

INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA



Égon de Castro Couto

**MODELAGEM DE MANGUEIRA FLEXÍVEL PARA
SIMULAÇÃO DE REABASTECIMENTO EM VOO**

Trabalho de Graduação
2022

Curso de Engenharia Aeronáutica

Égon de Castro Couto

**MODELAGEM DE MANGUEIRA FLEXÍVEL PARA
SIMULAÇÃO DE REABASTECIMENTO EM VOO**

Orientador

Prof. Dr. Flávio Luiz Cardoso Ribeiro (ITA)

Coorientador

Prof. Dr. José Márcio Pereira Figueira (IPEV)

ENGENHARIA AERONÁUTICA

**SÃO JOSÉ DOS CAMPOS
INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA**

Dados Internacionais de Catalogação-na-Publicação (CIP)
Divisão de Informação e Documentação

Couto, Égon de Castro

Modelagem de mangueira flexível para simulação de reabastecimento em voo / Égon de Castro Couto.

São José dos Campos, 2022.

54f.

Trabalho de Graduação – Curso de Engenharia Aeronáutica– Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2022. Orientador: Prof. Dr. Flávio Luiz Cardoso Ribeiro. Coorientador: Prof. Dr. José Márcio Pereira Figueira.

1. Reabastecimento em voo. 2. Mangueiras. 3. Operações em voo. 4. Simulação numérica. 5. Otimização. 6. Sistemas de Combustíveis. 7. Engenharia Aeronáutica. I. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. II. Título.

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

COUTO, Égon de Castro. **Modelagem de mangueira flexível para simulação de reabastecimento em voo**. 2022. 54f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

CESSÃO DE DIREITOS

NOME DO AUTOR: Égon de Castro Couto

TÍTULO DO TRABALHO: Modelagem de mangueira flexível para simulação de reabastecimento em voo.

TIPO DO TRABALHO/ANO: Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) / 2022

É concedida ao Instituto Tecnológico de Aeronáutica permissão para reproduzir cópias deste trabalho de graduação e para emprestar ou vender cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte deste trabalho de graduação pode ser reproduzida sem a autorização do autor.



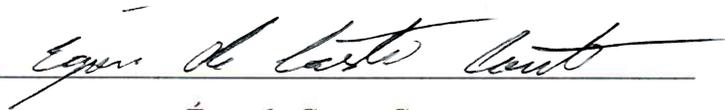
Égon de Castro Couto

Praça Marechal Eduardo Gomes, 50

12.228-900 – São José dos Campos-SP

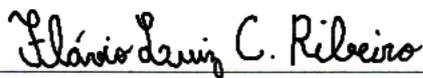
MODELAGEM DE MANGUEIRA FLEXÍVEL PARA SIMULAÇÃO DE REABASTECIMENTO EM VOO

Essa publicação foi aceita como Relatório Final de Trabalho de Graduação



Égon de Castro Couto

Autor



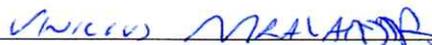
Flávio Luiz Cardoso Ribciro (ITA)

Orientador



José Márcio Pereira Figueira (IPEV)

Coorientador



Prof. Dr. Vinicius Malatesta
Coordenador do Curso de Engenharia Aeronáutica

São José dos Campos, 16 de novembro de 2022.

À minha família. Meu porto seguro nos
momentos de calma e tormenta.

Agradecimentos

Em primeiro lugar, gostaria de agradecer aos amigos e colegas pela camaradagem que sempre pautou as nossas relações. Os momentos vividos, nesse período, serão para sempre lembradas com apreço.

Em segundo lugar, gostaria de agradecer aos professores do ITA. Sou grato pelos ensinamentos transmitidos e pela dedicação empenhada nessa transmissão.

Por último, gostaria de agradecer à minha família, em especial à minha esposa e filhos. O apoio, e a paciência, foram fundamentais no transcorrer desses últimos anos.

*“É impossível para um homem aprender
aquilo que ele acha que já sabe.”*

— EPITETO

Resumo

O reabastecimento em voo é um procedimento realizado com o intuito de aumentar o alcance e a autonomia de aeronaves, sem a necessidade de aterrissagem. Por ser uma operação complexa, a utilização de ferramentas de simulação é uma forma de treinamento que possibilita o aprimoramento dos pilotos, sem os riscos associados a essa manobra. Este trabalho tem como propósito desenvolver uma modelagem matemática para representar um sistema de reabastecimento em voo composto por uma mangueira flexível com um paraquedas em sua extremidade. Durante o desenvolvimento do trabalho, foi utilizado um método de elementos concentrados para a modelagem do problema. A partir dessa abordagem, foram definidos modelos para as cargas dinâmicas as quais o sistema está sujeito. A abordagem utilizada foi obter os parâmetros aerodinâmicos dessas cargas do modelo através de um ajuste de curvas. Foi utilizado um processo de otimização, no qual o objetivo era minimizar o desvio quadrático entre a resposta do modelo e os dados históricos dessa mangueira. Com os valores dos parâmetros já definidos, foram feitas simulações para a verificação do comportamento do modelo em diferentes condições. Foi observado que o ajuste de parâmetros foi capaz de representar outras condições de operação, as quais também se tinha dados históricos, de forma satisfatória. Das demais simulações realizadas, foram obtidos resultados que permitem, por enquanto, apenas uma análise qualitativa. Feita essa análise, é possível observar que os resultados obtidos através da simulação apresentam comportamentos qualitativamente condizentes. Por fim, foi realizada a integração do modelo a um de simulador de voo, sendo essa integração bem-sucedida.

Abstract

The aerial refueling is a procedure made to extend an aircraft range and endurance, without the need to land for that. For being a complex operation, the use of simulation tools it's a way to train pilots for it, without the risks associated with this maneuver. This work has by purpose develop a mathematical model to represent an aerial refueling system composed by a flexible hose and a drogue on its end. During the work developing a lumped elements method was chosen to solve the problem. From that, were defined the dynamic loads models. The aerodynamics parameters of those dynamic loads were obtained through curve fitting, this curve fitting was made by an optimization process, in which, the goal was to minimize de quadratic error between the nodes position and the historical data. After the parameters were obtained, some simulation were runned to verify the model behavior under different sets, on these simulations it was possible to observe that the parameters obtained were suitable to represent more operational conditions, which the historical data were available. From the remaining simulation, the results could not be compared through historic data, these could only be analyzed qualitatively. Done the analysis, the conclusion is that the results obtained were befitting. At last, the model was integrated to a flight simulator sucessfully.

Lista de Figuras

FIGURA 1.1 – Procedimento de reabastecimento em voo (FORÇA AÉREA BRASILEIRA, 2018).	16
FIGURA 2.1 – Aeronave <i>receiver</i> realizando procedimento de aproximação para acoplamento com o cesto (FORÇA AÉREA BRASILEIRA, 2020).	22
FIGURA 2.2 – Discretização do modelo.	23
FIGURA 2.3 – Modelo de um elemento de cilindro e suas respectivas cargas.	24
FIGURA 2.4 – Esquema simplificado para força de tração.	25
FIGURA 2.5 – Cilindro sujeito a efeitos viscosos (ANDERSON, 2011).	26
FIGURA 2.6 – Modelo proposto para as cargas aerodinâmicas, com arrasto de fricção (vermelho) e arrasto de pressão (azul).	27
FIGURA 2.7 – Curvas de sustentação e arrasto normalizadas para um elemento de cilindro sujeito ao modelo aerodinâmico proposto.	29
FIGURA 2.8 – Figura esquemática de um sistema de abastecimento com carretel(WANG <i>et al.</i> , 2014).	30
FIGURA 2.9 – Figura esquemática das cargas de peso.	32
FIGURA 2.10 – Modelo em SIMULINK [®] da força peso.	32
FIGURA 2.11 – Figura esquemática das cargas de tração.	33
FIGURA 2.12 – Modelo em SIMULINK [®] da tração.	34
FIGURA 2.13 – Figura esquemática do vetor tangente do nó n	35
FIGURA 2.14 – Modelo dos vetores relevantes para o cálculo do vento perpendicular.	35
FIGURA 2.15 – Figura esquemática das cargas aerodinâmicas.	36
FIGURA 2.16 – Modelo em SIMULINK [®] da Força Aerodinâmica.	36
FIGURA 2.17 – Modelo em SIMULINK [®] da Dinâmica.	39

FIGURA 3.1 – Otimização para a condição $V = 120$ KEAS.	41
FIGURA 3.2 – Estabilização na condição $V = 120$ KEAS.	42
FIGURA 3.3 – Estabilização na condição $V = 100$ KEAS.	42
FIGURA 3.4 – Estabilização na condição $V = 140$ KEAS.	43
FIGURA 3.5 – Simulação partindo da posição inicial de cabo na vertical, em verde o caminho percorrido pelo cesto até atingir o equilíbrio.	44
FIGURA 3.6 – Simulação de acoplamento.	45
FIGURA 3.7 – Simulação de acoplamento do cesto e aeronave <i>receiver</i>	45
FIGURA 3.8 – Valores máximos de tração no cabo normalizados pela tração má- xima inicial.	46
FIGURA 3.9 – Vistas do modelo de esteira.	47
FIGURA 3.10 – Deslocamento do cesto por conta dos efeitos de esteira.	48
FIGURA 3.11 – Implementação do modelo em X-Plane 11.	48
FIGURA A.1 – Modelo SIMULINK [®] completo.	54

Lista de Abreviaturas e Siglas

CFD	Computational Fluid Dynamics
CG	Centro de gravidade
IPEV	Instituto de Pesquisas e Ensaios em Voo
NS	Navier-Stokes

Lista de Símbolos

A	Área da seção transversal do cilindro
C_c	Coefficiente para o arrasto do cesto
C_p	Coefficiente para o arrasto de pressão do cilindro
C_f	Coefficiente para o arrasto de fricção do cilindro
d_0	Distância entre os nós na qual a tração é zero
d_0^*	Distância atualizada entre os nós na qual a tração é zero
$d_{n+1,n}$	Distância do nó $n + 1$ em relação ao nó n
E	Módulo de Young
$F_{aed,c}$	Força aerodinâmica do cesto
$F_{aed,f}$	Força aerodinâmica devido a fricção
$F_{aed,n}$	Força aerodinâmica no nó n
F_{aed,n_x}	Componente x da força aerodinâmica no nó n
F_{aed,n_y}	Componente y da força aerodinâmica no nó n
F_{aed,n_z}	Componente z da força aerodinâmica no nó n
$F_{aed,p}$	Força aerodinâmica devido a pressão
F_n	Força total no nó n
F_{n_x}	Componente x da força total no nó n
F_{n_y}	Componente y da força total no nó n
F_{n_z}	Componente z da força total no nó n
g	Aceleração gravitacional
k	Constante de dissipação viscosa
m_n	Massa do nó n
N	Índice do último nó
V	Velocidade local
V_{\perp}	Velocidade perpendicular ao cilindro
$v_{tan,n}$	Vetor tangente ao eixo do cilindro do nó n
R_n	Posição do nó n
T_n	Tração do nó n
T_{n_x}	Componente x da tração do nó n
T_{n_y}	Componente y da tração do nó n

T_{nz}	Componente z da tração do nó n
t	Tempo de simulação
w_n	Peso do nó n
x_n	Posição x do nó n
x_{ref}	Posição x do dado de referência
y_n	Posição y do nó n
y_{ref}	Posição y do dado de referência
z_n	Posição z do nó n
z_{ref}	Posição z do dado de referência

Sumário

1	INTRODUÇÃO	16
1.1	Motivação	16
1.2	Revisão bibliográfica	18
1.3	Objetivos e metodologia	20
1.4	Estrutura do trabalho	21
2	MODELAGEM E IMPLEMENTAÇÃO	22
2.1	Modelagem	23
2.1.1	Peso	24
2.1.2	Tração	25
2.1.3	Força viscosa	26
2.1.4	Força aerodinâmica	26
2.2	Implementação	31
2.2.1	Peso	31
2.2.2	Tração e Controle de distúrbios	32
2.2.3	Força Aerodinâmica	34
2.2.4	Dinâmica	37
3	SIMULAÇÕES E RESULTADOS	40
3.1	Obtenção dos parâmetros de ajuste	40
3.2	Simulação de Equilíbrio	43
3.3	Simulação de acoplamento	44
3.4	Efeitos da esteira	47
3.5	Integração com X-Plane	48

4 CONCLUSÕES	50
REFERÊNCIAS	52
APÊNDICE A – SIMULAÇÕES E MODELO SIMULINK	53

1 Introdução

Neste capítulo será feita uma breve explanação sobre o procedimento de reabastecimento em voo, suas características e utilidades. Além disso, nesse capítulo é feita uma revisão bibliográfica, comentando como diferentes autores abordaram a questão. Em seguida, são definidos os objetivos deste trabalho bem como a metodologia adotada para o cumprimento deste objetivo. Ao final é apresentado um resumo sobre a estrutura do trabalho.

1.1 Motivação

No contexto das operações aéreas, o reabastecimento em voo é um procedimento de suma importância para a extensão da autonomia e o alcance de aeronaves. Esse procedimento em geral é realizado no âmbito militar e visa possibilitar o cumprimento de missões em contextos em que seria impossível, levando-se em conta apenas a capacidade própria da aeronave de carregar seu combustível.



FIGURA 1.1 – Procedimento de reabastecimento em voo (FORÇA AÉREA BRASILEIRA, 2018).

Existem diferentes sistemas para a realização do reabastecimento em voo, o sistema de interesse é o sistema composto por mangueira, paraquedas e carretel. Um exemplo de um sistema desse tipo é visto na Figura 1.1. Nesse sistema há uma aeronave responsável por carregar o combustível extra e transferi-lo para outra aeronave, esta aeronave é deno-

minada aeronave *tanker* enquanto a aeronave que receberá o combustível é denominada aeronave *receiver*.

A aeronave *tanker* é responsável por carregar o sistema de mangueira e paraquedas. Antes da aproximação da aeronave *receiver*, a aeronave *tanker* lança a partir de um *pod* a mangueira de borracha na qual o paraquedas fica acoplado na extremidade final. Esse lançamento se dá através do desenrolar do carretel, que guarda a mangueira, até que tenhamos uma distância conveniente entre a extremidade final da mangueira e a aeronave *tanker*.

A aeronave *receiver* é equipada com uma sonda para a transferência de combustível. Essa aeronave tem como objetivo acoplar a sonda na extremidade da mangueira, onde temos o paraquedas. A inclusão do paraquedas ao final da mangueira tem como objetivo estabilizar a mangueira durante o voo e facilitar o acoplamento da sonda.

Mesmo antes do acoplamento, a mangueira é pressurizada com o combustível a ser transferido. Na extremidade da mangueira há uma válvula capaz de suportar a pressão interna decorrente dessa pressurização. Após o acoplamento da sonda essa válvula é aberta e inicia-se a transferência do combustível. Durante esse processo, a mangueira fica presa tanto à aeronave *tanker* quanto a aeronave *receiver*. Para evitar grandes tensões na mangueira decorrentes das velocidade relativa entre as duas aeronaves o sistema de carretel tem a função de tesar ou afrouxar a mangueira de forma a evitar movimentações bruscas da mesma.

Apesar da importância dessa manobra é inegável o perigo associada a mesma. Durante o procedimento podem ocorrer diferentes incidentes por conta de condições do ambiente, falhas nos equipamentos ou manobras indevidas dos pilotos. Quando ocorrem, essas falhas podem levar ao desacoplamento da sonda, ao rompimento do cabo ou até mesmo a acidentes mais graves.

Por conta disso, é interessante que hajam métodos para se ensaiar esse tipo de procedimento de forma segura e, se possível, sem os custos financeiros associados a um treinamento em voo. Uma das soluções existentes é a utilização de simuladores capazes de representar esse cenário de operações com suas características e particularidades.

O emprego de simuladores é uma ferramenta que pode auxiliar no treinamento de pilotos, otimizando o aproveitamento e os custos desse treinamento. Os simuladores tem ainda como potencialidade estudar diferentes cenários e diferentes efeitos que seriam muito complicados ou muito arriscados de se realizar na prática.

Nesse estudo foi desenvolvida uma metodologia de modelagem matemática para o sistema de reabastecimento em voo composto por uma mangueira flexível e paraquedas onde há o acoplamento com a sonda na aeronave que recebe o combustível.

Além disso, foram realizadas implementações do modelo para a aplicação em simuladores já existentes, com o foco no simulador do IPEV - Instituto de Pesquisas e Ensaios em Voo, instituição do Departamento Ciência e Tecnologia Aeroespacial da Força Aérea Brasileira.

O IPEV é a referência técnica da área de ensaios em voo da Força Aérea Brasileira. Ele presta apoio às entidades do setor aéreo através de ensaios e pesquisas. Uma das ferramentas presentes no IPEV é o seu simulador de voo, usado tanto para pesquisa quanto para as campanhas de ensaio.

A integração do modelo de mangueira ao simulador do IPEV permitirá que as futuras campanhas de ensaio possam ser realizadas com maior fidelidade no ambiente simulado. Quanto mais fiel for o modelo da mangueira, melhor poderá ser o aproveitamento do ensaio. Quanto mais fenômenos relevantes o modelo for capaz de simular, mais tipos de ensaios podem ser realizados no simulador.

Em suma, a integração do modelo ao simulador contribuirá tanto para a vertente de pesquisa do IPEV, quanto para a vertente de ensaios do instituto.

No escopo desse trabalho será denominado *cesto* a estrutura em forma de paraquedas onde há o acoplamento entre a mangueira e a aeronave *receiver*.

1.2 Revisão bibliográfica

Diferentes abordagens já foram utilizadas para a solução de problemas similares. No geral, essas abordagens passam por soluções que envolvem discretizar o sistema estudado em vários subsistemas utilizando técnicas de elementos finitos ou de elementos concentrados.

No artigo de Ro e Kamman (2010) é utilizada uma abordagem de elementos concentrados para analisar um sistema de reabastecimento composto por mangueira e paraquedas. O cabo é matematicamente modelado como sendo massas concentradas ligadas rigidamente por hastes. O valor das massas e o comprimento das hastes são função do tamanho do cabo, seu peso e do número de elementos utilizados.

Nessa solução, a força aerodinâmica é obtida através da utilização de coeficientes aerodinâmicos para as hastes de acordo com o número de Reynolds local. Esses coeficientes foram obtidos através de dados empíricos. A força aerodinâmica é decomposta em uma parcela normal à haste e uma parcela tangencial. A primeira é função da velocidade do vento normal a essa haste e a segunda ao vento tangencial.

As trações que agem nos elementos de massa são obtidas através do sistema de equações decorrente das forças externas, das posições entre as massas, das suas velocidades relativas

e das restrições geométricas do problema. A partir das forças externas e das trações nas massas são obtidas as acelerações de cada uma delas.

Uma abordagem diferente e mais complexa foi utilizada por Zhu e Meguid (2007) em seu artigo. Nele o cabo é dividido em diversos elementos de viga curvos. A utilização de elementos curvos ajuda a melhorar a precisão do modelo por conta de alguns fatores, um deles é a possibilidade de se realizar a continuidade da inclinação entre dois elementos.

Na formulação desse elemento de viga curvilíneo há graus de liberdade de flexão, torção e extensão ao longo do elemento. Utilizando o princípio do trabalho virtual é obtida a Lagrangiana para o problema.

Das forças externas, a força aerodinâmica no elemento é obtida separando a componente normal ao cabo e tangencial ao cabo, ambas dependentes do ângulo de ataque e da velocidade local. No caso da componente normal há a adição de um termo que considera o efeito da massa de ar ao redor da seção do cabo. Esse termo é dependente da aceleração normal do cabo.

Desenvolvendo a Lagrangiana a partir das relações de deformação e cargas para o elemento de viga curvilíneo chega-se a uma equação matricial que representa o problema, essa equação é resolvida através de um método numérico de *Predictor-Corrector*.

Já o trabalho de Hall (2010) divide o cabo em segmentos, similar ao que ocorre em Ro e Kamman (2010). Entretanto, em Hall (2010), ao invés de serem massas concentradas nos nós, são os segmentos que carregam a inércia da mangueira. Dessa forma, nesse modelo, os segmentos são responsáveis tanto pela força gravitacional quanto pela força aerodinâmica.

Outra diferença é que, no modelo de Hall (2010), a tensão no cabo é calculada através da deformação elástica. O modelo considera que cada ponto do cabo possui um alongamento, a tração resultante no ponto médio do segmento é obtida através da derivada da tração em relação a coordenada s , coordenada essa que indica uma posição ao longo do cabo. Para obter essa derivada da tração, o autor utiliza uma técnica de diferenças finitas para estimar essa derivada.

Para as cargas aerodinâmicas, novamente é utilizada a abordagem de separar em uma parcela tangencial e outra normal ao cabo. No caso em questão ambas são dependentes do vento local e possuem coeficientes que variam com o ângulo de ataque. Calculando as cargas que atuam no centro do segmento é utilizado método numérico de Runge-Kutta para se resolver o vetor de estados do problema ao longo do tempo.

1.3 Objetivos e metodologia

Durante o desenvolvimento do trabalho haviam dois objetivos principais, compostos por alguns objetivos secundários:

1. Propor um modelo matemático capaz de representar o sistema de interesse.
 - (a) Obter respostas similares entre o modelo e o sistema real;
 - (b) Haver estabilidade do modelo durante as simulações; e
 - (c) Ser um modelo capaz de representar fenômenos relevantes do sistema real.
2. Implementar o modelo proposto em um simulador de voo.
 - (a) Implementar o modelo em um código capaz de ser utilizado pelo simulador; e
 - (b) Solucionar os possíveis problemas de integração do modelo ao simulador.

Tendo em vista os objetivos enumerados, foi proposta uma metodologia de trabalho capaz de cumprir com os objetivos estabelecidos:

- Propor uma técnica para a modelagem do sistema;
- Propor um equacionamento para as cargas dinâmicas;
- Obter parâmetros relevantes para o modelo;
- Validar os resultados obtidos com dados de referência;
- Propor uma lógica para o comportamento do carretel;
- Realizar diferentes simulações e analisar seus resultados;
- Adaptar o modelo para a utilização em um simulador de voo; e
- Realizar testes do modelo no simulador.

Esta metodologia tem como primeiro propósito fazer com que ao final do estudo possamos afirmar se, ou em quais condições, o modelo proposto é um modelo representativo do sistema físico que estamos modelando.

O segundo propósito é verificar a viabilidade da integração do modelo em um simulador de voo já pré-existente.

1.4 Estrutura do trabalho

Este trabalho divide-se em 4 capítulos. Nesse primeiro capítulo inicialmente foi feita uma breve introdução ao assunto. Em seguida, foi feita uma revisão bibliográfica, comentando sobre diferentes soluções propostas por diferentes autores para problemas similares. Por último, foram definidas as diretrizes do trabalho.

No Capítulo 2 são abordados os métodos e as premissas utilizadas para a modelagem do problema, bem como a forma de implementação computacional dos mesmos. No Capítulo 3 são apresentados os resultados das simulações realizadas e o significado desses resultados para a validação do modelo. Além disso, é no Capítulo 3 em que são abordados os aspectos da integração do modelo com o simulador de voo trabalhado.

No Capítulo 4 é feita uma conclusão sobre o trabalho, abordando os diferentes aspectos do mesmo e os resultados obtidos, além disso são propostos futuros passos a serem seguidos para o aprimoramento do modelo. No Apêndice A constam os links para as animações das simulações realizadas e um esquema do modelo SIMULINK[®] implementado para a simulação.

2 Modelagem e Implementação

O sistema a ser modelado é composto por uma mangueira de reabastecimento com um cesto conectado na extremidade de jusante desse cabo, conforme observado na Figura 2.1.



FIGURA 2.1 – Aeronave *receiver* realizando procedimento de aproximação para acoplamento com o cesto (FORÇA AÉREA BRASILEIRA, 2020).

A abordagem escolhida para a solução do problema foi a análise através de elementos concentrados. Essa abordagem tem como aspecto positivo a sua simplicidade e versatilidade na modelagem do problema. É possível alterar localmente as cargas as quais o modelo está sujeito, bem como realizar mudanças de parâmetros do modelo em função do espaço ou do tempo.

Essa versatilidade do método permite que sejam modelados em conjunto a mangueira e o cesto, cada um deles com uma dinâmica distinta mas que possuem uma condição de acoplamento. A posição do pivô do cesto é igual a posição final da mangueira.

Outra potencialidade do método é simular a alteração de parâmetros físicos ao longo da simulação. Isso é especialmente útil caso seja necessário simular a mangueira enchendo, ou até mesmo simular alguma condição crítica onde haja uma avaria na mangueira.

Um ponto negativo do método é o custo computacional. Esse custo é função dos parâmetros do modelo e da implementação feita. A inclusão de diferentes cargas, o aumento da quantidade de elementos e o aumento de complexidade do modelo podem tornar o custo computacional um fator impeditivo para a simulação. Portanto, esse é um aspecto que deve ser considerado durante a modelagem do problema, ainda mais levando-se em conta

que a precisão do modelo está diretamente relacionada com o tamanho da discretização e a quantidade de elementos.

Na Seção 2.1 são apresentados os fundamentos da modelagem do sistema: a discretização realizada e o conceito por trás das cargas e controles. Já na Seção 2.2 é apresentada a forma na qual esses modelos foram implementados computacionalmente.

2.1 Modelagem

A discretização do modelo foi feita através de elementos pontuais, ou seja, escolheu-se uma quantidade de nós para representar os diferentes elementos constitutivos do sistema. O esquema da discretização realizada pode ser visto na Figura 2.2.

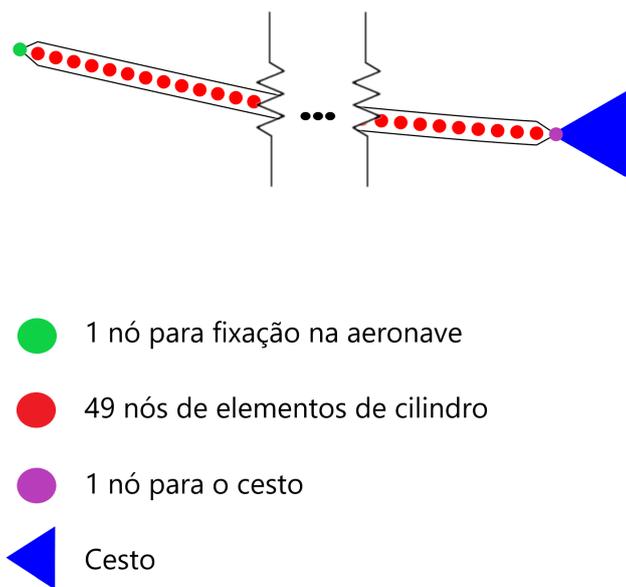


FIGURA 2.2 – Discretização do modelo.

Há 3 tipos de dinâmicas para os nós. O nó de fixação na aeronave segue a dinâmica da aeronave, ou seja, não há deslocamento relativo entre o mesmo e a aeronave *tanker*. Os nós de elementos de cilindro representam a mangueira flexível, eles estão sujeitos a todas as possíveis cargas do modelo. Por último, há o nó que representa o cesto, que também está sujeito a todas as possíveis cargas do modelo. A diferença deste em relação aos demais nós da mangueira é que ele tem uma carga aerodinâmica diferenciada da carga dos elementos dos cilindros.

Um elemento de cilindro, representado por um nó, está sujeito a cinco forças. As duas primeiras são as duas forças de tração referentes aos seus dois nós adjacentes.

A terceira é uma força aerodinâmica que é função do ângulo entre o elemento de cilindro e a direção do escoamento local. A quarta força é a força peso, que é função da massa do elemento.

Por último, há uma força viscosa dissipativa. Essa força é função da velocidade do nó e tem sentido oposto a essa velocidade. Na Figura 2.3 é apresentado um esquema das cargas para um elemento de cilindro com velocidade V .

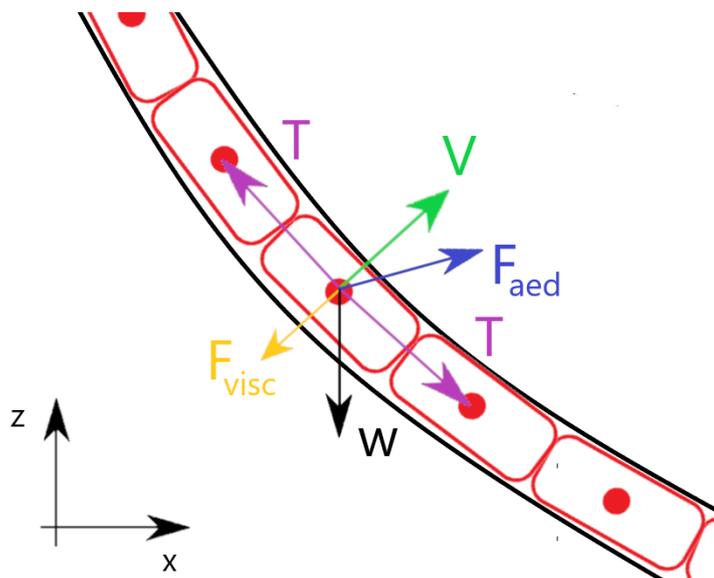


FIGURA 2.3 – Modelo de um elemento de cilindro e suas respectivas cargas.

A seguir será comentado em detalhes os modelos propostos para cada uma das cargas e a motivação física por trás dessas modelagens. Para o modelo são necessários alguns parâmetros desconhecidos. Esses parâmetros são coeficientes aerodinâmicos, que ocorrem por conta da modelagem teórica proposta.

Os coeficientes de valor desconhecido foram obtidos através de um ajuste de curvas utilizando um processo de otimização. Nesse processo, se comparou a posição final da mangueira com os valores de referência para a mesma condição de operação.

Dessa forma, o modelo é capaz de representar diferentes sistemas similares desde que se faça um ajuste de curva, comparando-se os resultados do modelo proposto com resultados de experimentos reais ou até mesmo resultados de outros modelos.

2.1.1 Peso

A força peso em cada nó é obtida através de estimativas. Primeiramente, o peso do nó do cesto é obtido através de uma estimativa da massa desse cesto, essa estimativa da

massa foi feita a partir de dados de referência de custos de reabastecimento. Da mesma forma, o peso dos nós centrais foi obtido através de uma estimativa da massa total da mangueira, estimativa essa feita a partir de dados de referência. O peso da mangueira foi igualmente distribuído pelos nós centrais da mangueira.

2.1.2 Tração

A força de tração é função da distância entre dois nós, a área de seção transversal do cabo e o módulo de Young da mangueira. A área da seção transversal foi estimada a partir de dados de referência. O módulo de Young foi estimado a partir de dados de materiais utilizados em mangueiras de combustível.

A tração entre dois nós é dada pela deformação elástica, seguindo a lei de Hook. Há uma distância onde não há tração, essa distância é igual ao tamanho da mangueira dividido pela quantidade de espaçamentos entre os nós. Quando a distância entre os dois nós é maior ou menor do que a distância de equilíbrio, temos uma força de tração que tende a restaurar esse equilíbrio. Dessa forma, a tração que o nó n exerce no nó $n + 1$ é sempre oposta a tração que $n + 1$ exerce em n .

No escopo deste trabalho essa distância de equilíbrio entre os nós é denominada como comprimento padrão. O modelo da força de tração pode ser visto esquematicamente na Figura 2.4.

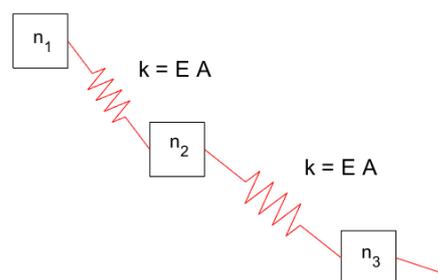


FIGURA 2.4 – Esquema simplificado para força de tração.

2.1.3 Força viscosa

A força viscosa foi introduzida no modelo para levar em consideração os efeitos dissipativos de energia. De forma prática, essa força faz com que a resposta dinâmica seja mais fidedigna. Essa força funciona como um ajuste qualitativo do modelo.

Através do ajuste manual dos parâmetros dessa força, é possível adequar a resposta dinâmica do modelo a uma resposta mais próxima do comportamento dinâmico do sistema real.

Essa força tem sempre sentido oposta da velocidade do nó e é proporcional a velocidade desse nó. O seu coeficiente foi escolhido de forma arbitrária, observando qualitativamente as repostas dinâmicas para diferentes simulações.

2.1.4 Força aerodinâmica

Há dois tipos de forças aerodinâmicas, a força aerodinâmica dos elementos de cilindro e as forças aerodinâmicas no cesto.

2.1.4.1 Elemento de cilindro

Para essa força, foi proposto um modelo que pudesse aproximar os efeitos de um cilindro sujeito a diferentes ângulos de ataque. Por não se tratar de um perfil aerodinâmico, o cilindro não terá uma relação entre sustentação e arrasto similar a de um perfil. Entretanto, não é possível considerar que essa força de sustentação seja desprezível.

É possível modelar que as cargas aerodinâmicas no cilindro tem duas origens. A primeira origem é uma força de fricção devido ao atrito do escoamento na superfície do cilindro.

A segunda origem, é uma força de pressão devido aos efeitos viscosos na superfície. Esses efeitos fazem com que, ao contornar o cilindro, o escoamento se descole, gerando assim uma região de baixa pressão no extradorso do cilindro, como pode ser visto na Figura 2.5.

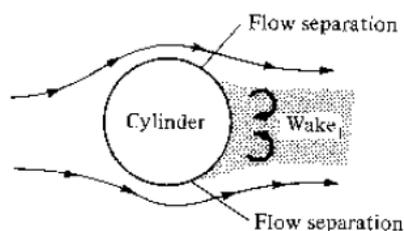


FIGURA 2.5 – Cilindro sujeito a efeitos viscosos (ANDERSON, 2011).

Para o modelo, consideramos que o arrasto de fricção independe do ângulo de ataque do cilindro uma vez que ele é função da área superficial do cilindro somente. Em corpos rombudos existe uma predominância do arrasto de pressão em relação ao arrasto de fricção, portanto o valor do arrasto de fricção é o menos significativo dos dois. Essa simplificação da independência do ângulo de ataque é razoável, uma vez que os efeitos dessa variação serão pequenos se comparados com a componente do arrasto de pressão.

Dessa forma, o arrasto de fricção:

$$F_{aed,f} \propto V^2 \quad (2.1)$$

é simplesmente proporcional a velocidade do escoamento ao quadrado e tem a mesma direção e sentido desse escoamento.

O arrasto de pressão ocorre devido aos efeitos viscosos. Uma maneira de representar essa componente de arrasto com precisão seria a utilização de algum método de CFD para resolver a equação de Navier-Stokes para as condições do problema. Essa abordagem, além de complexa, é computacionalmente custosa, portanto um modelo simplificado foi proposto de forma a tentar aproximar o valor dessa componente no escopo do problema.

Tendo como inspiração a Teoria das Faixas, cuja uma das aplicações é estimar o efeito do enflechamento na sustentação de asas, vamos considerar como primeira hipótese que para o arrasto de pressão somente a componente do vento que é perpendicular ao cilindro afeta o valor do arrasto de pressão. A segunda hipótese é que esse arrasto de pressão é aplicado no centro do cilindro, e que ele tem a mesma direção e sentido do vento perpendicular ao cilindro. Um esquema do modelo pode ser observado na Figura 2.6.

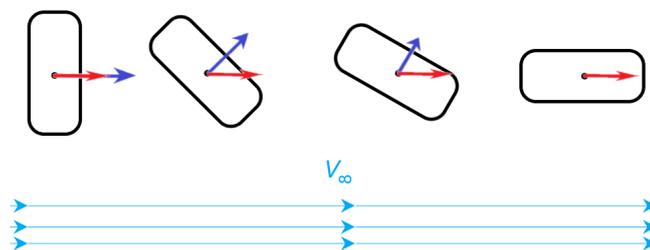


FIGURA 2.6 – Modelo proposto para as cargas aerodinâmicas, com arrasto de fricção (vermelho) e arrasto de pressão (azul).

Somando os dois arrastos é obtida F_{aed} . A projeção no eixo do vento será o arrasto e a outra projeção será a sustentação. O modelo proposto, apesar de simples, segue as tendências fisicamente esperadas. Para um ângulo de ataque igual a zero haverá a menor F_{aed} , o menor arrasto e nenhuma sustentação.

Para um ângulo de ataque igual a 90° haverá a maior F_{aed} , o maior arrasto e novamente

nenhuma sustentação. Além disso é possível notar que para valores intermediários de ângulo de ataque o cilindro terá alguma sustentação, ao mesmo tempo que terá mais arrasto do que a condição alinhada com o vento.

Dessa forma, o arrasto de pressão:

$$F_{aed,p} \propto V_{\perp}^2 \quad (2.2)$$

é proporcional ao quadrado do vento perpendicular ao cilindro.

Para obtermos o valor das forças aerodinâmicas é necessário multiplicar as respectivas velocidades ao quadrado por um fator constante, esses dois coeficientes desconhecidos foram obtidos através do processo de otimização descrito:

$$F_{aed,f} = C_f \cdot V^2 \quad (2.3)$$

$$F_{aed,p} = C_p \cdot V_{\perp}^2 \quad (2.4)$$

onde C_f e C_p são, respectivamente, os coeficientes de arrasto de fricção e arrasto de pressão.

Por uma questão computacional, o valor desses coeficientes já incorpora implicitamente o valor da densidade do ar e os aspectos geométricos do cilindro, uma vez que esses parâmetros são fixos na simulação.

Na Figura 2.7 é possível observar o comportamento das curvas de sustentação e arrasto normalizadas pelo maior valor de arrasto obtido. Essas curvas foram obtidas utilizando-se os coeficientes ajustados via otimização para a condição de simulação.

É interessante notar que o ajuste forneceu justamente valores para os coeficientes que fazem com que o arrasto de fricção seja significativamente menor do que o arrasto de pressão, assim como a hipótese assumida na proposição do modelo.

Essa abordagem de decompor a força aerodinâmica em duas parcelas é utilizada por Ro e Kamman (2010), por Hall (2010) e Zhu e Meguid (2007), cada um com suas particularidades. A semelhança entre os seus modelos é que eles consideram uma componente da força como sendo normal ao cilindro e a outra como sendo tangencial, diferentemente da abordagem proposta nesse trabalho onde a componente tangencial é substituída por uma componente alinhada ao vento.

A escolha de se utilizar uma carga sendo normal e a outra alinhada com o vento foi utilizada para que o modelo refletisse os fenômenos físicos por trás dessas cargas. Uma abordagem que considera cargas normais e tangenciais é um tipo de artifício matemático, que não necessariamente reflete a origem dessas cargas.

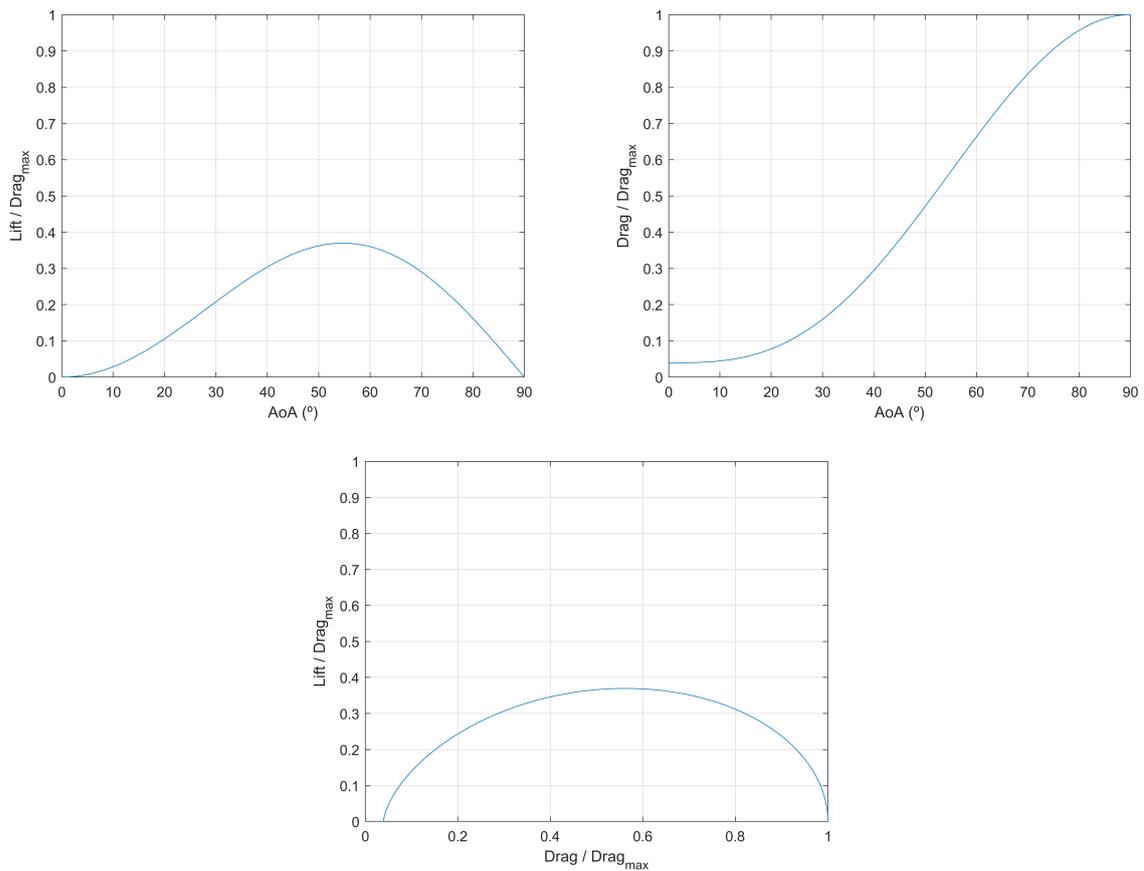


FIGURA 2.7 – Curvas de sustentação e arrasto normalizadas para um elemento de cilindro sujeito ao modelo aerodinâmico proposto.

2.1.4.2 Cesto

Para o cesto, o modelo proposto é simples. Uma vez que há um pivô entre o cesto e a mangueira esse cesto gira, e portanto considerou-se que o cesto possui somente arrasto e por definição esse arrasto está sempre alinhado com o vento:

$$F_{aed,c} = C_c \cdot V^2. \quad (2.5)$$

Da mesma forma que as cargas no cilindro, a força aerodinâmica no cesto foi obtida através do ajuste de otimização ao qual retorna um coeficiente C_c que já incorpora a densidade do vento e os aspectos geométricos do cesto.

2.1.4.3 Controle de distúrbios

Nesse tipo de sistema de reabastecimento, a mangueira é instalada na aeronave *tanker* através de um *pod*. Durante a operação, uma parte da mangueira fica suspensa fora da aeronave enquanto uma parte permanece dentro do *pod* guardada em um carretel que possui um atuador, conforme pode-se observar na Figura 2.8.

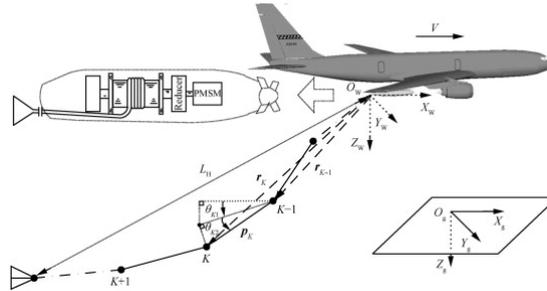


FIGURA 2.8 – Figura esquemática de um sistema de abastecimento com carretel(WANG *et al.*, 2014).

Com o acionamento desse atuador do carretel é possível recolher ou lançar mais mangueira durante a operação do sistema. Isso significa que o tamanho da mangueira suspensa não se mantém necessariamente constante durante todo o processo e existem algumas razões para isso.

Dentre as razões existentes, as relevantes para o modelo são as seguintes: a primeira é que um excesso de tração na mangueira pode levar ao seu rompimento e a segunda é que, durante a operação, distúrbios podem gerar instabilidades na mangueira. Esses distúrbios podem causar danos aos equipamentos ou gerar instabilidades nas aeronaves acopladas na mangueira.

É para prevenir que ambas as razões mencionadas ocorram que esse sistema de carretel consta com um mecanismo de controle que diminui a instabilidade da mangueira e evita os excessos de tração.

O princípio de funcionamento desse mecanismo é o seguinte: é medida a tração que a mangueira suspensa exerce no carretel. Caso essa tração seja maior do que o esperado o atuador é acionado de forma a lançar mais mangueira, de forma a aliviar a tensão. De forma análoga, caso a tração seja mais baixa do que o esperado, o carretel recolhe um pouco da mangueira de forma a tensionar a mesma.

Essa dinâmica contracíclica diminui o efeito da propagação dos distúrbios na mangueira pois evita um aumento de tensão na mangueira e evita o efeito de chicote que poderia ocorrer caso a mangueira não ficasse esticada nas baixas trações.

O modelo proposto para essa dinâmica foi o seguinte: foi definida uma tração padrão de operação da mangueira e um intervalo de tolerância para cima e para baixo. Quando a tração no nó de acoplamento fica fora dessa faixa de tolerância, o sistema de controle passa a agir.

A tração entre dois nós é função da diferença entre a distância entre esses dois nós e a distância de equilíbrio entre os nós, denominado comprimento padrão. Para modelar essa dinâmica, quando temos um valor de tração fora da faixa de tolerância, o valor do comprimento padrão é alterado.

Quando há um excesso de tração, o valor do comprimento padrão é aumentado. Dessa forma, a diferença entre a distância entre os nós e o comprimento padrão é diminuída, o que conseqüentemente leva a uma diminuição da tração e essa diminuição da tração entre os nós faz com que haja uma tendência de que a distância entre eles aumente, pois a força que os mantinha próximos foi diminuída. Dessa forma, a consequência é uma diminuição da tração e o aumento da mangueira. Assim é simulado o efeito de lançamento da mangueira.

Para os valores de tração mais baixos é utilizada a mesma lógica de forma análoga: é diminuído o valor do comprimento padrão de forma a aumentar a tração e isso diminui a mangueira.

2.2 Implementação

Nesta seção será abordada a metodologia de implementação do modelo descrito na Seção 2.1. Toda a implementação do modelo bem como a sua simulação foi realizada em MATLAB[®].

Tendo as posições do nós e suas velocidades em um determinado instante, é possível, através do modelo proposto, calcular as cargas as quais cada nó está sujeito. Com o valor dessas cargas chegamos a um sistema de equações diferenciais que rege o problema. Tendo esse sistema de equações, basta utilizar algum método computacional para que possamos simular diferentes situações de interesse.

Para o cálculo das simulações foi utilizada a função *ODE4* do próprio SIMULINK[®] na qual está implementado o método de Runge-Kutta(4) que é um método explícito de solução de equações diferenciais.

2.2.1 Peso

A função *Peso* retorna o peso em cada nó. O primeiro nó tem peso nulo e o último tem um peso obtido através da estimativa do massa do cesto, o peso dos demais nós é obtido através da estimativa de massa da mangueira:

$$w_1 = 0 \quad (2.6)$$

$$w_n = m_n \cdot g \quad (2.7)$$

$$w_N = m_{cesto} \cdot g \quad (2.8)$$

onde m_n é o a massa total da mangueira dividida pela quantidade de nós centrais, m_{cesto} é a massa do cesto e g é a aceleração da gravidade.

Um esquema mostrando as cargas de peso pode ser observado na Figura 2.9. A força peso sempre tem mesma direção e sentido oposto ao eixo Z.

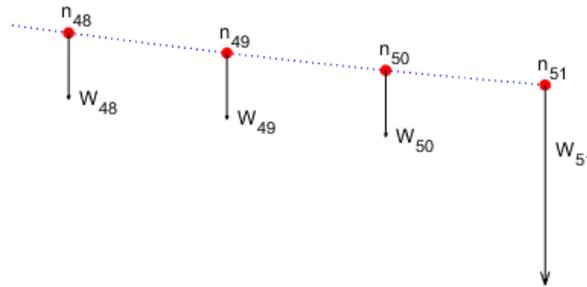


FIGURA 2.9 – Figura esquemática das cargas de peso.

A implementação em SIMULINK[®] utilizada pode ser observada na Figura 2.10.



FIGURA 2.10 – Modelo em SIMULINK[®] da força peso.

2.2.2 Tração e Controle de distúrbios

A função *Tração* retorna N vetores de tração, de forma que T_n é a tração que o nó $n + 1$ está sujeito por conta do nó n . Esse vetor tem a mesma direção do vetor distância entre os nós e o seu módulo depende do valor dessa distância. Caso a distância entre os nós seja menor do que a distância de equilíbrio a tração será positiva e, portanto, o sentido do vetor será partindo do nó n em direção ao nó $n + 1$.

Caso a distância seja maior que a distância de equilíbrio, a tração será negativa e o raciocínio análogo ao caso anterior pode ser feito. O valor de T_N será sempre igual a zero

uma vez que após o nó N não temos mais cabo:

$$\vec{T}_n = -E \cdot A \cdot (||d_{n+1,n}|| - d_0) \hat{d}_{n+1,n} \quad (2.9)$$

$$\vec{T}_N = 0 \quad (2.10)$$

onde E é o módulo de Young da mangueira, A é a área de seção transversal, $d_{n+1,n}$ é a distância do nó $n + 1$ em relação ao nó n e d_0 é o comprimento padrão.

Na Figura 2.11 pode ser observado um esquema dos vetores de tração do modelo quando todos esses vetores são positivos.

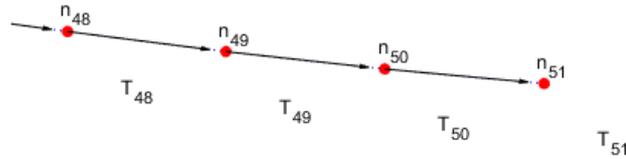


FIGURA 2.11 – Figura esquemática das cargas de tração.

Para realizar o controle de tração, o tamanho da mangueira é alterado conforme discutido na Seção 2.1.4.3. Essa alteração se dá através da mudança do valor do comprimento padrão. Essa implementação foi feita em SIMULINK[®] conforme observado na Figura 2.12.

De acordo com a tração no primeiro nó, a função tração indica se deve haver um recolhimento ou lançamento de mangueira, o integrador é responsável por armazenar o valor inicial do comprimento padrão e ir atualizando conforme necessário:

$$d_0^* = d_0 + \int_0^t \dot{d}_0 \cdot dt \quad (2.11)$$

onde t é o tempo da simulação, d_0 é o comprimento padrão inicial e d_0^* é o comprimento padrão atualizado.

Os valores de \dot{d}_0 são constantes em cada uma das condições. O valor é zero caso

não haja controle, positivo caso haja lançamento de mangueira e negativo caso haja o recolhimento, com um módulo menor que o do caso anterior, ou seja, o recolhimento é mais lento que o lançamento.

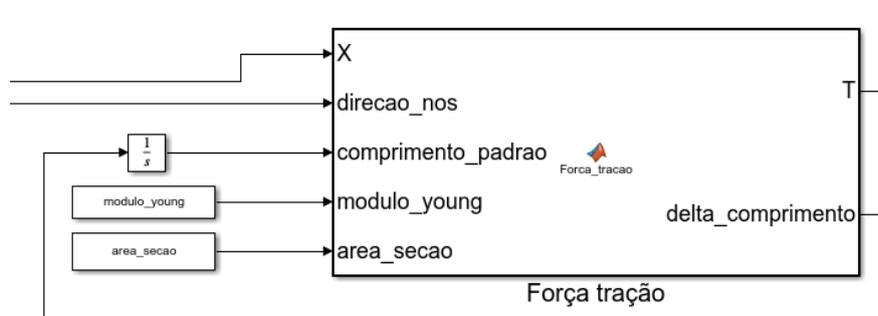


FIGURA 2.12 – Modelo em SIMULINK® da tração.

2.2.3 Força Aerodinâmica

Para as cargas aerodinâmicas é necessário utilizar os 3 parâmetros de ajuste obtidos na otimização. Dessa forma, temos 3 casos distintos para essa carga aerodinâmica:

$$\vec{F}_{aed,1} = 0 \quad (2.12)$$

$$\vec{F}_{aed,n} = C_f \cdot V^2 \hat{V} + C_p \cdot V_{\perp}^2 \hat{V}_{\perp} \quad (2.13)$$

$$\vec{F}_{aed,N} = C_c \cdot V^2 \hat{V} \quad (2.14)$$

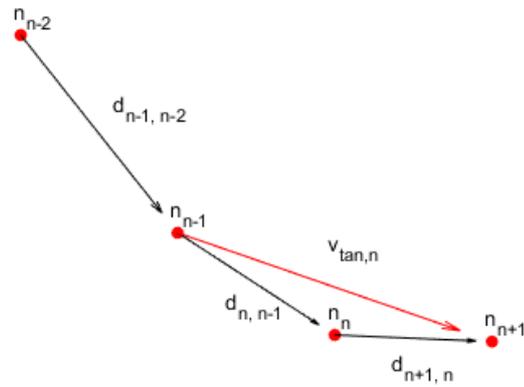
onde C_f e C_p são, respectivamente, os coeficientes de arrasto de fricção e arrasto de pressão, V é a velocidade relativa entre o escoamento e o nó e V_{\perp} é a componente perpendicular entre essa velocidade relativa e o elemento de cilindro representado pelo nó.

Essas cargas dependem sempre da direção e intensidade do vento local. Nos casos onde o campo de velocidades do problema não é uniforme, é necessário determinar a direção e a intensidade do vento em cada uma das posições dos nós.

Tendo a direção e intensidade do vento nos nós, o cálculo de $\vec{F}_{aed,N}$ é direto. Para os demais nós centrais, é necessário determinar a direção e o módulo do vento perpendicular ao cilindro.

Primeiramente, é calculado o vetor direção do eixo do cilindro, denominado vetor tangente. Pela geometria do problema foi determinado que o vetor tangente do nó n é o vetor unitário da soma entre os vetores distância $d_{n,n-1}$ e $d_{n+1,n}$.

Com o vetor tangente do nó, e o seu vetor velocidade do vento local é determinada a componente normal a partir da subtração da componente tangencial:

FIGURA 2.13 – Figura esquemática do vetor tangente do nó n .

$$\vec{V}_{\perp} = \vec{V} - (\vec{V} \cdot \hat{v}_{tan, n}) \cdot \hat{v}_{tan, n} \quad (2.15)$$

onde $\hat{v}_{tan, n}$ é o versor tangente do elemento de cilindro representado pelo nó n e \vec{V} é a velocidade relativa entre o escoamento e o nó.

Um modelo com os vetores supracitados pode ser visto na Figura 2.14.

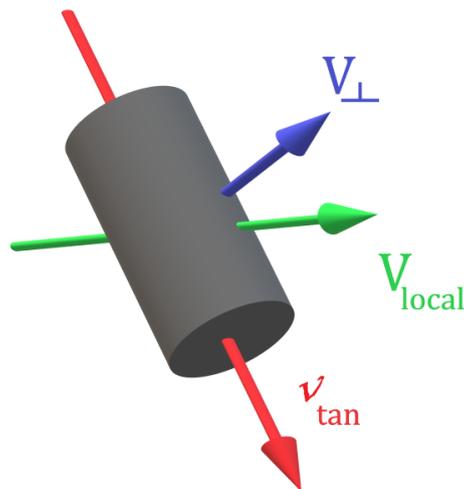


FIGURA 2.14 – Modelo dos vetores relevantes para o cálculo do vento perpendicular.

Com essa formulação, é possível determinar tanto a direção quanto a magnitude do vetor velocidade perpendicular, tendo assim todos os valores necessários para a obtenção da carga aerodinâmica. Na Figura 2.15 é apresentado um esquema do comportamento dessas cargas aerodinâmicas em um escoamento uniforme.

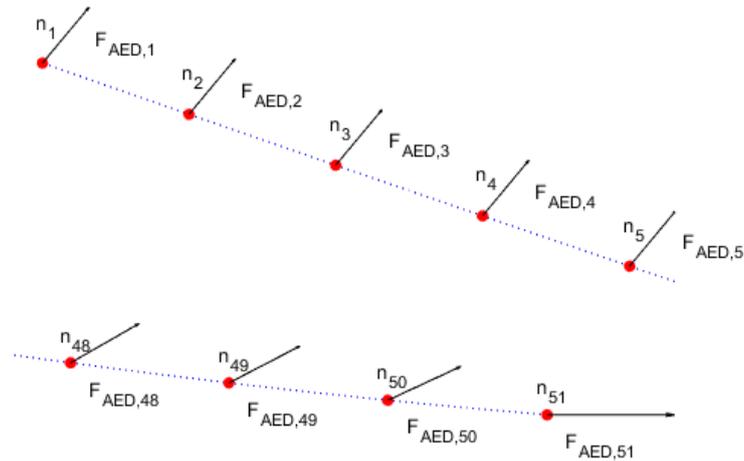


FIGURA 2.15 – Figura esquemática das cargas aerodinâmicas.

A implementação em SIMULINK® desses funções necessárias para o cálculo da Força Aerodinâmica pode ser vista na Figura 2.16.

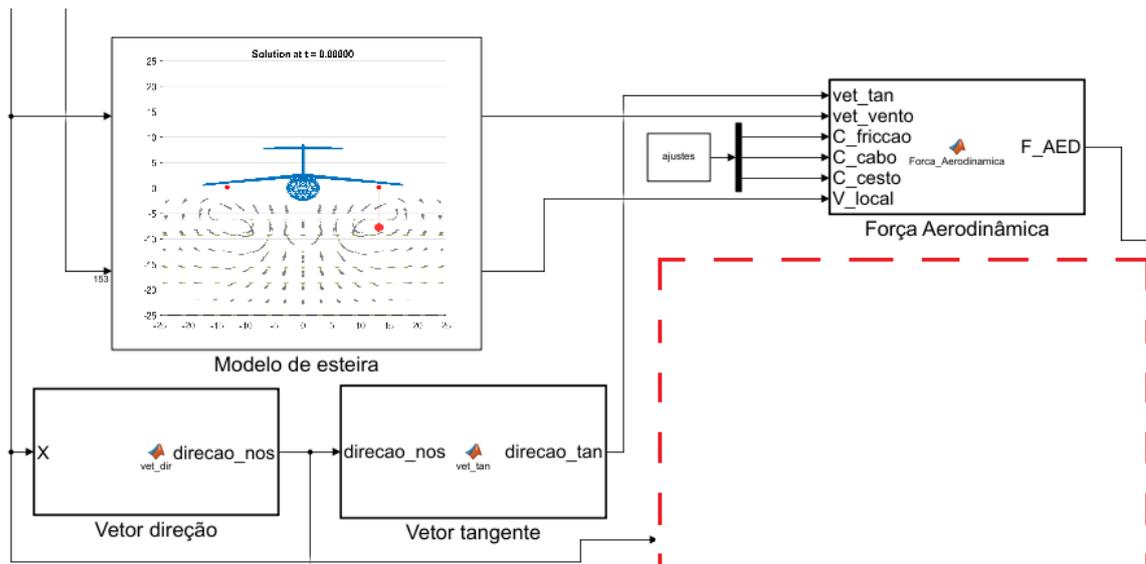


FIGURA 2.16 – Modelo em SIMULINK® da Força Aerodinâmica.

2.2.4 Dinâmica

Da mecânica clássica, temos que o problema é regido por um sistema de equações diferenciais de segunda ordem:

$$\sum \vec{F}_n = m_n \ddot{\vec{R}}_n \quad (2.16)$$

onde \vec{F}_n são as forças externas atuando no nó n , m_n é a massa do elemento representado pelo nó n e \vec{R}_n é a posição do nó n .

É utilizado o método de *Runge-Kutta* já mencionado para resolver o sistema de equações diferenciais que rege o problema. Portanto é necessário fornecer, como condições iniciais, as posições iniciais de cada nó e suas respectivas velocidades, de forma que, para cada nó, a equação dinâmica retorne as acelerações desses nós:

$$\begin{aligned} \sum F_{n_x} &= m_n \cdot \ddot{x}_n \\ \sum F_{n_y} &= m_n \cdot \ddot{y}_n \\ \sum F_{n_z} &= m_n \cdot \ddot{z}_n \end{aligned}$$

onde F_{n_x} , F_{n_y} e F_{n_z} são, respectivamente as forças em x , y e z atuando no nó n e m_n é a massa do elemento representado pelo nó n .

Seguindo a implementação das funções já mencionadas, temos o sistema de equações dinâmicas implementado conforme a Equação 2.17.

$$\begin{cases} \ddot{x}_n &= (F_{aed,n_x} + T_{n-1_x} - T_{n_x} - k \cdot \dot{x}_n) / m_n \\ \ddot{y}_n &= (F_{aed,n_y} + T_{n-1_y} - T_{n_y} - k \cdot \dot{y}_n) / m_n \\ \ddot{z}_n &= (F_{aed,n_z} + w_n + T_{n-1_z} - T_{n_z} - k \cdot \dot{z}_n) / m_n \end{cases} \quad (2.17)$$

onde x_n , y_n e z_n são as coordenadas do nó n , F_{aed,n_x} , F_{aed,n_y} , F_{aed,n_z} são as componentes da força aerodinâmica atuando no nó n , T_{n-1_x} , T_{n-1_y} e T_{n-1_z} são as componentes da tração que o nó $n-1$ esta sujeito por conta do nó n , T_{n_x} , T_{n_y} e T_{n_z} são as componentes da tração que o nó n esta sujeito por conta do nó $n+1$, k é a constante de dissipação viscosa e m_n é a massa do elemento representado pelo nó n .

Vale notar todas as coordenadas dos nós tem como referencial a aeronave *tanker*. O primeiro nó, por estar fixo na aeronave, não apresenta nenhuma dinâmica em função das cargas mencionadas, então, no caso de simulações onde a aeronave *tanker* se mantém em voo reto nivelado, esse ponto permanecerá na sua posição inicial durante todo o período de simulação.

Existe a possibilidade de se acoplar essa dinâmica do primeiro nó com uma dinâmica

do avião. Dessa forma é possível simular o comportamento do sistema quando a aeronave faz uma manobra, como por exemplo, uma manobra de subida ou uma curva coordenada. Tal possibilidade não foi implementada por hora no modelo.

Outro ponto que vale ressaltar é que a implementação permite que a simulação ocorra tanto em um ambiente de escoamento uniforme, assim como permite que seja utilizado um modelo de esteira que perturbe o escoamento. Nas simulações realizadas as duas situações são abordadas.

Por último, foi feita a implementação de uma lógica que permite o acoplamento do cesto com a sonda de uma aeronave *receiver*. A função dinâmica recebe a posição da sonda e caso a distância entre a sonda e o cesto seja menor do que um valor especificado é considerado que ocorre o acoplamento. Para as simulações realizadas, o valor especificado foi de vinte centímetros.

Quando há o acoplamento a equação do nó que representa o cesto deixa de ser a Equação (2.17) e a sua dinâmica é simplesmente considerar que agora a velocidade do cesto é a mesma da velocidade da sonda da aeronave *receiver*:

$$\begin{cases} \dot{x}_N &= \dot{x}_{probe} \\ \dot{y}_N &= \dot{y}_{probe} \\ \dot{z}_N &= \dot{z}_{probe} \end{cases} \quad (2.18)$$

onde x_{probe} , y_{probe} e z_{probe} são as coordenadas da sonda.

A velocidade da sonda é estimada a partir dos valores de posição da sonda recebidos pelo modelo. No caso de acoplamento, a velocidade do cesto é dado pela equação (2.18).

O cálculo da aceleração do cesto torna-se indiferente para os futuros cálculos do modelo, e portanto, não há a necessidade de se alterar esse valor. Ele simplesmente não afetará os futuros cálculos do modelo.

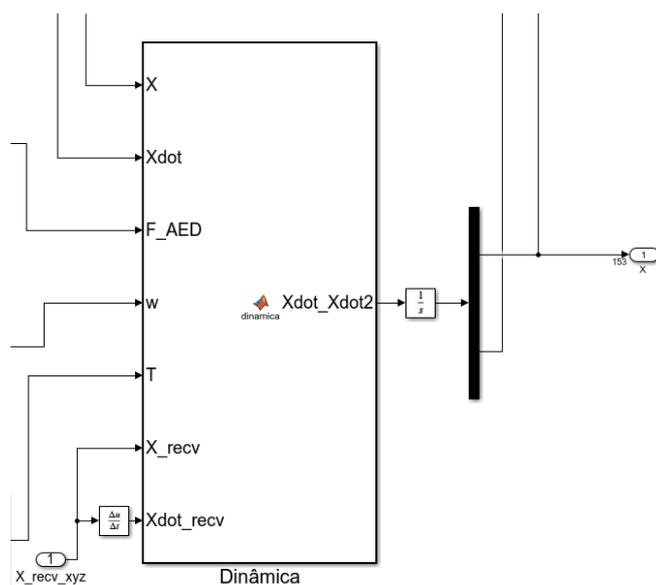


FIGURA 2.17 – Modelo em SIMULINK® da Dinâmica.

Em SIMULINK® a implementação da Dinâmica pode ser observada na Figura 2.17. O modelo SIMULINK® completo consta no Apêndice deste trabalho na Figura A.1.

3 Simulações e Resultados

Neste capítulo são apresentadas as diferentes simulações realizadas com o modelo proposto. Essas simulações tem como propósito verificar a validade do modelo. Essa verificação é feita após o confronto entre os resultados obtidos nessas simulações, os dados de referência e os comportamentos esperados do sistema para alguns tipos de entrada.

Na Seção 3.1 é apresentado o resultado da otimização que determinou o valor dos parâmetros livres do modelo. Na Seção 3.2 é apresentado o resultado de uma simulação com a mangueira partindo da vertical.

Durante a Seção 3.3 são apresentadas duas simulações de acoplamento, uma considerando o sistema de controle de distúrbio e a outra sem. É apresentado na Seção 3.4 a influência do modelo de esteira na dinâmica da mangueira.

Por último, na Seção 3.5 é apresentado um exemplo de integração do modelo com o *software* X-Plane 11 e são abordados aspectos sobre a implementação do modelo de mangueira em um simulador com diferentes modelos já implementados.

3.1 Obtenção dos parâmetros de ajuste

Como mencionado na Seção 2.1, os parâmetros w_{ajuste} , C_f , C_p e C_c do modelo foram obtidos via otimização. Eles são, respectivamente, a força peso de cada nó, o coeficiente de força aerodinâmica por conta da fricção, o coeficiente de força aerodinâmica por conta da pressão e o coeficiente de força aerodinâmica do cesto.

Essa otimização foi feita variando os valores dos parâmetros de ajuste e obtendo a posição de equilíbrio da mangueira em cada uma dessas configurações, as posições dos nós da mangueira foram então comparadas com as posições de referência, fornecidas pelo fabricante da mangueira, para aquele regime de operação.

A otimização tem por objetivo minimizar a função de desempenho

$$D = \sum_{n=1}^N (x_n - x_{ref})^2 + (y_n - y_{ref})^2 + (z_n - z_{ref})^2 \quad (3.1)$$

onde x_n , y_n e z_n são as posições do nó n do modelo e x_{ref} , y_{ref} e z_{ref} as coordenadas dos dados históricos de referência equivalentes a posição do nó n .

No modelo, a unidade das velocidades envolvidas é *KEAS*. *Knots Equivalent Air Speed* é a velocidade em nós na qual a pressão dinâmica gerada pelo escoamento de ar em uma altitude qualquer é equivalente a pressão dinâmica gerada por essa velocidade ao nível do mar. Uma aeronave estar voando a $V = 120$ *KEAS* equivale a dizer que a pressão dinâmica do escoamento de ar sobre essa aeronave é a mesma que essa aeronave sofreria caso estivesse voando ao nível do mar com velocidade $V_0 = 120$ nós.

Para o caso de interesse, a otimização foi realizada na condição de voo da aeronave de $V = 120$ *KEAS* com um escoamento uniforme do vento. Esse escoamento deve ser uniforme pois foi assim que os dados de referência foram obtidos.

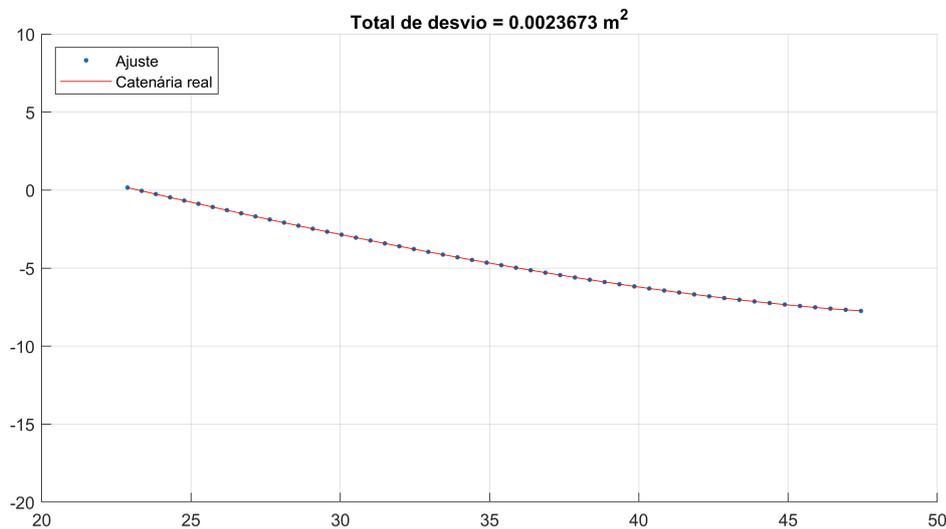


FIGURA 3.1 – Otimização para a condição $V = 120$ *KEAS*.

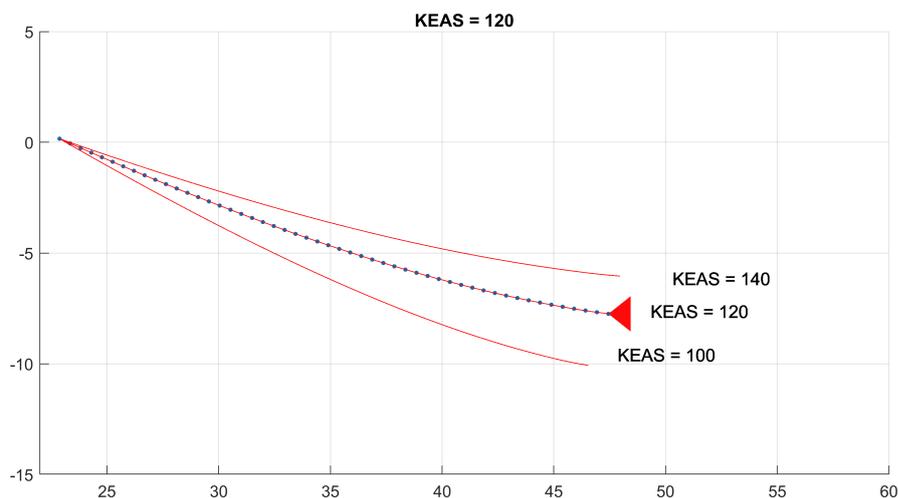
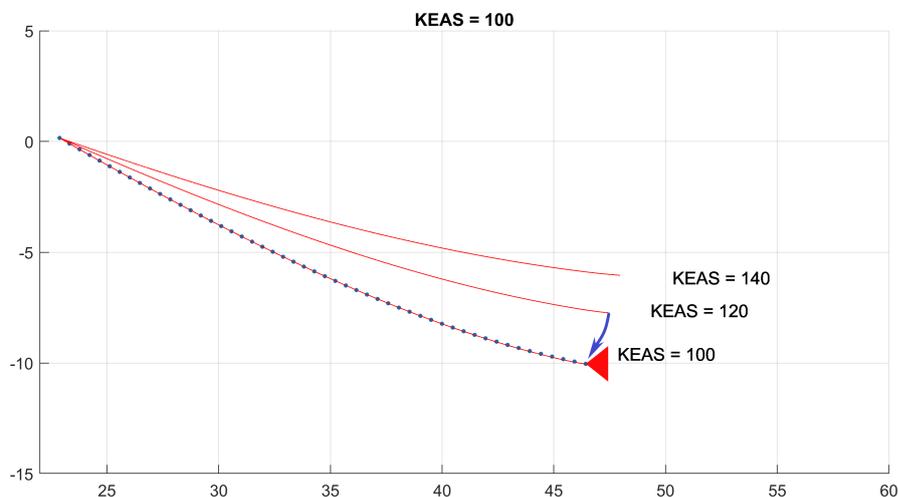
Na Figura 3.1 é possível observar o resultado da otimização proposta. Com a otimização, o modelo foi capaz de ajustar os diferentes comportamentos das cargas que levam à geometria da catenária. Esse é um indicativo da validade do modelo para a condição de $V = 120$ *KEAS*.

TABELA 3.1 – Valores dos parâmetros obtidos durante a otimização.

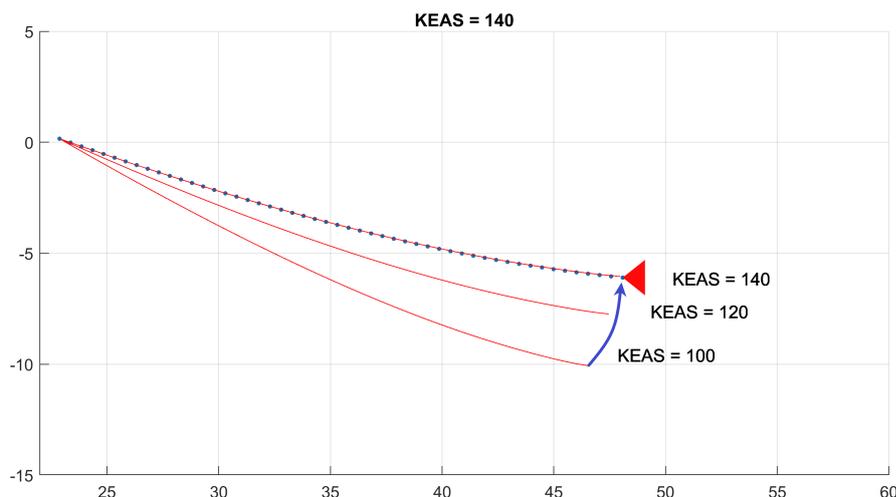
Parâmetro	Valor	Unidade
C_f	$0,932477475109 \times 10^{-3}$	$(N \cdot s^2) / m^2$
C_p	$22,620474944286 \times 10^{-3}$	$(N \cdot s^2) / m^2$
C_c	$540,726965026652 \times 10^{-3}$	$(N \cdot s^2) / m^2$

Para testar a validade do modelo em um escopo mais amplo, foi realizada uma simulação na qual são utilizados os valores dos parâmetros obtidos na otimização de $V = 120$ *KEAS* mas no qual se altera a velocidade do escoamento uniforme primeiro para $V = 100$

KEAS e posteriormente para $V = 140$ *KEAS*. Nessas duas novas condições também temos os valores de referência das catenárias e portanto é possível comparar as posições obtidas pelo modelo com as posições fornecidas pelo fabricante. Nas Figuras 3.2, 3.3 e 3.4 vemos os resultados das posições finais do modelo após a estabilização respectivamente nas condições de $V = 120$ *KEAS*, $V = 100$ *KEAS* e $V = 140$ *KEAS*.

FIGURA 3.2 – Estabilização na condição $V = 120$ *KEAS*.FIGURA 3.3 – Estabilização na condição $V = 100$ *KEAS*.

O resultado dessa simulação é: mesmo sem realizar uma nova otimização para as condições de $V = 100$ *KEAS* e $V = 140$ *KEAS* os parâmetros obtidos para $V = 120$ *KEAS* foram capazes de ajustar de forma satisfatória as demais condições. Esse resultado indica a robustez do modelo proposto e que as premissas adotadas durante a modelagem fazem com que tenhamos uma boa representação do sistema real.

FIGURA 3.4 – Estabilização na condição $V = 140$ KEAS.

3.2 Simulação de Equilíbrio

Nesta seção serão demonstrados os resultados de uma simulação com a mangueira partindo de uma posição vertical até atingir a posição de equilíbrio. Essa simulação, como todas as demais, foi realizada com na velocidade $V = 120$ KEAS.

Na Figura 3.5, observa-se que, partindo de uma posição afastada do equilíbrio, o modelo faz com que durante a simulação a mangueira tenha uma tendência de se estabilizar novamente na posição de equilíbrio.

A velocidade dessa estabilização depende da constante de dissipação de atrito viscoso escolhida. O valor dessa constante também afeta o comportamento da resposta, valores muito altos farão com que a dinâmica seja mais amortecida e valores mais baixos farão com que seja menos.

Como já mencionado esse valor foi escolhido de forma arbitrária de forma que a qualidade da resposta fosse similar a de um sistema real.

O intuito dessa primeira simulação é verificar o comportamento do modelo para condições iniciais afastadas do equilíbrio. Verificar se não há a ocorrência de divergências numéricas, verificar se há uma convergência da resposta da mangueira para a posição de equilíbrio partindo de uma posição inicial afastada e verificar se a resposta obtida adota um comportamento esperado por esse tipo de sistema.

O modelo converge para a posição de equilíbrio, mesmo partindo de diferentes condições iniciais afastadas desse ponto de equilíbrio. E não houve a ocorrência de instabilidades numéricas em nenhuma das simulações realizadas.

Dessa forma, conclui-se que os resultados obtidos, para todos os aspectos testados

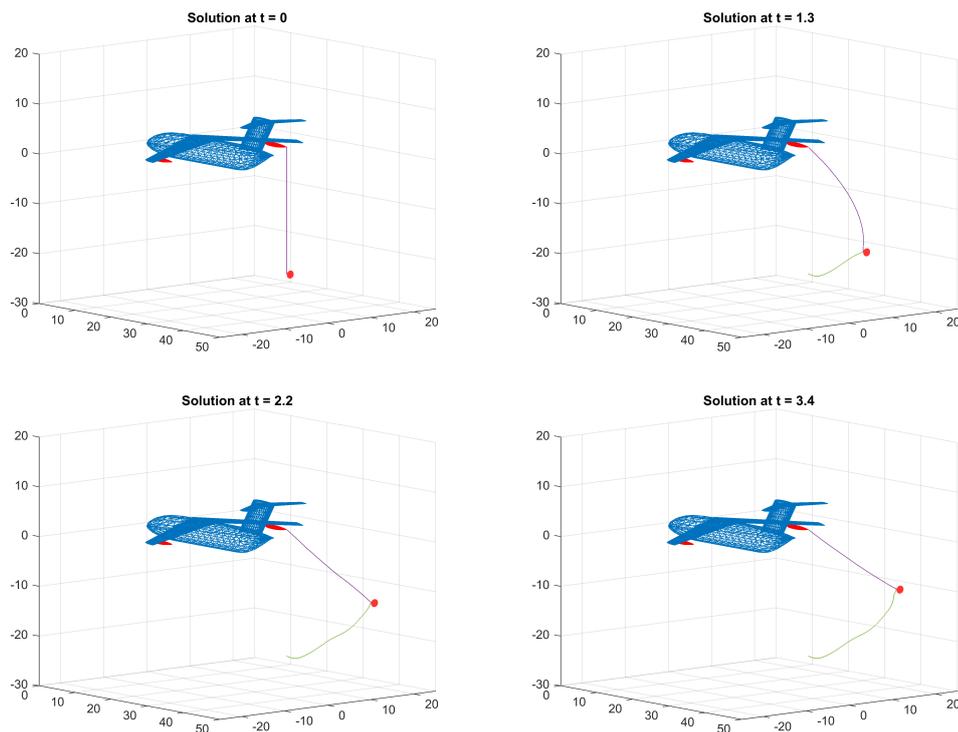


FIGURA 3.5 – Simulação partindo da posição inicial de cabo na vertical, em verde o caminho percorrido pelo cesto até atingir o equilíbrio.

nessa simulação, foram satisfatórios.

3.3 Simulação de acoplamento

Uma questão que é importante durante operações de reabastecimento em voo é o acoplamento da aeronave *receiver* com o cesto. Nessa simulação, o sistema está em equilíbrio até o instante $t = 8s$, nesse instante há o acoplamento do cesto com a aeronave *receiver*.

Para a simulação consideramos que, após o acoplamento, o cesto terá uma velocidade prescrita, que é a velocidade da aeronave *receiver*. Nessa simulação consideramos que a velocidade do cesto após o acoplamento foi uma senoide. Primeiramente a velocidade de aproximação é máxima e gradativamente essa velocidade começa a diminuir até que a aeronave *receiver* passa a se afastar da aeronave *tanker* até finalmente retornar a posição inicial do cesto após 3 segundos. Após o instante $t = 11s$ temos uma velocidade nula para o cesto.

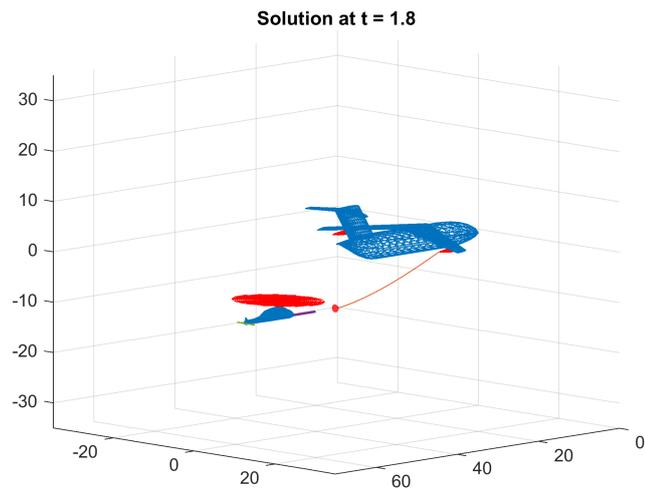


FIGURA 3.6 – Simulação de acoplamento.

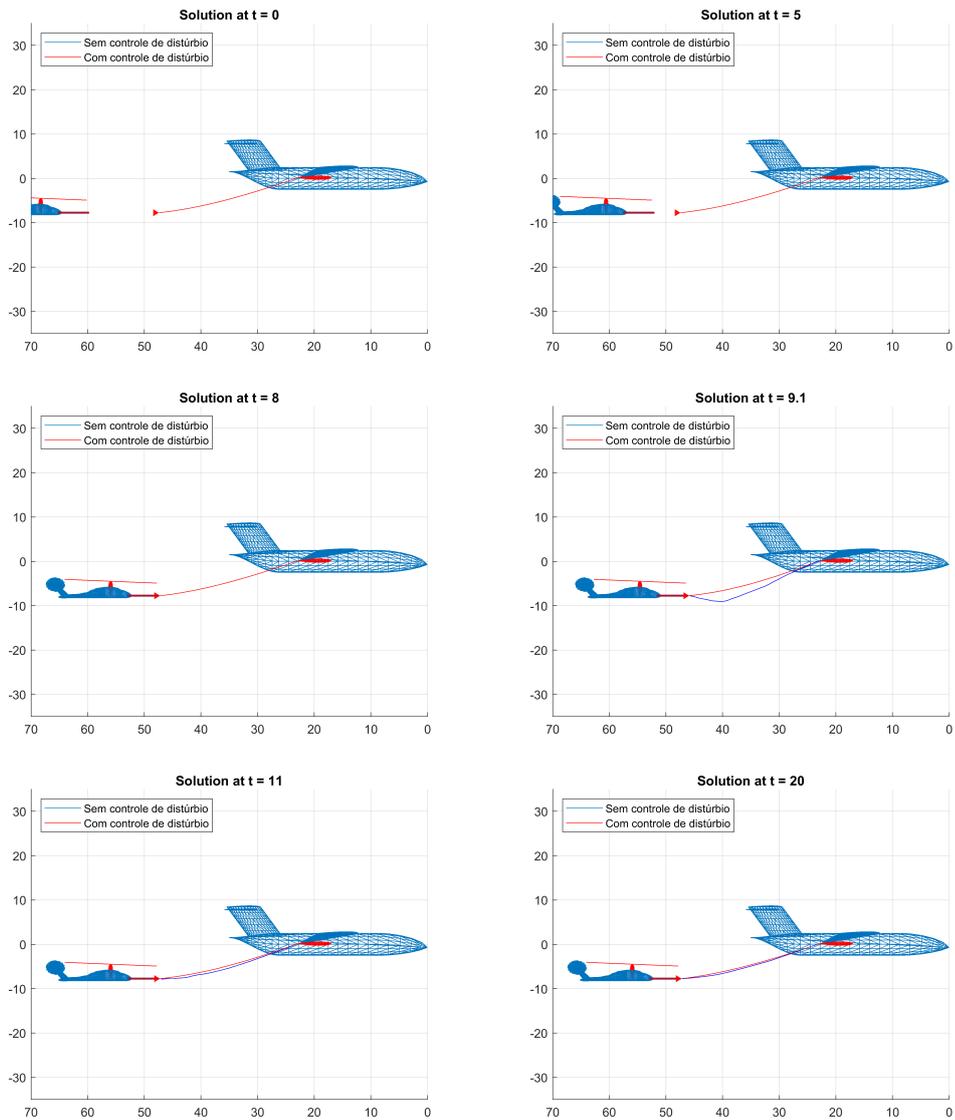


FIGURA 3.7 – Simulação de acoplamento do cesto e aeronave *receiver*.

O intuito dessa simulação é demonstrar a perturbação no cabo devido essa dinâmica de acoplamento quando não temos um modelo de controle de distúrbio implementado e com a implementação desse controle.

Na Figura 3.7 é demonstrado que esse acoplamento gera um pulso no cabo, quanto maior for a velocidade de aproximação inicial, maior será o pulso e maiores serão as perturbações geradas no cabo durante a simulação. A intensidade desse pulso gerado é relevante para a operação por conta do aumento da tração no cabo devido essas perturbações. Grandes aumentos de tração podem levar a um eventual rompimento do cabo o que claramente é um efeito indesejado.

É possível notar na Figura 3.7 que a inclusão do controle de distúrbio diminui o efeito de chicote da mangueira, mesmo considerando que a lei de controle ainda pode ser aprimorada.

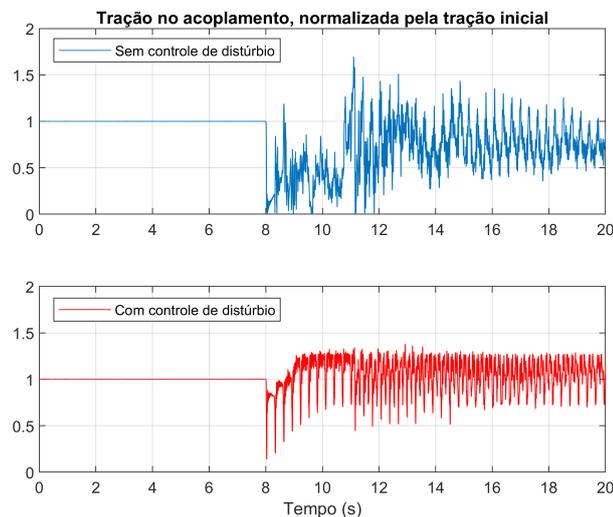


FIGURA 3.8 – Valores máximos de tração no cabo normalizados pela tração máxima inicial.

Na Figura 3.8, é possível notar que, a ocorrência do pulso para o caso simulado faz com que haja em um determinado momento uma tração no cabo 70 % maior que a tração máxima inicial. A perturbação gerada pela aeronave *receiver* durante o acoplamento é um fator crucial para a realização da operação e o mecanismo de controle de distúrbios é uma parte importante desse sistema. A inclusão do controle além de reduzir as oscilações na mangueira também pode diminuir os valores de tração na mesma, no caso simulado a tração máxima obtida, quando há o controle, foi aproximadamente 38% maior que a tração máxima inicial somente.

3.4 Efeitos da esteira

Durante todas as simulações anteriores, foi considerado um escoamento uniforme do vento. Porém, pela formulação feita, é possível considerar efeitos locais do vento em cada uma das regiões do modelo.

Para essa simulação foi utilizado um modelo de esteira que perturba o escoamento uniforme. Esse modelo é invariante no tempo, havendo mudanças dos vetores velocidade somente em função da posição em relação a aeronave. Algumas vistas do sistema com o modelo de esteira atuando pode ser visto na Figura 3.9. Essa imagem retrata o sistema na posição de equilíbrio sem considerar os efeitos de esteira.

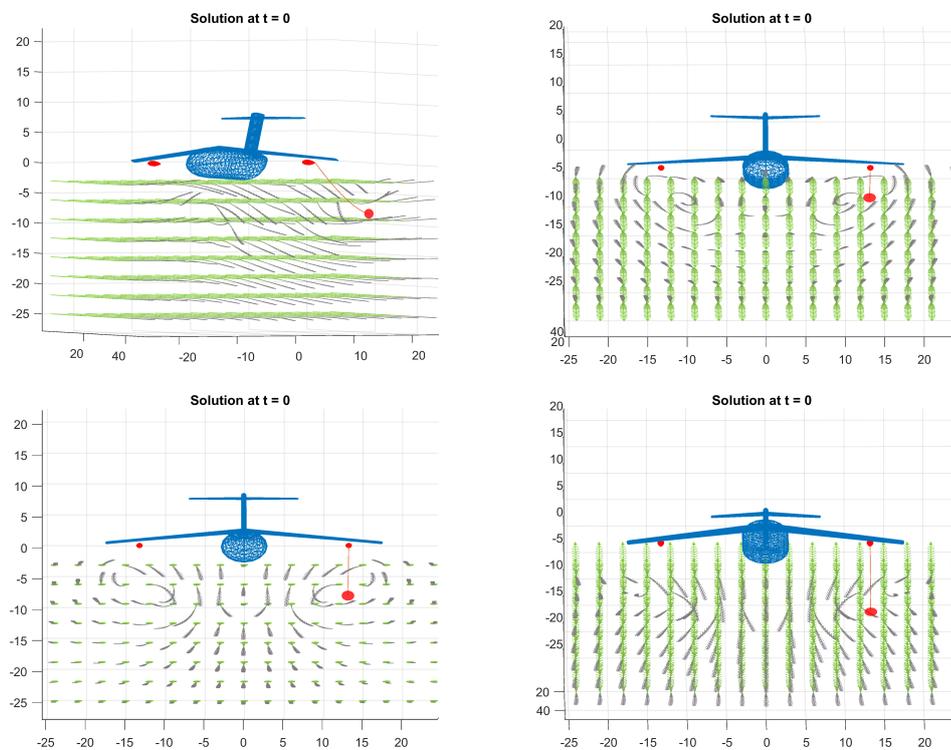


FIGURA 3.9 – Vistas do modelo de esteira.

Observando o comportamento da esteira ao redor do cabo no instante inicial $t = 0$ s é esperado que com a consideração do modelo de esteira o cabo se desloque na direção *outboard*. Esse é o comportamento que ocorre em voo na prática e também é o comportamento possível de se observar durante a simulação. Esse comportamento pode ser observado na Figura 3.10.

O interessante da inclusão do modelo de esteira é a possibilidade de adicionar um efeito relevante da dinâmica do mangueira ao modelo, a desvantagem é que o custo computacional aumenta de forma severa por conta do algoritmo que interpola as perturbações no campo de velocidades.

Por conta da variação espacial do campo de velocidades, não ocorre uma estabilização

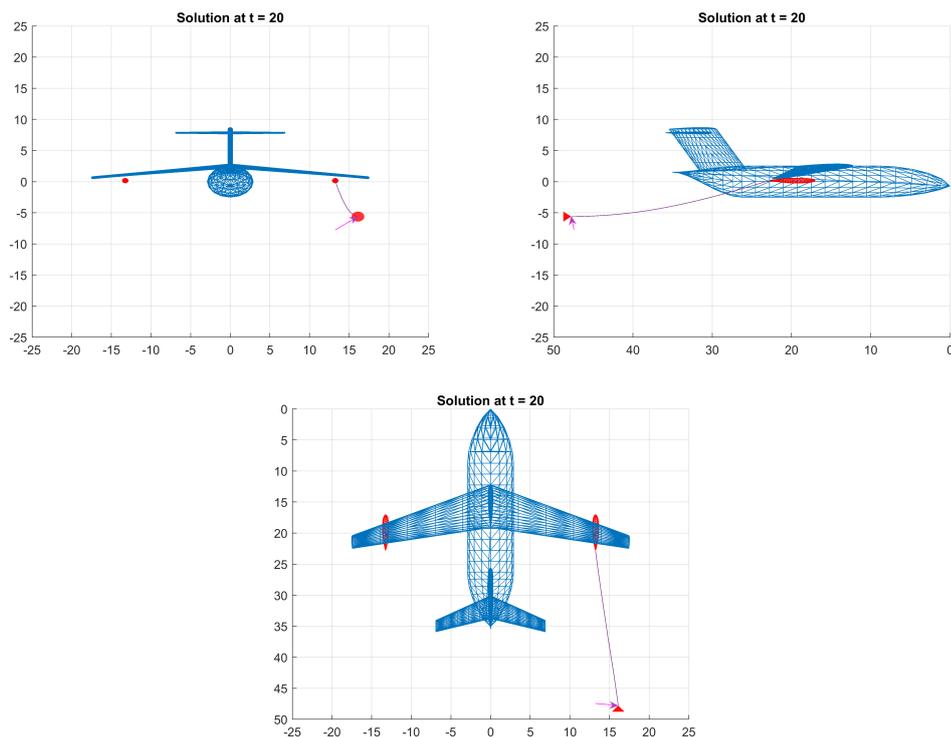


FIGURA 3.10 – Deslocamento do cesto por conta dos efeitos de esteira.

do cabo em uma posição fixa, diferentemente do que é possível se observar quando há um escoamento uniforme. Com o modelo de esteira o que se observa são alguns movimentos oscilatório do cesto e do cabo.

3.5 Integração com X-Plane

É possível realizar uma integração do modelo com *softwares* de simulação aérea, um dos *softwares* disponíveis para tal é o X-Plane 11.



FIGURA 3.11 – Implementação do modelo em X-Plane 11.

O *software* X-Plane 11 possui ferramentas para desenvolvedores, que permitem a customização da execução do programa. Por exemplo, ele permite que um *software* externo comande algumas das suas execuções internas. Isso é conveniente para o desenvolvimento

de modelos próprios de dinâmicas de aeronaves, e para o caso específico deste trabalho, para a implementação de um modelo de mangueira.

Para realizar essa integração entre o modelo de mangueira e o X-Plane 11 é necessário receber a posição e atitude da aeronave *tanker*. Com esses valores, deve-se converter do sistema de coordenadas local do modelo para o sistema de coordenadas composto por latitude, longitude e altitude.

Essa mudança de coordenadas é feita considerando-se o modelo matemático de terra WGS84, um modelo amplamente utilizado em diferentes aplicações e que é o modelo utilizado internamente pelo X-Plane 11.

A solução adotada para integração, consistiu em criar diferentes elementos gráficos para representar as seções de mangueira e o cesto. O X-Plane interpreta esses elementos gráficos como aeronaves, e portanto é possível controlá-los externamente, utilizando ferramentas de desenvolvedor.

Há uma limitação de quantidade de aeronaves que o X-Plane consegue controlar simultaneamente. Por conta disso, para a utilização do modelo no X-Plane não foram utilizadas as mesmas 50 seções utilizadas na implementação do modelo em SIMULINK®.

A solução adotada nesse caso foi: realizar o cálculo do modelo de mangueira com todos os 51 nós e, posteriormente, utilizar somente alguns desses nós para alimentar a saída para o X-Plane.

Como já mencionado na Seção 1.1, uma das finalidades do desenvolvimento do modelo é a sua integração ao simulador de voo do IPEV. Este é um simulador que apresenta uma estrutura complexa, na qual diferentes sistemas estabelecem comunicações entre si. Portanto, existem parâmetros de funcionamento desse sistema que não devem ser alterados, para não haver problema de interface entre os diversos componentes.

A integração do modelo de mangueira ao simulador do IPEV apresentou alguns desafios, advindos justamente dessa necessidade do modelo de mangueira atender aos requisitos de funcionamento do simulador.

Algumas rotinas passaram por leves adaptações de estrutura, para que o modelo pudesse funcionar de forma adequada na arquitetura desse simulador. No momento de escrita desse trabalho, a maior parte das funcionalidades do modelo já foram integradas ao simulador do IPEV, restando apenas: a implementação de alguns recursos e uma otimização de desempenho do modelo.

4 Conclusões

Neste trabalho foi estudada a modelagem de um sistema dinâmico de um sistema de reabastecimento em voo, composto por um cabo flexível com um pequeno paraquedas, este último aqui denominado cesto.

Durante esse trabalho foram discutidas as premissas, considerações e hipóteses feitas para que se chegasse ao equacionamento de cada uma das cargas que o sistema está sujeito e assim obter a equação dinâmica do movimento.

Foi possível observar que o modelo proposto consegue representar estaticamente as posições de equilíbrio da mangueira em diferentes regimes de voo. Isso corrobora com a validação do modelo uma vez que, após o ajuste de parâmetros em somente uma condição de voo, fez com que nas simulações das diferentes condições de voo os resultados obtidos para o modelo proposto também fossem bons ajustes dessas condições.

Outra teste realizado foi se o modelo era capaz de atingir a posição de equilíbrio partindo de uma posição afastada desse equilíbrio. Nessa simulação foi possível verificar que o modelo também apresenta estabilidade dinâmica quando sujeito a acelerações e velocidades da condição de partida vertical do cabo.

Pelo modelo também é possível simular a dinâmica de acoplamento de uma aeronave *receiver* no cesto e verificar como a velocidade relativa após esse acoplamento afeta as cargas de tração no cabo e verificar o efeito de um sistema de controle de distúrbios, seus impactos práticos na oscilação e tração na mangueira.

Outro efeito relevante e de caráter prático que foi simulado foi o efeito da esteira gerada pela aeronave *tanker* na dinâmica do cabo. Foi possível observar o afastamento lateral da mangueira em relação a aeronave *tanker* tal como ocorre em sistemas reais. Outro resultado interessante é que nessa nova condição a mangueira não atinge uma posição de equilíbrio, ela permanece com oscilações tanto no cesto como no cabo.

Concluindo, o modelo proposto foi capaz de representar o cabo em diferentes posições de equilíbrio e simular diferentes regimes de operação, apresentando resultados próximos ou congruentes com os comportamentos reais do sistema físico, dessa forma a conclusão é que esse é um modelo representativo do sistema físico, dentro do escopo apresentado

nesse trabalho.

Com o modelo atual já foi possível realizar algumas análises com resultados satisfatórios, entretanto ainda há futuros desenvolvimentos que podem ser realizados para o aperfeiçoamento do modelo, dentre eles o autor destaca:

1. Inclusão da dinâmica da aeronave *tanker*;
2. Efeito da perturbação do escoamento, gerado pela aeronave *receiver*; e
3. Aprimoramento da lei de controle de distúrbios.

A inclusão da dinâmica da aeronave *tanker* permitiria que fosse verificado o efeito das manobras na mangueira, além disso seria possível verificar o efeitos das perturbações da mangueira na dinâmica da aeronave *tanker* e vice-versa. Para tal desenvolvimento seria necessário considerar o posicionamento da mangueira na aeronave *tanker* em relação ao CG e considerar os efeitos na esteira advindos da movimentação da aeronave.

Outro efeito não modelado e que pode ser significativo é o efeito da perturbação do escoamento, causado pela aeronave *receiver*, na mangueira. A perturbação, por parte dessa aeronave, também pode afetar significativamente o comportamento do sistema.

A lei de controle realizada nesse trabalho foi pouco rebuscada, uma vez que esse não era o foco principal do trabalho. Uma lei de controle mais completa deveria verificar as diferentes faixas de operação do sistema, os atuadores e sensores envolvidos nesse controle e as frequências envolvidas para que possamos ter um sistema de controle efetivo e robusto. O intuito da lei de controle apresentada neste trabalho era somente demonstrar os benefícios desse tipo de mecanismo.

Os desenvolvimentos sugeridos tem como propósito final aperfeiçoar o modelo e com isso torná-lo mais representativo do sistema real. Para que a partir disso, seja possível realizar estudos e simulações com o mesmo.

O modelo foi capaz de ser integrado a um simulador de voo com um estrutura complexa, assim como o existente no IPEV. Algumas adaptações foram necessárias para que essa integração fosse feita, mas isso não afetou a precisão do modelo. Da mesma forma, não houve mudanças sensíveis no desempenho do modelo por conta das adaptações realizadas.

Referências

ANDERSON, J. D. **Fundamentals of Aerodynamics**. 5. ed. New York: McGraw-Hill, 2011.

FORÇA AÉREA BRASILEIRA. **Reabastecimento em voo**. 2018. Disponível em: <https://agenciabrasil.ebc.com.br/geral/noticia/2018-12/brasil-tera-primeiro-helicoptero-da-america-do-sul-reabastecido-em-voo>. Acesso em: 20 jul. 2022.

FORÇA AÉREA BRASILEIRA. **Aproximação para acoplamento**. 2020. Disponível em: <https://www.fab.mil.br/noticias/mostra/36561/OPERACIONAL-FAB-conclui-campanha-de-reabastecimento-em-voo-de-helicopteros>. Acesso em: 29 jul. 2022.

HALL, J. T. **Modeling and Analysis of a Maneuvering Aircraft and Cable Towed Body with Wake Effects**. 2010. 104 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeronáutica e Astronáutica) — Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, 2010.

RO, K.; KAMMAN, J. W. Modeling and simulation of hose-paradrogue aerial refueling systems. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 33, n. 1, p. 53–63, 2010. Disponível em: <https://doi.org/10.2514/1.45482>.

WANG, H.; DONG, X.; XUE, J.; LIU, J. Dynamic modeling of a hose-drogue aerial refueling system and integral sliding mode backstepping control for the hose whipping phenomenon. **Chinese Journal of Aeronautics**, v. 27, n. 4, p. 930–946, 2014. Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2014.06.010>.

ZHU, Z.; MEGUID, S. Modeling and simulation of aerial refueling by finite element method. **International Journal of Solids and Structures**, v. 44, n. 24, p. 8057–8073, dez 2007.

Apêndice A - Simulações e Modelo Simulink

Nesta seção são apresentados os links para as animações das simulações apresentadas no trabalho e o modelo SIMULINK[®].

Links para os vídeos das simulações:

- Otimização de parâmetros: <https://youtu.be/x46ydSawQJI>
- Teste do ajuste em diferentes condições: <https://youtu.be/1faFi7rD1CU>
- Simulação de equilíbrio: <https://youtu.be/OFc3vSdRSQQ>
- Acoplamento com a mangueira: <https://youtu.be/DzMF2LCdCec>
- Modelo de esteira: <https://youtu.be/9WpfQleSen8>
- Modelo de esteira - Vista traseira: <https://youtu.be/Hca87bGpKRU>
- Modelo de esteira - Vista superior: https://youtu.be/_l9FOyhxo8k
- Modelo de esteira - Vista lateral: <https://youtu.be/Aaelvvl01Rw>
- Modelo de esteira - Vista geral: <https://youtu.be/Ta8oC6gHBq0>
- Efeito de esteira - Vista lateral: <https://youtu.be/B932Y-atwf4>
- Efeito de esteira - Vista traseira: <https://youtu.be/HZyvaYjVdoc>
- X-Plane 11 - sem controle de distúrbios: <https://youtu.be/1l20Ghqw7nY>
- X-Plane 11 - com controle de distúrbios: <https://youtu.be/NCQ7uHqOZiU>

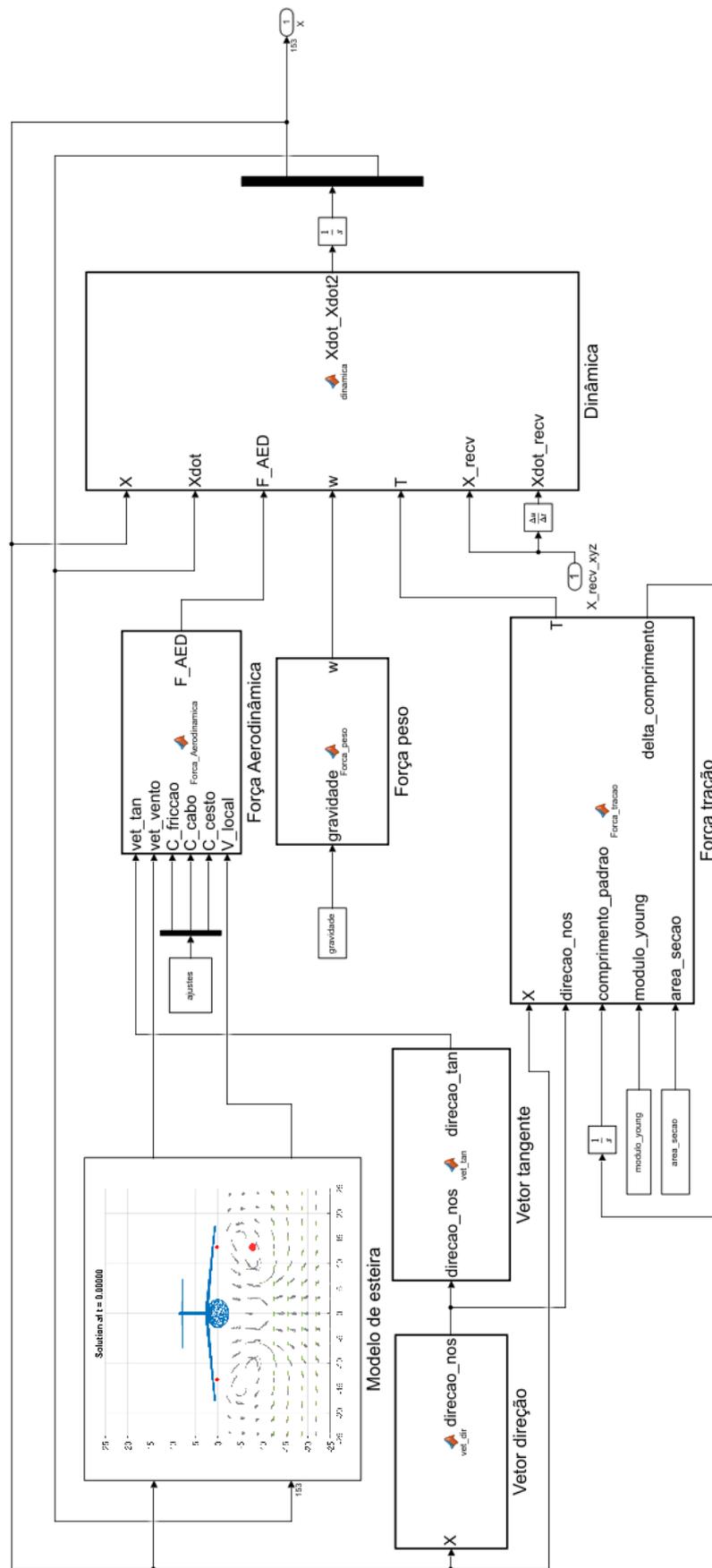


FIGURA A.1 – Modelo SIMULINK® completo.

FOLHA DE REGISTRO DO DOCUMENTO

1. CLASSIFICAÇÃO/TIPO TC	2. DATA 27 de outubro de 2022	3. DOCUMENTO Nº DCTA/ITA/TC-022/2022	4. Nº DE PÁGINAS 54
5. TÍTULO E SUBTÍTULO: Modelagem de mangueira flexível para simulação de reabastecimento em voo			
6. AUTOR(ES): Égon de Castro Couto			
7. INSTITUIÇÃO(ÕES)/ÓRGÃO(S) INTERNO(S)/DIVISÃO(ÕES): Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA			
8. PALAVRAS-CHAVE SUGERIDAS PELO AUTOR: Elementos concentrados; Simulação numérica; Modelagem de sistemas; Reabastecimento em voo.			
9. PALAVRAS-CHAVE RESULTANTES DE INDEXAÇÃO: Reabastecimento em voo; Mangueiras; Operações em voo; Simulação numérica; Otimização; Sistemas de Combustíveis; Engenharia Aeronáutica.			
10. APRESENTAÇÃO: <input checked="" type="checkbox"/> Nacional <input type="checkbox"/> Internacional ITA, São José dos Campos. Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica. Orientador: Prof. Dr. Flávio Luiz Cardoso Ribeiro. Coorientador: Prof. Dr. José Márcio Pereira Figueira. Publicado em: 2022.			
11. RESUMO: O reabastecimento em voo é um procedimento realizado com o intuito de aumentar o alcance e a autonomia de aeronaves, sem a necessidade de aterrissagem. Por ser uma operação complexa, a utilização de ferramentas de simulação é uma forma de treinamento que possibilita o aprimoramento dos pilotos, sem os riscos associados a essa manobra. Este trabalho tem como propósito desenvolver uma modelagem matemática para representar um sistema de reabastecimento em voo composto por uma mangueira flexível com um paraquedas em sua extremidade. Durante o desenvolvimento do trabalho, foi utilizado um método de elementos concentrados para a modelagem do problema. A partir dessa abordagem, foram definidos modelos para as cargas dinâmicas as quais o sistema está sujeito. A abordagem utilizada foi obter os parâmetros aerodinâmicos dessas cargas do modelo através de um ajuste de curvas. Foi utilizado um processo de otimização, no qual o objetivo era minimizar o desvio quadrático entre a resposta do modelo e os dados históricos dessa mangueira. Com os valores dos parâmetros já definidos, foram feitas simulações para a verificação do comportamento do modelo em diferentes condições. Foi observado que o ajuste de parâmetros foi capaz de representar outras condições de operação, as quais também se tinha dados históricos, de forma satisfatória. Das demais simulações realizadas, foram obtidos resultados que permitem, por enquanto, apenas uma análise qualitativa. Feita essa análise, é possível observar que os resultados obtidos através da simulação apresentam comportamentos qualitativamente condizentes. Por fim, foi realizada a integração do modelo a um de simulador de voo, sendo essa integração bem-sucedida.			
12. GRAU DE SIGILO: <input checked="" type="checkbox"/> OSTENSIVO <input type="checkbox"/> RESERVADO <input type="checkbox"/> SECRETO			