


unesp  **UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA**
“JÚLIO DE MESQUITA FILHO”
CAMPUS DE GUARATINGUETÁ

LEONARDO POTOLSKI

PROJETO PRELIMINAR DE PARAQUEDAS DE USO AEROESPACIAL

Guaratinguetá - SP
2017

Leonardo Potolski

Projeto Preliminar de Paraquedas de Uso Aeroespacial

Dissertação apresentada à Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista “Júlio de Mesquita Filho”, para a obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica na área de Projetos.

Orientador:

Prof. Dr. Victor Orlando Gamarra Rosado

Coorientador:

Prof. Dr. Maurício Guimarães da Silva

Guaratinguetá - SP
2017

P864p Potolski, Leonardo.
Projeto preliminar de paraquedas de uso aeroespacial / Leonardo Potolski – Guaratinguetá, 2017.
99 f : il.
Bibliografia: f. 98

Dissertação (Mestrado) – Universidade Estadual Paulista, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2017.
Orientador: Prof. Dr. Victor Orlando Gamarra Rosado
Coorientador: Dr. Maurício Guimarães da Silva

1. Aerodinâmica - Modelos matemáticos 2. Paraquedas 3. Estatística - Análise I. Título

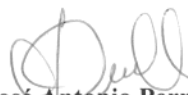
CDU 533.6 (043)

LEONARDO POTOLSKI

ESTA DISSERTAÇÃO FOI JULGADA ADEQUADA PARA A OBTENÇÃO DO TÍTULO DE
“MESTRE EM ENGENHARIA MECÂNICA”

PROGRAMA: ENGENHARIA MECÂNICA
ÁREA: PROJETOS

APROVADA EM SUA FORMA FINAL PELO PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO



Prof. Dr. José Antonio Perrella Balestieri
Coordenador

BANCA EXAMINADORA:



Prof. Dr. VICTOR ORLANDO GAMARRA ROSADO
Orientador / UNESP-FEG



Prof. Dr. FERNANDO DE AZEVEDO SILVA
UNESP-FEG



Prof. Dr. ROBERTO GIL ANNES DA SILVA
ITA/IEA

Março de 2017

DADOS CURRICULARES

LEONARDO POTOLSKI

NASCIMENTO	08.10.1967 – SÃO PAULO / SP
FILIAÇÃO	Jayme Potolski Fani Potolski
1987/1992	Curso de Graduação Engenharia Aeroespacial - Technion Instituto de Tecnologia de Israel
2015/2017	Curso de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, nível de Mestrado, na Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá da Universidade Estadual Paulista

Dedico este trabalho à minha querida mãe, pelo amor que ela sempre irradia, e ao meu pai z"l (in memoriam), pelo amor que sempre irradiou.

AGRADECIMENTOS

Em primeiro lugar agradeço a Deus por minha vida, minha inteligência, minha família e meus amigos,

ao meu orientador, *Prof. Dr. Victor Orlando Gamarra Rosado* que sempre me incentivou e me ajudou nos momentos difíceis,

aos professores da banca examinadora por seus comentários construtivos,

a minha querida mãe, que sempre me incentivou a estudar,

a minha querida irmã, Renata, que sempre me ajuda nos momentos mais difíceis,

e finalmente, ao meu coorientador e caro amigo, *Prof. Dr. Maurício Guimarães da Silva*, pois sem o seu incentivo, ajuda e dedicação este trabalho não teria sido concluído.

“O mais importante para desenvolvermos o nosso intelecto é saber o que perguntar, não responder!”

Provérbio Judaico

POTOLSKI, L. **Projeto preliminar de paraquedas de uso aeroespacial**. 2017, 99 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Universidade Estadual Paulista (Unesp), Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, Campus Guaratinguetá, 2017.

RESUMO

O objetivo deste trabalho é elaborar uma metodologia matemática e respectiva implementação numérica que possa ser utilizada no projeto preliminar de uma dada classe de sistemas de recuperação baseados em paraquedas. O modelo matemático permite a inclusão de requisitos de projeto em sua formulação. A metodologia considera a geometria do paraquedas na estimativa do processo de abertura, viabilizando o cálculo de parâmetros de desempenho como, por exemplo, tempo de abertura do paraquedas, sem grandes custos computacionais. O fator de choque de abertura é calculado através da simulação virtual do paraquedas no interior de um túnel de vento. A partir de análises estatísticas é possível estimar um intervalo de confiança para o fator de choque de abertura, bem como avaliar sua sensibilidade com relação ao coeficiente de amortecimento, coeficiente de enchimento do paraquedas e configuração geométrica no início do processo de abertura. A metodologia é validada por meio dos valores obtidos para o fator de choque de abertura e outros parâmetros de desempenho do paraquedas. Os resultados são considerados compatíveis com dados publicados na literatura e em artigos científicos.

PALAVRAS-CHAVE: Paraquedas. Dinâmica de voo. Fator de choque de abertura. Simulação virtual. Análise estatística.

POTOLSKI, L. **Preliminary design for aerospace parachute**. 2017, 99 p. Master thesis (MSc in Mechanical Engineering) – São Paulo State University (Unesp), School of Engineering, Guaratinguetá Campus, 2017.

ABSTRACT

The objective of the present work is to elaborate a mathematical methodology and its numerical implementation for preliminary design of a given class of parachute recovery systems. The mathematical model allows the inclusion of design requirements in its formulation. The methodology considers the geometry of the parachute in the estimation of the opening process, making feasible the calculation of performance parameters, such as parachute opening time, without large computational costs. The opening shock factor is calculated through the virtual simulation of the parachute within a wind tunnel. From statistical analyzes it is possible to estimate a confidence interval for the opening shock factor as well as to evaluate its sensitivity with respect to the damping coefficient, parachute filling coefficient and geometric configuration at the beginning of the parachute opening process. The methodology is validated by means of the values obtained for the opening shock factor and other parachute performance parameters. The results are considered compatible with data published in the literature and scientific articles.

KEYWORDS: Parachute. Dynamics of flight. Opening shock factor. Virtual simulation. Statistical analysis.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Componentes de um sistema de recuperação.....	20
Figura 2 – Forças na dinâmica de voo.....	29
Figura 3 – Geometria do problema de abertura do paraquedas.....	32
Figura 4 – Volume de controle do paraquedas.....	32
Figura 5 – Correlação entre C_k e R_m	40
Figura 6 – Perda de arrasto devido à esteira da carga útil.....	42
Figura 7 – Algoritmo do projeto preliminar.....	44
Figura 8 – Configuração utilizada nas simulações.....	49
Figura 9 – Variação do coeficiente de arrasto com número de Mach.....	51
Figura 10 – Diagrama de esforços sofrido pelo sistema.....	54
Figura 11 – Diagrama de forças no elemento (1): compressão.....	58
Figura 12 – Diagrama de forças no elemento (1): tração.....	59
Figura 13 – Exemplo de condição de interface.....	61
Figura 14 – Exemplo de campo de escoamento.....	63
Figura 15 – Exemplo de campo de esforços aerodinâmicos.....	64
Figura 16 – Exemplo de fitas utilizadas em umbilicais.....	65
Figura 17 – Exemplo de resultados em ensaios de tração.....	66
Figura 18 – Esforços atuantes em paraquedas na condição de “massa infinita”.....	67
Figura 19 – Condições iniciais de lançamento.....	76
Figura 20 – Dados de trajetória (dimensional).....	77
Figura 21 – Dados de trajetória (adimensional).....	78
Figura 22 – Esforços na abertura do paraquedas (106 m/s, 457 m, $R_m = 67,46$).....	79
Figura 23 – Esforços na abertura do paraquedas (59,62 m/s, 823 m, $R_m = 64,94$).....	81
Figura 24 – Dimensionamento preliminar.....	82
Figura 25 – Curva de abertura do paraquedas (59,62 m/s, 823 m, $R_m = 64,94$).....	84
Figura 26 – Nomenclatura adotada no problema.....	86
Figura 27 – Análise Estática das Deformações.....	86
Figura 28 – Força no mastro do túnel de vento: análise dinâmica ($\zeta = 0,70$, $\xi = 30$).....	87
Figura 29 – Força de tração nos elementos: análise dinâmica ($\zeta = 0,70$, $\xi = 30$).....	88
Figura 30 – Posição vertical dos elementos: análise dinâmica ($\zeta = 0,70$, $\xi = 30$).....	88
Figura 31 – Posição horizontal dos elementos: análise dinâmica ($\zeta = 0,70$, $\xi = 30$).....	89
Figura 32 – Força no mastro do túnel de vento: análise dinâmica ($\zeta = 0,70$, $\xi = 15$).....	89

Figura 33 – Fator de choque de abertura ($0,65 \leq \zeta \leq 0,75$)	91
Figura 34 – Fator de choque de abertura ($0,60 \leq \zeta \leq 0,80$)	92
Figura 35 – Fator de choque de abertura ($\xi = 30$; $t_{open} = 0,2$ s).....	93
Figura 36 – Fator de choque de abertura ($\xi = 15$; $t_{open} = 0,5$ s).....	94
Figura 37 – Interface gráfica POLYTOOL do MATLAB® ($\xi = 15$; $t_{open} = 0,5$ s).....	95

LISTA DE QUADROS

Quadro 1 – Requisitos da missão	27
Quadro 2 – Parâmetros adimensionais	30
Quadro 3 – Parâmetros para dimensionamento do PQD.....	38
Quadro 4 – Parâmetros adimensionais na formulação dinâmica.....	53
Quadro 5 – Requisitos de missão para o caso estudo.....	53
Quadro 6 – Quadro de sinais para as forças nas molas	55
Quadro 7 – Análise da condição de interface	61
Quadro 8 – Síntese do equacionamento de análise dinâmica.....	69
Quadro 9 – Parâmetros de entrada da simulação dinâmica	70

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Constante de enchimento η_{fill}	36
Tabela 2 – Estimativa de diâmetro projetado de paraquedas	37
Tabela 3 – Requisitos de missão para o caso de estudo	73
Tabela 4 – Condições de lançamento	73
Tabela 5 – Estágios de voo.....	74
Tabela 6 – Parâmetros associados à carga útil	74
Tabela 7 – Parâmetros associados ao PQD principal	74
Tabela 8 – Projeto preliminar do sistema PQD carga útil	82
Tabela 9 – Tabela parcial de cumprimento de requisitos	83
Tabela 10 – Requisitos de missão: análise dinâmica.....	84
Tabela 11 – Parâmetros de abertura do paraquedas	85
Tabela 12 – Dados dos elementos de mola.....	87
Tabela 13 – Estratégia de análise estatística.....	90
Tabela 14 – Parâmetros de enchimento ($A= 5,353 \cdot 10^{-10}$).....	92
Tabela 15 – Síntese dos resultados obtidos	93

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ASD	Divisão de Sistemas de Defesa
CG	Centro de Gravidade
DLR	Deutschen Zentrums für Luft
EDO	Equações Diferenciais Ordinárias
ESDU	Engineering Sciences Data Unit
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
MRCEP	Módulo de Recuperação de Cargas Espaciais por Paraquedas
PQD	Paraquedas

LISTA DE SÍMBOLOS

A	constante da fórmula S^*	
a_0	velocidade do som na estagnação do túnel de vento	m/s
A_p	superfície do paraquedas exposta ao escoamento	m ²
B	constante da fórmula S^*	
C_D	coeficiente de arrasto	
C_{D0}	coeficiente de arrasto nominal	
C_k	fator de choque	
d	diâmetro do paraquedas	m
D_0	diâmetro nominal do velame	m
d_b	diâmetro da base da carga útil	m
D_{open}	diâmetro de abertura do velame	m
F_{aer}	força aerodinâmica	N
$F_{aer_{close}}$	força aerodinâmica no paraquedas fechado	N
F_{max}	força máxima no sistema	N
F_{pqd}	força de arrasto no paraquedas	N
F_s	força de arrasto na carga	N
g	aceleração da gravidade	m/s ²
H	altitude	m
k	constante elástica da mola	N/m
L	comprimento de equilíbrio	m
L_s	comprimento da linha de suspensão	m
L_t	distância paraquedas-carga útil	m
L_u	comprimento do umbilical	m
m	massa do sistema	kg
M	número de Mach	
m_a	massa aparente	kg
\dot{m}_{in}	razão de massa entrando no volume de controle	kg/s
\dot{m}_{out}	razão de massa saindo no volume de controle	kg/s
m_{pqd}	massa do paraquedas	kg
m_s	massa da carga	kg
p	pressão	N/m ²
P_{dyn}	pressão dinâmica	N/m ²

R	raio da trajetória	m
r_m	raio de entrada do paraquedas	m
Rm	razão de massa	
r_p	raio projetado do paraquedas	m
S	área de referência	m^2
S^*	razão de área	
T	força elástica	N
t	tempo	s
t_{fill}	tempo de enchimento do velame	s
u	velocidade na direção x	m/s
V	velocidade do sistema de recuperação	m/s
v	velocidade na direção y	m/s
V_{cr}	velocidade crítica	m/s
V_{max}	velocidade máxima no túnel de vento	
W_{pqd}	peso do paraquedas	N
W_s	peso da carga	N
x,y,z	coordenadas cartesianas	

LETRAS GREGAS

α	nível de significância	
Δ	variação	
ε	erro do parâmetro empírico	
ζ	parâmetro empírico da hipótese de Jamison	
η_{fill}	variável de enchimento do velame	
θ	ângulo entre trajetória e horizonte	rad
λ	porosidade do tecido do velame	kg/Ns
ξ	coeficiente de amortecimento	Ns/m
ρ	massa específica do ar	kg/m ³
σ	dispersão estatística	
φ	parâmetro de redução de velocidade	

SUBSCRITOS E SOBRESCRITOS

*	relacionado ao adimensionamento
0	valor nominal
∞	escoamento não perturbado
i	pontos nodais
P	condições de projeto
PQD	paraquedas
Req	requisitos da missão
S	carga útil
SS	estado de equilíbrio
VC	volume de controle

SUMÁRIO

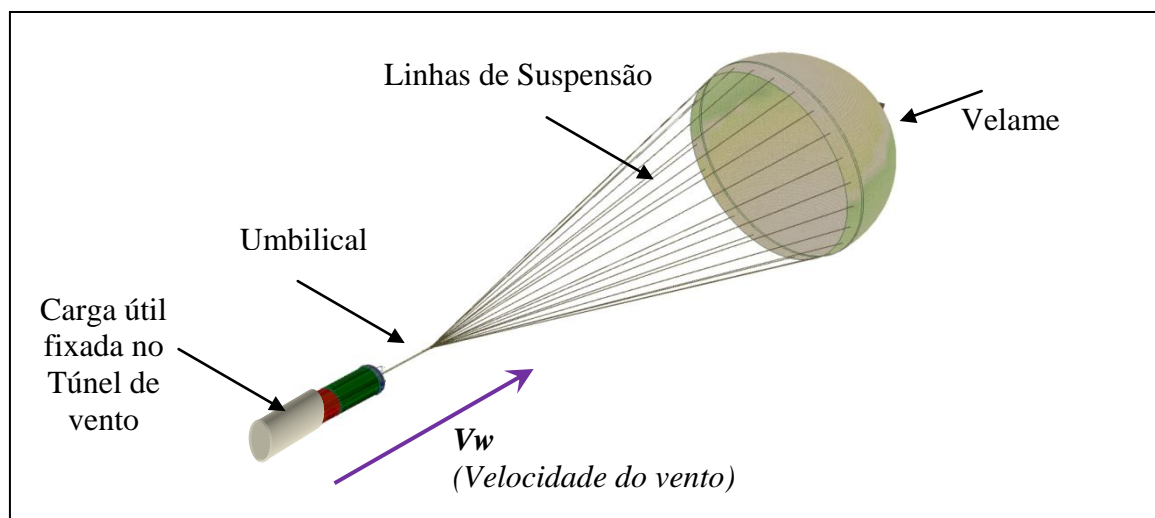
1	INTRODUÇÃO	20
1.1	DESCRIÇÃO DO PROBLEMA	21
1.2	OBJETIVOS E CONTRIBUIÇÕES	23
1.3	DIVISÃO DO TRABALHO	24
2	DIMENSIONAMENTO PRELIMINAR	25
2.1	REQUISITOS DE MISSÃO	26
2.2	HIPÓTESES ADOTADAS NA FORMULAÇÃO MATEMÁTICA	27
2.3	METODOLOGIA DE DIMENSIONAMENTO.....	28
2.3.1	Velocidade de abertura do pararquadras	28
2.3.2	Processo de abertura do paraquadras	30
2.3.3	Força de abertura do paraquadras	38
2.3.4	Dimensionamento preliminar e parâmetros de desempenho	41
2.4	SÍNTESE DO ALGORITMO DE DIMENSIONAMENTO PRELIMINAR	42
3	ANÁLISE NÃO ESTACIONÁRIA	45
3.1	HIPÓTESES ADOTADAS NA FORMULAÇÃO MATEMÁTICA	47
3.2	MODELO MATEMÁTICO PARA PARAQUEDAS ELÁSTICOS.....	48
3.3	FORMULAÇÃO DA DINÂMICA DE VOO.....	49
3.3.1	Equações adimensionais	52
3.3.2	Equações constitutivas	53
3.3.3	Condições iniciais de interface	59
3.4	CAMPO DE ESCOAMENTO	62
3.5	CONSTANTES ELÁSTICAS E DE AMORTECIMENTO	64
3.5.1	Constante elástica	65
3.5.2	Constante de amortecimento	67
3.5.3	Constante de massa nodal	68
3.6	DETERMINAÇÃO DO FATOR DE CHOQUE DE ABERTURA	68
3.6.1	Definição de amostras	69
3.6.2	Teste de hipóteses	70
4	RESULTADOS	73
4.1	DINÂMICA DE VOO: REGIME PERMANENTE	75
4.2	VALIDAÇÃO DA IMPLEMENTAÇÃO NUMÉRICA.....	75
4.3	AVALIAÇÃO DE REQUISITOS.....	77

4.4	DIMENSIONAMENTO PRELIMINAR	81
4.5	ESTIMATIVA DO COEFICIENTE DE CHOQUE DE ABERTURA	83
4.5.1	Estimativas do coeficiente de choque de abertura	83
4.5.2	Análise estatística	90
4.5.3	Força máxima na abertura do paraquedas	95
5	COMENTÁRIOS FINAIS	96
	REFERÊNCIAS	98
	APÊNDICE A – Ensaio de tração	99

1 INTRODUÇÃO

Embora a tecnologia empregada em sistemas de recuperação baseados em paraquedas (PQD) pareça relativamente simples, tendo em vista o pequeno número de subsistemas envolvidos no processo, de fato, tal desenvolvimento é extremamente complexo. Trata-se de um sistema cujo projeto envolve diferentes áreas de atuação e cada uma das quais é interligada às demais. Dentre estas áreas, destacam-se: (i) Aerodinâmica – descreve o campo de escoamento em torno do sistema PQD e carga útil. Trata-se de um escoamento não estacionário tendo em vista o movimento relativo do PQD durante a dinâmica do voo; (ii) Dinâmica do Voo – descreve as posições e velocidades do PQD no espaço durante o voo atmosférico, assim como as atitudes de ambos subsistemas: PQD e carga útil; (iii) Dinâmica Estrutural – descreve todas as tensões e deformações sofridas pelas linhas de suspensão, umbilical e velame do PQD envolvidas durante o voo do sistema de recuperação e (iv) Aeroelasticidade – descreve o acoplamento fluido-estrutura verificado durante o voo do sistema. A partir destes estudos, é possível estimar a frequência natural do sistema de recuperação, níveis de amortecimento e estabilidade. Neste contexto, a resolução do modelo matemático que contempla toda a fenomenologia do processo de recuperação é extremamente complexo e de resolução inviável em termos de custo computacional na fase de projeto preliminar do sistema de recuperação, Figura 1.

Figura 1 – Componentes de um sistema de recuperação



Fonte: Autoria própria

O projeto de sistemas de recuperação utiliza figuras de mérito que procuram representar os requisitos de projeto definidos para o PQD em determinadas aplicações, definidos como requisitos de missão. Considere, por exemplo, a recuperação de um veículo aeronáutico tal

qual um ultraleve, SILVA et al. (2005). Esta recuperação deve satisfazer requisitos que estão associados diretamente à sobrevivência dos tripulantes da aeronave. Neste contexto, as principais figuras de mérito dizem respeito aos esforços de abertura do PQD no momento da recuperação e a velocidade com que o veículo atinge o solo. Já, na recuperação de um veículo espacial, dentre os requisitos de missão, destacam-se aqueles associados à altitude em que serão realizados os experimentos. Desde que se trata de experimentos em micro gravidade, é de se esperar que as altitudes envolvidas sejam da ordem de quilômetros e, neste caso, o processo de recuperação deverá envolver mais de uma fase. Inúmeros outros exemplos podem ser citados e para cada uma destas condições deverão existir parâmetros de projeto (figuras de mérito), previamente aceitas pelo grupo de desenvolvimento, que direcionarão o projeto do sistema de recuperação.

Existem diferentes metodologias de projeto preliminar tendo em vista os diferentes requisitos de missão que devam ser satisfeitos para cada projeto. Contudo, todos os projetos adotam as mesmas formulações matemáticas em seu desenvolvimento. A referência KNACKE (1991) relaciona inúmeros dados de projetos e as metodologias comumente utilizadas no projeto e desenvolvimento de sistemas de recuperação. A referência ESDU-09012 (2009) sintetiza várias informações provenientes de referências consagradas no estudo da aerodinâmica de paraquedas, dentre estas o próprio KNACKE (1991), e disponibiliza na forma de uso prático em projeto.

1.1 DESCRIÇÃO DO PROBLEMA

Nas últimas décadas o Brasil teve significativa evolução no domínio de tecnologia de lançamento de veículos espaciais, desenvolvendo, entre outros subsistemas aeroespaciais, vários veículos de sondagem. Como exemplo, cita-se o veículo de sondagem VSB-30. Este veículo foi qualificado internacionalmente e tem como importante cliente a Agência Espacial Alemã (DLR). Desde 2004 este veículo vem sendo utilizado em lançamentos no Brasil e no exterior, viabilizando a realização de inúmeros experimentos científicos em ambiente de microgravidade. Apesar do sucesso no desenvolvimento e lançamento de veículos de sondagem, ainda não foi desenvolvido no Brasil a tecnologia de recuperação dos experimentos embarcados. Atualmente, o sistema de recuperação utilizado pelos veículos brasileiros é adquirido a partir de empresas da Alemanha. Esta dependência externa faz com que o processo tenha elevado custo, desde que a sua produção e posterior integração no veículo está associada à tecnologia que o Brasil desconhece e, conseqüentemente, à mão de

obra especializada. Devido a estes fatores, conceituadas instituições nacionais na área de pesquisas espaciais, tais como Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN), dentre outras, deixam de realizar importantes experimentos necessários para os seus trabalhos de pesquisa. Neste contexto, pode-se concluir que atualmente existe uma grande lacuna tecnológica a ser preenchida no domínio da ação de lançar ao espaço experimentos científicos e realizar sua efetiva recuperação.

Diante deste cenário, a Subdiretoria de Espaço (SESP-PE) do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), órgão responsável pelo desenvolvimento, produção e lançamento de veículos espaciais, estabeleceu um conjunto de ações que visam o projeto, construção, testes em solo e em voo e, finalmente, lançamento real de um veículo de sondagem provido de um Módulo de Recuperação de Cargas Espaciais por Paraquedas (MRCEP). Dentre as principais ações necessárias para a realização do projeto do sistema MRCEP, destacam-se:

- i. Concepção dos Eventos Necessários para Recuperação da Carga Útil: tendo em vista as elevadas velocidades envolvidas no processo de reentrada atmosférica, é necessário definir quais/quantos eventos (número de paraquedas utilizados no processo de recuperação, número de eventos de abertura para cada evento de recuperação, entre outros) serão necessários para a recuperação segura;
- ii. Definição do Tipo de Paraquedas: desde que o processo de recuperação ocorre em diferentes regimes de velocidades, é necessário definir o tipo de paraquedas (paraquedas de tecido, de fita, número de ranhuras, entre outros) bem como as suas restrições de uso para cada um dos eventos selecionados no item i;
- iii. Dimensionamento de Geometrias: com base no tipo de paraquedas a ser utilizado, pode-se estimar o coeficiente de arrasto associado e, em consequência, definir o diâmetro nominal de projeto, número de linhas de suspensão, características do umbilical, geometria do velame, necessários para o processo de recuperação;
- iv. Ensaios em túnel de vento: estimativa de coeficientes aerodinâmicos de paraquedas e limites estruturais nos eventos de abertura e voo em regime estacionário;
- v. Desenvolvimento de software que simule a dinâmica do voo de sistemas de recuperação: Elaboração de formulação matemática e respectiva implementação numérica que contemple todas as fases de dimensionamento de sistemas de recuperação.

As referências KOLDAEV (1998), KOLDAEV, SILVA e MORAES (1999) e SILVA (2003) constituem os primeiros esforços no sentido de se documentar as metodologias vigentes de dimensionamento de PQD para uma dada missão em nível nacional. A referência

KOLDAEV (1998), em particular, trata de forma bastante abrangente o projeto preliminar de PQDs com base na tecnologia utilizada na Rússia. O referido autor adaptou esta tecnologia para os materiais e métodos que são disponíveis no Brasil. De fato, existem inúmeras outras referências associadas ao tratamento de alguns aspectos associados ao projeto de sistemas de recuperação, tanto em nível nacional como internacional. Entretanto, nenhuma destas disponibiliza uma metodologia que possa ser utilizada como norma de dimensionamento. Este fato é comum quando o assunto tratado está relacionado a produtos utilizados em ambientes aeroespaciais. Muitos dos ensaios em voo necessários para o dimensionamento final do sistema de recuperação envolvem tecnologia sensível, em decorrência disto, muitos destes dados não são publicados.

Esta dissertação de mestrado se enquadra no item v supracitado. O objetivo principal é elaborar uma metodologia matemática e respectiva implementação numérica que possa ser utilizada no projeto preliminar de uma dada classe de sistemas de recuperação. Esta restrição vem do fato de ser muito difícil enquadrar todos os requisitos de missão em uma única plataforma matemática. Esta abordagem visa desenvolver uma proposta de dimensionamento que permita a recuperação de cargas espaciais somente no regime subsônico de velocidades.

1.2 OBJETIVOS E CONTRIBUIÇÕES

A metodologia matemática utilizada neste trabalho é baseada na referência devido a SILVA et al. (2005), KNACKE (1991) e ESDU-09012. Essencialmente, a metodologia apresentada por SILVA et al. (2005) se baseia no regime de voo permanente para o dimensionamento da geometria dos PQDs utilizados em uma dada missão. Neste trabalho, são inclusos os efeitos dinâmicos associados ao processo de abertura do PQD utilizado no sistema de recuperação. De fato, a principal contribuição desta dissertação está na metodologia de estimativa dos esforços aerodinâmicos no momento da abertura e no desenvolvimento de um código computacional que possa ser utilizado de forma direta no dimensionamento preliminar de sistemas de recuperação. Neste contexto, foram definidos os seguintes objetivos para o presente trabalho:

- i. Desenvolvimento de metodologia de dimensionamento preliminar de PQDs para uso aeroespacial baseada na dinâmica do voo com 2 (dois) graus de liberdade do sistema de recuperação;
- ii. Desenvolvimento de metodologia para a estimativa numérica do fator de choque de abertura, utilizado no dimensionamento das linhas de suspensão e umbilical do PQD;

iii. Implementação numérica da formulação matemática supracitada.

1.3 DIVISÃO DO TRABALHO

Para atingir os objetivos citados anteriormente, o trabalho foi dividido nos seguintes capítulos: No capítulo 2 é apresentada a formulação matemática de dimensionamento preliminar baseada em SILVA et al. (2005) e ESDU-09012, as principais restrições de uso da referida metodologia e a modificação proposta pelo presente desenvolvimento; No capítulo 3 é descrita a metodologia de estimativa do fator de choque de abertura e sua inclusão na formulação apresentada no capítulo 2. No capítulo 4 são apresentados os principais resultados da dissertação. Estes resultados são apresentados de forma sequencial deixando claro todas as etapas de projeto apresentados nos capítulos anteriores. Finalmente, no capítulo 5 são apresentadas as principais conclusões e sugestões para trabalhos futuros.

2 DIMENSIONAMENTO PRELIMINAR

Sistemas de recuperação baseados em paraquedas (PQD) são dispositivos mecânicos (ou eletromecânicos) normalmente empregados em situações de emergência em veículos aeronáuticos. Uma extensão do uso destes dispositivos é a aplicação na entrega de cargas, a partir de aeronaves, em regiões que não apresentam condições mínimas de aterrissagem, infiltração de tropas militares em território inimigo, recuperação de cargas espaciais, entre outras aplicações. Essencialmente, estes sistemas são constituídos de três componentes, quais sejam: velame (*canopy*), linhas de suspensão e umbilical, Figura 1. Esta figura ilustra o sistema de recuperação em um ensaio em túnel de vento. Pode-se observar o ponto de fixação do PQD no mastro do túnel de vento e a indicação do campo de velocidades, definido pela variável V_w (*wind velocity*).

A partir da metodologia utilizada neste trabalho são obtidas as características geométricas do PQD (diâmetro nominal e número de linhas de suspensão), maiores esforços atuantes, porosidade do PQD e os principais parâmetros de desempenho associados à aplicação do PQD no cumprimento de uma dada missão. A metodologia matemática utilizada é baseada nas referências devido a SILVA et al. (2005) e ESDU-09012. Essencialmente, a metodologia devido a ESDU-09012, se baseia em uma formulação matemática que não considera a resolução da dinâmica do voo do sistema PQD-carga útil acoplada ao cálculo do procedimento de abertura do PQD no cálculo da velocidade e esforços atuantes no PQD. Neste trabalho, a formulação da dinâmica do voo e a extensão da metodologia de engenharia para diferentes requisitos de missão são incorporados no procedimento de dimensionamento.

Outro aspecto importante a ser ressaltado diz respeito aos dados necessários para a aplicação das metodologias vigentes. Muitos destes devem ser conhecidos a priori, ou seja, algumas características da dinâmica do voo do sistema de recuperação tais como a velocidade da carga útil no momento da abertura de um PQD associado a um dado evento, devem ser conhecidas antes mesmo de ser dimensionado o PQD. Este fato inviabiliza a obtenção de uma metodologia generalizada, pois cada missão tem as suas respectivas peculiaridades. Finalmente, muitos dos ensaios em voo necessários para o dimensionamento final do sistema de recuperação são extremamente caros e, em decorrência disto, muitos destes dados não são publicados. A falta de conhecimento destes dados dificulta sobremaneira a definição de um nível de confiabilidade para o projeto de um sistema de recuperação.

Neste contexto, o objetivo deste capítulo é apresentar uma metodologia a partir da qual seja possível o dimensionamento preliminar de PQDs de uso aeroespacial, em sistemas

recuperados a velocidades subsônicas, que possa ser estendida para o caso do dimensionamento de sistemas de que envolvem mais de um evento no processo de recuperação. Esta metodologia leva em consideração dados experimentais a partir do uso de formulações empíricas.

2.1 REQUISITOS DE MISSÃO

Seguindo o protocolo de desenvolvimento de projeto de sistemas aeroespaciais, o primeiro passo no algoritmo de projeto preliminar é definir os requisitos de missão e as respectivas figuras de mérito. Considerando uma missão de recuperação baseada em apenas um evento e um PQD, o principal requisito de projeto está associado à velocidade com que o sistema PQD-carga útil atinge o solo. Dependendo da carga útil a ser recuperada, esta velocidade poderá ser alta ou baixa. Para o caso da recuperação de um veículo aeronáutico tal qual um ultraleve, SILVA et al. (2005), a velocidade com que o veículo chega o solo é relativamente baixa (da ordem de 8 m/s) tendo em vista que, nesta missão, o piloto do veículo permanecerá na aeronave durante todo o processo de recuperação. Neste contexto, o PQD a ser dimensionado será relativamente grande e, em consequência, o esforço de abertura passa a ser uma restrição significativa de projeto. Neste contexto, as figuras de mérito que devem ser utilizadas no processo de dimensionamento do PQD são a velocidade com que o sistema PQD-carga útil atinge o solo e os esforços máximos que o PQD e a carga útil, respectivamente, sofrem durante o processo de recuperação.

A velocidade com que o sistema atinge o solo pode ser representada pela velocidade terminal do sistema de recuperação, também denominada de velocidade crítica. Por definição, a velocidade crítica é a velocidade obtida quando as únicas forças atuantes no sistema são o peso e a força de arrasto. A formulação matemática para a velocidade crítica está descrita na Equação (1), ESDU-09012. O subscrito SS se refere às características do PQD em regime estacionário e o subscrito CR se refere ao conceito de velocidade crítica.

$$V_{CR} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho(C_D S)_{SS}}} \quad (1)$$

Os esforços máximos sofridos pelo sistema PQD-carga útil são representados por duas contribuições: o esforço máximo sobre o PQD e aquele a que a carga útil estará submetida.

Para o caso exemplo, a carga útil apresenta uma margem de segurança relativamente grande no que diz respeito à célula na qual se aloca o piloto. Desde que se trata de uma aeronave que voa a baixas velocidades, o processo de recuperação também se dará a baixas velocidades e, portanto, as acelerações a que o piloto estará submetido também serão relativamente baixas no momento de abertura do PQD.

Segundo ESDU-09012 e várias outras referências citadas no próprio ESDU-09012, o esforço máximo sobre o PQD ocorre durante o momento de abertura. O esforço máximo é função da altitude em que ocorrerá a abertura do PQD e da velocidade em que se encontra o sistema de recuperação. A formulação matemática utilizada na estimativa deste parâmetro de projeto será descrita nos itens subsequentes. Neste trabalho, as figuras de mérito associadas aos requisitos de missão serão a velocidade terminal do sistema PQD-carga útil e a resistência estrutural do PQD baseado no esforço máximo de abertura do PQD, Quadro 1.

Quadro 1 – Requisitos da missão

Requisito	Figura de Mérito	Sigla
Velocidade com que o sistema PQD-Carga útil atinge o solo	Velocidade Crítica	V_{CR}
Altitude na qual ocorrerá a abertura do PQD	Resistência estrutural das linhas de suspensão	F_{Max}

Fonte: Autoria própria

2.2 HIPÓTESES ADOTADAS NA FORMULAÇÃO MATEMÁTICA

Neste tópico estão listadas todas as hipóteses adotadas na formulação matemática utilizada no dimensionamento preliminar do PQD:

- i. Não são levados em consideração os efeitos não estacionários decorrentes da movimentação do velame do PQD devido ao campo de escoamento;
- ii. A formulação matemática considera o PQD e carga útil como sendo apenas um ponto-massa, localizado no CG do sistema de dois corpos;
- iii. A formulação matemática utiliza 2(dois) graus de liberdade, ou seja, o ponto-massa apresenta movimentos nas direções x (horizontal) e y (vertical);
- iv. A recuperação acontece a velocidades subsônicas e na atmosfera terrestre;

2.3 METODOLOGIA DE DIMENSIONAMENTO

A metodologia de dimensionamento é descrita em 4(quatro) etapas: (i) Determinação da velocidade de abertura do PQD na altitude de projeto; (ii) Estimativa da variação de área do PQD no processo de abertura; (iii) Determinação do esforço máximo de abertura do PQD e (iv) Dimensionamento preliminar e estimativa dos parâmetros de desempenho do PQD.

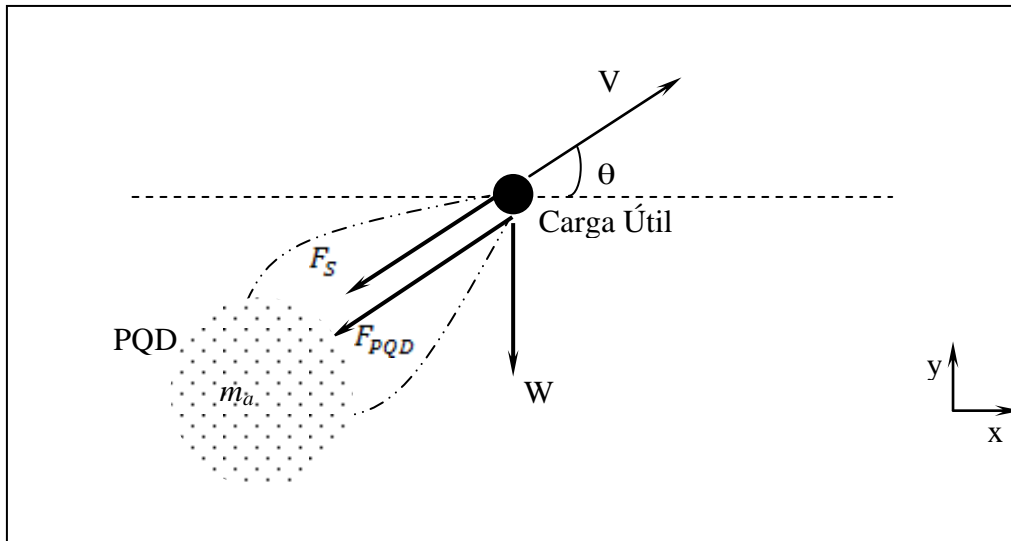
2.3.1 Velocidade de abertura do PQD

A determinação da velocidade de abertura do PQD é calculada a partir da resolução das equações da dinâmica do voo do sistema PQD-carga útil. As equações que regem a dinâmica do voo do sistema de recuperação se baseiam na 2ª lei de Newton, conforme segue:

$$\left\{ \begin{array}{l} (m_S + m_{PQD}) \frac{dV}{dt} = -F_S - F_{PQD} - (W_S + W_{PQD}) \sin\theta \\ \frac{m_S V^2}{R} = -W_S \cos\theta \\ \frac{dH}{dt} = V \sin\theta \end{array} \right. \quad (2)$$

Neste sistema de equações diferenciais ordinárias (EDO), as variáveis dependentes são a velocidade do sistema de recuperação (V), o ângulo de trajetória (θ) e a altitude em que se encontra o sistema (H). A variável independente é o tempo (t). Os esforços considerados nesta abordagem são os esforços aerodinâmicos de arrasto sobre a carga (F_S) e o PQD (F_{PQD}), o peso sobre a carga (W_S) e o peso do PQD (W_{PQD}), conforme ilustrado na Figura 2. A massa é representada pelo parâmetro m . O subscrito S representa a carga útil (*store*). O raio de curvatura da trajetória do sistema de recuperação é representado pela variável R .

Figura 2 – Forças na dinâmica de voo



Fonte: Autoria própria

O esforço aerodinâmico sobre a carga útil é dado pela Equação (3), sendo ρ a massa específica associada à altura em que se encontra a carga útil durante o voo e $(C_D S)_S$ é o produto entre o coeficiente de arrasto da carga útil pela área de referência baseada em seu diâmetro (d).

$$F_S = \frac{1}{2} \rho V^2 (C_D S)_S \quad (3)$$

O esforço aerodinâmico sobre o PQD é dado pela Equação (4). A variável $(C_D S)_{PQD}$ representa o produto entre o coeficiente de arrasto do PQD pela área característica baseada no diâmetro nominal do PQD em um dado instante de tempo. A variável m_a representa a massa de ar (massa aparente) que envolve a região em que o PQD é localizado durante o voo do sistema.

$$F_{PQD} = \frac{1}{2} \rho V^2 (C_D S)_{PQD} + \frac{dm_a V}{dt} \quad (4)$$

Uma primeira estimativa para a massa aparente está disponibilizada na Equação (5), ESDU-09012.

$$m_a = 2,136\rho \frac{\pi d_{PQD}^3}{12} \quad (5)$$

Utilizando-se a velocidade crítica, comprimento característico da carga útil (d) e massa total do sistema de recuperação ($m_S + m_{PQD}$) é possível adimensionalizar o sistema de EDOs supramencionado, conforme indica o Quadro 2. A Equação (6) exhibe o sistema de EDOs já no formato adimensionalizado. O superescrito asterisco (*) foi retirado para o melhor entendimento da leitura.

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dV}{dt} = -\rho V^2 \left[S^* + \frac{(C_D S)_S}{(C_D S)_{PQD}} \right] - \sin\theta - \frac{dm_a V}{dt} \\ \frac{d\theta}{dt} = -\frac{\cos\theta}{V} \\ \frac{dH}{dt} = V \sin\theta \end{array} \right. \quad (6)$$

Quadro 2 - Parâmetros adimensionais

Variável	Adimensionalização
Velocidade	$V^* = \frac{V}{V_{CR}}$
Altitude	$H^* = \frac{H}{\frac{V_{CR}^2}{g}}$
Tempo	$t^* = \frac{t}{\frac{V_{CR}}{g}}$
Massa	$m^* = \frac{m}{m_S + m_{PQD}}$
Área	$S^* = \frac{S}{\frac{\pi d^2}{4}}$

Fonte: Autoria própria

2.3.2 Processo de abertura do PQD

A variável S^* na Equação (6) representa o adimensional que modela o processo de abertura do PQD. O valor de S^* é definido conforme segue:

$$S^* = \frac{(C_D S)_{PQD}}{(C_D S)_{SS}} \quad (7)$$

sendo que o subscrito *SS* indica as condições em que se encontra o PQD durante o voo em regime permanente (*Steady State*). Segundo KOLDAEV (1998), esta variável pode ser modelada empiricamente, de acordo com a Equação (8):

$$S^* = A \left(\frac{t}{t_{fill}} \right)^B + (1 - A) \left(\frac{t}{t_{fill}} \right)^2 \quad (8)$$

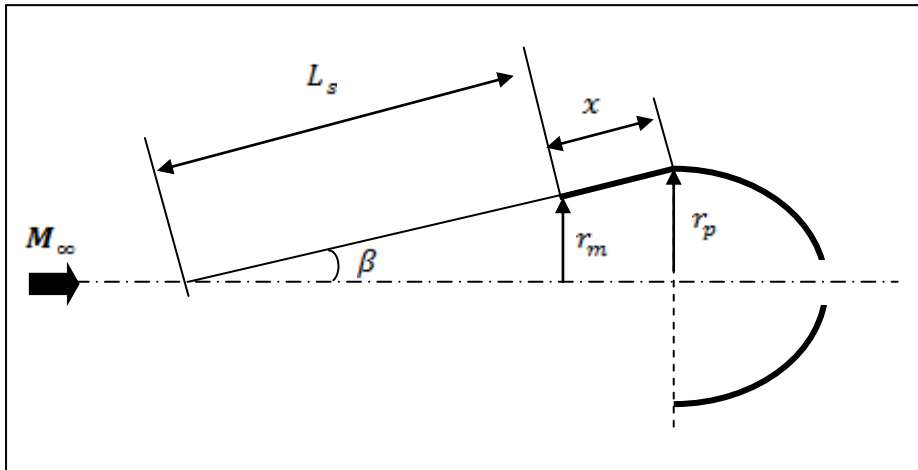
Os parâmetros *A* e *B* são funções do tipo de PQD e da técnica de retardo utilizada para controlar a sua abertura. Neste trabalho os coeficientes *A* e *B* são relacionados com a geometria do PQD. A metodologia desenvolvida permite estimar estes coeficientes levando em consideração poucos dados experimentais, e é baseada no trabalho devido a JAMISON (1966).

Considere a geometria de PQD adotada na Figura 3. Com a finalidade de não inserir muitos detalhes no desenho, está representado apenas uma das partes simétricas do PQD. O *airframe* do PQD é constituído de um hemisfério e um tronco de cone. Os parâmetros r_m e r_p representam o raio de entrada (*mouth radius*) e o raio projetado do PQD, respectivamente. Desde que o diâmetro nominal do PQD é D_0 , pode-se deduzir o valor de *x* a partir da geometria plana, Equação (9).

$$x = r_0 - \frac{\pi r_p}{2} \quad (9)$$

O campo de escoamento está simbolizado pelo número de Mach na condição de escoamento não perturbado, qual seja, M_∞ . Observa-se também que o PQD apresenta uma área de alívio de pressão no vértice do hemisfério (*vent*), prática construtiva bastante comum no projeto de PQDs. Neste trabalho, não é considerada a influência desta região no balanço de massa a ser aplicada neste volume de controle, tendo em vista suas pequenas dimensões.

Figura 3 – Geometria do problema de abertura do PQD



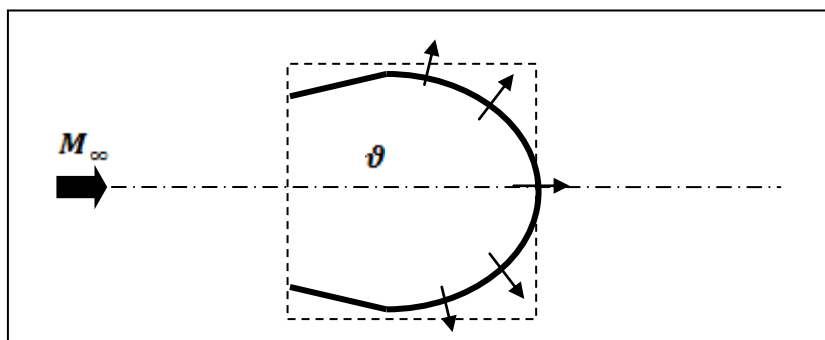
Fonte: Autoria própria

Considerando-se o volume de controle em torno do PQD, Figura 4, tem-se o seguinte balanço de massa:

$$\sum \dot{m}_{in} - \sum \dot{m}_{out} = \rho_{VC} \frac{d\vartheta}{dt} \quad (10)$$

sendo \dot{m}_{in} a razão de massa que entra no volume de controle (VC), \dot{m}_{out} a razão de massa que sai do volume de controle, ρ_{VC} a massa específica no interior do VC e ϑ , a variável dependente, representando o volume do PQD.

Figura 4 – Volume de controle em torno do PQD



Fonte: Autoria própria

A razão de massa de entrada no PQD não é somente aquela que passa pela área definida por r_m , desde que o velame do PQD é confeccionado a partir de um material poroso. Além disso, tanto no início do processo de abertura ($t=0$ s) como também na condição de regime

permanente ($t > t_{fill}$) não existe uma definição do valor de r_m que possa ser utilizado de forma genérica. Trata-se de uma formulação que exige a necessidade de dados experimentais. Neste trabalho é adotada a hipótese de JAMISON (1966) como uma primeira abordagem para a razão de massa de entrada:

$$\sum \dot{m}_{in} = \rho_{VC} V A_{\infty} = \rho_{VC} V S_m \left(1 - \zeta \frac{t}{t_{fill}} \right) \quad (11)$$

sendo ζ um parâmetro empírico, cujo valor é da ordem de 70%, e S_m é a área da seção transversal na região de abertura do PQD (*mouth area*), definida em $t=0$ s. Salienta-se que a nomenclatura utilizada para a área segue um padrão em todo o desenvolvimento deste trabalho. A variável S é utilizada para área de seções transversais enquanto que a variável A é utilizada para representar a área de superfície. A variável V representa a velocidade do escoamento na seção de entrada S_m . Uma expressão importante é a condição de regime permanente. De acordo com a Equação (11) esta é dada por:

$$\sum \dot{m}_{in} = (1 - \zeta) \rho_{VC} V S_m \quad (12)$$

Uma dificuldade maior ainda está em modelar a razão de massa de saída do VC. Note que \dot{m}_{out} é função da porosidade efetiva do tecido do velame (λ), diferença de pressão entre o volume interno e o meio externo (Δp) e a área externa exposta ao campo de escoamento durante toda a marcha temporal (A_p), função do diâmetro projetado do PQD, entre outros parâmetros. Uma formulação matemática para a razão de massa de saída utilizada por JAMISON (1966) está exibida na Equação (13).

$$\sum \dot{m}_{out} = \lambda \Delta p A_p \quad (13)$$

Ressalta-se que a diferença de pressão (Δp) considerada nesta formulação é constante durante todo o processo de enchimento do PQD. Este valor é obtido a partir da condição de regime permanente de um voo vertical, ou seja:

$$\Delta p = \frac{(m_S + m_{PQD})g}{S_{PSS}} \quad (14)$$

A área da superfície exposta considerada no processo de abertura do PQD é apenas a área da região hemisférica. Esta aproximação é justificada pelo fato de que a área representativa do tronco de cone é significativamente menor que a área do hemisfério. Portanto, o valor da superfície exposta (A_P) pode ser definido conforme segue:

$$A_P = 2\pi r_P^2 \quad (15)$$

Finalmente, seguindo a metodologia de JAMISON (1966), a constante de porosidade (λ) é obtida a partir do voo em regime permanente e considerada constante em todo o processo de abertura. Para $t = t_{fill}$, tem-se a partir das Equações (10) e (12):

$$\lambda = \frac{(1 - \zeta)\rho_{VC}V_{CR}S_{mSS}}{\Delta p A_{PSS}} \quad (16)$$

Logo, a porosidade do PQD pode ser estimada conforme segue:

$$\lambda = (1 - \zeta) \frac{\rho_{\infty} V_{CR} S_{mSS}}{2(m_S + m_{PQD})g} \quad (17)$$

Nesta formulação foi adotada a igualdade entre as massas específicas dentro e fora do VC, ou seja, $\rho_{VC} = \rho_{\infty}$.

Com base no equacionamento acima desenvolvido, pode-se escrever a EDO que representará o processo de enchimento do PQD, qual seja:

$$\frac{d\theta}{dt} = (1 - \zeta) \left(VS_m - \frac{V_{CR} S_{mSS}}{2S_{PSS}} A_P \right) \quad (18)$$

Trata-se de uma EDO não linear, desde que V , \mathbf{S}_m e \mathbf{A}_p são funções do tempo. Uma aplicação interessante deste modelo matemático é o caso de PQDs hemisféricos. Neste caso, valem as relações abaixo:

$$\begin{cases} A_p = 2\pi r_p^2 \\ S_m = S_p = \frac{1}{2}A_p \\ S_{mSS} = S_{PSS} \\ v = \frac{2}{3}\pi r_p^3 \end{cases} \quad (19)$$

Considerando que o perfil de velocidades seja constante durante o processo de abertura, $\mathbf{V} = \mathbf{V}_{in}$, tem-se como EDO representativa do problema a Equação (20).

$$\frac{dr_p}{dt} = \frac{1}{2}(1 - \zeta)(V_{in} - V_{CR}) \quad (20)$$

Considerando que o PQD inicie o processo de abertura com o raio projetado 0 (zero), tem-se que a solução analítica da Equação (20) é dada por:

$$r_p = \frac{1}{2}(1 - \zeta)(V - V_{CR})t \quad (21)$$

Uma vez conhecida a variação temporal do raio projetado, calcula-se \mathbf{S}^* conforme segue:

$$S^* = \left(\frac{r_p}{r_{PSS}}\right)^2 \quad (22)$$

Uma vez conhecida a variação temporal de \mathbf{S}^* , pode-se calcular as constantes A e B da Equação (8) a partir do ajuste de curvas. Uma relação semelhante pode ser obtida para o caso em que a velocidade de entrada seja linear, qual seja:

$$V = V_{in} - \frac{V_{in} - \varphi V_{CR}}{t_{fill}} t \quad (23)$$

Esta expressão indica que a velocidade do escoamento na seção de entrada reduz de V_{in} a φV_{CR} durante o tempo de t_{fill} . O parâmetro φ é obtido a partir das equações da dinâmica do voo. Para este caso, tem-se:

$$\frac{dr_p}{dt} = \frac{1}{2}(1 - \zeta) \left[(V_{in} - V_{CR}) + \frac{(\varphi V_{in} - V_{CR})}{t_{fill}} t \right] \quad (24)$$

Esta equação também tem solução analítica, dada por:

$$r_p = \frac{1}{2}(1 - \zeta) \left[(V_{in} - V_{CR})t + \frac{1}{2} \frac{(\varphi V_{in} - V_{CR})}{t_{fill}} t^2 \right] \quad (25)$$

O parâmetro t_{fill} representa o tempo dimensional de enchimento do PQD em consideração. Uma primeira estimativa deste parâmetro pode ser obtida com base no parâmetro de enchimento η_{fill} . Uma forma de se obter este parâmetro é através de correlações empíricas baseadas no tipo e geometria de velame utilizado. Uma destas correlações está disponibilizada em ESDU-09012 e reproduzida aqui no Tabela 1.

Tabela 1 – Constante de enchimento η_{fill}

Tipo de Velame	Valor
Superfície com guiamento	4-6
Ringsail	7
Plano circular	8
Cross	11,7

Fonte: Adaptado de ESDU-09012

Sendo:

$$\eta_{fill} = \frac{t_{fill}}{(d_{PQD})_{SS}} V \quad (26)$$

A relação supracitada deve ser utilizada quando o projetista não tem qualquer conhecimento sobre a geometria do PQD. O não conhecimento da geometria não permite a determinação correta dos parâmetros de enchimento A e B, Equação (8). Para o presente caso, foi desenvolvido o modelo de abertura de PQD com base na geometria, Equação (18). Neste

contexto, é possível estimar o tempo de enchimento, t_{fill} , com base no raio projetado obtido em regime permanente. De fato, este dado deve ser obtido de forma experimental. Contudo, a referência ESDU-09012 disponibiliza dados que permitem uma primeira estimativa do raio projetado em regime permanente, r_{PSS} , entre outros parâmetros de projeto. A Tabela 2 exibe um exemplo de dados disponibilizados na referência ESDU-09012, com destaque ao caso do PQD hemisférico.

Tabela 2 – Estimativa do diâmetro projetado de PQDs

Tipo	d_p/d_0	C_{D0} Coeficiente de arrasto	C_k Coeficiente de força de abertura
Circular Plano	1	0,75 a 0,80	~1,8
Cônico	0,93 a 0,95	0,75 a 0,90	~1,8
Bi-cônico	0,90 a 0,95	0,75 a 0,92	~1,8
Hemisférico	0,71	0,62 a 0,77	~1,6

Fonte: Adaptado de ESDU-09012

Para o caso do PQD hemisférico, procede-se ao cálculo de t_{fill} com base na Equação (21), sabendo-se que no tempo $t = t_{fill}$, o raio projetado é r_{PSS} , obtido a partir da Tabela 2, ou seja:

$$t_{fill} = \frac{r_{PSS}}{\frac{1}{2}(1 - \zeta)(V - V_{CR})} \quad (27)$$

Com base no modelo matemático supramencionado, estão relacionados no Quadro 3 os dados necessários que devem ser utilizados na estimativa da velocidade de abertura do PQD de sistemas de recuperação segundo a metodologia supramencionada. É importante ressaltar que para a realização da dinâmica do voo é necessário o conhecimento do diâmetro nominal do PQD (D_0). A definição preliminar deste diâmetro é baseada no conceito de velocidade crítica. O requisito de missão estabelece qual deve ser a velocidade com que o veículo atinge o solo. Com base no valor desta velocidade e no conceito de velocidade crítica, Equação (1), tem-se:

$$D_0 = \sqrt{\frac{8mg}{\pi\rho V_{CR}^2 (C_D)_{SS}}} \quad (28)$$

Portanto, nesta etapa do dimensionamento, são obtidos três parâmetros de projeto: o diâmetro nominal do PQD, o esforço máximo obtido no sistema de recuperação e parâmetros de desempenho do sistema de recuperação como, por exemplo, tempo de voo total do sistema.

Quadro 3 – Parâmetros para dimensionamento do PQD

Descrição	Dados
Propriedades físicas da carga útil	Massa e Momento de Inércia
Condições na abertura do PQD	Altitude, Pressão Dinâmica e Aceleração da Gravidade
Geometria inicial do PQD	Área do PQD, Diâmetro de Referência
Tempo de inflação de PQDs para missões correlacionadas	Tempo de enchimento (<i>Filling time</i>)
Constantes empíricas utilizadas na estimativa da abertura do PQD	A e B, Equação (8)

Fonte: Autoria própria

2.3.3 Força de abertura do PQD

Neste item é apresentada a metodologia de cálculo utilizada na estimativa do carregamento máximo verificado no sistema de recuperação baseado em um PQD durante o voo. É importante salientar que é estimado o esforço total que age no sistema PQD-carga útil durante o processo de abertura na altitude de requisito considerada.

Para o dimensionamento detalhado são necessários experimentos com os materiais utilizados no dimensionamento das linhas de suspensão, umbilical e velame a fim de se obter dados que permitam estimar qual o percentual do esforço máximo a que cada subsistema será submetido durante o voo. A metodologia adotada neste trabalho não permite alocar cada uma destas contribuições aos respectivos subsistemas. Não obstante, uma prática comumente adotada em uma primeira abordagem é estimar apenas o número de linhas de suspensão com

base no esforço máximo estimado na dinâmica do voo do sistema. Esta prática ocorre tendo em vista que o número de opções para a seleção de tipos e materiais de velames para PQDs para aplicações convencionais, não é muito grande. Ou seja, com base nos dados provenientes de diversos ensaios disponíveis na literatura técnica da área e experiência do grupo de trabalho, é possível selecionar um determinado tipo e material para velame que satisfaz requisitos de missão de recuperação subsônica com uma margem de segurança relativamente grande. Dentro deste contexto, a preocupação principal do projetista passa a ser o dimensionamento das linhas de suspensão e umbilical do PQD. Desde que o umbilical pode ser tratado como uma linha de suspensão, em termos matemáticos, o dimensionamento preliminar passa a depender da melhor estimativa dos coeficientes de rigidez elástica das linhas de suspensão e umbilical do sistema de recuperação.

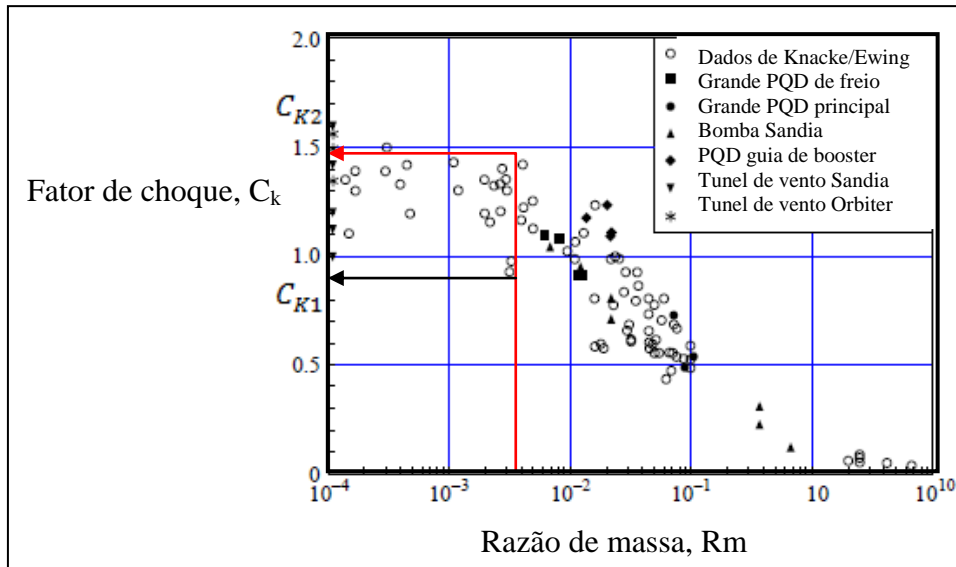
De acordo com ESDU-09012, a força máxima que o PQD estará submetido em voo ocorre durante o processo de abertura. Esta força pode ser estimada conforme a expressão:

$$F_{Max} = C_K P_{dyn} (C_D S)_{SS} \quad (29)$$

sendo P_{dyn} a pressão dinâmica e C_K é denominado de fator de choque de abertura (*Opening Shock Factor*). A pressão dinâmica é obtida a partir das condições de voo no momento da abertura, ou seja, por meio dos valores de velocidade e massa específica calculados na etapa anterior.

Por definição, o fator C_K é calculado como sendo o quociente entre o valor da força máxima de abertura e a força de arrasto a que o PQD estará submetido quando no interior de um túnel de vento. Para a obtenção desta variável são necessários testes em solo e em voo.

Contudo, a literatura técnica da área afirma que o fator C_K está diretamente relacionado com a razão de massa (R_m) do sistema de recuperação e da técnica de controle adotada na abertura do PQD (*reefing*). Diversas referências tratam da estimativa deste fator. Dentre estas, destacam-se aquelas devido a EWIN et al. (1978), WOLF (1999), POTVIN (2006), POTVIN e PEEK (2006). A partir de diversos experimentos e ensaios em voo, pode-se concluir que é possível correlacionar o fator C_K com a razão de massa R_m do sistema de recuperação. Esta correlação está ilustrada na Figura 5.

Figura 5 – Correlação entre C_K e R_m 

Fonte: Adaptado de ESDU-09012

A razão de massa (R_m) é definida de acordo com a Equação (30). O parâmetro $(C_D S)_{SS}^{3/2}$ é avaliado durante o voo em regime estacionário (PQD completamente aberto) e m é a massa total do sistema PQD//Carga útil. É importante mencionar que a massa específica é calculada na altitude em que ocorrerá a abertura do PQD.

$$R_m = \frac{\rho}{m} (C_D S)_{SS}^{3/2} \quad (30)$$

Obviamente, estas correlações variam com o tipo de PQD, porosidade, altitude e técnicas de controle de abertura utilizadas. Todas estas variáveis influenciam sobremaneira no tempo de enchimento (*filling time*) do PQD. Com a finalidade de contornar este nível de complexidade, a metodologia proposta por este trabalho utiliza diretamente a correlação entre C_K e R_m (Figura 6, por exemplo), com a diferença de que não é adotado um valor para C_K , e sim, um intervalo de valores, C_{K1} e C_{K2} , Figura 6. Este intervalo é definido a partir das curvas representativas das envoltórias superior e inferior dos dados exibidos na Figura 5 (por exemplo).

2.3.4 Dimensionamento preliminar e parâmetros de desempenho

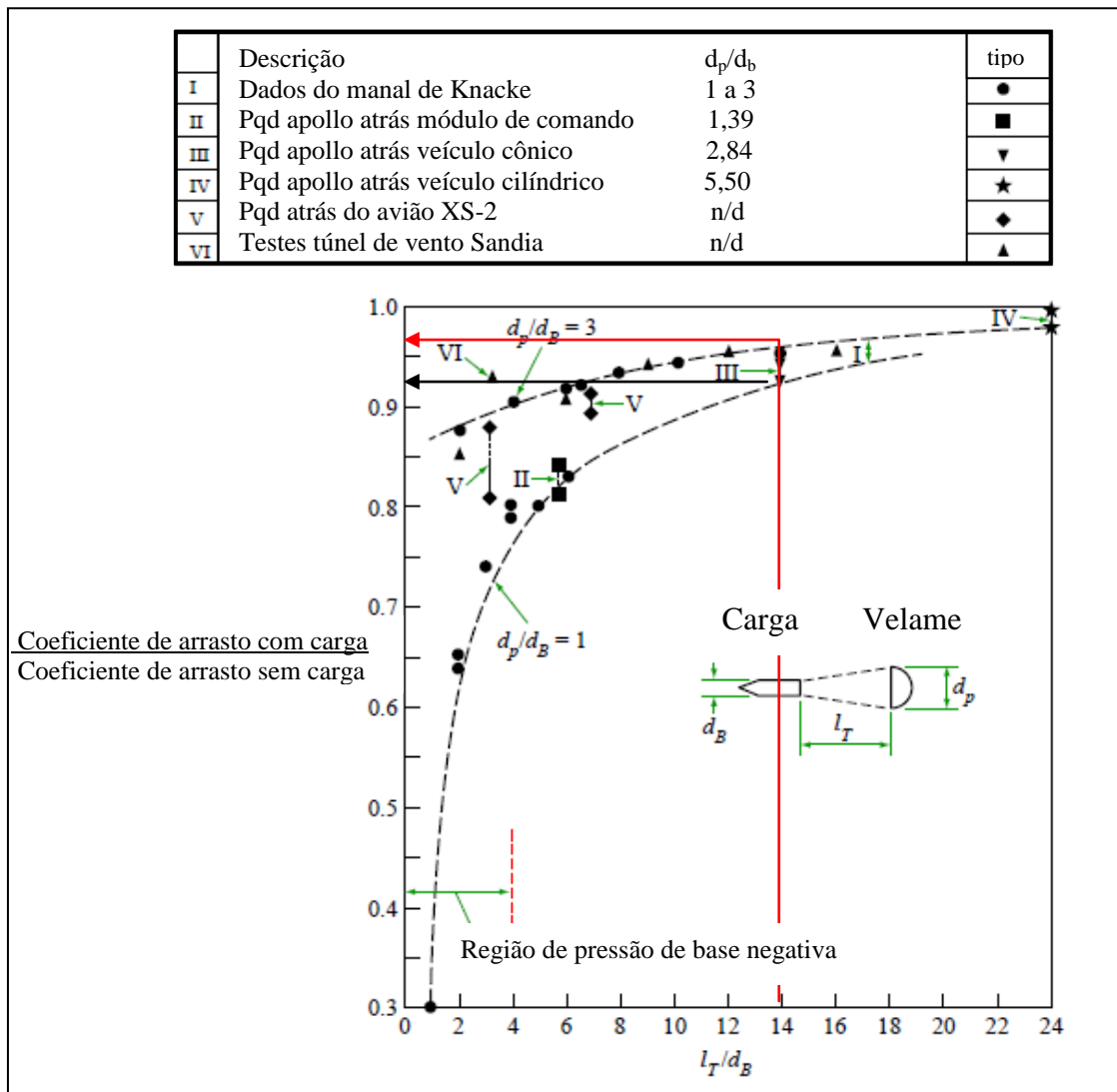
O desempenho de um sistema de recuperação pode ser caracterizado pelos parâmetros listados abaixo:

- i. Força máxima de abertura;
- ii. Velocidade Terminal;
- iii. Tempo total de voo;
- iv. Tempo no qual ocorre o esforço máximo;
- v. Dispersão máxima;
- vi. Maior Massa aparente;
- vii. Tempo em que ocorre a maior influência da massa aparente;
- viii. Oscilação máxima em θ (ângulo de trajetória), entre outros.

Todos estes parâmetros de desempenho são determinados a partir da simulação numérica da dinâmica de voo de uma concepção inicial de PQD. Esta concepção foi obtida nos itens anteriores. Obviamente, não se trata de um projeto detalhado. O principal objetivo é gerar uma geometria que atenda a todos os requisitos de projeto aerodinâmico do PQD. Em síntese, com base no diâmetro nominal, procede-se ao cálculo da trajetória, a partir da qual, são estimados os esforços máximos atuantes. Conhecendo-se as propriedades mecânicas das linhas de suspensão e umbilical, quantifica-se o número de linhas que resista à solicitação mecânica calculada.

Outro aspecto de grande relevância neste dimensionamento preliminar é a definição do comprimento do umbilical. Dependendo da distância entre o PQD e a carga útil, o campo de escoamento de base, denominado de esteira, proveniente da carga útil poderá comprometer, de forma significativa, o desempenho do PQD dimensionado para o cumprimento da missão. Normalmente, esta influência deve ser quantificada através de simulações numéricas do campo de escoamento, utilizando técnicas de Dinâmica dos Fluidos Computacional (do inglês *Computational Fluid Dynamics* – CFD). Neste trabalho é utilizada a correlação empírica disponível na referência ESDU-09012, Figura 6, na estimativa do comprimento do umbilical. Utilizou-se a relação $\frac{L_T}{d_B} = 14$ a fim de não se obter uma perda significativa em eficiência do PQD. Note que L_T é a distância entre a base da carga útil e a área frontal do PQD e d_B é o diâmetro de base da carga. Para esta relação, a perda de eficiência é da ordem de 10%.

Figura 6 – Perda de arrasto devido à esteira da carga útil



Fonte: Adaptado de ESDU-09012

2.4 SÍNTESE DO ALGORITMO DE DIMENSIONAMENTO PRELIMINAR

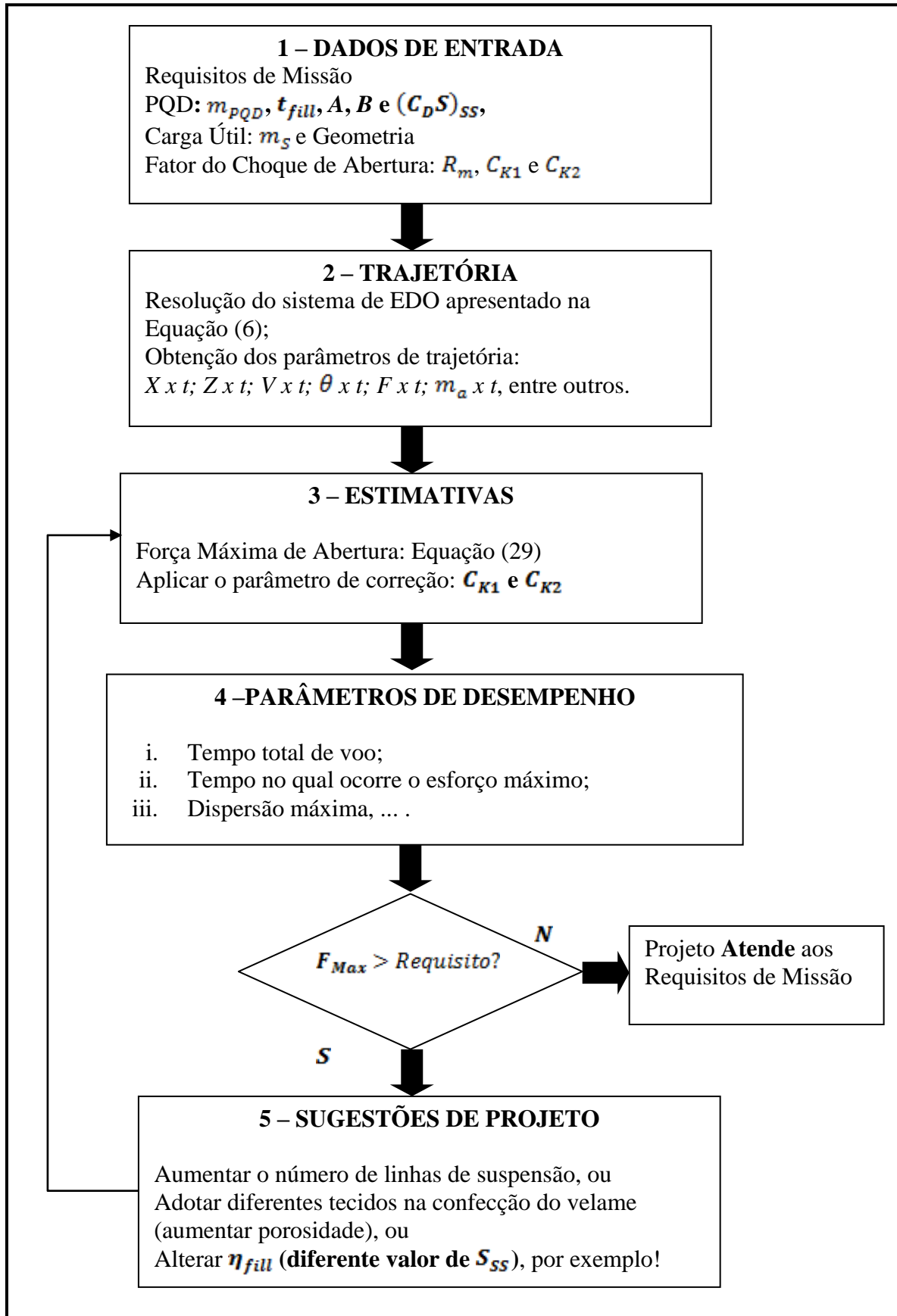
A Figura 7 exibe o fluxograma associado à metodologia de dimensionamento na forma com a qual foi implementada numericamente. Para dar início ao processo de dimensionamento é necessário o conhecimento das características da carga útil que se pretende recuperar e dos requisitos de missão. Segundo a metodologia devido a KOLDAEV (1998) e ESDU-09012, estas condições são definidas pelo grupo de trabalho a partir de estudos preliminares da trajetória nominal do veículo aeroespacial que contém a carga útil que se pretende recuperar. A partir do conhecimento dos dados de entrada, procede-se aos cálculos preliminares. O principal objetivo nesta fase do algoritmo é determinar as variáveis de projeto que independem do processo iterativo. Para o caso em estudo, as principais

variáveis são: (i) PQD: m_{PQD} , t_{fill} , A , B e $(C_D S)_{SS}$, o qual é obtido a partir da velocidade crítica definida em requisito; (ii) Carga Útil: m_S , $(C_D S)_S$ e (iii) Fator do Choque de Abertura: R_m , C_{K1} e C_{K2} .

É interessante ressaltar que nesta fase, pode-se obter uma primeira estimativa para S_{SS} desde que existem várias estimativas para o coeficiente de arrasto, como função do tipo de PQD, que podem ser utilizados como uma primeira aproximação, ESDU-09012. Com base nestas aproximações, procede-se à estimativa dos parâmetros de trajetória a partir da resolução do sistema de EDO apresentado na Equação (6). Com os dados de trajetória é possível calcular todas as forças envolvidas durante o voo do veículo. Com base nestes valores, aplicam-se os fatores de correção C_{K1} e C_{K2} no valor do esforço máximo calculado e, por fim, obtém-se o intervalo possível de valores de F_{Max} .

Se a força máxima de abertura for maior que aquela estabelecida em requisito, o projetista deve optar por modificar o projeto, como, por exemplo, aumentar o número de linhas de suspensão. Fazendo isto, ter-se-á uma melhor distribuição dos esforços, o que poderá viabilizar o projeto. Outra alternativa é alterar o diâmetro nominal do PQD. Esta alteração pode aumentar ou reduzir a resistência estrutural do PQD. Observa-se que, para esta opção de projeto, será necessário retornar ao passo (3) do algoritmo desde que as variáveis R_m e C_D dependem da configuração do PQD utilizado.

Figura 7 – Algoritmo do projeto preliminar



3 ANÁLISE NÃO ESTACIONÁRIA

O objetivo deste tópico da dissertação é apresentar um modelo matemático, e respectiva implementação numérica, que permita avaliar a dinâmica do comportamento estrutural de um PQD antes da realização de ensaios em voo ou em túnel de vento. O resultado principal desta análise é a estimativa teórica do fator de choque de abertura (C_K), o qual deverá ser utilizado no cômputo final dos esforços máximos atuantes no PQD. Dentro do contexto da proposta de desenvolvimento deste trabalho, a metodologia adotada nesta estimativa é baseada em métodos de engenharia.

Embora na atualidade a ênfase no tratamento deste tipo de problema esteja no uso de Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD), existem vários trabalhos científicos das décadas de 60 a 80 que tratam da estimativa do coeficiente do fator de choque de abertura e que utilizam métodos de engenharia. Dentre estes, destacam-se os trabalhos de FRENCH (1963), WOLF (1973) e LUDKE (1996). Na referência FRENCH (1963) são realizadas considerações teóricas sobre o processo de inflação de PQDs em regime de escoamento incompressível. Por meio desta metodologia é possível estimar a variação do raio do velame do PQD com a distância de afastamento da carga útil. São testadas várias condições de abertura e diferentes pesos do sistema. Estas relações são comparadas com dados de voo real de um PQD plano de 24 ft de diâmetro nominal. Os resultados obtidos foram considerados satisfatórios para uma extensa faixa de número de Mach (0,2 a 0,86) a 52 kft de altitude, ainda que a hipótese de escoamento incompressível tenha sido adotada. Embora, extremamente importante, esta referência não fornece meios práticos para a determinação generalizada do fator de choque de abertura, estando limitada ao intervalo de aplicação em que a mesma foi testada.

WOLF (1968) é uma referência clássica na área de PQD. Nesta referência são disponibilizadas formulações matemáticas de dinâmica do voo de PQDs no formato generalizado e, em consequência, é largamente utilizada em inúmeros trabalhos de engenharia e artigos técnicos da área. Uma vez conhecendo a formulação generalizada é possível identificar quais são os parâmetros necessários para que seja possível realizar análises de abertura, estabilidade e dinâmica do voo de PQDs. A partir de simplificações da formulação matemática mencionada, como realizado em WOLF (1973), é possível estimar as características de inflação de diversos tipos de PQDs utilizando métodos de engenharia e, com base nestes equacionamentos, é possível estimar C_K .

A referência LUDKE (1996) é uma das referências mais utilizadas em trabalhos que envolvem a estimativa do fator de choque de abertura, desde que se trata de uma metodologia

analítica e de fácil implementação. Esta metodologia é baseada em dados de túnel de vento e permite obter estimativas para o parâmetro C_K para diversos tipos de PQDs em diversas condições de voo. Neste artigo são apresentadas várias análises associadas a tempos de abertura, variação da geometria do velame no processo de abertura (*deployment*) e efeitos da razão de massa e altitude no fator de choque de abertura.

Em nível nacional, cita-se apenas o trabalho devido a SILVA (2016), no que diz respeito à métodos de engenharia aplicados na estimativa de C_K . Este trabalho, ainda em fase de desenvolvimento, apresenta uma formulação matemática para o PQD que considera dois módulos: velame e linhas. No módulo de linhas, tanto o umbilical como as linhas de suspensão (ou fitas) são representados por meio de elementos de mola (e amortecedor). O módulo velame utiliza o método de parâmetros concentrados, baseado nas equações de conservação, para representar a variação de geometria do PQD durante o processo de inflação. Ou seja, o velame é modelado matematicamente como sendo constituído de diferentes blocos que alteram sua geometria durante a abertura do PQD. Este trabalho está sendo desenvolvido sob o financiamento do projeto Módulo de Recuperação de Cargas Espaciais por Paraquedas (MRCEP), da Divisão de Sistemas de Defesa (ASD) do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE).

Nesta dissertação é implementado o módulo de linhas, devido a SILVA (2016), no tratamento do problema estrutural do PQD. Conforme discutido anteriormente, uma das formas de se estimar experimentalmente o fator C_K é por meio de ensaios em túnel de vento. Por definição, o fator de choque de abertura é o quociente entre o valor da força máxima de abertura e a força de arrasto a que o PQD estará submetido quando no interior de um túnel de vento. Utilizando este conceito, neste trabalho foi modelado um túnel de vento virtual. Foi escolhido um carregamento aerodinâmico equivalente àquele verificado no PQD durante o voo. Esta opção de análise foi veiculada em função da facilidade de se modelar o carregamento aerodinâmico para estas condições de análise e a real possibilidade de se realizar ensaios em túnel com PQD em instituições nacionais, tais como aquela existente na Divisão de Aerodinâmica (ALA) do IAE com finalidades de validação experimental da metodologia em trabalhos posteriores.

O modelo matemático adotado na análise estrutural dinâmica do PQD não é o mesmo que aquele utilizado no dimensionamento preliminar apresentado no Capítulo 2 desde que, neste caso, o PQD se encontra fixo ao mastro do túnel de vento. Diferentemente do modelo matemático adotado no dimensionamento preliminar, o sistema de recuperação é representado apenas pelo PQD, não considerando a influência da carga útil. O PQD é discretizado nos seus

diferentes módulos constituintes, quais sejam: umbilical, linhas de suspensão e velame. O velame do paraquedas é representado por apenas um elemento de mola. O sistema linhas de suspensão e umbilical também é modelado por meio de elementos de mola os quais procuram representar fisicamente a elasticidade e amortecimento do sistema.

A análise é conduzida em duas dimensões e com n graus de liberdade, cada um dos quais representados pelos movimentos lineares laterais e axiais de cada massa discreta que constitui o sistema PQD.

É importante ressaltar que o objetivo da metodologia supramencionada não é representar fisicamente a complexa fenomenologia envolvida no movimento de um PQD no interior de um túnel de vento, devido a sua interação com o campo de escoamento. A ideia principal é elaborar uma ferramenta matemática que permita estimar os esforços máximos atuantes no sistema PQD de forma conservativa. Ou seja, esta dissertação propõe uma simulação numérica que deve ser complementar ao dimensionamento preliminar antes de, efetivamente, serem realizados os ensaios em túnel e em voo.

Neste contexto, esta metodologia inclui a identificação dos parâmetros constituintes do sistema PQD (constante elástica e de amortecimento de cada elemento), a dinâmica do voo do sistema PQD e a dinâmica dos fluidos, desde que o PQD se encontra imerso no interior de um túnel de vento. Com a finalidade de organizar esta apresentação, este tópico é subdividido nos seguintes itens: (i) hipóteses aplicadas ao modelo matemático; (ii) modelo matemático adotado para PQDs elásticos; (iii) formulação matemática para a dinâmica de voo do PQD; (iii) condições iniciais e de interface; (iv) formulação matemática para o campo de escoamento; (v) identificação das constantes elásticas e de amortecimento; e (vi) estimativa do fator de choque de abertura.

3.1 SÍNTESE DO ALGORÍTMO DE DIMENSIONAMENTO PRELIMINAR

As hipóteses adotadas no tratamento da formulação matemática estão exibidas abaixo. Este conjunto de hipóteses leva em consideração aquelas devido à dinâmica do voo, dinâmica dos fluidos e dinâmica estrutural, quais sejam:

- i. Regime de voo subsônico;
- ii. A carga útil é considerada como ponto fixo, sem movimento;
- iii. O sistema de PQD é modelado utilizando-se elementos finitos associados à mola. Não é considerado mais de um tipo de elemento na arquitetura do sistema de recuperação;

- iv. O modelo elástico é linear;
- v. As oscilações sofridas pelo PQD são de baixa frequência;
- vi. Não é considerada a interação fluido e estrutura (PQD). O campo de escoamento é calculado independentemente da presença do PQD;
- vii. O campo de escoamento é axissimétrico (seção de testes é um tubo), regime permanente e turbulento;
- viii. O modelo aerodinâmico é representado apenas pela força de arrasto no PQD. O coeficiente de arrasto é conhecido *a priori*;
- ix. A abertura do PQD é realizada a partir do uso de modelo empírico. O parâmetro livre deste modelo é modelado como sendo uma variável aleatória;
- x. Não é considerado o efeito solo nas simulações da dinâmica do voo;
- xi. Não é considerada a histerese nos elementos de mola;
- xii. Não é considerado o efeito de massa aparente.

3.2 MODELO MATEMÁTICO PARA PQD ELÁSTICO

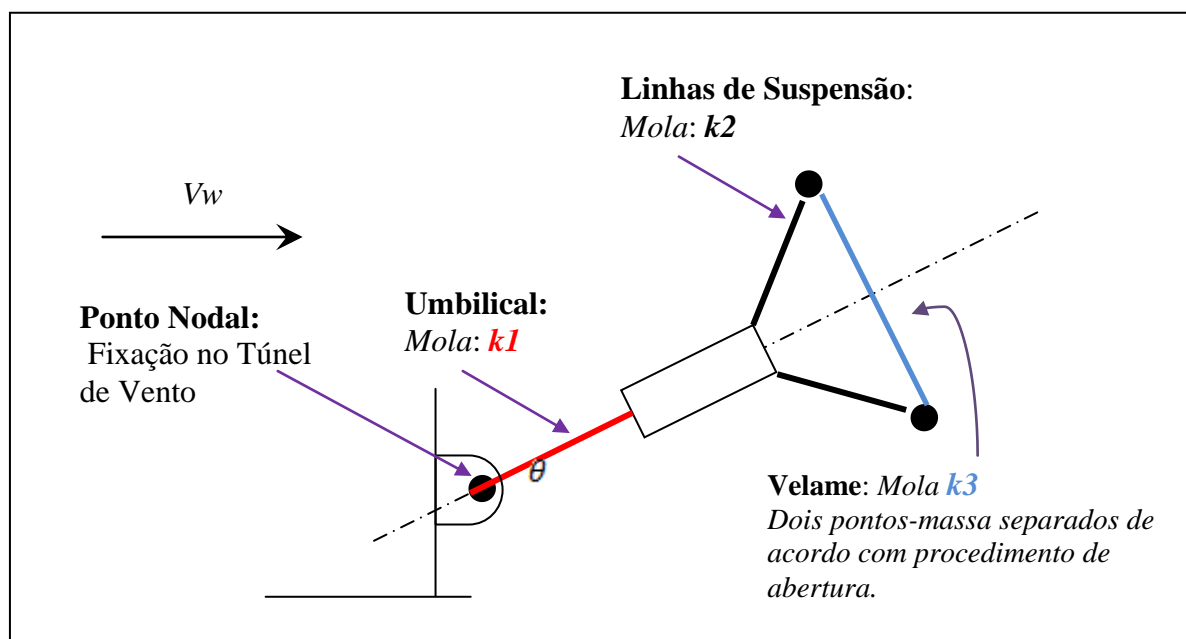
O sistema PQD, denominado aqui de PQD elástico, é modelado utilizando apenas elementos de mola. As linhas de suspensão e o umbilical do PQD utilizam mais de um elemento de mola enquanto que o velame utiliza apenas um elemento de mola, tendo em vista a simplicidade de implementação e o controle da “estabilidade” das simulações realizadas quando o sistema é excitado a partir de carregamentos provenientes de um campo de escoamento subsônico.

Uma concepção preliminar de um PQD genérico está exibida na Figura 8. A generalização desta concepção pode ser utilizada no estudo da dinâmica de voo de PQDs em túneis de vento. Nesta figura, o umbilical é representado por um elemento de mola assim como as linhas de suspensão e o velame. O comprimento de equilíbrio dos respectivos elementos satisfaz o dimensionamento preliminar. Neste contexto, o elemento que modela o velame é dado pelo seu diâmetro nominal, por exemplo. A constante elástica de mola de todos os elementos é determinada com base nos valores de deformação esperados. Esta estimativa é grandemente baseada na experiência do grupo de trabalho. Neste trabalho foi necessária a inclusão de mais uma característica nos elementos constituintes do PQD, qual seja, o amortecimento.

Em síntese, é importante ressaltar que o modelo matemático do PQD é representado por um sistema de massas e molas as quais contemplam algumas características do sistema PQD

real: o comprimento total (sem tensão), o peso total de cada elemento constituinte, peso total de todo o sistema PQD, o tempo de abertura do PQD, o processo de abertura, a deformação elástica total observada em regime estacionário e a frequência de oscilações. Com base nestes dados é possível manipular o número de elementos necessários para capturar uma dada propriedade de desempenho do sistema verificada em voo real. Por exemplo, se o objetivo da simulação é avaliar como se dá o processo de desenrolamento das linhas de suspensão e umbilical a partir da bolsa do PQD, será necessário o uso de um grande número de elementos, diferentemente do caso de análise dos esforços de abertura de um PQD, considerando o velame constituído de apenas um elemento.

Figura 8 - Configuração utilizada nas simulações



Fonte: Autoria própria

3.3 FORMULAÇÃO DA DINÂMICA DE VOO

A formulação matemática adotada para a dinâmica do voo de um PQD o qual se apresenta fixo ao mastro de um túnel de vento é baseada na 2ª lei de Newton. A fenomenologia física que descreve o movimento do PQD nestas condições é estritamente tridimensional (3D). Neste contexto, a dinâmica do voo do sistema PQD deve apresentar, no mínimo, 6 (seis) graus de liberdade (6dof), quais sejam: movimento linear do CG do PQD nas direções x , y e z e movimento angular do eixo gerado pelo ponto de fixação e CG do PQD nas

direções de arfagem, rolamento e guinada. De fato, a dinâmica do voo de um PQD não segue os moldes adotados para o estudo de aeronaves, pois esta não precisa considerar um modelo aerodinâmico do veículo tão robusto no cálculo da dinâmica do voo.

Com base neste conhecimento, pode-se afirmar que um modelo matemático simplificado a ser adotado para a análise de um PQD deve apresentar hipóteses bem delineadas de forma a permitir a obtenção de resultados que possam ser de uso prático. Nos próximos parágrafos são apresentados os principais argumentos que foram utilizados no processo de simplificação das equações da dinâmica do voo do PQD no interior de um túnel de vento, quais sejam:

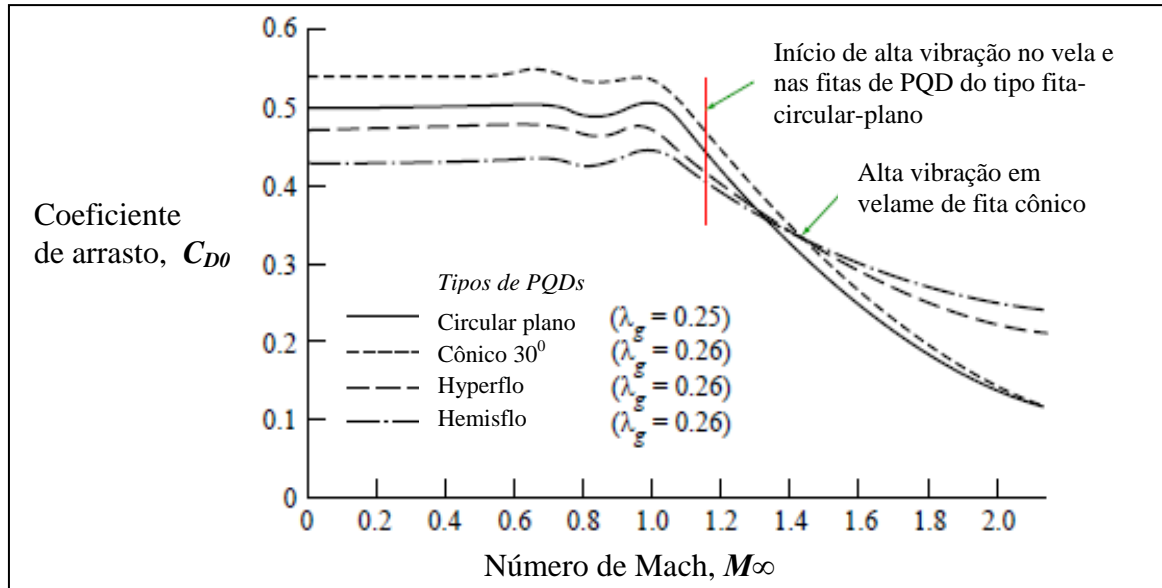
i. A partir de dados experimentais, pode-se constatar que a presença de PQD em veículos em voo provoca o alinhamento do corpo na direção do vento de forma muito rápida, SILVA (2003). Esta característica foi o elemento motivador para se adotar elementos finitos unidimensionais (1D) no estudo do estiramento de linhas de suspensão e umbilical do PQD desde que, praticamente, não existem movimentos significativos em flexão dos elementos constituintes destas linhas;

ii. Do ponto de vista aerodinâmico, apenas a força de arrasto é considerada quando no estudo da dinâmica do voo de PQDs. O próprio conceito de dimensionamento da geometria de PQDs considera que o dispositivo seja utilizado para recuperar uma dada carga em voo, ou seja, este deve apresentar apenas força de arrasto que se contrapõe ao peso do sistema recuperado. Outro aspecto bastante interessante é que o coeficiente de arrasto de PQDs varia muito pouco em uma extensa faixa de regime de velocidades, independentemente do tipo de PQD utilizado, ESDU-09012. A Figura 9 ilustra esta variação para diferentes PQDs com tecidos de velame semelhantes em termos de porosidade (λ_g). Neste contexto, pode-se considerar que a força de arrasto é fundamentalmente dependente apenas da pressão dinâmica do campo de escoamento, desde que o coeficiente de arrasto permanece constante durante toda a faixa de velocidades de escoamento que o mesmo é submetido;

iii. O principal objetivo desta formulação é estimar o fator de choque de abertura, C_K . Sabendo-se que o PQD alinha de forma quase instantânea com o vetor velocidade de escoamento, o problema pode ser tratado como sendo bidimensional (2D), desde que os efeitos 3D (modos de oscilação, interação fluido estrutura) não interferem significativamente no processo de abertura no interior de um túnel de vento. As direções escolhidas são x (movimento lateral) e y (movimento axial), ou seja, as direções em que ocorrerão as principais oscilações. Salienta-se que a força peso contribui para o amortecimento nas oscilações que ocorrem na direção z . Neste contexto, as análises realizadas nas outras direções podem ser

consideradas mais conservativas no que diz respeito à estimativa da maior força verificada na abertura do PQD;

Figura 9 - Variação do coeficiente de arrasto com número de Mach



Fonte: Adaptado de ESDU-09012

iv. No presente trabalho o PQD se encontra fixo ao mastro do túnel. O modelo matemático adotado considera que o PQD seja constituído de um sistema de massas e molas desde que o objetivo não é capturar o CG do PQD e sim, o deslocamento e esforços atuantes nas respectivas massas que o compõe. Neste contexto, não é necessário considerar mais de um sistema de referência, pois não se está interessado no estudo da posição espacial do CG do PQD durante o voo. Podem-se escrever todas as equações que descrevem o movimento do sistema PQD com base em um único sistema de coordenadas, qual seja, o sistema inercial;

Tendo em vista estas aproximações, é necessário resolver o sistema de equações da dinâmica translacional do PQD de forma acoplada à contribuição da força elástica e aerodinâmica (arrasto) para a estimativa de C_K . Considerando as aproximações supracitadas, tem-se o modelo matemático representado pelo sistema de EDOs, Equação (31).

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_i = u_i \\ \dot{u}_i = \frac{(T_x - \xi u)}{m} \Big|_i \\ \dot{y}_i = v_i \\ \dot{v}_i = \frac{(T_y - \xi v)}{m} \Big|_i - \frac{F_{Aer}}{m} \Big|_i \end{array} \right. \quad \text{sendo } i = 1, \dots, n \quad (31)$$

sendo x e y as coordenadas cartesianas representativas da posição de cada massa nodal i . As variáveis u e v representam as velocidades nodais lineares e T_j representa as componentes da força elástica ($j = x$ ou y) atuante no elemento. Os parâmetros m_i , k_i , ξ_i e F_{Aer} representam respectivamente a massa nodal do sistema, a constante elástica de cada elemento de mola, o coeficiente de amortecimento e a força aerodinâmica. A força elástica, de tração ou compressão, é função também da deformação verificada no elemento de mola (ΔL_i).

Ressalta-se que as equações são escritas para cada elemento constituinte do PQD (argumento i), o único esforço aerodinâmico atuante é o arrasto (argumento ii) e as equações são escritas para as direções x e y (argumento iii) baseadas no sistema inercial (argumento iv).

3.3.1 Equações adimensionais

As equações adimensionais apresentam o mesmo formato que as equações originais, desde que as variáveis dependentes e independentes sejam adimensionalizadas utilizando-se os parâmetros indicados no Quadro 4. O subscrito *Req* se refere aos requisitos envolvidos no problema. Os requisitos definidos para esta análise devem estar associados aos requisitos de missão exibidos na Tabela 1. Entretanto, esta formulação é utilizada para avaliar o cumprimento do requisito de força de abertura do PQD que se movimento na interior de um túnel de vento. Dentro deste contexto, os parâmetros de referência utilizados no processo de adimensionalização deverão considerar, por exemplo, as dimensões do túnel de vento, a velocidade com que serão realizadas as simulações no túnel virtual e as forças esperadas durante o regime voo em estado estacionário. Logo, os requisitos que deverão ser agregados aos requisitos de missão, estão exibidos no Quadro 5.

Quadro 4 - Parâmetros adimensionais na formulação dinâmica

Variável	Adimensionalização
Velocidade	$V^* = \frac{V}{V_{Req}}$
Altitude	$H^* = \frac{H}{L_{Req}}$
Tempo	$t^* = \frac{t}{\left(\frac{L_{Req}}{V_{Req}}\right)}$
Massa	$m^* = \frac{m}{m_{Total}}$
Força	$F^* = \frac{F}{F_{Req}}$

Fonte: Autoria própria

Quadro 5 - Requisitos de missão para o caso estudo

Requisito	Figura de mérito	Sigla
Região útil do túnel de vento	Comprimento total do PQD	L_{Req}
Número de Mach a ser realizada a simulação	Altitude de Abertura e Velocidade de Abertura	M_{Req}
Força máxima verificada na abertura do PQD	Constante elástica, Constante de amortecimento e Comprimento de equilíbrio de cada elemento estrutural.	F_{Req}

Fonte: Autoria própria

3.3.2 Equações constitutivas

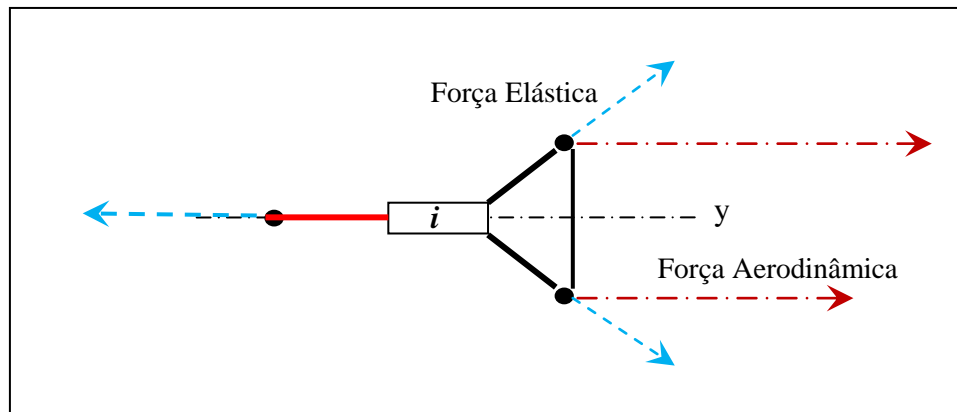
Para que seja possível a resolução do sistema representado na Equação (31) é necessário o conhecimento da formulação matemática adotada para o cálculo da força aerodinâmica (F_{Aer}) e forças elásticas (T) nos elementos de mola em todo intervalo de tempo, incluindo as fases de movimento sem PQD, fase de abertura do PQD e fase com PQD aberto na condição nominal.

Este conjunto de esforços atuantes está ilustrado na Figura 10. A Equação (32) representa os esforços aerodinâmicos em cada ponto nodal (extremidade do elemento mola).

A variação de área do PQD durante a fase de abertura obedece a formulação empírica apresentada no capítulo 2, qual seja, Equação (8).

$$F_{Aer_i} = \frac{1}{2} \rho V_i^2 (C_D S)_i \quad (32)$$

Figura 10 - Diagrama de esforços sofrido pelo sistema



Fonte: Autoria própria

Embora a resolução do modelo matemático proposto, Equação (31), seja relativamente simples quando no uso da plataforma MATLAB®, o algoritmo associado ao tratamento das forças elásticas não é trivial quando se pretende trabalhar com diferentes configurações geométricas de PQD. Um dos objetivos desta dissertação é gerar um programa computacional que resolva de forma generalizada qualquer configuração de linhas e velames. Ou seja, a descrição matemática das forças elásticas não pode ser restrita para apenas uma configuração geométrica de PQD. Este modelo matemático deve contemplar todas as condições em que os elementos nodais estarão submetidos durante a dinâmica do voo. A Equação (33) exhibe a formulação generalizada proposta por este trabalho. Obviamente se trata do mesmo modelo matemático exibido na Equação (31), com a diferença de que, agora, o sistema de equações pode ser implementado de forma automática para qualquer elemento constituinte do PQD, bastando conhecer o posicionamento do elemento no campo de escoamento e a sua respectiva deformação.

O Quadro 6 exhibe todas as condições a que cada elemento constituinte do PQD poderá estar submetido durante sua dinâmica de voo. Estas condições podem ser caracterizadas pelo posicionamento geométrico dos pontos nodais de cada elemento (extremidades 1 ou 2) e das respectivas deformações elásticas (Δx ou Δy). De acordo com o sinal da deformação, podem-se calcular os esforços de tração ou compressão.

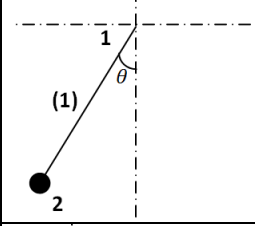
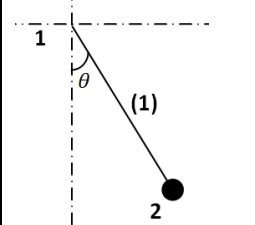
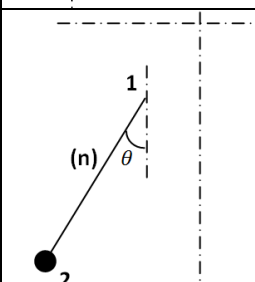
$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_i = u_i \\ \dot{u}_i = \frac{(\text{signal}(T_x)|T_x| - \xi u)}{m} \Big|_i \\ \dot{y}_i = v_i \\ \dot{v}_i = \frac{(\text{signal}(T_y)|T_y| - \xi v)}{m} \Big|_i - \frac{F_{Aer}}{m} \Big|_i \end{array} \right. \quad \text{sendo } i = 1, \dots, n \quad (33)$$

Sendo

$$T_i = k_i \Delta L_i \quad (34)$$

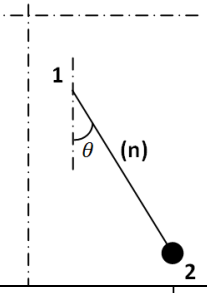
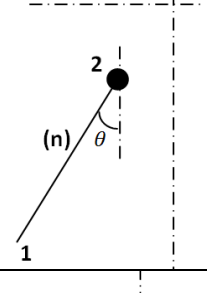
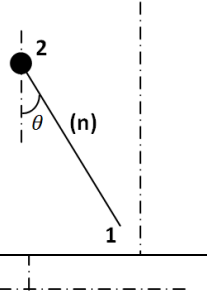
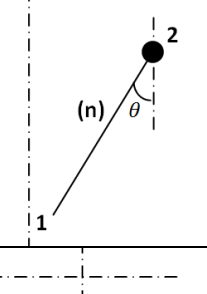
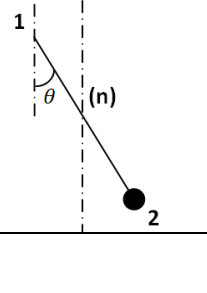
Quadro 6 - Quadro de sinais para as forças nas molas

(continua)

Configuração	$\Delta x = x_2 - x_1$	$\Delta y = y_2 - y_1$	Tração	Compressão
	$\Delta x < 0$	$\Delta y < 0$	$\begin{cases} T_x > 0 \\ T_y > 0 \end{cases}$	$\begin{cases} T_x < 0 \\ T_y < 0 \end{cases}$
	$\Delta x > 0$	$\Delta y < 0$	$\begin{cases} T_x < 0 \\ T_y > 0 \end{cases}$	$\begin{cases} T_x > 0 \\ T_y < 0 \end{cases}$
	$\Delta x < 0$	$\Delta y < 0$	$\begin{cases} T_x > 0 \\ T_y > 0 \end{cases}$	$\begin{cases} T_x < 0 \\ T_y < 0 \end{cases}$

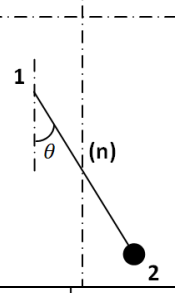
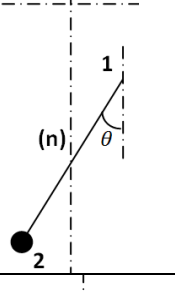
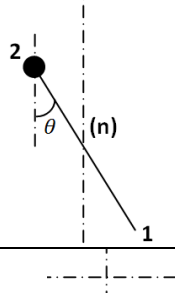
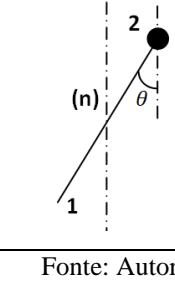
Quadro 6 - Quadro de sinais para as forças nas molas

(continuação)

Configuração	$\Delta x = x_2 - x_1$	$\Delta y = y_2 - y_1$	Tração	Compressão
	$\Delta x > 0$	$\Delta y < 0$	$\begin{cases} T_x < 0 \\ T_y > 0 \end{cases}$	$\begin{cases} T_x > 0 \\ T_y < 0 \end{cases}$
	$\Delta x > 0$	$\Delta y > 0$	$\begin{cases} T_x < 0 \\ T_y < 0 \end{cases}$	$\begin{cases} T_x > 0 \\ T_y > 0 \end{cases}$
	$\Delta x < 0$	$\Delta y > 0$	$\begin{cases} T_x > 0 \\ T_y < 0 \end{cases}$	$\begin{cases} T_x < 0 \\ T_y > 0 \end{cases}$
	$\Delta x > 0$	$\Delta y > 0$	$\begin{cases} T_x < 0 \\ T_y < 0 \end{cases}$	$\begin{cases} T_x > 0 \\ T_y > 0 \end{cases}$
	$\Delta x > 0$	$\Delta y < 0$	$\begin{cases} T_x < 0 \\ T_y > 0 \end{cases}$	$\begin{cases} T_x > 0 \\ T_y < 0 \end{cases}$

Quadro 6 - Quadro de sinais para as forças nas molas

(conclusão)

Configuração	$\Delta x = x_2 - x_1$	$\Delta y = y_2 - y_1$	Tração	Compressão
	$\Delta x > 0$	$\Delta y < 0$	$\begin{cases} T_x < 0 \\ T_y > 0 \end{cases}$	$\begin{cases} T_x > 0 \\ T_y < 0 \end{cases}$
	$\Delta x < 0$	$\Delta y < 0$	$\begin{cases} T_x > 0 \\ T_y > 0 \end{cases}$	$\begin{cases} T_x < 0 \\ T_y < 0 \end{cases}$
	$\Delta x < 0$	$\Delta y > 0$	$\begin{cases} T_x > 0 \\ T_y < 0 \end{cases}$	$\begin{cases} T_x < 0 \\ T_y > 0 \end{cases}$
	$\Delta x > 0$	$\Delta y > 0$	$\begin{cases} T_x < 0 \\ T_y < 0 \end{cases}$	$\begin{cases} T_x > 0 \\ T_y > 0 \end{cases}$

Fonte: Autoria própria

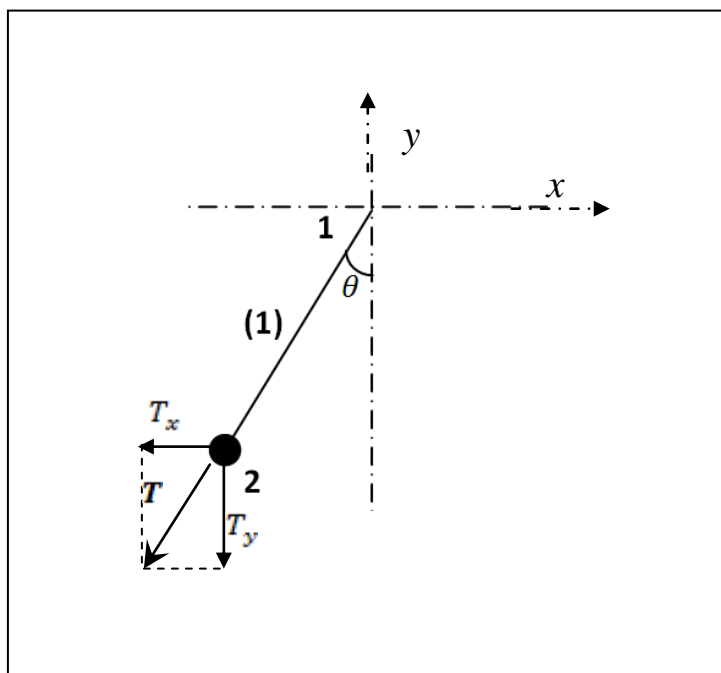
É importante observar que o sistema de coordenadas inercial está localizado exatamente na linha de centro do túnel de vento (eixo axial), caracterizando o eixo y . As coordenadas nodais y_i assumem apenas valores negativos. O eixo x está na direção do raio do túnel de vento. As coordenadas nodais x_i podem assumir valores positivos ou negativos.

A partir do Quadro 6 é possível calcular, a cada instante de tempo, os valores dos sinais das forças elásticas atuantes nas extremidades de cada elemento. Por exemplo, considere que uma das equações do sistema (33) represente o elemento da primeira linha do Quadro 6.

Trata-se do elemento que é fixo no mastro do túnel de vento. Se $(\Delta x)_i = x_2 - x_1 > 0$ e $(\Delta y)_i = y_2 - y_1 < 0$, único caso permitido para o elemento fixo, tem-se a configuração geométrica ilustrada na Figura 11. Se $(\Delta L)_i < 0$, o elemento estará submetido a uma força elástica de compressão, conforme indica a Figura 12. Para este caso, $(T_x)_i < 0$ e $(T_y)_i < 0$.

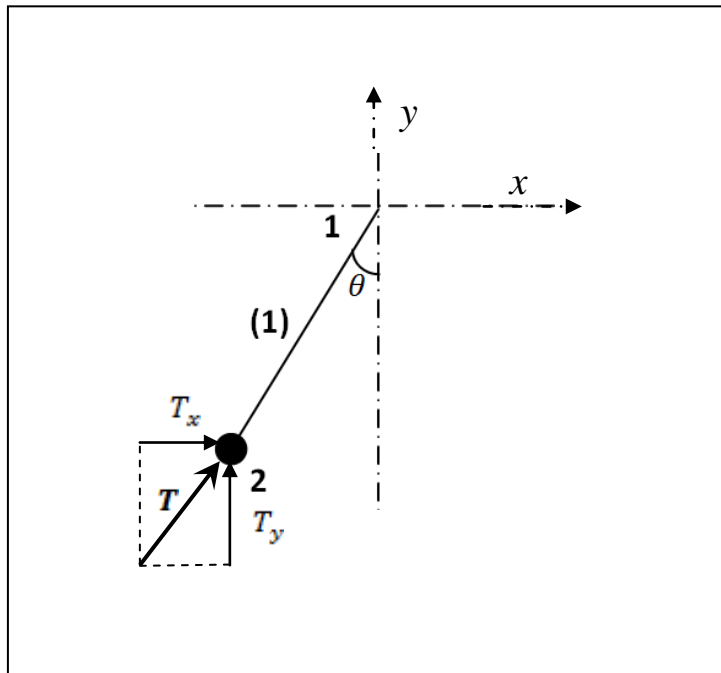
Considerando agora o caso em que $(\Delta L)_i > 0$, tem-se como força elástica atuante no elemento considerado, uma força de tração, Figura 12. Analogamente à análise anterior, tem-se como sinais da força elástica $(T_x)_i > 0$ e $(T_y)_i > 0$. É importante observar que a variável que define os sinais das forças elásticas é $(\Delta L)_i$. Esta deformação é calculada a partir das posições espaciais de cada elemento de massa. Estas posições são calculadas a partir da resolução do sistema de EDOs, Equação (33). O mesmo procedimento é adotado para cada um dos elementos constituintes do modelo de PQD.

Figura 11 – Diagrama de forças no elemento (1): compressão



Fonte: Autoria própria

Figura 12 – Diagrama de forças no elemento (1): tração



Fonte: Autoria própria

Finalmente, a força elástica atuante em cada elemento é calculada pela resultante das componentes vetoriais de T , dadas pelas Equações (35) e (36).

$$T_x = \text{signal}(T_x)_i k_i \Delta L_i \text{sen}(\theta_i) - \text{signal}(T_x)_{i+1} k_{i+1} \Delta L_{i+1} \text{sen}(\theta_{i+1}) \quad (35)$$

$$T_y = \text{signal}(T_y)_i k_i \Delta L_i \text{cos}(\theta_i) - \text{signal}(T_y)_{i+1} k_{i+1} \Delta L_{i+1} \text{cos}(\theta_{i+1}) \quad (36)$$

3.3.3 Condições iniciais de interface

As equações que regem a dinâmica do PQD são equações diferenciais ordinárias cuja variável independente é o tempo. Em outras palavras, tratam-se de equações que apresentam como solução uma marcha temporal da variável dependente. Neste contexto, para dar início à marcha temporal é necessário definir, *a priori*, quais as condições iniciais a partir das quais o *solver* utilizado na resolução do sistema de EDOs iniciará o processo de marcha. Estas condições são, essencialmente, a posição geométrica de cada massa nodal do PQD, e as respectivas componentes de velocidades naquela posição geométrica. Ou seja, as condições iniciais expressas no formato matemático, são dadas por:

$$\begin{cases} (x, y)_i \\ (u, v)_i \end{cases} \text{ para } t = 0 \text{ s} \quad (37)$$

Embora o modelo matemático representado na Equação (33) seja baseado em EDOs cuja variável independente é o tempo, o problema considera vários elementos de massa, dispostos espacialmente segundo uma dada configuração. Neste caso, é necessário se estabelecer uma tabela de conectividade espacial entre os referidos elementos de forma a ser possível constituir a geometria pretendida de PQD.

Uma forma de se estabelecer esta conectividade é definir condições de interface entre cada elemento durante a marcha temporal. A representação matemática desta condição é dada na Equação (38).

$$\begin{cases} T_x^{(i)} = \sum_{j: \text{Interfaces}} \text{signal}(T_x)_j k_j \Delta L_j \sin(\theta_j) \\ T_y^{(i)} = \sum_{j: \text{Interfaces}} \text{signal}(T_y)_j k_j \Delta L_j \cos(\theta_j) \end{cases} \quad (38)$$

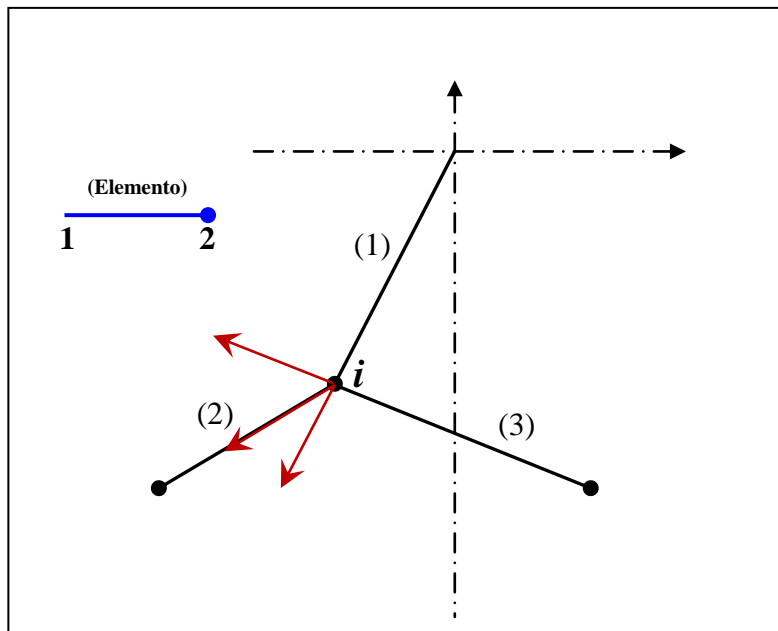
É importante salientar que a constituição da geometria do umbilical e linhas de suspensão utiliza a mesma formulação. A única diferença está no número de interfaces envolvidas e na forma de implementação numérica. Para o caso destas linhas, cada interface nodal envolve apenas dois elementos. Neste caso, a implementação ocorre de forma direta, bastando nomear os elementos em ordem aritmética.

Considere um exemplo de aplicação desta formulação para uma interface na qual se conectam 3 (três) elementos, Figura 13. São conhecidas as posições e velocidades de cada massa nodal em um dado intervalo de tempo. Neste contexto, as deformações verificadas nos elementos são conhecidas, assim como seus respectivos sinais, por exemplo: $(\Delta L)_1 < 0$, $(\Delta L)_2 > 0$ e $(\Delta L)_3 < 0$. A partir do Quadro 6, calcula-se os sinais dos esforços elásticos atuantes na interface, Quadro 7. Conhecendo-se os sinais e os respectivos valores das deformações, procede-se à determinação da força elástica resultante na interface, exemplificado aqui na Equação (39) para a componente x .

Convém salientar que o sistema de EDOs, Equação (33), é gerado a partir da aplicação da 2ª lei de Newton para as massas nodais do PQD elástico, ou seja, para a extremidade (2) dos elementos considerados. Neste contexto, os esforços aplicados na interface devem considerar a extremidade do elemento considerado. Caso a contribuição do esforço elástico na interface seja decorrente de uma extremidade (1), o sinal desta contribuição no somatório deve ser alterado.

$$T_x^{(i)} = \text{signal}(T_x)_1 k_1 \Delta L_1 \sin(\theta_1) - \text{signal}(T_x)_2 k_2 \Delta L_2 \sin(\theta_2) - \text{signal}(T_x)_3 k_3 \Delta L_3 \sin(\theta_3) \quad (39)$$

Figura 13 – Exemplo de condição de interface



Fonte: Autoria própria

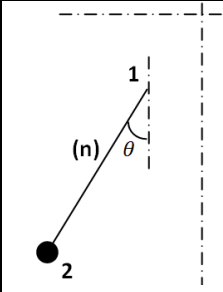
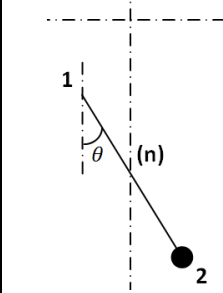
Quadro 7 - Análise da condição de interface

(continua)

Elemento	Análise de sinais	Esforços
(1) Compressão $(\Delta L)_1 < 0$		$(T_x)_1 < 0$ e $(T_y)_1 < 0$

Quadro 7 - Análise da condição de interface

(conclusão)

Elemento	Análise de sinais	Esforços
(2) Tração $(\Delta L)_2 > 0$		$(T_x)_2 > 0$ $(T_y)_2 > 0$
(3) Compressão $(\Delta L)_3 < 0$		$(T_x)_3 > 0$ $(T_y)_3 < 0$

Fonte: Autoria própria

3.4 CAMPO DE ESCOAMENTO

O objetivo deste tópico do trabalho é apresentar a metodologia de obtenção do campo de escoamento que será adotado nas simulações dinâmicas do PQD. Este campo de escoamento é utilizado para o cálculo dos esforços aerodinâmicos no PQD durante o processo de abertura. Nas aplicações pretendidas por este trabalho, o processo de abertura tem duração de, no máximo, 3 (três) segundos. Neste contexto, uma primeira aproximação é adotar o campo de escoamento verificado em regime estacionário.

O campo de escoamento, em regime de estado estacionário, foi modelado como sendo aquele verificado em tubos, SABERSKY & ACOSTA (1964), representado aqui pela Equação (40):

$$\frac{V}{\bar{V}_{Max}} = \left(\frac{R - x}{R} \right)^{\frac{1}{7}} \quad (40)$$

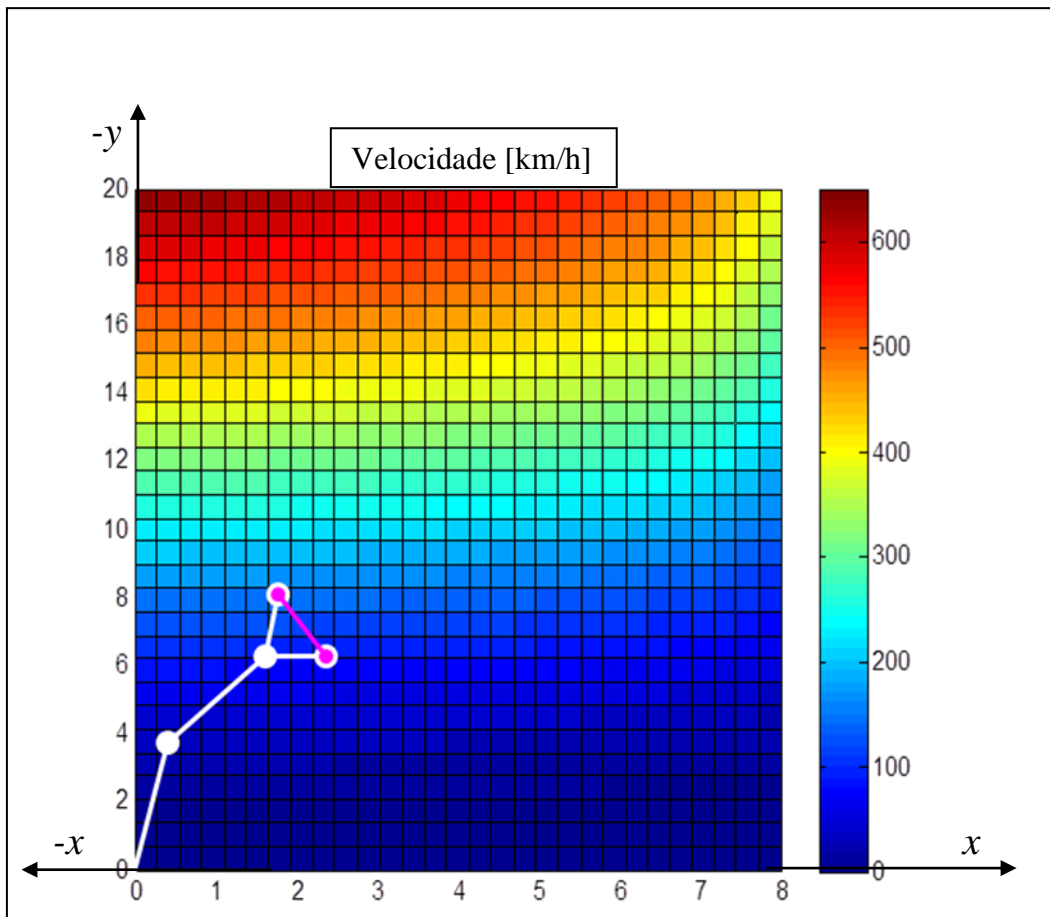
sendo $V = V(x)$ o perfil de velocidades na direção radial em uma seção longitudinal (y) do túnel e \bar{V}_{Max} é a velocidade máxima verificada na linha de centro do túnel.

Esta velocidade é estimada conforme a referência HILL (1956):

$$\bar{V}_{Max} = a_0 \left[1 + \text{sen} \left(\frac{\pi y}{L} - \frac{\pi}{2} \right) \right] \quad (41)$$

Nesta equação, a_0 representa a velocidade do som na estação longitudinal do túnel em que a velocidade do escoamento é zero, ou seja, na condição de estagnação do campo de escoamento. A Figura 14 exibe um exemplo de campo de escoamento, em termos de velocidade, gerado a partir das Equações (40) e (41). O posicionamento do PQD e o sistema de referência adotado também estão ilustrados nesta figura. É importante ressaltar que as figuras que serão apresentadas no capítulo de resultados terão os mesmos moldes que aqueles adotados na Figura 14, ou seja, somente a metade simétrica do campo de escoamento será exibida.

Figura 14 – Exemplo de campo de escoamento



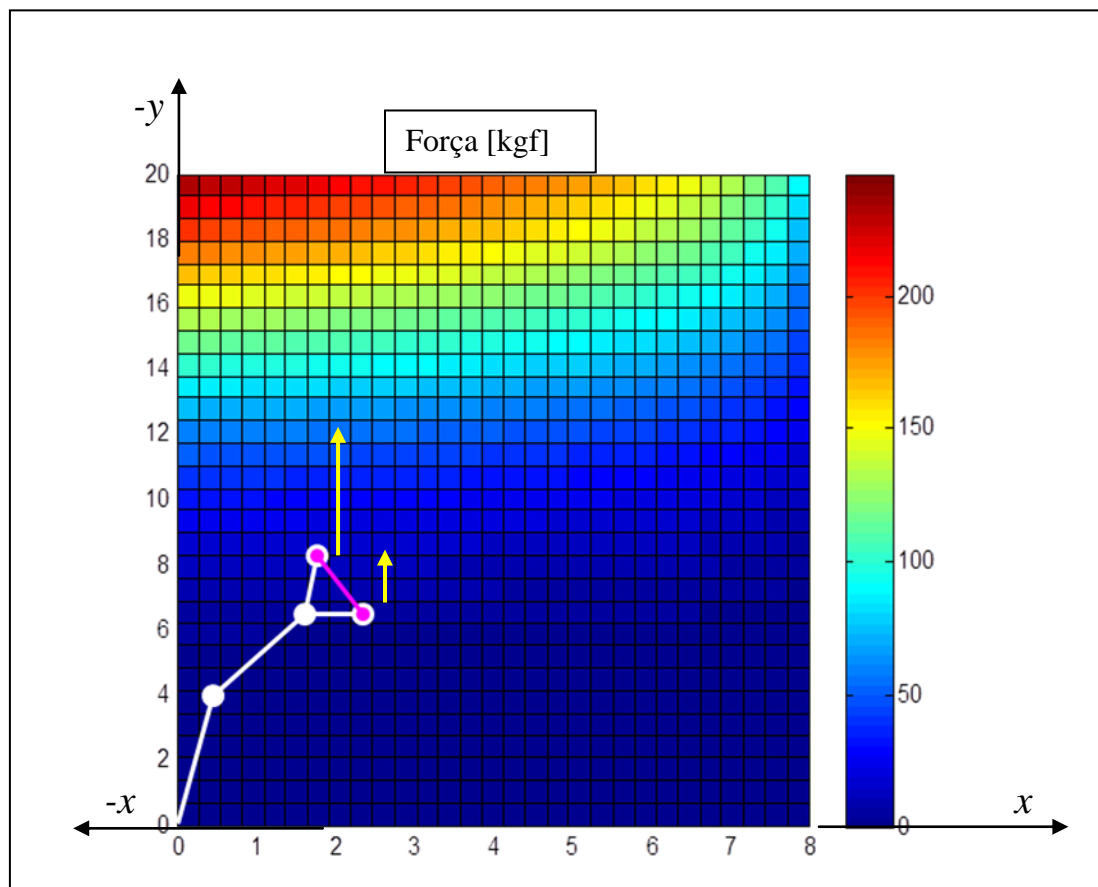
Fonte: Autoria própria

Desde que o coeficiente de arrasto do PQD é considerado constante nas aplicações pretendidas nesta dissertação, é possível conhecer, *a priori*, quais os esforços aerodinâmicos a

que o PQD elástico estará submetido. Basta utilizar a Equação (32) nas condições definidas em requisito.

A Figura 15 exibe um exemplo de campo de forças aerodinâmicas geradas a partir da Equação (32) com os dados de velocidade obtidos a partir das Equações (40) e (41). Nesta figura também estão ilustrados os esforços aerodinâmicos aplicados às massas nodais que representam o velame do PQD. Tendo em vista as diferentes velocidades envolvidas, os esforços aerodinâmicos são diferentes, o que provoca o movimento oscilatório do PQD. De fato, estes esforços representam o *driver* de todo o movimento do PQD elástico.

Figura 15 – Exemplo de campo de esforços aerodinâmicos



Fonte: Autoria própria

3.5 CAMPO DE ESCOAMENTO

O modelo matemático de PQD adotado neste trabalho é constituído de massas, molas e amortecimento, Figura 8, por exemplo. Para que este tenha representatividade física, deverá apresentar as propriedades físicas semelhantes ao modelo físico, real, de PQD definido no

projeto preliminar. Neste tópico é apresentada a metodologia de identificação dos parâmetros físicos supramencionados.

3.5.1 Constante elástica

O procedimento normalmente utilizado na determinação das características elásticas das linhas ou fitas utilizadas nos PQDs é puramente experimental. A partir de vários carregamentos aplicados ao elemento constituinte do PQD em um ensaio de tração, determinam-se os alongamentos e deformações. Uma vez definido o projeto de PQD, estima-se a constante elástica equivalente do PQD a partir das constantes elásticas obtidas para cada elemento constituinte. O Apêndice A disponibiliza as principais características dos ensaios de tração adotados em Instituições de Pesquisa como, por exemplo, o IAE.

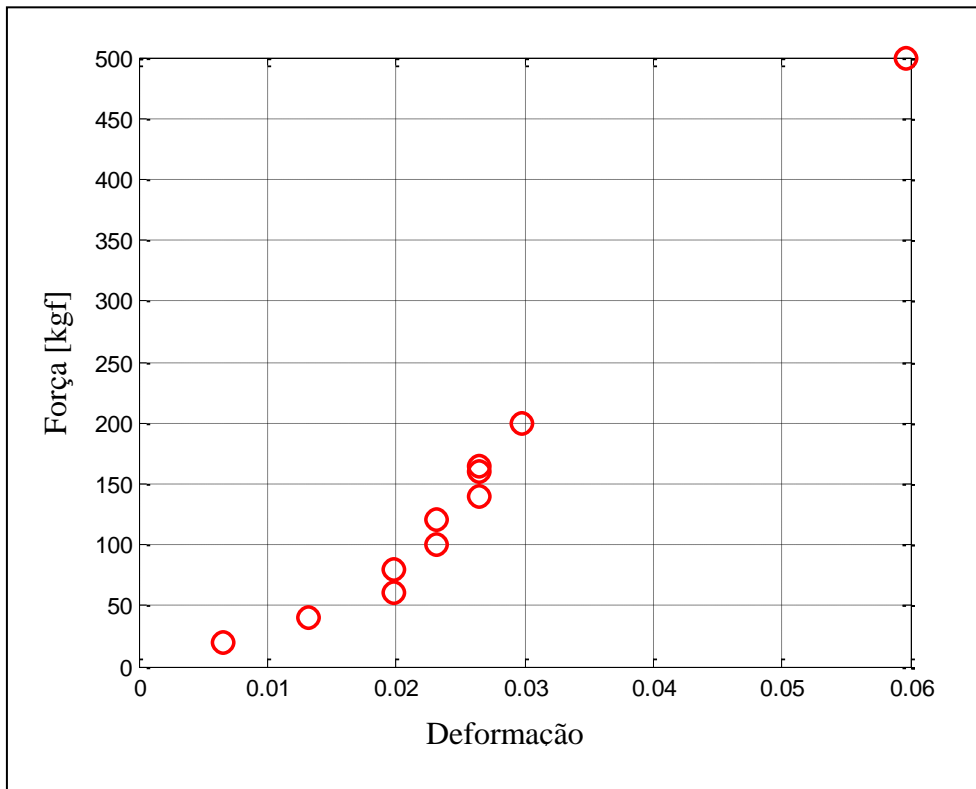
A Figura 16 exhibe um exemplo de elemento constituinte de um PQD genérico. A Figura 17 ilustra o gráfico representativo do ensaio. Nesta figura estão disponibilizados apenas os pontos médios dos valores de deformação ($\Delta L/L$). Observa-se, claramente, que a constante elástica é não linear.

Figura 16 – Exemplo de fitas utilizadas em umbilicais



Fonte: Silva, 2014

Figura 17 – Exemplo de resultados em ensaios de tração



Fonte: Silva, 2014

Para o caso da simulação virtual, o parâmetro de grande interesse é o valor da deformação que o sistema apresentará quando submetido ao carregamento de requisito. Ou seja, uma vez conhecido o projeto preliminar, é possível determinar, a partir da hipótese da análise linear estática, qual a deformação final que o PQD elástico apresentará quando sob o carregamento aerodinâmico de requisito. A partir destas quantidades, obtém-se o valor da constante elástica equivalente que o PQD elástico deverá apresentar nas simulações virtuais.

Entretanto, utilizando-se o campo de escoamento de velocidades definido a partir das Equações (40) e (41) pode-se constatar que a simulação numérica não produzirá resultados interessantes, já que, para carregamentos menores que aquele do requisito, o PQD experimentará uma deformação maior que o previsto em requisito, tendo em vista a forma com que foram adimensionalizadas as equações. Isto se deve ao fato da variação longitudinal da velocidade no campo de escoamento. Uma forma de corrigir este “problema” é considerar que todo o PQD estará na região útil do túnel de vento, ou seja, as condições de velocidade serão constante em toda a seção de testes, prática esta comum nos ensaios em túnel de vento. Assim sendo, o perfil de velocidades no túnel de vento virtual que será adotado no cálculo do parâmetro C_k é dado por:

$$\frac{V}{V_{Req}} = \left(\frac{R - x}{R} \right)^{\frac{1}{7}} \quad (42)$$

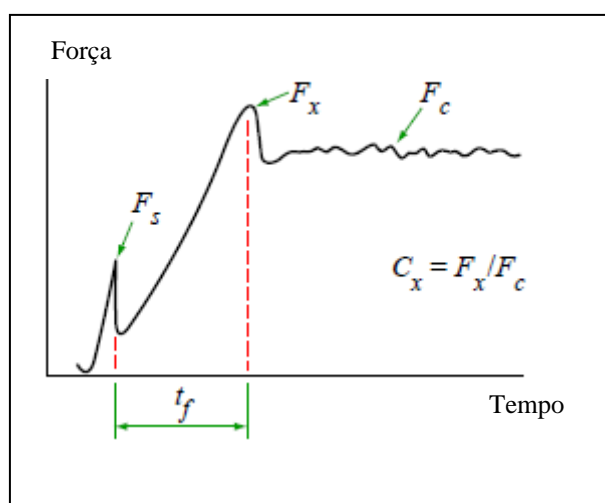
E a constante elástica de cada elemento é calculada a partir da constante elástica equivalente, Equação (43):

$$k_{Eq} = \frac{F_{Req}}{\Delta L} \quad (43)$$

3.5.2 Constante de amortecimento

A constante de amortecimento (ξ) está relacionada à taxa de decaimento das oscilações que o sistema estrutural sofre durante um determinado intervalo de tempo. Trata-se de um parâmetro difícil de ser quantificado teoricamente sem o uso de dados experimentais específicos da estrutura que sofre a solitação mecânica. Entretanto, existem curvas características que exibem o comportamento dos esforços em PQDs no interior de túneis de vento. Nestes ensaios não ocorre a variação da velocidade do escoamento não perturbado durante os ensaios, condição esta denominada de “massa infinita”, Figura 18.

Figura 18 – Esforços atuantes em PQDs na condição de “massa infinita”



Fonte: ESDU-09012

A partir destas curvas típicas é possível verificar algumas características que podem ser utilizadas como referência no estabelecimento de condições nas simulações em túnel virtual. Em primeiro lugar, ressalta-se o formato da curva que deve ser observada nas simulações numéricas. Pode-se constatar que neste tipo de simulação é esperado um ponto de máximo esforço em um dado intervalo de tempo, a partir do qual, os esforços atuantes serão, em média, constantes. As oscilações verificadas após o evento de abertura não excedem o ponto de máximo.

Dentro deste contexto, neste trabalho procurar-se-á definir o valor do coeficiente de amortecimento com base em dois aspectos: (i) serão realizadas simulações com e sem amortecimento. O valor adotado para ξ nas simulações com amortecimento serão de elevada magnitude, valor este aplicado a todos os elementos constituintes do PQD elástico. O objetivo nestas simulações com amortecimento é eliminar todas as oscilações dos esforços sobre o mastro após a abertura do PQD. A determinação de ξ nesta fase do estudo será feita pelo método de tentativa e erro. Se os valores entre os esforços máximos obtidos com e sem amortecimento diferirem significativamente entre si, será utilizado o adotado o médio de $\xi/2$ nas simulações a serem realizadas para a determinação do fator de choque de abertura; (ii) as oscilações dos esforços verificados no mastro do túnel de vento não deverão exceder o valor do esforço máximo.

3.5.3 Constante de massa nodal

As massas nodais serão estimadas com base no peso total do PQD elástico. O somatório das massas nodais não deverá exceder o valor da massa total do PQD elástico.

3.6 CAMPO DE ESCOAMENTO

Foi apresentado nos tópicos supramencionados todo o equacionamento desenvolvido para a determinação do parâmetro de choque de abertura C_K . O Quadro 8 exibe a síntese de todo o equacionamento utilizado na análise dinâmica do PQD elástico. A resolução deste sistema acoplado permite obter a dinâmica do PQD elástico no interior de um túnel de vento durante o processo de abertura. O Quadro 9 exibe todos os dados de entrada necessários para a resolução do sistema (33). Observa-se que o modelo matemático tem um parâmetro livre, qual seja, ζ . Este parâmetro está associado à razão de massa de ar que entra no PQD durante o processo de abertura. Segundo JAMISON (1966), este valor é da ordem de 70%, ou seja,

ζ_{Nominal} é conhecido. Pode-se perceber, a partir de simulações numéricas do PQD elástico, que C_K é bastante sensível ao valor de ζ . Neste contexto, procedeu-se no sentido de se estimar o parâmetro C_K com base em métodos estatísticos, sendo que a variável aleatória da análise foi ζ .

Quadro 8 - Síntese do equacionamento de análise dinâmica

Equação	Descrição	Classificação
(33)	Sistema de Equações para as massas nodais do PQD elástico	2ª lei de Newton
(8)	Modelo matemático de abertura de PQD S^*	Constitutiva
(32)	Modelo matemático de Força Aerodinâmica F_{Aer_i}	Constitutiva
(42)	Campo de Velocidades	Constitutiva
(35),(36)	Modelo matemático de Força Elástica T_x, T_y	Constitutiva
(43)	Cálculo da Constante Elástica Equivalente	Constitutiva
(37)	Geometria e velocidade inicial do <i>airframe</i>	Condição Inicial
(38)	Conectividade entre elementos	Condição de Interface

Fonte: Autoria própria

3.6.1 Definição de amostras

Desde que a análise é estocástica, torna-se necessário definir o nível de significância da análise (α) e o teste de hipótese que indicará se o PQD satisfaz ou não o requisito esforço máximo de abertura dentro do nível de significância adotado. Neste contexto, pode-se formular o problema definindo-se, inicialmente, a variável aleatória erro (ε_ζ) verificada no cômputo do parâmetro de razão de massa de entrada. Adotou-se uma distribuição normal com média zero e dispersão (σ) dada por 20% do valor nominal deste coeficiente definido por JAMISON (1966), ou seja:

$$\varepsilon_\zeta = 0 \pm \sigma \text{ Random}(N(0,1)) \quad (44)$$

Quadro 9 - Parâmetros de entrada da simulação dinâmica

Parâmetro	Descrição	Obtenção
Constantes A e B	Modelo matemático de abertura de PQD	Teórica Parâmetro Livre: ζ
η_{fill}	Constante de enchimento do PQD Ou Formulação particularizada para uma dada geometria de PQD	Teórica Dado obtido da Tabela (ESDU-09012)
m_j	Massa nodal	Teórica Baseado no dimensionamento preliminar (massa total)
k_j	Constante elástica da mola nodal	Teórica Baseado na constante equivalente de todo o sistema PQD e na geometria do <i>airframe</i>
ξ_j	Constante de amortecimento nodal	Teórica Consistência com a Figura e experiência do grupo de trabalho (ESDU-09012)
L_j	Comprimento de equilíbrio do elemento	Teórica Baseado no dimensionamento preliminar (comprimento total)

Fonte: Autoria própria

Os valores do parâmetro ζ são calculados conforme indicado na Equação (45).

$$\zeta = \zeta_{Nominal} \pm \varepsilon_{\zeta} \quad (45)$$

O Método de Monte Carlo é utilizado para gerar amostras que possam ser utilizadas no teste de hipótese e análise do novo requisito de projeto, qual seja, o nível de significância (α).

3.6.2 Teste de hipóteses

O teste de hipótese é elaborado utilizando a condição de sucesso no cumprimento do requisito. Ou seja, adota-se como hipótese nula (H_0) e hipótese alternativa (H_1) a Equação (46).

$$\begin{cases} H_0: p = p_0 \\ H_1: p < p_0 \end{cases} \quad (46)$$

sendo p_0 a probabilidade de sucesso no cumprimento do requisito, ou seja, quando a força total atuante no sistema for menor que a força máxima estabelecida em requisito, $F_T < F_{Max}$, durante o tempo em que for simulada a dinâmica do voo do PQD no interior do túnel de vento.

O intervalo de confiança do espectro de forças observado na dinâmica do voo é calculado com base no conceito de função característica, BOWKER & LIEBERMAN (1972). O erro tipo I é definido como a probabilidade de se rejeitar a hipótese nula enquanto que, de fato, ela é verdadeira. Considere a definição de função característica $L(p)$:

$$L(p) = p(\text{Aceitar } H_0 | p) = p(\hat{p} \geq C) \quad (47)$$

Ou seja, a aceitação da hipótese nula será dada se o valor médio da variável aleatória p for maior que uma constante C , o qual deverá ser calculado. A estimativa do valor esperado de p , ou seja, \hat{p} , é exatamente o resultado da simulação de Monte Carlo. Logo, demonstra-se que, se:

$$\begin{aligned} L(p_0) &= p(\hat{p} \geq C) = p\left(\frac{\hat{p} - p_0}{s_p} \geq \frac{C - p_0}{s_p}\right) = \\ &= p\left(\frac{\hat{p} - p_0}{\sqrt{\frac{p_0(1-p_0)}{n}}} \geq \frac{C - p_0}{\sqrt{\frac{p_0(1-p_0)}{n}}}\right) = \\ &= p\left(Z \geq \frac{C - p_0}{\sqrt{\frac{p_0(1-p_0)}{n}}}\right) = \\ &= 1 - p\left(Z \leq \frac{C - p_0}{\sqrt{\frac{p_0(1-p_0)}{n}}}\right) = \end{aligned}$$

Ou seja:

$$L(p_0) = 1 - \Phi\left(\frac{C - p_0}{\sqrt{\frac{p_0(1 - p_0)}{n}}}\right) \quad (48)$$

Considerando a definição do erro tipo I, se $L(p_0)$ fosse calculado, poder-se-ia escrever:

$$L(p_0) = p(\text{Aceitar } H_0|p) = p(\hat{p} \geq C) = 1 - \alpha \quad (49)$$

Combinando-se a Equação (48) e Equação (49), tem-se:

$$\Phi\left(\frac{C - p_0}{\sqrt{\frac{p_0(1 - p_0)}{n}}}\right) = \alpha \quad (50)$$

ou seja:

$$\frac{C - p_0}{\sqrt{\frac{p_0(1 - p_0)}{n}}} = Z_\alpha \quad (51)$$

Ou:

$$C = p_0 + Z_\alpha \sqrt{\frac{p_0(1 - p_0)}{n}} \quad (52)$$

Portanto, a hipótese nula deve ser rejeitada, ao nível de significância α , se a estimativa \hat{p} for menor que o parâmetro C , dado pela Equação (52). Finalmente, ressalta-se que o procedimento apresentado anteriormente foi implementado numericamente na plataforma MATLAB®, utilizando-se o *toolbox* POLYTOOL, acoplada à resolução matemática do modelo matemático apresentado na Tabela 9.

4 RESULTADOS

Com a finalidade de ilustrar todos os passos do algoritmo desenvolvido para o dimensionamento preliminar de um PQD, adotou-se o caso estudo associado à recuperação de uma carga útil, configuração geométrica do tipo bomba, de 70 kg, em dois estágios. O objetivo é lançar a carga a partir de uma aeronave a uma altitude de 914 m e velocidade de 42 m/s com o sistema de recuperação embarcado e quando esta carga estiver à altitude de 457 m, o sistema de recuperação é acionado. Ou seja, a carga útil terá uma fase de voo balístico e outra fase de voo com o sistema de recuperação acionado. Destaca-se que este caso estudo é representativo de um ensaio em voo que pode ser utilizado para avaliar um sistema de recuperação projetado para recuperar uma aeronave do tipo ultraleve, SILVA et al. (2005).

Os requisitos de missão estão ilustrados na Tabela 3 e as condições de lançamento da carga estão disponibilizadas na Tabela 4. É importante mencionar que embora a estratégia adotada preveja a recuperação em dois estágios, a metodologia é facilmente estendida para vários estágios envolvendo vários PQDs. A estratégia de recuperação está ilustrada na Tabela 5. Os parâmetros associados à carga e ao PQD estão ilustrados na Tabela 6 e Tabela 7, respectivamente.

Tabela 3 - Requisitos de missão para o caso estudo

Requisito	Figura de mérito	Sigla
Velocidade com que o sistema PQD carga útil atinge o solo	Velocidade Crítica	7,62 m/s
Altitude na qual ocorrerá a abertura do PQD principal	Altitude de Abertura / Resistência das linhas de suspensão	457 m (1500 ft) / 5000 kgf

Fonte: Autoria própria

Tabela 4 - Condições de lançamento

Parâmetro	Valor
Altitude	914 m (3000 ft)
Velocidade	42 m/s
Ângulo de Trajetória	+ 2°

Fonte: Autoria própria

Tabela 5 – Estágios de voo

Estágio	Componentes do sistema	Dinâmica do voo
<i>i</i>	PQD (fechado) + Carga útil	Queda livre
<i>ii</i>	PQD (aberto) + Carga útil	Voo recuperado a partir de 457 m

Fonte: Autoria Própria

Tabela 6 – Parâmetros associados à carga útil

Parâmetro	Valor
Massa	70 kg
Diâmetro de Referência	166 mm
Coefficiente de Arrasto	0,1 (Dado obtido a partir da geometria da carga útil)

Fonte: Autoria Própria

Tabela 7 – Parâmetros associados ao PQD principal

Parâmetro	Valor	Observação
Massa	4 kg	NA
C_D	0,70	Tipo: Hemisférico
$\frac{D_{PSS}}{D_0}$	0,67	Tipo: Hemisférico
Parâmetro de Enchimento ζ	70%	Aproximação Inicial

Fonte: Autoria Própria (dados ESDU-09012 e Jamison, 1966)

4.1 DINÂMICA DO VOO: REGIME PERMANENTE

Neste tópico são calculados todos os parâmetros de projeto que podem ser obtidos quando a carga útil estiver em regime de voo permanente. O primeiro parâmetro que pode ser calculado é o diâmetro nominal (d) do PQD. Para que o PQD cumpra o requisito de velocidade crítica (5 m/s) o diâmetro nominal do PQD deve ser $d= 6,09$ m, de acordo com a Equação (28). A razão de massa é outro parâmetro que deve ser calculado para as condições de voo em regime permanente. A partir da Equação (30), obtém-se o valor de $R_m= 67,46$. Ressalta-se que este valor foi obtido na altitude em que ocorre a abertura do PQD, conforme a própria definição de R_m . Os demais parâmetros são funções da velocidade de abertura e, neste contexto, devem ser calculados a partir da resolução da dinâmica do voo, Equação (6).

4.2 VALIDAÇÃO DA IMPLEMENTAÇÃO NUMÉRICA

O próximo passo da metodologia é estimar a força máxima de abertura com base na resolução das equações da dinâmica do voo. Entretanto, antes de se utilizar os dados provenientes da simulação numérica é necessário testar o programa para se verificar alguma possibilidade de erro de programação (*bug*). Neste trabalho foram realizadas várias configurações de simulação com a finalidade de se encontrar *bugs*. Dentre os parâmetros analisados, destacam-se os pontos da trajetória associados às condições iniciais e ao momento de abertura. A Figura 19(a), Figura 19(b) e Figura 19(c) exibem a velocidade inicial do sistema, o ângulo inicial de lançamento e a altitude de lançamento, respectivamente. Constatase que estes valores estão de acordo com o adotado previamente, quais sejam:

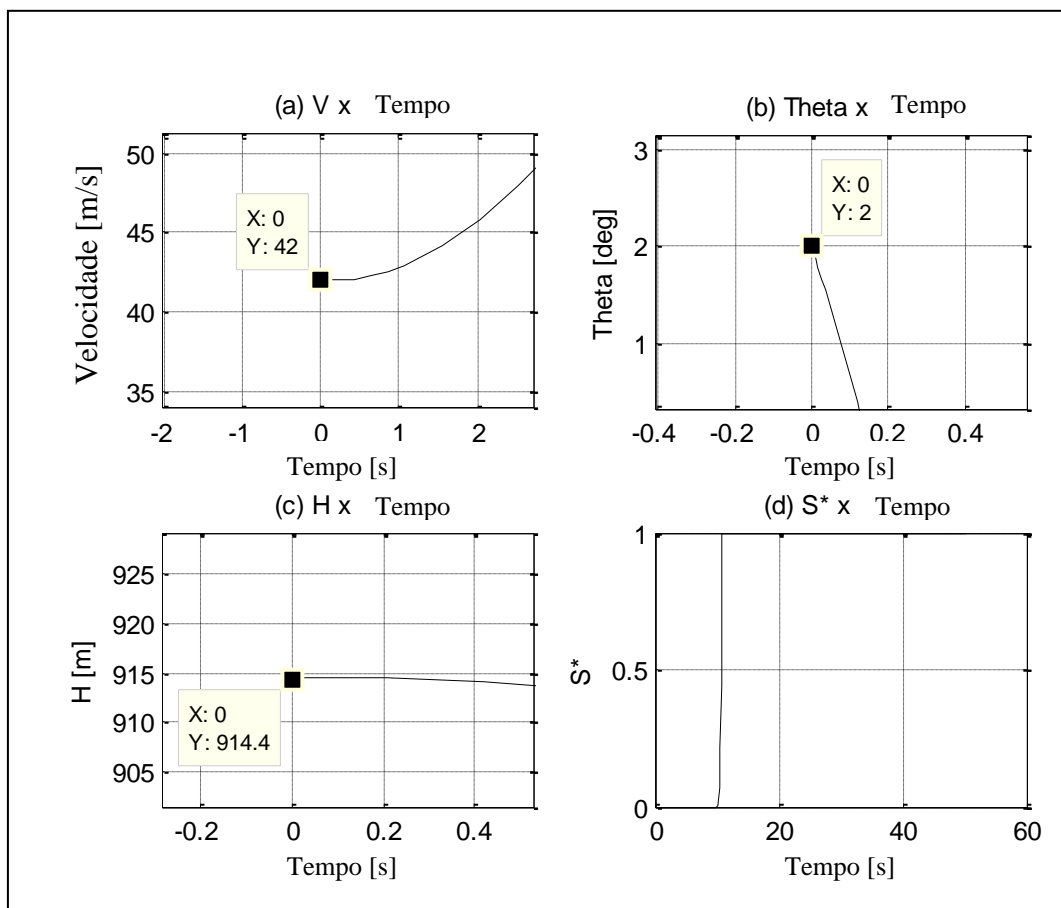
$$V= 42 \text{ m/s}, H= 914,4 \text{ m} (H= 3000 \text{ ft}) \text{ e } \theta= 2^\circ$$

A Figura 20(c) exhibe os dados de trajetória associados ao momento em que o PQD é acionado. Segundo a estratégia de recuperação adotada, o valor esperado para a altitude de acionamento é $H= 457,2$ m ($H= 1500$ ft). Observa-se que este requisito é satisfeito na implementação numérica. Com esta simulação é possível obter, entre outros dados, o parâmetro de projeto $V= 106$ m/s (ou $V= 381,6$ km/h), ou seja, velocidade no momento de abertura do PQD. Verifica-se também que no momento da abertura do PQD o sistema PQD-carga útil apresenta uma atitude dada por $\theta \cong 67^\circ$. Ressalta-se que este valor representa o ângulo entre o eixo X do sistema inercial e a reta formada pelo centro de gravidade (CG) da carga e o CG do PQD.

Outra análise que deve ser realizada é avaliar o formato das curvas obtidas na simulação da dinâmica do voo do sistema. Simulações envolvendo abertura de PQD apresentam resultados bem característicos. A abertura do PQD promove tanto a redução de velocidades como também a redução significativa do taxa de queda. Estas características de voo podem ser claramente observadas na Figura 20(a-c).

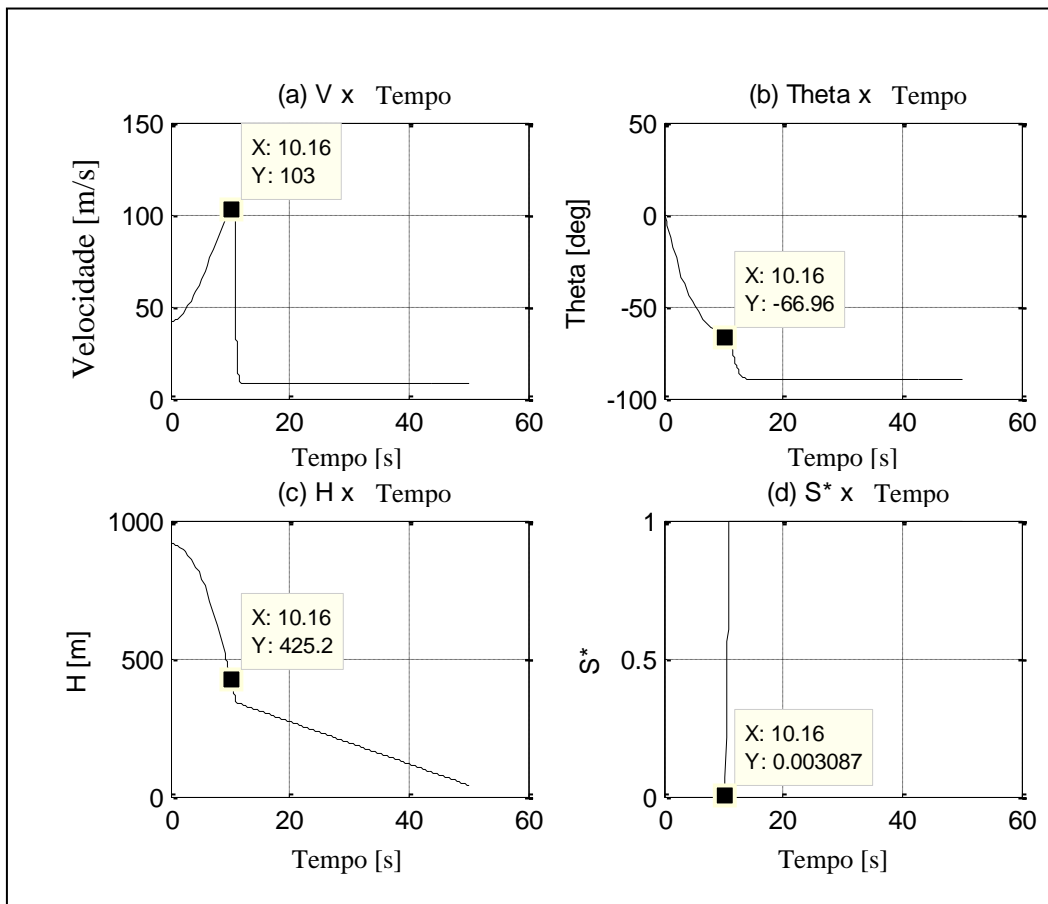
Finalmente, constata-se que a variação adimensional de área do PQD (S^*) respeita a Equação (8). A Figura 20(d) deixa claro que o intervalo de variação de S^* , de 0 a 1, está dentro do esperado bem como o formato da curva na evolução do tempo. Dentro deste contexto, pode-se concluir que, nestes aspectos, a implementação numérica está correta.

Figura 19 - Condições iniciais de lançamento



Fonte: Autoria própria

Figura 20 - Dados de trajetória (dimensional)



Fonte: Autoria própria

4.3 AVALIAÇÃO DE REQUISITOS

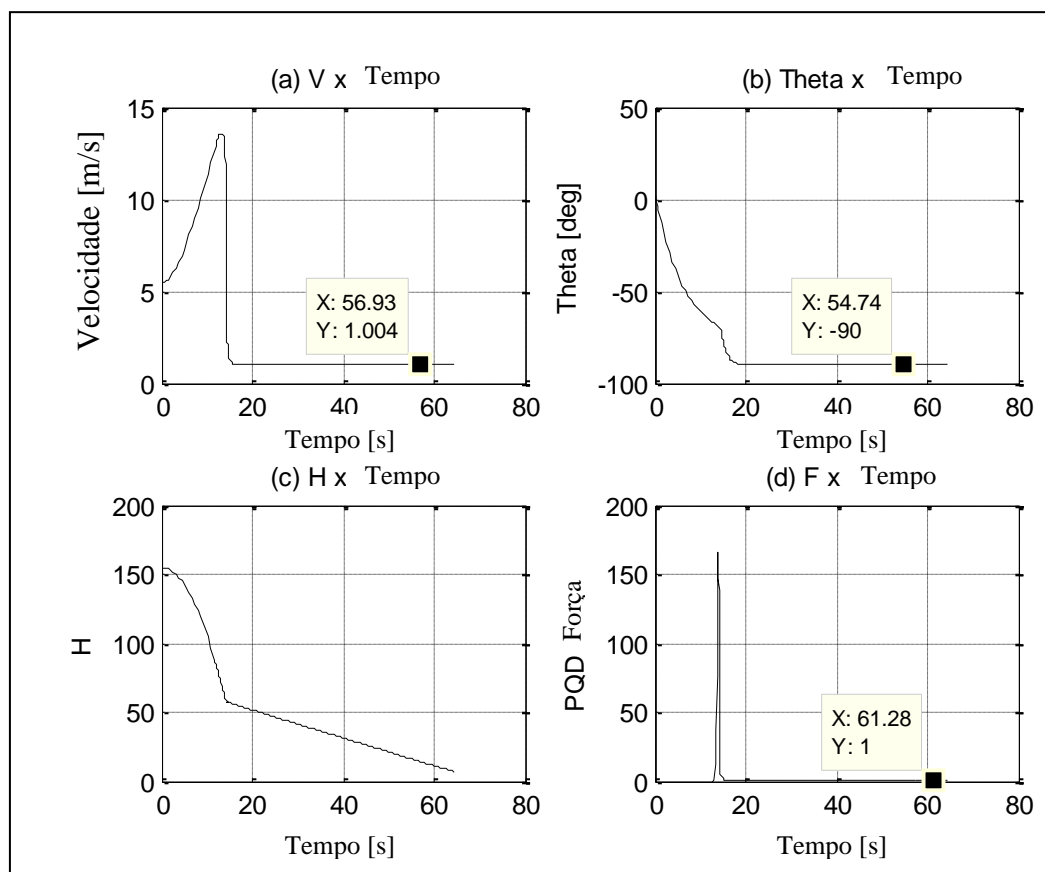
A Figura 21 exibe os dados de trajetória em seu formato adimensional. Esta opção de saída de resultados facilita a comprovação dos requisitos de projeto, desde que muitos dos parâmetros de voo foram adimensionalizados pelo próprio valor dos requisitos de projeto. Pode-se observar na Figura 21(a) que o requisito de velocidade crítica foi atendido ($V=1,004$). Embora exista uma diferença em relação ao valor esperado ($V=1$), é importante mencionar que o tempo total de simulação foi de 65 segundos. Observa-se a partir da Figura 21(c) que a carga útil ainda está distante do solo. Neste contexto, o valor encontrado da velocidade do sistema não deverá corresponder exatamente à velocidade crítica ($V=1$) desde que esta é calculada para massa específica verificada ao nível do mar.

Outro resultado bastante interessante diz respeito ao ângulo de trajetória. Observa-se a partir da Figura 21(b) que a tendência final do sistema PQD-carga útil, conforme esperado, é

permanecer exatamente na vertical ($\theta = 90^\circ$). Desde que a dinâmica do voo considera apenas 2 graus de liberdade, não é possível capturar as oscilações que porventura a carga útil venha a ter, como, por exemplo, com a abertura abrupta do PQD. O ângulo de trajetória, θ , é o ângulo entre o vetor velocidade, calculado no centro de gravidade (CG) do sistema PQD-carga útil, e o eixo X do sistema inercial. Ou seja, não é possível capturar oscilações apenas da carga útil ou mesmo do eixo que liga o CG do PQD ao CG da carga útil tendo em vista a formulação matemática empregada. Não obstante, os resultados obtidos podem ser considerados satisfatórios desde que, a partir de observações experimentais (SILVA, 2003), pode-se constatar que durante a dinâmica de voo o PQD e a carga útil permanecem alinhados devido a presença do escoamento e, portanto, o movimento angular do eixo baseado no CG do sistema PQD-carga útil é bastante limitado.

Quando o sistema atinge a velocidade crítica, o esforço sobre o PQD será correspondente ao peso do sistema. Desde que os esforços atuantes são adimensionalizados pelo peso total do sistema PQD-carga útil, o valor esperado para o esforço no PQD durante o voo em regime permanente é 1, conforme indicado a Figura 21(d).

Figura 21 – Dados de trajetória (adimensional)

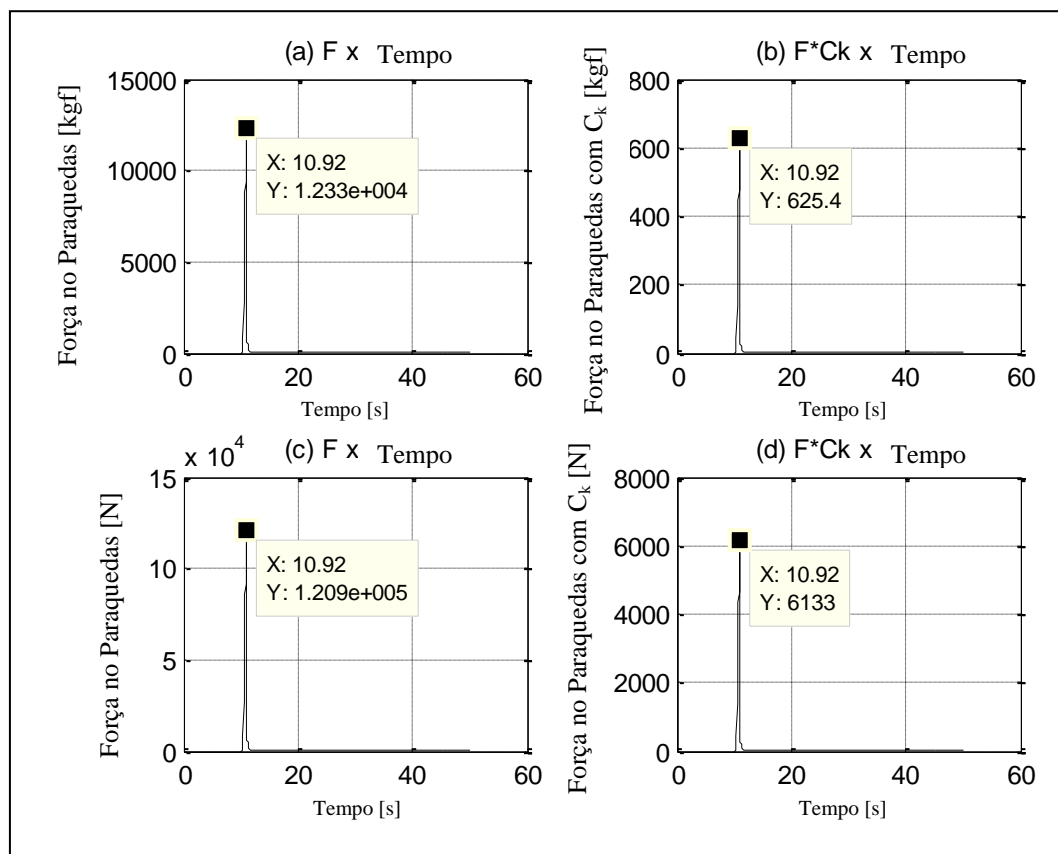


Fonte: Autoria própria

Finalmente, os esforços máximos atuantes no sistema estão disponíveis na Figura 22. Os valores de C_{K1} e C_{K2} foram obtidos a partir da correlação devido à KOLDAEV (1998), desde que o valor de Rm (67,46) é relativamente grande, quais sejam, $C_{K1} \cong C_{K2} = 5,00 \cdot 10^{-02}$. Ressalta-se também que a ordem de grandeza destes valores está consistente com os valores obtidos por meio da Figura 6. Aplicando estas correções, obtêm-se os resultados indicados na Figura 22(b) e Figura 22(d).

Os valores calculados por meio da dinâmica do voo foram da ordem de $12 \cdot 10^3$ kgf. Quando este dado é confrontado com o valor corrigido, da ordem de 626 kgf, constatam-se diferenças significativas, o que leva o projetista a questionar sobre a credibilidade das correlações experimentais utilizadas no cômputo das correções dos esforços calculados.

Figura 22 – Esforços na abertura do PQD (106 m/s, 457 m, $Rm = 67,46$)



Fonte: Autoria própria

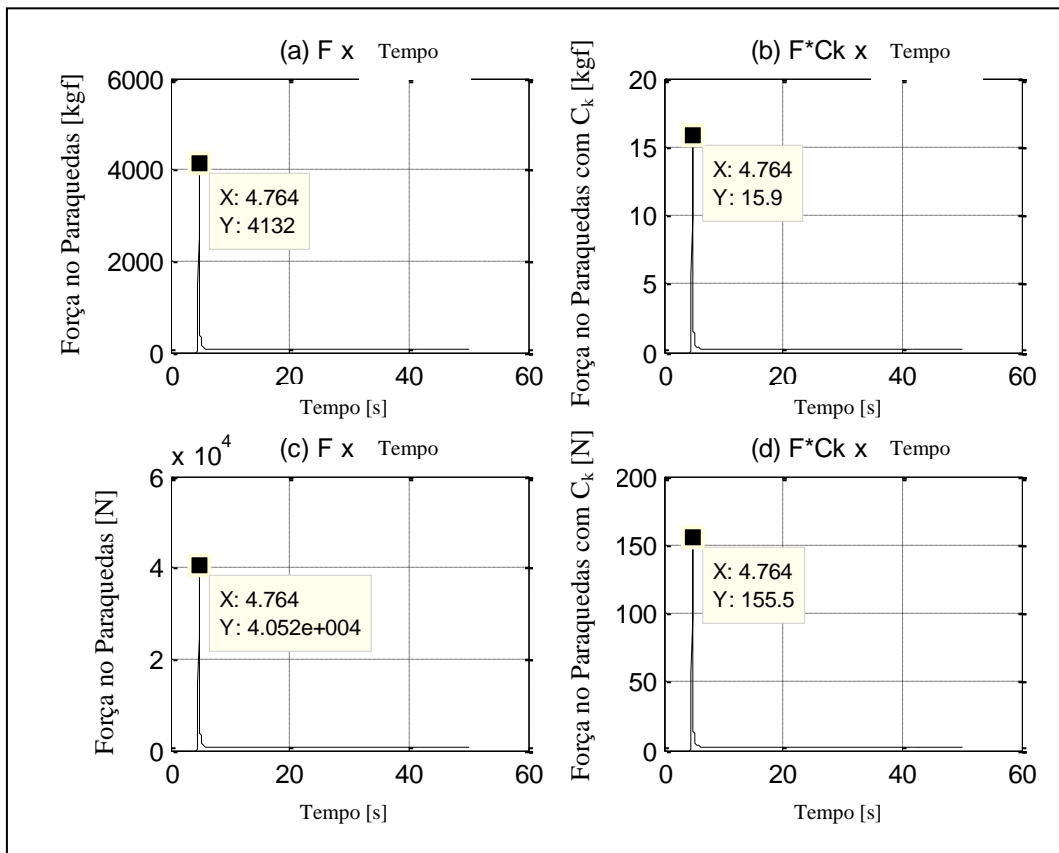
Os elevados valores calculados para os esforços sobre o PQD se devem à velocidade de abertura do PQD. A carga útil é lançada a 42 m/s, ou seja, 151 km/h. No momento da abertura a velocidade do veículo atinge valores da ordem de 100 m/s, o que corresponde a 360 km/h. Tendo em vista as dimensões deste PQD ($d \cong 6$ m), é de se esperar que o PQD esteja

submetido a grandes esforços, e não aqueles calculados quando se consideram os parâmetros de correção.

Existem diferentes opções para o tratamento deste problema. Uma delas é manter a missão e realizar a recuperação com mais de um evento, ou seja, utilizando mais de um PQD nas diferentes fases de voo. O primeiro PQD, denominado de “piloto”, com diâmetro nominal menor que aquele dimensionado, provocaria a frenagem da carga a altas velocidades. Um segundo PQD, denominado de PQD de “arrasto”, com o diâmetro nominal calculado anteriormente, seria responsável pela recuperação final da carga. A segunda opção é recuperar o sistema a uma maior altitude, contando, portanto, com uma menor velocidade de abertura.

Utilizando a segunda opção de projeto, obteve-se uma velocidade de abertura de 59,62 m/s para a altitude de abertura de 823 m (2700 ft), Figura 23. Constata-se que o maior esforço obtido por meio da dinâmica do voo foi de 4132 kgf, o que satisfaz o requisito de projeto, qual seja, 4500 kgf. Obviamente, a decisão de se alterar a missão com base apenas nos esforços obtidos não é uma prática comum. Outros aspectos devem ser analisados de forma a se tomar uma decisão efetiva. Alguns dos aspectos que podem ser citados são os custos envolvidos no uso de dois PQDs (primeira opção), custos e tecnologias no desenvolvimento de sistemas mais robustos, *expertise* do grupo de trabalho no tratamento de sistemas que envolvam mais de uma fase em voo, entre outros aspectos. Tendo em vista o objetivo de apresentar uma metodologia de dimensionamento, adotou-se, neste trabalho, a segunda opção de projeto a qual satisfaz os requisitos solicitados.

Figura 23 – Esforços na abertura do PQD (59,62 m/s, 823 m, $Rm = 64,94$)



Fonte: Autoria própria

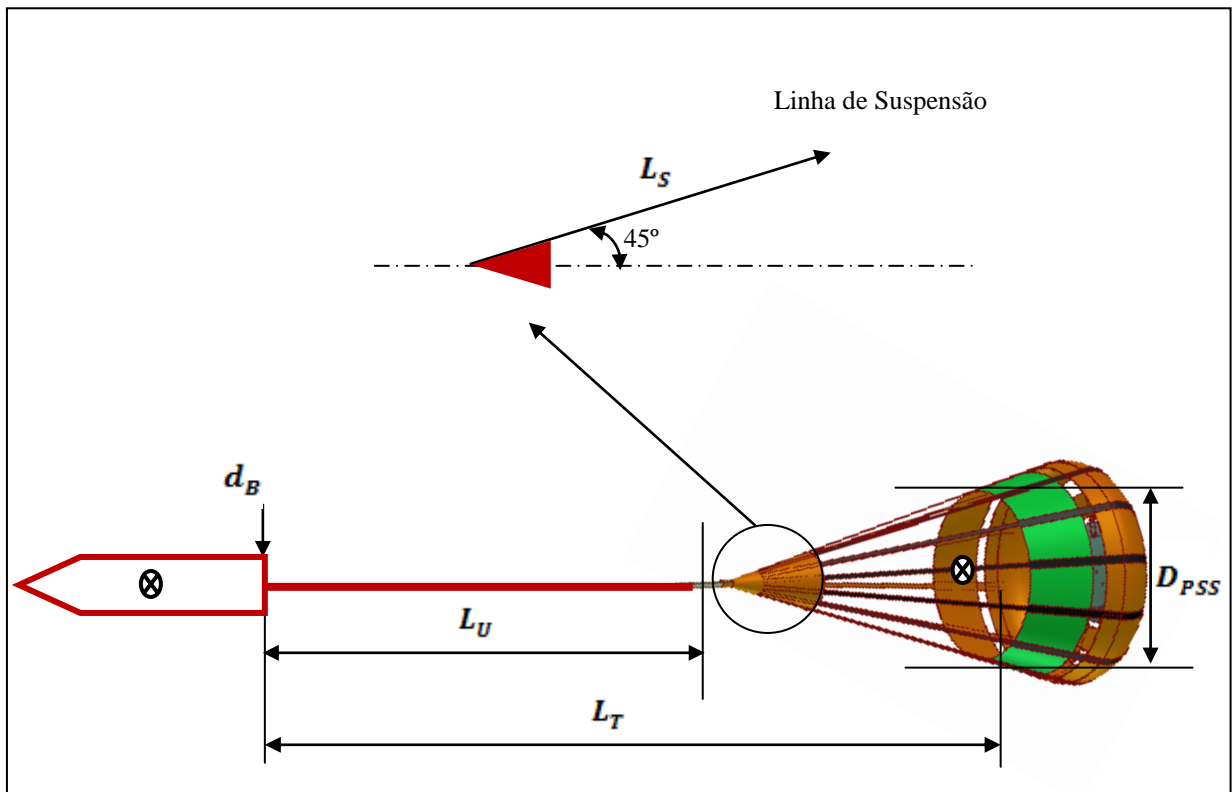
4.4 DIMENSIONAMENTO PRELIMINAR

O comprimento do umbilical é calculado a partir do valor do parâmetro $\frac{L_T}{d_B} = 14$, Figura 6, e da configuração das linhas de suspensão. Adotou-se, neste projeto, que as linhas de suspensão fazem 45° com o eixo que liga o CG da carga útil e o CG do PQD completamente aberto. Ressalta-se que este valor não é comumente adotado. Desde que o objetivo é exemplificar a aplicação da metodologia, este valor foi escolhido para que fosse possível a obtenção de um comprimento de umbilical realístico. Neste contexto, o projeto preliminar do sistema segue o diagrama ilustrado na Figura 24. A Tabela 8 exibe os valores relacionados com as principais dimensões do projeto aerodinâmico.

Finalmente, a Tabela 9 exibe a primeira versão da tabela de cumprimento de requisitos. Nesta tabela também estão inclusos os dados associados à geometria do sistema que satisfazem os requisitos de projeto. É importante mencionar que estes resultados, embora úteis no dimensionamento de compra de materiais de construção de PQDs, por exemplo, não

podem ser considerados como efetivos. É necessária a inclusão de técnicas de análises que contemplem o problema da interação fluido-estrutura a fim de se quantificar a estabilidade do PQD e os maiores esforços atuantes. O fator de correção choque de abertura (C_K) sempre será um problema quando o projetista não dispõe de resultados experimentais.

Figura 24 – Dimensionamento preliminar



Fonte: Autoria própria

Tabela 8 – Projeto preliminar do sistema PQD carga útil

Parâmetro de geometria	Símbolo	Valor [m]
Diâmetro de base da carga útil	d_B	0,166
Diâmetro nominal do PQD	D_0	6,09
Diâmetro Projetado do PQD	D_{PSS}	3,96
Comprimento do umbilical	L_U	0,40
Comprimento da linha de suspensão	L_S	2,80
Distância entre a base da carga útil e a área frontal do PQD	L_T	2,32

Fonte: Autoria própria

Tabela 9 – Tabela parcial de cumprimento de requisitos

Requisito	Valor figura de mérito
Velocidade com que o sistema PQD carga útil atinge o solo	Diâmetro nominal do PQD: 6,09 m $V_{CR} = 7,62$ m/s
Altitude na qual ocorrerá a abertura do PQD principal	Altitude de Recuperação: 823 m (2700 ft) $F_{Max} = 4200 < 5000$ kgf

Fonte: Autoria própria

4.5 DIMENSIONAMENTO PRELIMINAR

Nesta fase do trabalho é determinado o parâmetro fator de choque de abertura, C_k . Este parâmetro é utilizado na determinação final dos esforços sobre as linhas do PQD, Equação (29). A metodologia adotada é baseada em uma simulação virtual em um túnel de vento, conforme detalhado no capítulo 2 desta dissertação.

4.5.1 Estimativas do coeficiente de choque de abertura

A primeira fase desta análise é a definição dos requisitos de missão, conforme especificados no Quadro 5 e definidos aqui na Tabela 10. O comprimento total do PQD é calculado nas condições de regime permanente e é resultante da soma entre o comprimento das linhas de suspensão (L_S), o comprimento do umbilical (L_U) e o raio projetado (r_{PSS}), ou seja:

$$L_{Req} = L_U + L_S \cos(45) + r_{PSS} \quad (53)$$

O campo de velocidades deve ser dimensionado com base na condição de abertura do PQD. De acordo com o item anterior, a velocidade de abertura do PQD foi da ordem de 60 m/s, o que corresponde, ao nível do mar, ao número de Mach 0,18. Foi escolhido o nível do mar com a finalidade de tornar a análise mais conservativa. Finalmente, a força máxima verificada na abertura do PQD não deve ser superior à força definida em requisito F_{Req} . Esta definição é baseada no material das linhas e velame. Esta força é subtraída da força peso do PQD a fim de manter a consistência com os resultados obtidos no dimensionamento preliminar.

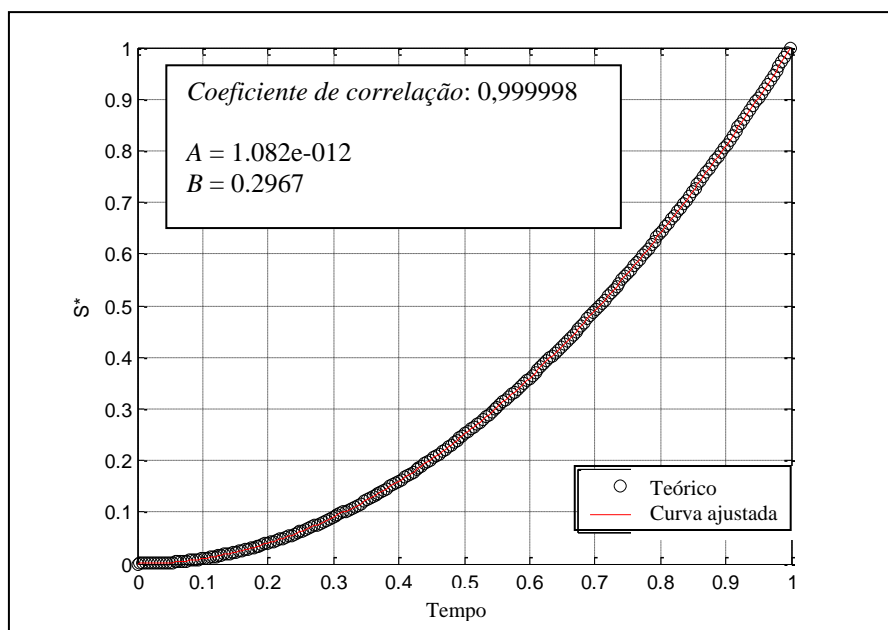
Tabela 10 – Requisitos de missão: análise dinâmica

Requisito	Figura de mérito	Valor
Região útil do túnel de vento	Comprimento total do PQD	$L_{Req} = 4,30 \text{ m}$
Número de Mach a ser realizada a simulação	Altitude de Abertura e Velocidade de Abertura	$M_{Req} = 0,18$
Força máxima verificada na abertura do PQD	Constante elástica, Constante de amortecimento e Comprimento de equilíbrio de cada elemento estrutural.	$F_{Req} = 5000$ – Peso do PQD [kgf]
Nível de Significância na Análise Estatística	Intervalo de Confiança, Equação (52)	$\alpha = 95\%$

Fonte: Autoria Própria

A geometria do PQD adotada na simulação é hemisférica. Neste contexto, pode ser utilizada a formulação matemática definida no capítulo 3 para o cálculo dos parâmetros de abertura, quais sejam, coeficientes A e B , o tempo de enchimento do PQD (t_{fill}) e o parâmetro empírico ζ .

Com base nestes dados, a curva de enchimento do PQD está ilustrada na Figura 25 e os respectivos coeficientes estão disponibilizados na Tabela 11.

Figura 25 – Curva de abertura do PQD (59,62 m/s, 823 m (2700 ft), $Rm = 64,94$)

Fonte: Autoria própria

Tabela 11 – Parâmetros de abertura do PQD

Parâmetro	Descrição	Obtenção
Constantes A e B	Modelo matemático de abertura de PQD	$\zeta = 0,70$ $A = 1,082 \cdot 10^{-12}$ $B = 0,2967$
t_{fiii}	Formulação particularizada para uma dada geometria de PQD	$t_{fiii} = 0,225 \text{ s}$

Fonte: Autoria Própria

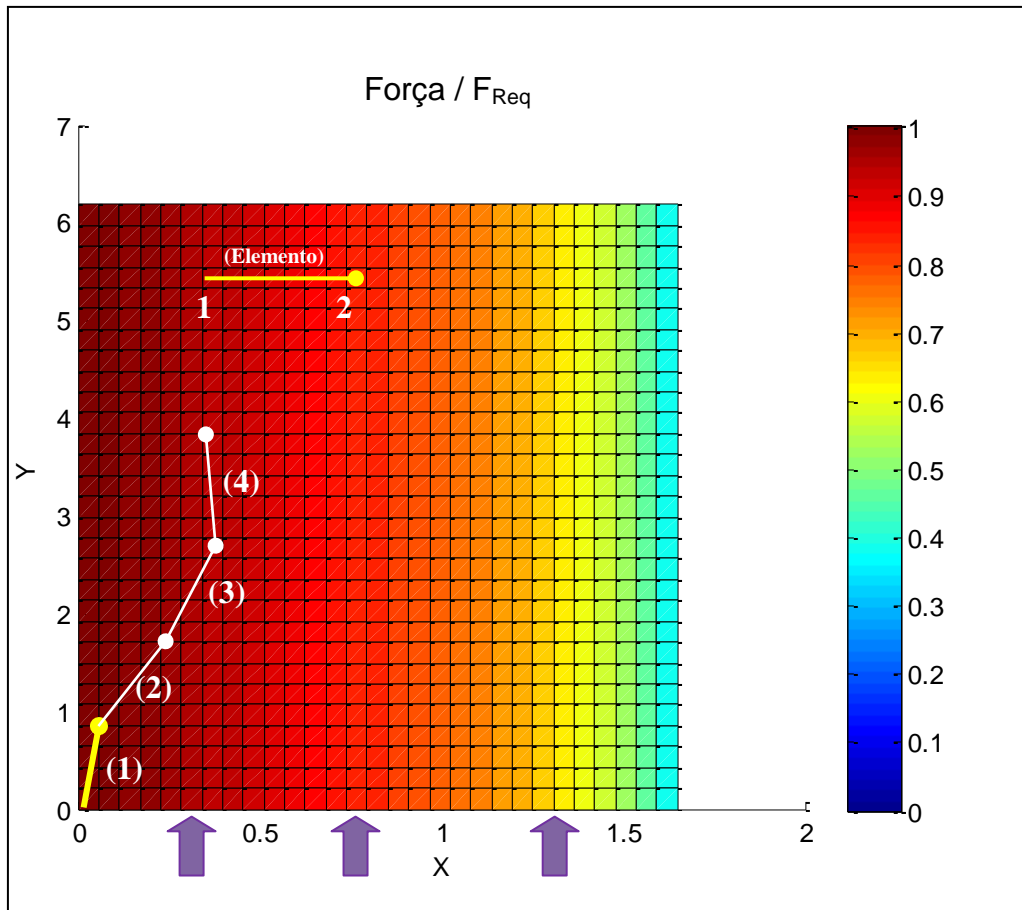
De acordo com a metodologia apresentada anteriormente, as constantes de mola a serem adotadas para cada elemento são calculadas com a restrição de que o PQD deverá estar na região útil do túnel de vento quando em regime permanente. Considerando que o umbilical seja representado por apenas um elemento e as linhas de suspensão por 3 (três) elementos, pode-se calcular o comprimento de equilíbrio de cada elemento com base nos respectivos comprimentos do umbilical e linhas de suspensão. A Figura 26 exibe a nomenclatura utilizada na resolução do problema e o carregamento verificado no túnel de vento virtual.

Adotando-se uma deformação máxima de 5% para o umbilical e 15% para os elementos das linhas de suspensão, pode-se calcular o valor da constante elástica de cada elemento com base no carregamento de requisito F_{Req} , definido na Tabela 10. O cálculo estático está representado na Figura 27. É importante observar que, utilizando-se os dados calculados, exibidos na Tabela 12, obtém-se os deslocamentos previstos para o caso em regime permanente. Foi verificado também que o esforço F_{Req} é reproduzido no ponto de fixação. Estes resultados preliminares validam a implementação numérica realizada para o cálculo em regime permanente.

Os dados exibidos na Tabela 13, Tabela 14 e Figura 26 são os dados necessários para a realização das simulações dinâmicas, conforme indica o Quadro 9. Nesta primeira abordagem são apresentados os resultados para o caso de grande amortecimento ($\xi = 30$). O objetivo é não obter grandes oscilações no mastro do túnel a partir de 3 (três) segundos de simulação. A Figura 28 exibe os resultados da simulação dinâmica para estas condições. O tempo de simulação foi de 5 segundos. Três resultados devem ser destacados: (i) A partir de 3 segundos, aproximadamente, não existem mais oscilações significativas do PQD; (ii) O fator de choque de abertura foi de 1,56. Este fator de choque foi calculado para uma velocidade de abertura de 60 m/s. Trata-se de um resultado bastante interessante pois reproduz aquele obtido em ESDU-0912, Tabela 2; (iii) A curva representativa dos esforços apresenta todas as

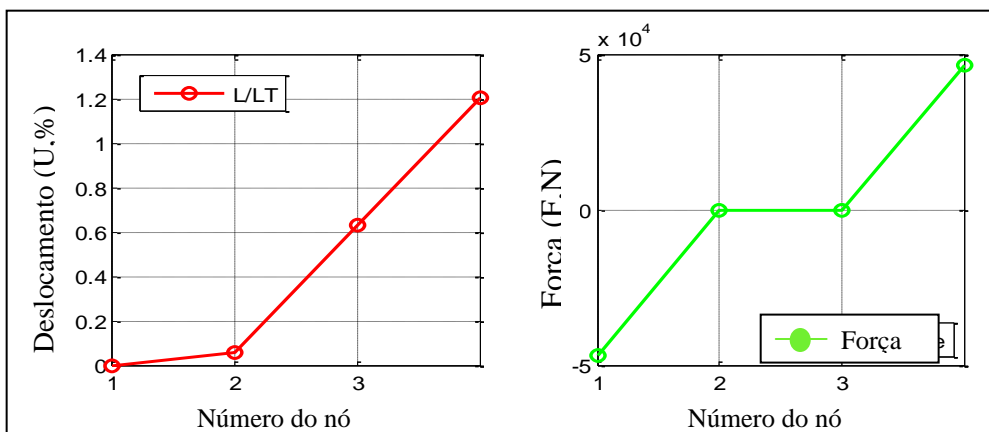
características previstas em ensaios em túnel de vento, Figura 18: esforço de estiramento das linhas, ponto de máximo esforço (C_k) e amortecimento dos esforços quando em regime permanente.

Figura 26 – Nomenclatura adotada no problema



Fonte: Autoria própria

Figura 27 – Análise estática das deformações

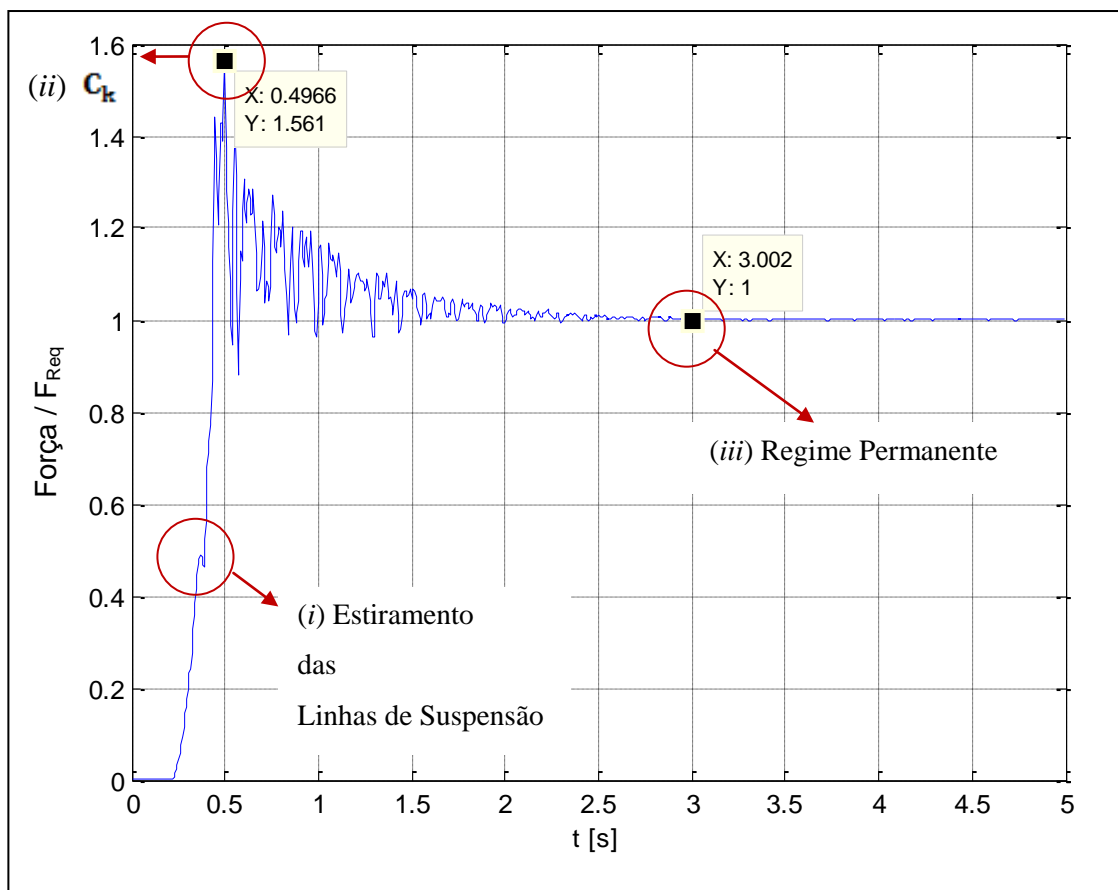


Fonte: Autoria própria

Tabela 12 – Dados dos elementos de mola

Elemento	Massa [kg]	Comprimento de Equilíbrio [m]	Constante de Mola [N/m]	Constante de Amortecimento
(1)Umbilical	2	0,4	$8,1 \cdot 10^5$	30
(2)Linha de Suspensão	8,33	0,7	$8,1 \cdot 10^4$	30
(3)Linha de Suspensão	8,33	0,7	$8,1 \cdot 10^4$	30
(4)Linha de Suspensão	8,33	0,7	$8,1 \cdot 10^4$	30

Fonte: Autoria própria

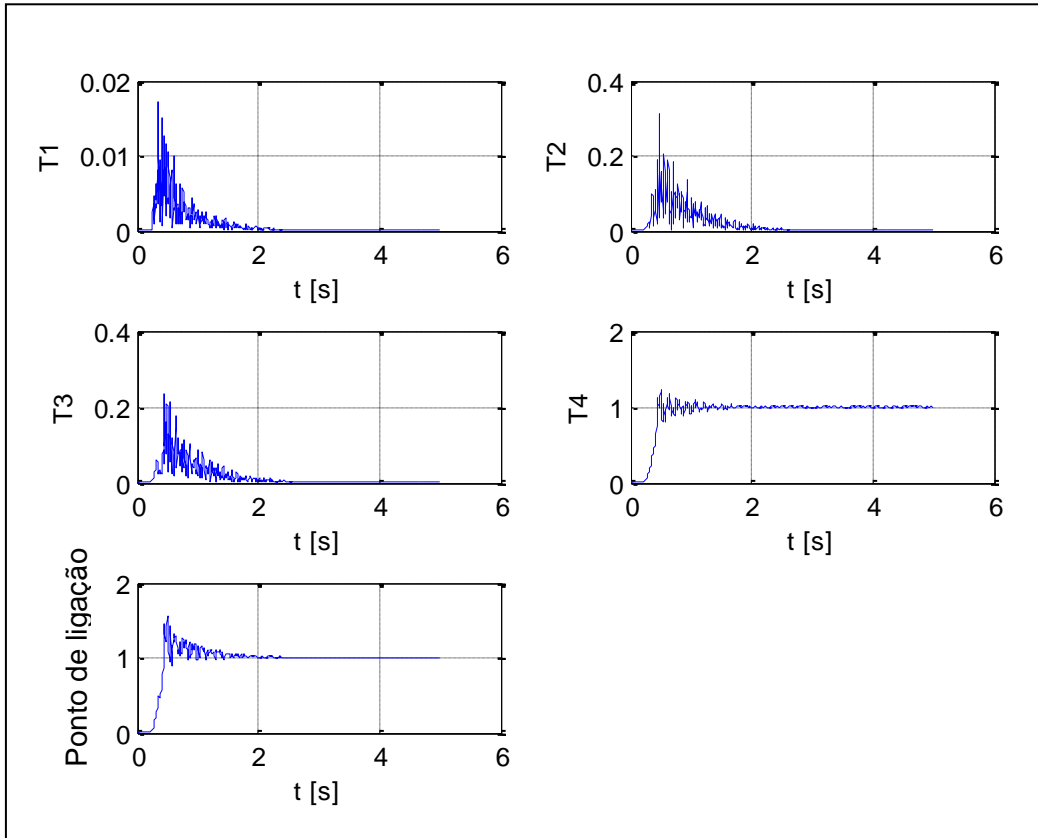
Figura 28 – Força no mastro do túnel de vento: análise dinâmica ($\zeta = 0,70$, $\xi = 30$)

Fonte: Autoria própria

A Figura 29 exibe os esforços verificados nos demais elementos para as condições supracitadas. A Figura 30 ilustra a posição vertical dos elementos ao término de 5 segundos de simulação. É destacado que em 4 segundos de simulação o PQD já está estabilizado na posição de referência previamente definida nas simulações. A Figura 31 exibe a posição

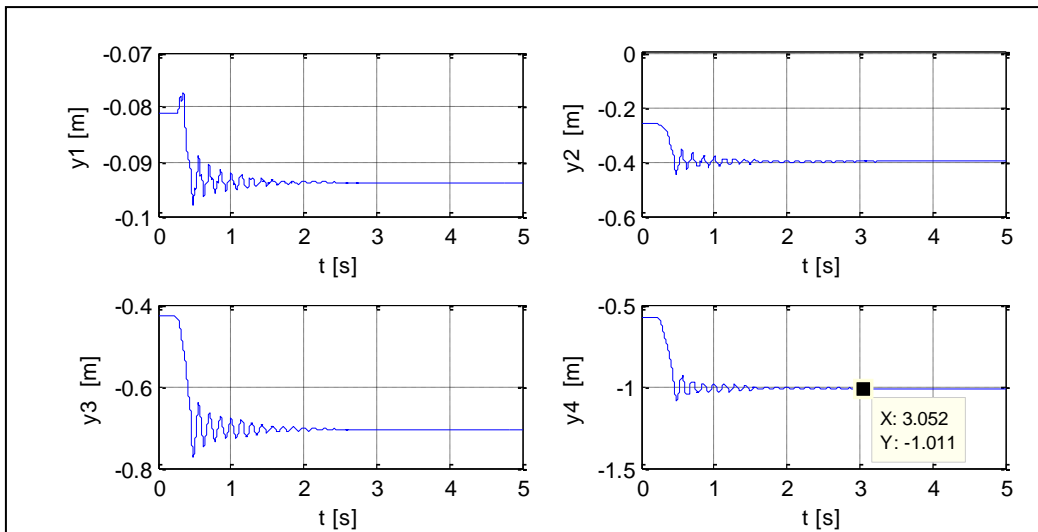
horizontal dos elementos. Constata-se que o PQD atingiu o regime permanente, desde que a amplitude das oscilações é da ordem de 10^{-04} . Portanto, toda a análise será conduzida com $\xi=15$, Figura 32. Para este caso o fator de choque de abertura foi da ordem de 1,63.

Figura 29 – Força de tração nos elementos: análise dinâmica ($\zeta=0,70$, $\xi=30$)



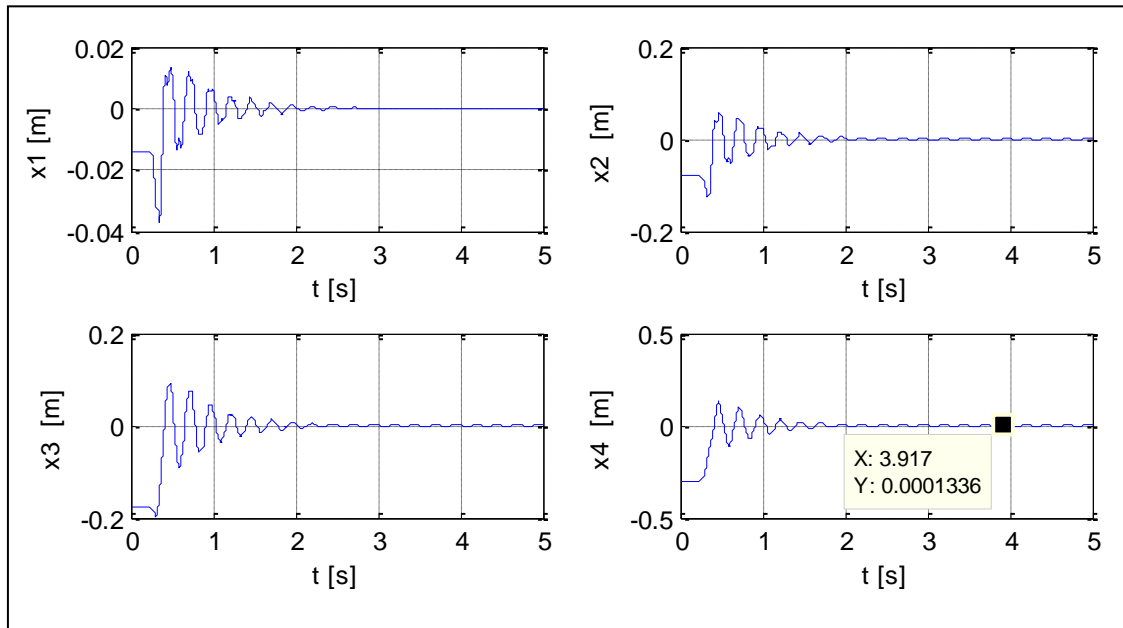
Fonte: Autoria própria

Figura 30 – Posição vertical dos elementos: análise dinâmica ($\zeta=0,70$, $\xi=30$)



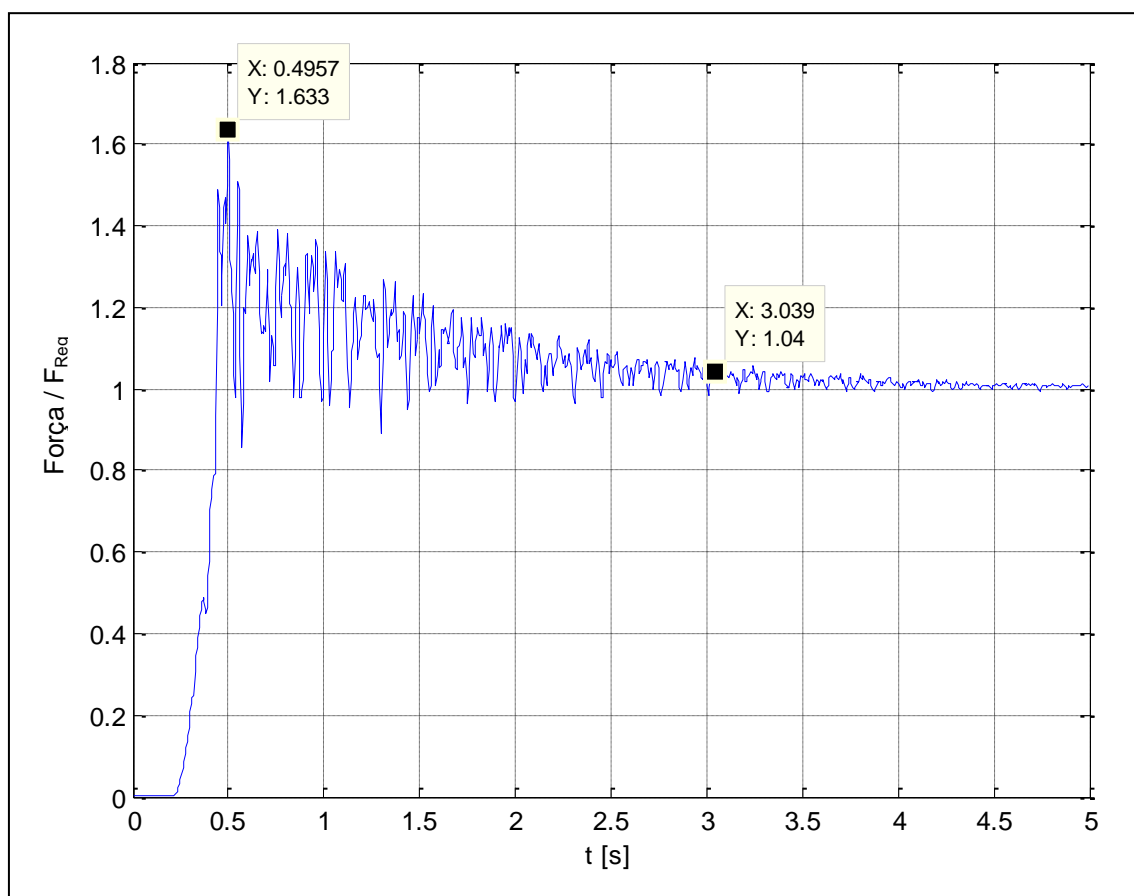
Fonte: Autoria própria

Figura 31 – Posição horizontal dos elementos: análise dinâmica ($\zeta = 0,70$, $\xi = 30$)



Fonte: Autoria própria

Figura 32 – Força no mastro do túnel de vento: análise dinâmica ($\zeta = 0,70$, $\xi = 15$)



Fonte: Autoria própria

4.5.2 Análise Estatística

A partir dos resultados obtidos no item anterior, constatou-se que o modelo matemático desenvolvido produz resultados consistentes com a literatura técnica da área. O objetivo deste tópico é verificar, ao nível de confiança definido em requisito ($\alpha=95\%$), se o fator de choque de abertura varia significativamente com o parâmetro livre indicativo do fluxo de entrada no momento da abertura do PQD, qual seja, ζ .

Essencialmente, esta avaliação é realizada por meio de uma amostra de 36 resultados de simulação para C_k , obtidos a partir da variação do parâmetro ζ segundo uma distribuição de probabilidades uniforme, com uma variação de 5% no valor nominal de ζ . Uma complementação desta metodologia foi realizada através da implementação da análise para mais de um valor nominal para ζ . Ou seja, a partir do ajuste de curvas dos dados obtidos, podem-se obter valores de C_k para diferentes valores de ζ ao nível de significância desejado.

Os resultados a serem apresentados seguem a estratégia exibida na Tabela 13. É analisada a influência de três parâmetros no valor final de C_k : o parâmetro de amortecimento, o instante de tempo em que o PQD iniciará o processo de abertura e o intervalo de variação de ζ na obtenção das amostras. O objetivo é avaliar o intervalo de confiança do valor de C_k em relação ao valor nominal ao nível de significância definido em requisito.

Tabela 13 – Estratégia de análise estatística

Análise	ξ [N/m/s]	t_{open} [s]	ζ	Objetivo
<i>i</i>	15	0,2	$0,65 \leq \zeta \leq 0,75$	Valor Nominal de C_k
<i>ii</i>	15	0,2	$0,60 \leq \zeta \leq 0,80$	Influência da dispersão amostral
<i>iii</i>	30	0,2	$0,65 \leq \zeta \leq 0,75$	Influência do Amortecimento
<i>iv</i>	15	0,5	$0,65 \leq \zeta \leq 0,75$	Influência do instante de tempo de abertura

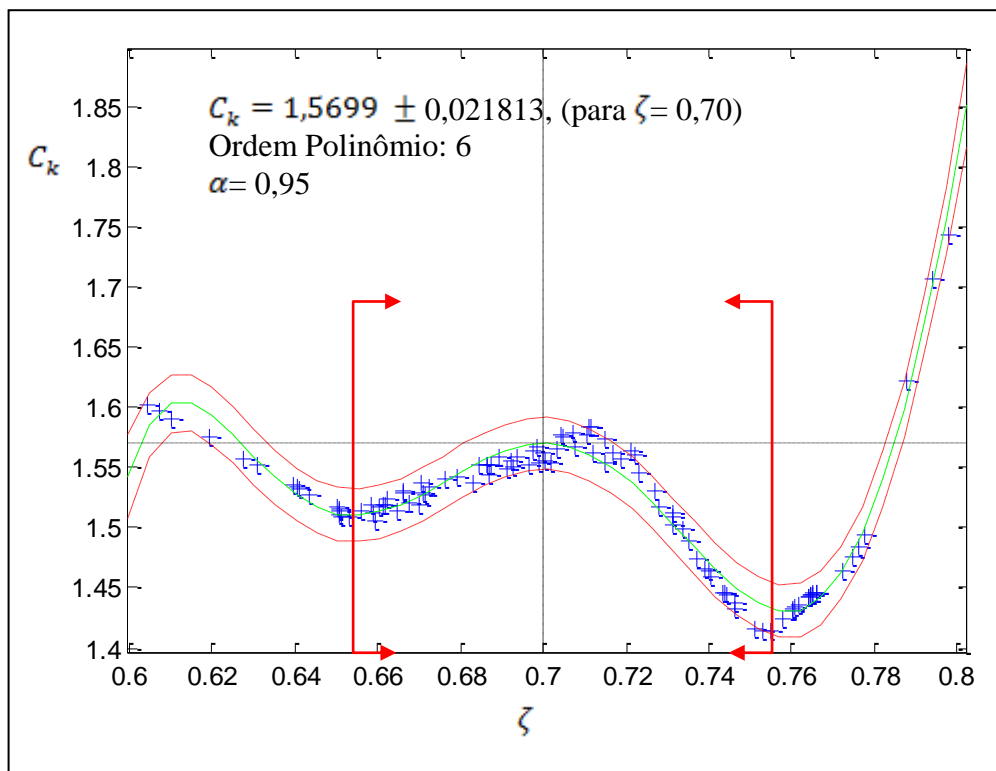
Fonte: Autoria própria

A Figura 33 e Figura 34 exibem os resultados obtidos para C_k considerando um fator de amortecimento de 15. É importante mencionar que os resultados foram obtidos para diferentes dispersões na amostragem. O valor nominal estimado para o fator de choque de abertura é de

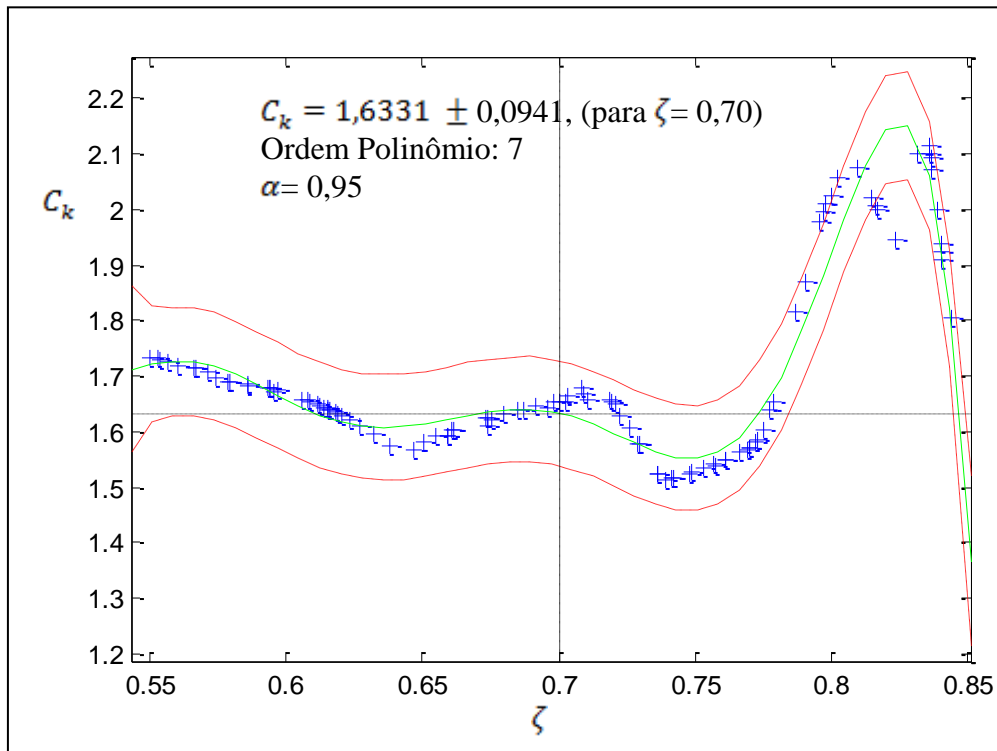
$C_k = 1,5699 \pm 0,021813$ para $\zeta = 70\%$. Ressalta-se que o valor de $\zeta = 70\%$ indica que o processo de abertura de PQD ocorre com 30% de área de entrada, JAMISON (1966). Quanto menor o valor de ζ , maior é a área de entrada e, em consequência, menor será o tempo de abertura. A Tabela 14 exibe os resultados estimados para os parâmetros da função S^* como função dos valores de ζ . Todos os ajustes apresentaram uma correlação da ordem de 0,999.

Para o caso $0,60 \leq \zeta \leq 0,80$ o valor de C_k apresenta o intervalo de confiança $C_k = 1,6331 \pm 0,0941$, sendo que o maior valor de C_k é 1,73. Para o caso nominal, o maior valor de C_k é 1,591. Conclui-se que os resultados apresentam diferenças significativas. Desde que o objetivo é adotar o valor de JAMISON (1966), procedeu-se no sentido de se adotar o intervalo de análise $0,65 \leq \zeta \leq 0,75$ para todas as demais simulações.

Figura 33 – Fator de choque de abertura ($0,65 \leq \zeta \leq 0,75$)



Fonte: Autoria própria

Figura 34 – Fator de choque de abertura ($0,60 \leq \zeta \leq 0,80$)

Fonte: Autoria própria

Tabela 14 – Parâmetros de Enchimento ($A = 5,353 \cdot 10^{-10}$)

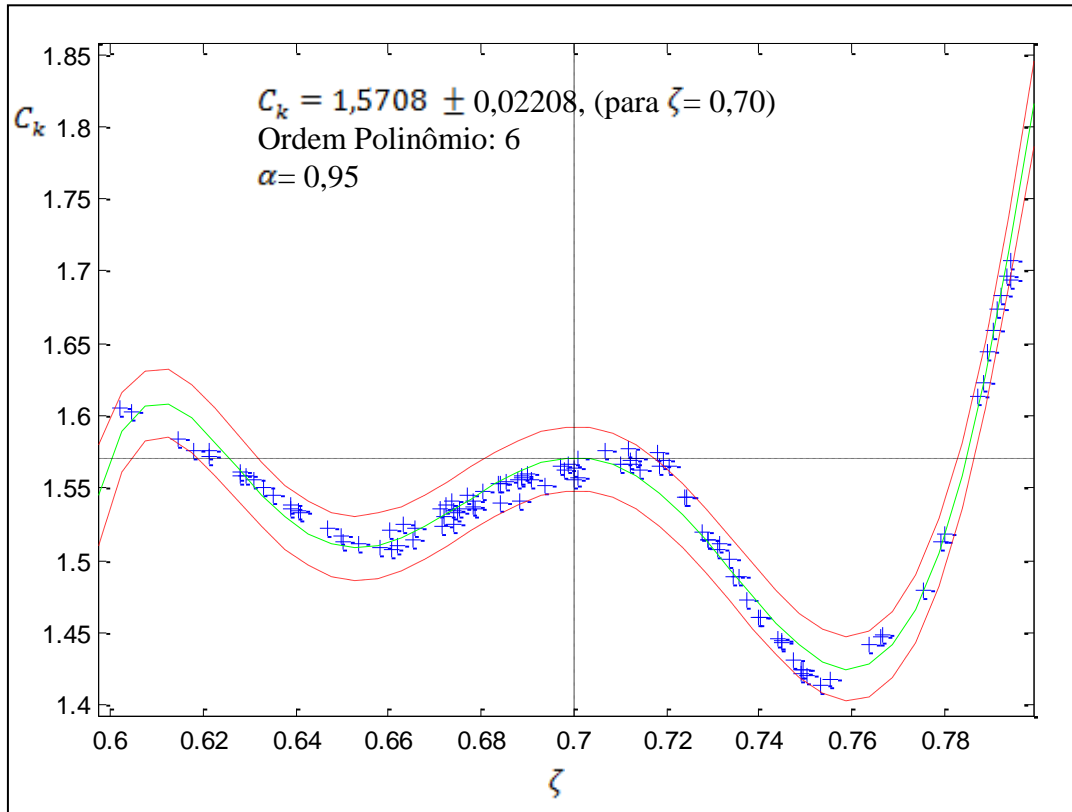
ζ	B	Tempo de Enchimento [s]
0,20	0,7662	0,0844
0,30	0,7225	0,0965
0,50	0,5618	0,13510
0,70	0,3463	0,2251
0,80	0,1535	0,3377
0,90	0,08595	0,6755

Fonte: Autoria própria

A Figura 35 exibe o valor de C_k considerando um fator de amortecimento de 30. O valor estimado para o fator de choque de abertura está no intervalo de confiança $C_k = 1,5708 \pm 0,02208$ para $\zeta = 70\%$. O maior valor de C_k é dado por 1,592. Nota-se, portanto, que o parâmetro de amortecimento não influencia significativamente na condição mais crítica de projeto, desde que o valor máximo nominal é 1,591. Trata-se de um resultado importante pois a estimativa do fator de amortecimento é um dos desafios na análise de engenharia na fase de

projeto preliminar, desde que não existem muitos dados experimentais que possam auxiliar nas decisões de projeto.

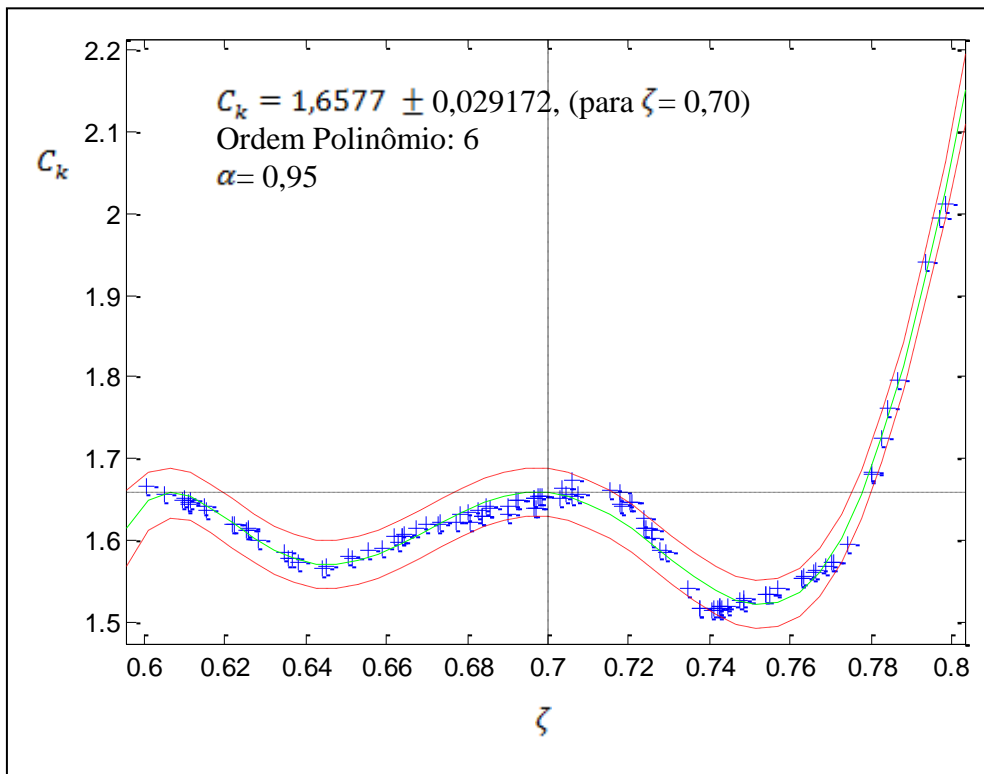
Figura 35 – Fator de choque de abertura ($\zeta = 30$; $t_{open} = 0,2$ s)



Fonte: Autoria própria

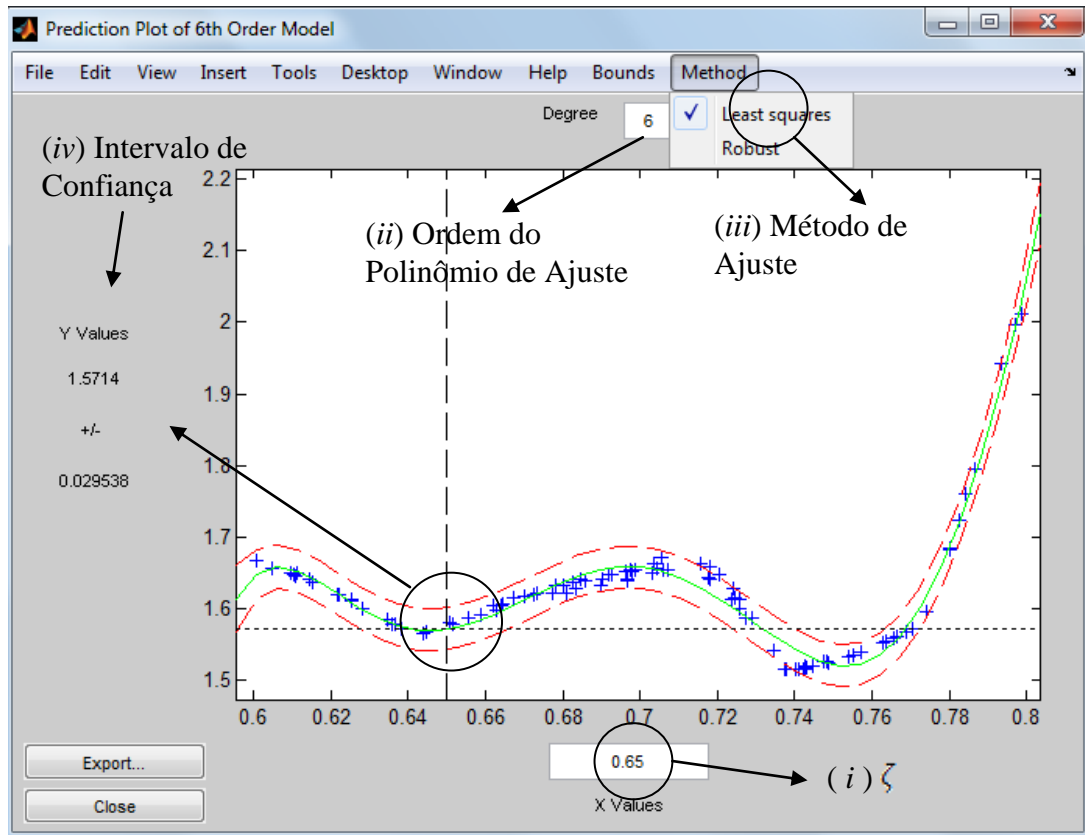
A Figura 36 exibe o valor de C_k considerando um fator de amortecimento de 15, entretanto, foi adotado $t_{open} = 0,5$ s. Nesta simulação o instante de tempo em que ocorrerá o processo de abertura é diferente daquele adotado como valor nominal, qual seja, $t_{open} = 0,2$ s. A condição inicial (geometria do PQD) foi a mesma para as duas simulações. O valor estimado para o fator de choque de abertura está no intervalo de confiança $C_k = 1,6577 \pm 0,029172$ para $\zeta = 70\%$. O maior valor de C_k é dado por 1,69, aproximadamente. Conclui-se que o fator de choque de abertura é função da condição inicial de abertura do PQD.

Figura 36 – Fator de choque de abertura ($\xi = 15$; $t_{open} = 0,5$ s)



Fonte: Autoria própria

Uma interessante aplicação destes gráficos é a viabilidade de se estimar intervalos de confiança para C_k para diferentes valores de ζ que não foram simulados. Estes são obtidos a partir do método de ajuste de curvas, respeitando-se o nível de significância de requisito. A implementação numérica desenvolvida neste trabalho utilizou o *toolbox* POLYTOOL do MATLAB® acoplado ao problema de dimensionamento. Ou seja, podem-se realizar diferentes análises em uma única plataforma matemática. Considere, por exemplo, o caso já apresentado na Figura 33. A Figura 34 exhibe a interface gráfica disponibilizada pelo POLYTOOL para este caso estudo. É possível selecionar (i) o valor de ζ , (ii) a ordem do polinômio de ajuste, (iii) o método de ajuste e (iv) é fornecido o intervalo de confiança de C_k . Neste caso, $C_k = 1,5714 \pm 0,029538$ para $\zeta = 0,65$. Observe que este parâmetro, efetivamente, não foi simulado. Finalmente, a Tabela 15 exhibe a síntese dos resultados.

Figura 37 – Interface gráfica POLYTOOL do MATLAB® ($\xi = 15$; $t_{open} = 0,5$ s)

Fonte: Autoria própria

Tabela 1 – Síntese dos Resultados Obtidos

Análise	ξ [N/m/s]	t_{open} [s]	ζ	Resultados
<i>i</i>	15	0,2	$0,65 \leq \zeta \leq 0,75$	$C_k = 1,5699 \pm 0,021813$
<i>ii</i>	15	0,2	$0,60 \leq \zeta \leq 0,80$	$C_k = 1,6331 \pm 0,0941$
<i>iii</i>	30	0,2	$0,65 \leq \zeta \leq 0,75$	$C_k = 1,5708 \pm 0,02208$
<i>iv</i>	15	0,5	$0,65 \leq \zeta \leq 0,75$	$C_k = 1,6577 \pm 0,029172$

Fonte: Autoria própria

4.5.3 Força máxima na abertura do paraquedas

A força máxima verificada na dinâmica do voo do sistema de recuperação foi de 4200 kgf, Tabela 17. Aplicando-se o fator de choque de abertura de $C_k = 1,5699 \pm 0,021813$, obtém-se $F_{M\acute{a}x} = 6593 \pm 91,61$ kgf, com 95% de confiança. Consta-se, claramente, que este valor é maior que o previsto em requisito de projeto, qual seja, 5000 kgf. Portanto, para a continuidade de projeto é necessária a inclusão de dispositivos de retardo de abertura, tais como, por exemplo, *reefing*, ou alterar o tipo de PQD a ser utilizado.

5 COMENTÁRIOS FINAIS

Este trabalho apresentou uma metodologia de dimensionamento de PQDs, de uso aeroespacial, que permite a inclusão de várias figuras de mérito normalmente utilizadas na definição de requisitos de projeto de sistemas de recuperação baseados em paraquedas. Dentre estas figuras de mérito, destacam-se: velocidade crítica, força máxima verificada no processo de abertura, tempo de voo e tempo de abertura de PQD. Cada um destes parâmetros pode ser incluso no projeto de forma simples o que permite a obtenção de diferentes configurações que cumpram os mesmos requisitos de projeto.

Ressalta-se que tanto os modelos como os métodos matemáticos utilizados na resolução do problema foram baseados apenas em métodos de engenharia. Esta característica foi constante em todo o trabalho. O objetivo principal foi o desenvolvimento de modelos matemáticos que permitam o dimensionamento aerodinâmico completo de sistemas de recuperação sem grandes custos computacionais.

A metodologia foi implementada numericamente por meio de uso da plataforma MATLAB®. Esta opção foi adotada em função de inúmeros *toolboxes* disponibilizados pela referida plataforma e pelo grupo de trabalho. O *toolbox* POLYTOOL, em particular, foi adaptado para ser utilizado no programa de análise estatística do fator de choque de abertura, desenvolvido neste trabalho. O programa computacional foi desenvolvido no formato modular. Neste contexto, foi possível o uso de muitas das funções já desenvolvidas pelo grupo de trabalho. Dentre estas se destacam o modelo atmosférico, o modelo de dinâmica de voo 2dof (dois graus de liberdade) e a análise estatística. O uso de códigos de engenharia já validados facilitou, sobremaneira, o processo de validação da implementação numérica da metodologia apresentada.

Neste trabalho foi apresentado um exemplo de dimensionamento completo de um PQD para a recuperação de cargas aeronáuticas em elevadas velocidades subsônicas. A partir deste exemplo foram identificados, no formato tabular, todos os dados necessários para o dimensionamento preliminar de forma a informar ao projetista sobre todas as necessidades de projeto, de forma rápida e instrucional. Neste exemplo também foi ressaltada a sequência de desenvolvimento do projeto. Não existe uma sequência generalizada desenvolvida para o projeto de sistemas de recuperação. Na medida em que são realizados os cálculos, são executadas também as tomadas de decisão. Estas são baseadas na tabela de cumprimento de requisitos. Uma das contribuições deste trabalho foi a inclusão do nível de significância (α) no conjunto de requisitos de projeto. Esta característica de projeto permite quantificar os

esforços de abertura com base em um intervalo de confiança. De fato, este é um dos principais parâmetros de projeto. É com base neste valor que são selecionados os materiais e processos de confecção de PQD. Quanto maior o nível de confiança, maiores serão os custos de projeto. Portanto, trata-se de um parâmetro que deverá ser definido em nível gerencial.

Os resultados obtidos podem ser considerados satisfatórios desde que estão consistentes com PQD utilizados em aplicações convencionais (PQD de “prateleira”) cujos dados estão disponibilizados em referências como ESDU-09012. Exemplificando podemos citar dados de ESDU-09012, Tabela 2, onde o paraquedas hemisférico possui fator de choque de abertura $C_k = \sim 1,6$, comparado com o valor obtido na simulação deste trabalho (apresentado na Figura 33), onde $C_k = 1,5699 \pm 0,021813$ (para $\zeta = 0,70$), ou seja, valor que varia de 99,4% a 96,8% do valor de referência $C_k = \sim 1,6$. Desde que não foi considerado o problema da interação fluido-estrutura, não obstante, a ferramenta matemática poderá se tornar bastante promissora quando aplicada de forma integrada com técnicas de análises estatísticas e resultados experimentais disponíveis na literatura técnica da área.

Como sugestões para trabalhos futuros, destacam-se as seguintes atividades:

- i. Testar diferentes modelos de perfis de velocidade no processo de abertura de PQDs;
- ii. Utilizar o modelo matemático de abertura no formato não linear. Ou seja, resolver o sistema de equações da dinâmica do PQD simultaneamente com o modelo de abertura;
- iii. Aplicar o método estatístico na análise de estabilidade do PQD no interior do túnel de vento virtual;
- iv. Desenvolver um gerador de malhas para a definição automática da geometria do PQD;
- v. Elaborar um modelo matemático não linear para a constante elástica. Esta inclusão viabilizará o uso de materiais comumente utilizados na confecção de PQDs na metodologia de dimensionamento preliminar;
- vi. Utilizar a formulação dinâmica de dois corpos no dimensionamento preliminar. Esta inclusão permitirá a avaliação do movimento da carga útil durante o processo de recuperação.

REFERÊNCIAS

BOWKER, A.H., LIEBERMAN, G.J., **Engineering Statistics**, Second Edition, Prentice-Hall, New Jersey, EUA, pp.641, 1972.

EWING, E. G., BIXBY, H. W. and KNACKE, T. W.; **Recovery Systems Design guide**; pp. 254 – 257; report AFFL-TR-78-151. Submitted to: Air Force Flight Dynamics Laboratory, AF Wright Aeronautical Laboratories, Wright-Patterson Air Forced Base, December 1978.

ESDU-09012, **Aerodynamics of Parachutes**, 2009.

K. E. FRENCH. “INFLATION OF A PARACHUTE”, **AIAA Journal**, Vol. 1, No. 11 (1963), pp. 2615-2617.

JAMISON, L.R., A Method for Calculating Parachute Opening Forces for General Deployment Conditions, **AIAA-1966-1501**.

KNACKE, T.W., **Parachute Recovery Systems Design Manual**, Naval Weapons Center NWC TP 6575, Para Publishing, Santa Barbara, CA, March 1991.

KOLDAEV, V. and MORAES, P., **Parachute Recovery System: Design and Testing – An Introductory Course**, Apostila do Curso apresentado no DCTA e INPE, São José dos Campos, 1998.

KOLDAEV, V., SILVA, M.G., MORAES, P., Simulation of Dynamic Parachutes, 1999, **Proceedings of the 15th Brazilian Congress of Mechanical Engineering**, Vol.1, Rio de Janeiro, Brazil, pp. 41-44.

POTVIN, J.; “On Opening Shock Factor - Mass Ratio Universality”, **Journal of Aircraft** (2006) .

POTVIN, J., and PEEK, G.; **Parachute Inflation I: General Phenomenology**; lecture delivered at the 2006 H.G. Heinrich Parachute Systems Short Course; May 15 – 19, 2006

SILVA, E.F.Jr., **SIRAC - Sistema de Recuperação de Aérea Carga**, Patente Requerida, Grupo FELIX Marcas e Patentes(Procurador), 2003.

SILVA, M.G., SILVA, E.F. Jr., de OLIVEIRA NETO, P.J., Dynamic Analysis of the Multistage Parachute Store System, 2005, **Proceedings of the 18th Brazilian Congress of Mechanical Engineering**, Ouro Preto, MG, Brazil.

WOLF, D., Opening Shock, **AIAA-99-1702**, 15th CEAS/AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, Toulouse, France, 8-11 June 1999.

WOLF, D., A Simplified Dynamic Model of Parachute Inflation, **Journal of Aircraft**, Vol 11, No. 1, 1973.

WOLF, D., **The Dynamic Stability of Nonrigid Parachute and Payload System**, University of Rhode Island, PhD Thesis, 1968.

APÊNDICCE A - Ensaio de Tração

O procedimento experimental adotado na obtenção das características elásticas de um elemento constituinte de PQD é baseado em ensaios de tração. Estes ensaios são realizados no IAE utilizando uma talha de 20 ton, trena fita de fibra (50 m) e dinamômetro. O ensaio é conduzido de acordo com as etapas abaixo, SILVA (2014)

1. Colocar a alça do dinamômetro no gancho da talha.
2. Colocar a alça de uma das extremidades da fita no gancho do dinamômetro.
3. Fixar a outra alça da extremidade da fita em um ponto fixo no piso (trilho).
4. Tracionar a talha até a fita se estender por completo, sem aplicar carga. Em seguida, **zerar** o dinamômetro e registrar o comprimento da fita.
5. Aplicar carga continuada até o dinamômetro registrar o peso do veículo considerado, W_s . Aguardar dois minutos e retirar a carga até **zero** do dinamômetro. Registrar o comprimento da fita nessa situação.
6. Aplicar carga com incremento de 20 em 20 kgf até o valor acima do peso do veículo considerado, por exemplo, $W_T = 1,50 * W_s$ kgf. Registrar o comprimento da fita a cada incremento de carga.
7. Ao atingir o carregamento de W_T e após registrar os dados, aguardar dois minutos e retirar a carga até zero do dinamômetro. Registrar o comprimento da fita nessa situação.
8. Aplicar carga continuada até $W_T = 2,50 * W_s$ kgf e registrar o comprimento da fita.
9. Retirar a carga até o zero do dinamômetro. Registrar o comprimento da fita montada no aparato.
10. Retirar a fita do aparato, aguardar dois minutos e registrar o comprimento da fita.