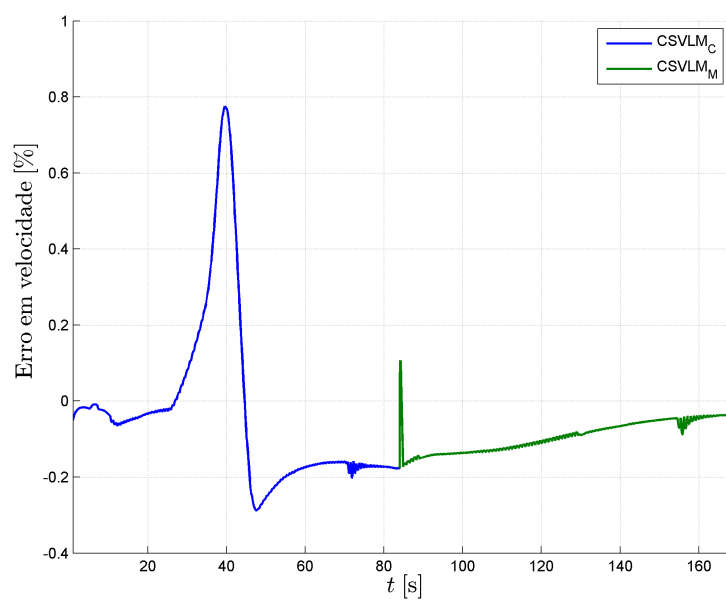
Uma avaliação quantitativa dos erros é obtida pelas Figuras 5.6 e 5.7. Essas figuras apresentam o erro relativo em relação a altitude e a velocidade relativa entre os resultados do ASTOS[®] e do CSVLM. Percebe-se que os erros permaneceram com magnitude inferior a 1% durante todo o período simulado. Conclui-se que os modelos do veículo completo e do veículo após a separação geram resultados com erros aceitáveis.

Figura 5.6 - Comparação entre ASTOS[®] e CSVLM: Erro relativo em altitude.



Fonte: Produção do autor.

Figura 5.7 - Comparação entre ASTOS[®] e CSVLM: Erro relativo em velocidade.

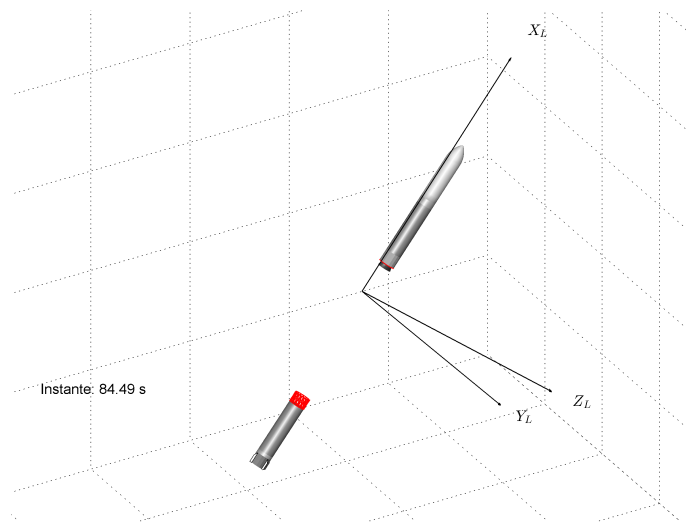


Fonte: Produção do autor.

6 RESULTADOS DA SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL DA SEPARAÇÃO DO 1º ESTÁGIO DO VLM-1

O código de simulação de separação CSVLM foi executado e os resultados das simulações computacionais são apresentados nesse capítulo. A representação gráfica do processo é apresentada na Figura 6.1. Primeiramente são apresentados resultados referentes ao deslocamento entre o estágio alijado e o veículo após a separação. Posteriormente, são feitas comparações com resultados obtidos de Li et al. (2012) de simulações realizadas para um caso similar de veículo.

Figura 6.1 - Movimento relativo durante o processo de separação.

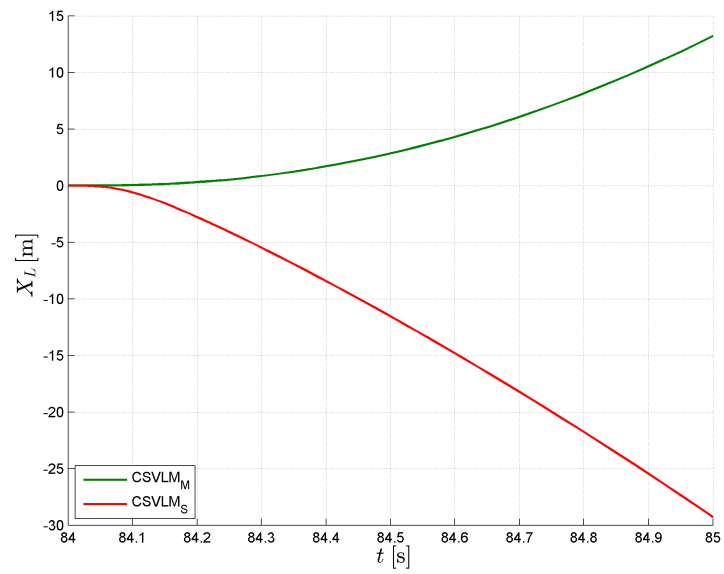


Fonte: Produção do autor.

A dinâmica de separação é rápida¹. Isso pode ser observado na Figura 6.2 que apresenta o movimento do veículo na direção X_L . Observa-se que em 1 segundo o afastamento relativo entre o veículo e o estágio alijado nessa direção é cerca de 45 metros. Já na Figura 6.3, que apresenta a velocidade relativa V_{MS} entre o centro de massa dos dois veículos, observa-se que a velocidade aumenta mais intensamente no primeiro décimo de segundo. Esse resultado está de acordo com a Figura 6.4 pela qual pode-se observar que a força de jato atinge seu pico durante o primeiro décimo de segundo.

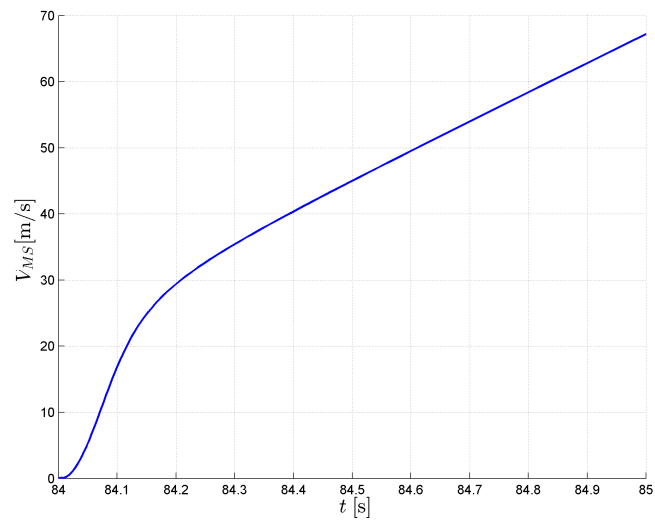
¹A animação do veículo durante o processo de separação encontra-se em <http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3JS5SRB>.

Figura 6.2 - Deslocamento em X_L versus tempo.



Fonte: Produção do autor.

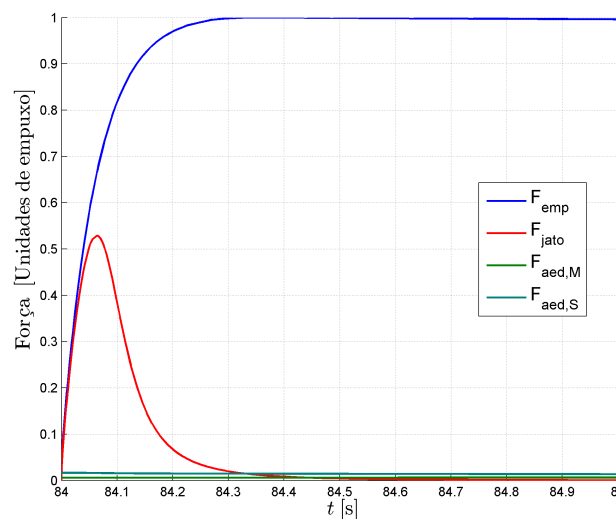
Figura 6.3 - Variação da velocidade relativa.



Fonte: Produção do autor.

Na Figura 6.4, observa-se que a força de jato aumenta sua intensidade inicialmente quase junto com o aumento de empuxo e após atingir um valor máximo de 52,9 % do empuxo, essa começa cair até se tornar desprezível a 0,5 segundo após a separação. Esse comportamento se deve ao fato que a força de jato varia com a distância. Conforme apresentado no Capítulo 4, a força de jato para o caso do inter-estágio aberto, tem um valor próximo ao do empuxo, quando o estágio alijado se encontra próximo da tubeira. Porém, quando o estágio se afasta, essa força diminui até se tornar desprezível. Portanto, quando o estágio está próximo, a força de jato cresce juntamente com o empuxo do motor do 2º estágio e quando o estágio começa a se afastar essa força diminui.

Figura 6.4 - Comparação entre a força de empuxo e a força de jato.



São apresentados os módulos das seguintes forças: Força de empuxo na atmosfera do segundo estágio (F_{emp}), força de jato atuante no 1º estágio (F_{jato}), força aerodinâmica atuante no veículo ($F_{aed,M}$) e força de arrasto atuante no 1º estágio ($F_{aed,S}$).

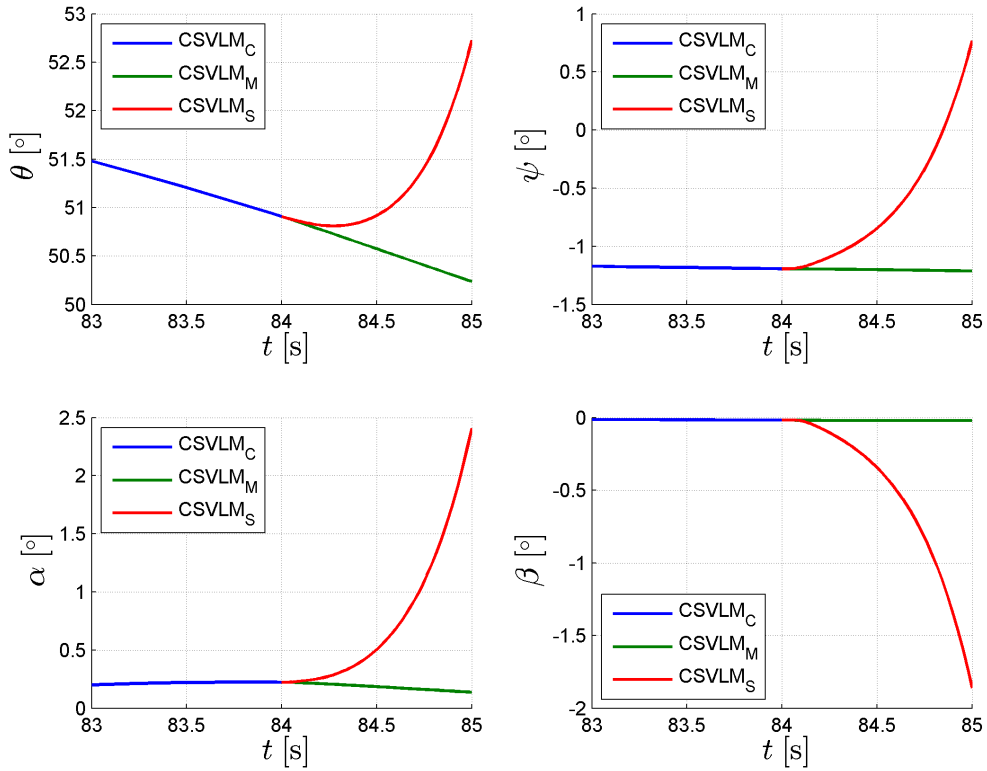
Fonte: Produção do autor.

Considerando que a força de jato possui atuação significativa apenas até 0,2 segundo após a separação, tem-se que a velocidade relativa induzida por esse dispositivo impulsor ao final desse intervalo é cerca de 30 m/s. Essa velocidade é relativamente alta quando comparada com as velocidades típicas desse dispositivo impulsor que são de 1,5 à 3 m/s segundo Mitchell (1970).

Pela Figura 6.4 percebe-se que a ordem de grandeza das forças aerodinâmicas são consideravelmente menores que a força de empuxo do veículo. Além disso, até 0,3 segundos a força de jato também é maior que as forças aerodinâmicas.

A partir da Figura 6.5, percebe-se que os ângulos de arfagem θ , de guinada ψ , de ataque α e de derrapagem β do 1º estágio variam bem mais que os mesmos ângulos referentes ao veículo, o que é esperado, visto que o 1º estágio sofre a ação de forças e momentos bem mais intensas do que o veículo. Isso é um risco, já que se o estágio girar mais rapidamente do que se afasta, pode colidir com o segundo estágio.

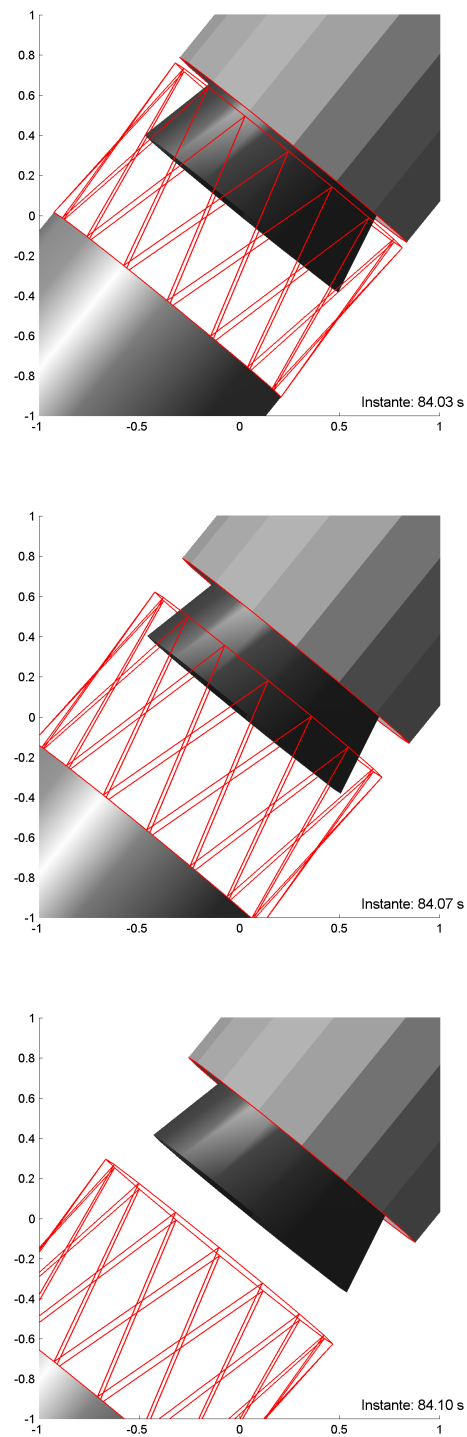
Figura 6.5 - Variação de diversos ângulos em função do tempo.



Pode-se perceber que após a separação, os valores de ângulos de arfagem θ , de guinada ψ , de ataque α e de derrapagem β do 1º estágio variam significativamente.

Fonte: Produção do autor.

Figura 6.6 - Evolução do processo de separação.



Pode-se observar que em menos de 0.1 segundo o inter-estágio libera a tubeira.

Fonte: Produção do autor.

Porém, a análise da animação do processo de separação mostra que isso não ocorre. Conforme pode ser visto na sequência de Figuras 6.6, o 1º estágio se afasta rápido o suficiente para que a tubeira esteja fora do inter-estágio em menos de 0,1 segundo². Durante esse intervalo de tempo não é observado deslocamento lateral ou rotação significativas que pudessem fazer o inter-estágio colidir com a tubeira. Observa-se ainda que para um intervalo maior de tempo os deslocamentos laterais e rotações relativas se tornam expressivos³.

6.1 Comparação de resultados

Na Figura 6.7, são apresentados os gráficos de movimento relativo obtidos pelo uso do CSVLM e obtidos de Li et al. (2012). O deslocamento relativo de aproximadamente 45 metros após 1 segundo de separação se confirma tanto para os resultados obtidos do CSVLM quanto para os obtidos de Li et al. (2012). Porém, existem algumas diferenças.

No gráfico do deslocamento em Z_L , observa-se que para ambos resultados tanto o veículo quanto o estágio alijado se deslocam significativamente nessa direção. Isso se deve ao fato que a força predominante nessa direção é a componente da força peso. Como a força peso é proporcional à massa do corpo, esta induz a mesma aceleração tanto no veículo quanto no estágio. Deste modo, esses dois corpos se deslocam de forma semelhante.

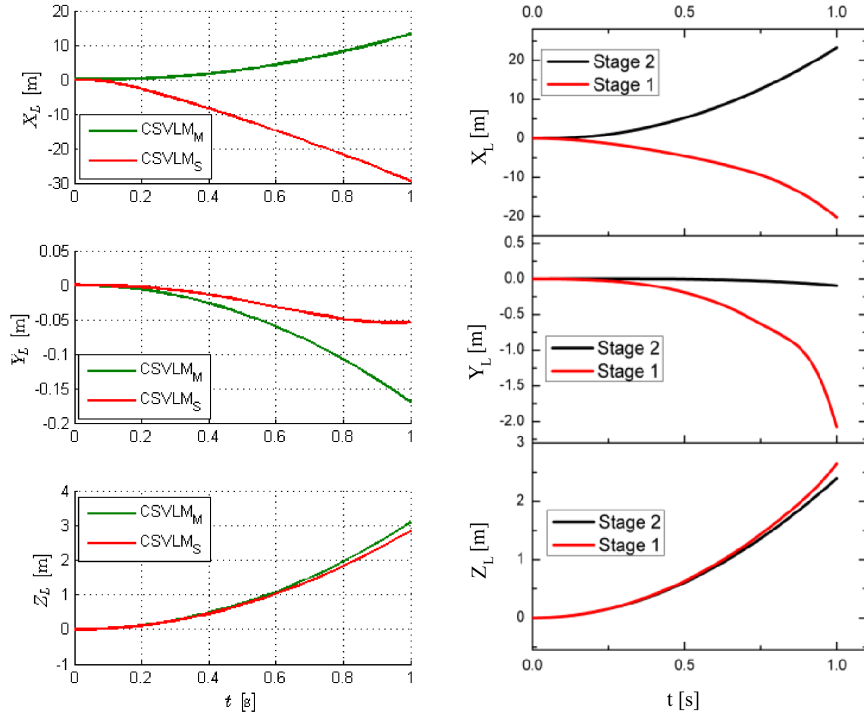
Para Li et al. (2012), apesar da distância relativa após 1 segundo ser aproximadamente a mesma, observa-se que o tanto o veículo quanto o estágio alijado se deslocam aproximadamente a mesma distância na direção X_L , porém em sentidos opostos. Já, nos resultados do CSVLM, o estágio alijado se desloca para trás uma distância maior do que a distância que o veículo se desloca para frente.

Os resultados do deslocamento em Y_L são os mais discordantes. Para Li et al. (2012), o deslocamento do estágio alijado nessa direção é cerca de 2 metros em valor absoluto. Já para o CSVLM, o resultado é de 0,05 metro em valor absoluto. O deslocamento do veículo é similar nos dois resultados.

²A animação gráfica mostrando o inter-estágio durante o processo de separação encontra-se em <http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3JS5T9E>.

³A animação gráfica disponível em <http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3JS5TG5> detalha esse fato. O vídeo também apresenta a posição do ponto de aplicação da força de jato e o seguimento de reta que representa o prolongamento do eixo de simetria da tubeira. A visualização desses elementos geométricos na animação permite verificar a exatidão do equacionamento desenvolvido na Seção 4.2.

Figura 6.7 - Comparação de resultados.



As legendas $CSVLM_M$ e *Stage 2* se referem ao veículo após a separação, já as legendas $CSVLM_S$ e *Stage 1* se referem ao estágio alijado.

Fonte: Os gráficos à esquerda são produções do autor, já os gráficos a direita foram obtidos de Li et al. (2012).

Essas diferenças entre os resultados podem ser explicadas em parte pelo fato de que os modelos de veículo lançador e as condições em que o processo de separação ocorre não são exatamente iguais nas duas simulações computacionais. Apesar das simulações realizadas em Li et al. (2012) usarem o VLM-1 como veículo, a missão analisada não é uma missão de satelização e sim a missão SHEFEX-III. Uma comparação entre as condições iniciais nas duas simulações é apresentada na Tabela 6.1.

Além disso, mesmo os modelos de veículo não pode ser considerados como sendo exatamente iguais. Por se tratar de um estudo de 2012, utilizou-se de uma versão diferente da versão obtida de Silveira (2014b) que é utilizada na simulação de separação do CSVLM. O projeto do VLM-1 vem evoluindo continuamente, de modo que devem haver diferenças entre as configurações dos veículo utilizados nas duas análises.

Tabela 6.1 - Comparação entre condições iniciais.

Grandeza	CSVLM	Li et al. (2012)
Altitude h	26,76 km	15 km
Âng. de ataque α	0,22°	0°
Âng. de derrapagem β	-0,02°	0°
Âng. de arfagem θ	50,91°	30°
Âng. de guinada ψ	-1,19°	0°
Número de Mach	1.94	2.6

Fonte: Produção do autor.

ses. De qualquer modo, os resultados foram concordantes em termos qualitativos.

7 CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES

Neste trabalho foi possível estudar diferentes conceitos relacionados aos processos de separação de veículos lançadores e aplicá-los ao VLM-1. Foi feito um levantamento de possíveis perturbações associadas ao processo de separação e então definido o escopo da análise a ser realizada. Foi desenvolvido um modelo da dinâmica do veículo lançador anterior e posterior à separação, do estágio alijado e da força de jato. Esse modelo foi implementado utilizando o ambiente de simulação Simulink® e foram realizados testes para a verificação dos resultados. Finalmente, o modelo foi utilizado para a simulação computacional do processo de separação.

Os resultados da análise do processo de separação mostram a escala de tempo dos fenômenos envolvidos. A tubeira deixou o inter-estágio em menos de 0,1 segundo após a liberação do 1º estágio. Além disso, foi possível observar que a força de jato sofre um pico no primeiro décimo de segundo e se torna desprezível passados 0,5 segundo após a liberação do estágio.

Foi possível constatar que o tempo necessário para o que o veículo tenha rotação e deslocamentos laterais significativos é maior que o tempo necessário para que a tubeira deixe o inter-estágio. Dessa forma, o risco de colisão é baixo. Evidentemente tais conclusões estão diretamente ligadas ao modelo utilizado no estudo. Os resultados foram comparados com os obtidos por [Li et al. \(2012\)](#) e, apesar de existirem algumas diferenças entre os modelos analisados e os resultados obtidos, considera-se que estes foram concordantes.

Recomenda-se que, em trabalhos futuros, seja desenvolvido uma análise do processo de separação que inclua modelos em CFD. De forma similar a realizada por [Li et al. \(2012\)](#), poder-se-ia utilizar um *software* de CFD acoplado ao modelo de dinâmica de voo desenvolvido nesse trabalho. Com isso, seria possível realizar estudos mais detalhados sobre as perturbações geradas pela interação do veículo com o escoamento.

Além disso, estudos futuros poderiam incluir efeitos de perturbações de vento e de forças laterais eventualmente geradas durante o processo de separação. A utilização de um modelo de veículo que inclua a elasticidade permitiria a análise do efeito da liberação da energia elástica no processo de separação.

Outra sugestão é incluir replicar este estudo para outros veículos lançadores, como o VLS (Veículo Lançador de Satélites). A aplicação do código de simulação de separação para outros veículo requer o desenvolvimento de modelos específicos de forças

e momentos resultantes do processo de separação para cada caso. Por exemplo, a separação dos estágios em *strap-on* do VLS requer que as perturbações aerodinâmicas resultantes da proximidade entre os corpos sejam modeladas. Porém, os blocos do CSVLM referentes a dinâmica do corpo rígido podem ser reutilizados.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

BALASUBRAMANIAN, R.; ANANDHANARAYANAN, K.; KRISHNAMURTHY, R.; CHAKRABORTY, D. Transient modeling of high altitude rocket stage separation. **J. Inst. Eng. India**, v. 93, n. 3, p. 345–350, 2012. 7

BALL, K. J.; OSBORNE, G. F. **Space vehicle dynamics**. Oxford: Clarendon Press, 1967. 6

BARBOSA, A. N. **Dados de trajetória do VLM-1 para estudos preliminares de pilotabilidade e cargas em voo**. São José dos Campos, 2012. 2

BINION, T. W. J. **Jet interference during stage separation at very high altitudes**. [S.l.], 1964. Technical Report N° AEDC-TDR-64-89. 8, 38

CORNELISSE, J.; SCHÖYER, H.; WAKKER, K. **Rocket propulsion and spaceflight dynamics**. London: Pitman, 1979. 9, 26, 27, 28

COSTA, L. E. V. L. Os microssatélites e seus lançadores. In: ROLLEMBERG, R.; VELOZO, E. M. (Ed.). **A política espacial brasileira**. Brasília: Edições Câmara, 2010. v. 2, cap. 1, p. 85–104. 2, 3

DLR. **VLM: veículo lançador de microssatélites, launch vehicle for shefex-3**. 2015. Disponível em: <http://www.dlr.de/dlr/en/desktopdefault.aspx/tabid-10663/1150_read-4517/#/gallery/6932>. 1

DORMAND, J.; PRINCE, P. A family of embedded runge-kutta formulae. **Journal of Computational and Applied Mathematics**, v. 6, n. 1, p. 19 – 26, 1980. ISSN 0377-0427. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/0771050X80900133>>. 47

ERAMYA, A.; GIMELSHEIN, S.; CLINE, J.; BRAUNSTEIN, M. Transient modeling of high altitude rocket stage separation. **J. Spacecraft and Rockets**, v. 45:4, p. 698–705, 2008. 7

FONSECA, I. M.; NERI, J. A. C. F.; RIBEIRO, M. S. After-separation attitude dynamics of the brazilian scientific satellite saci-2. **J. of the Braz. Soc. Mechanical Sciences**, XXI, p. 156–163, 1999. 5

GOLDMAN, R. L. **Staging loads**. [S.l.], 1969. NASA SP-8022. 7, 15, 17, 18

HUGHES, P. C. **Spacecraft attitude dynamics**. Mineola: Dover, 2004. 9, 20, 28

JAYAKUMAR, D.; BISWAS, K. K. Multibody dynamic simulator for launch vehicles stage separation studies. In: INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL CONGRESS OF THE INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL FEDERATION, 2003, Bremen, Germany. **Proceedings...** [S.l.]: AIAA, 2003. 7, 19, 20

KLOPFER, G. H.; KLESS, J. E.; LEE, H. C.; ONUFER, J. T.; PANDYA, S.; CHAN, W. M. Validation of overflow for computing plume effects during the ares i stage separation process. **AIAA Paper**, v. 170, 2011. 7

KUMAR, P.; SWAMINATHAN, R.; UNNIKRISHNAN, C.; ASHOK, V.; V., A. Modelling of jet impingement forces during hot stage-separation of a launch vehicle. In: JOINT PROPULSION CONFERENCE AND EXHIBIT, 34., 1998, Cleveland, OH, U.S.A. **Proceedings...** [S.l.]: AIAA, 1998. ISBN 978-1-62410-068-0. 8

LI, Y.; EGGERS, T.; REIMANN, B. A dynamics study for the hot stage separation of a multistage rocket with a coupled cfd flight mechanics approach. In: INTERNATIONAL SPACE PLANES AND HYPERSONIC SYSTEMS AND TECHNOLOGIES CONFERENCE, 18., 2012, Tours, France. **Proceedings...** [S.l.]: AIAA, 2012. ISBN 978-1-60086-931-0. 7, 8, 9, 37, 38, 53, 58, 59, 60, 61

LI, Y.; REIMANN, B.; EGGERS, T. Numerical investigations on the aerodynamics of shefex-iii launcher. **Acta Astronautica**, v. 97, p. 99–108, 2014. 9, 38, 39

MATHWORKS. **Simulink**: simulation and model-based design. 2015. Disponível em: <<http://www.mathworks.com/products/simulink/>>. 45

MITCHELL, D. H. **Flight separation mechanisms**. [S.l.], 1970. NASA SP-8056. 6, 7, 11, 12, 13, 18, 55

MITCHELL, G. A.; CUBBISON, R. W. **Interstage pressures and forces during high-altitude stage separation with operating upper-stage engine**. Washington, 1963. Technical Note D-870. 8, 38

MOOIJ, E. **The motion of a vehicle in a planetary atmosphere**. Netherlands: Delft University of Technology, 1997. 9

NATIONAL IMAGERY AND MAPPING AGENCY. **Department of defense world geodetic system 1984, its definition and relationship with local geodetic systems**. [S.l.], 2000. NIMA TR8350.2. 32

PAMADI, B. N.; NEIRYNCK, T. A.; HOTCKO, N. J.; SCALLION, W. I.; MURPHY, K. J.; COVELL, P. F. Simulation and analyses of stage separation of two-stage reusable launch vehicles. In: INTERNATIONAL SPACE PLANES AND HYPERSONICS SYSTEMS AND TECHNOLOGIES, 13., 2005, Capua, Italy.

Proceedings... [S.l.]: AIAA, 2005. ISBN 978-1-62410-068-0. 8

PREVOT, F. B. **Dinâmica da separação entre o último estágio do veículo lançador e o satélite - sistemas de separação**. 102 p. Dissertação (Mestrado)

— Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2009-05-27

2009. Disponível em:

<<http://urlib.net/sid.inpe.br/mtc-m18@80/2009/07.03.19.22>>. Acesso em: 12 abr. 2014. 5

ROMANI, M. A. S. **Estimativa preliminar de propriedades de massa para o VLM-1 (estrutura + propelentes)**. São José dos Campos, 2013. 2

ROSEMA, C.; DOYLE, J.; AUMAN, L.; UNDERWOOD, M.; BLAKE, W. B.

MISSILE DATCOM user's manual-2011 revision. [S.l.: s.n.], 2011. 32, 33, 44

RUSSIAN SPACE WEB. **Proton fails during launch**. 2007. Disponível em:

<http://www.russianspaceweb.com/proton_jcsat11.html>. Acesso em: 13 fev. 2015. 6

SADUNAS, J. A.; FRENCH, E. P. Prediction of nozzle side forces which occur during staging. In: JOINT PROPULSION CONFERENCE, 16., 1980, Hartford,

Connecticut. **Proceedings...** [S.l.]: AIAA, 1980. 18

SILVEIRA, G. d. **Desenvolvimento de uma ferramenta computacional**

para simulação de voo de veículos lançadores. 149 p. Dissertação (Mestrado)

— Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos,

2014-07-29 2014. Disponível em:

<<http://urlib.net/sid.inpe.br/mtc-m21b/2014/07.02.21.27>>. Acesso em: 06 mar. 2015. 9, 49

SILVEIRA, G. d. **VLM - Capacidade de satelização para diferentes**

configurações propulsivas do 3º estágio. São José dos Campos, 2014. 2, 4, 59

SPACEREF. **SpaceX determines cause of falcon 1 launch failure**. 2008.

Disponível em: <<http://www.spaceref.com/news/viewnews.html?id=1302>>.

Acesso em: 14 fev. 2015. 6

STEVENS, B. L.; LEWIS, F. L. **Aircraft control and simulation**. New York: John Wiley and Sons, 1992. [22](#), [31](#), [32](#)

SU, M. W.; MULLEN, C. R. J. Plume impingement force during tandem stage separation at high altitudes. **J. Spacecraft**, v. 9, n. 9, p. 715–717, 1972. [8](#), [38](#), [40](#)

THOMSON, W. T. **Introduction to space dynamics**. Toronto: General Publishing Company, 1986. [9](#)

U.S. COMMITTEE ON EXTENSION TO THE STANDARD ATMOSPHERE. **U.S. standard atmosphere, 1976**. Washington, D.C: National Oceanic and Atmospheric Administration, 1976. [32](#)

WANG, J. C. T. Coupled cfd and rigid body dynamics analysis for the launch vehicle stage separation. In: JOINT PROPULSION CONFERENCE, 33., 1997, Seattle, Washington. **Proceedings...** [S.l.]: AIAA, 1997. [7](#)

WASKO, R. A. **Experimental investigation of stage separation aerodynamics**. Washington, 1961. [8](#), [17](#), [38](#)

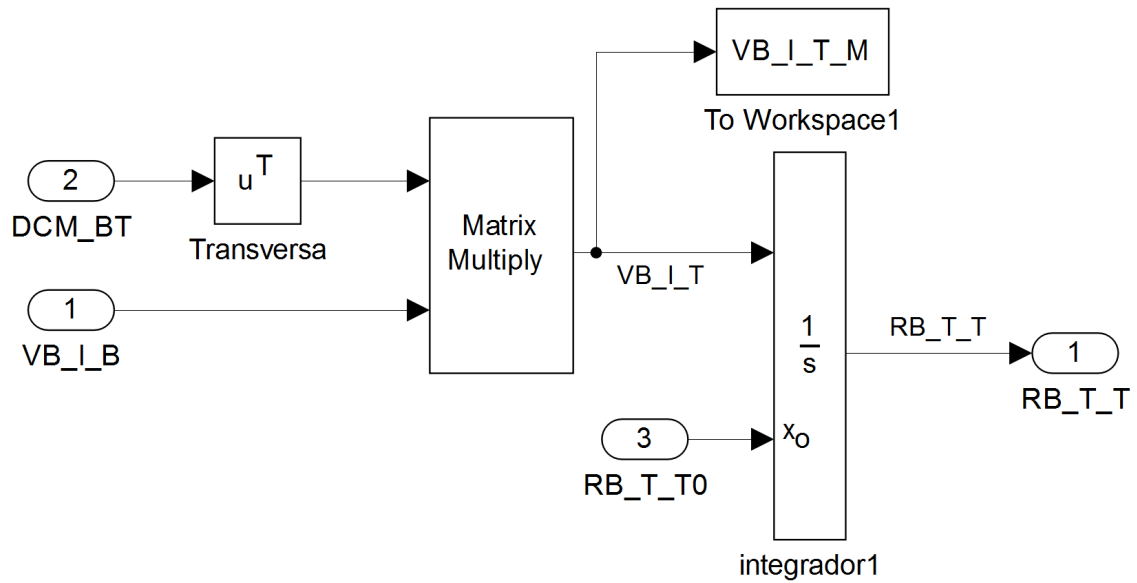
WIEDEMANN, J. **Concept study for hot separation of the VLM-1 carrier**. TUM-MW65/1256-DA. Dissertação (Diplomarbeit) — Technische Universität München, Munich, 2013. [9](#), [13](#), [15](#)

ZIPFEL, P. H. **Modeling and simulation of aerospace vehicle dynamics**. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007. (AIAA education series). [20](#), [29](#), [30](#)

ANEXO A - CÓDIGO COMPUTACIONAL EM SIMULINK

Nesse anexo são apresentados diversos diagramas referentes ao código computacional de CSVLM desenvolvido em Simulink®.

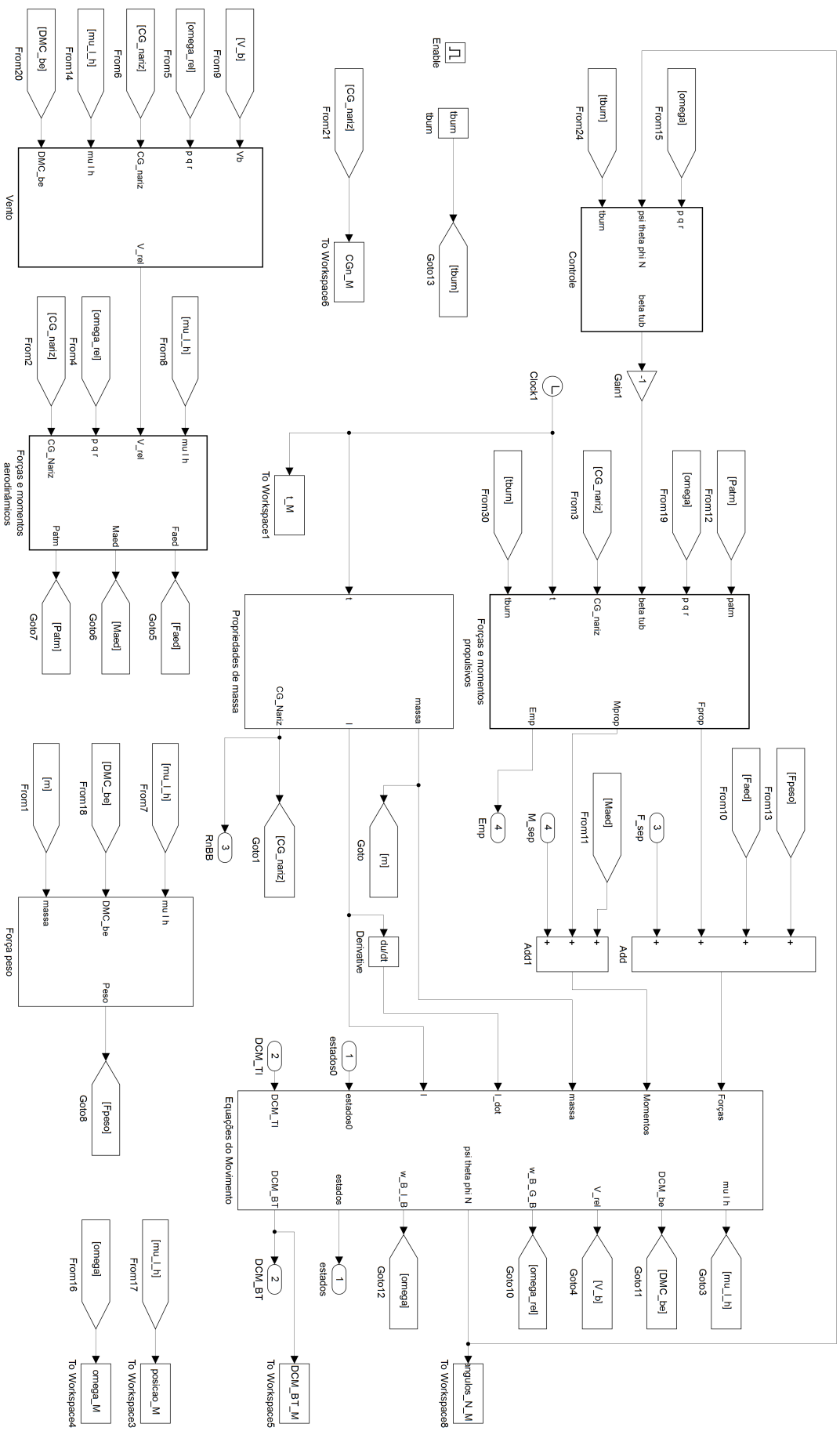
Figura A.1 - Trecho do CSVLM em Simulink: Dinâmica translacional.



Podem-se observar os blocos referentes as equações do movimento.

Fonte: Produção do autor.

Figura A.2 - Trecho do CSVLM em Simulink: Dinâmica do corpo rígido M.



Podem-se observar os blocos referentes aos sistemas propulsivo e aerodinâmico, além dos blocos de força peso, propriedades de massa e das equações do movimento.

Fonte: Produção do autor.

