

Desenvolvimento de uma Ferramenta em Python para a Análise de Aeroelasticidade Estática em Aeronaves Flexíveis

João Paulo Monteiro Cruvinel da Costa

Orientador: Professor Doutor Roberto Gil Annes da Silva

Coorientador: Ms.C. Marcos Paulo Halal Lombardi



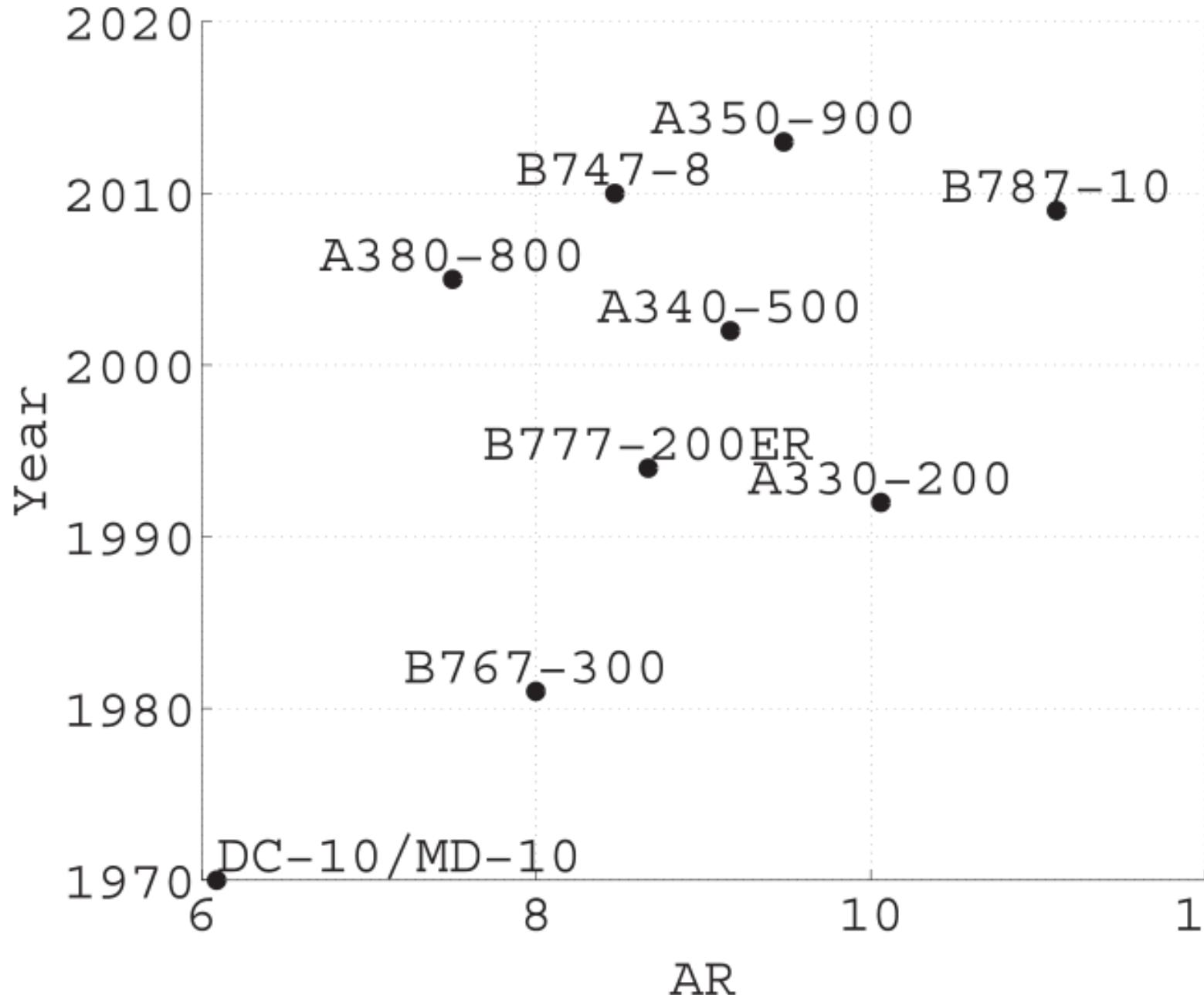
PEE
PROGRAMA DE
ESPECIALIZAÇÃO
EM ENGENHARIA

Sumário

- Motivação e Objetivos
- Fundamentação Teórica
 - Método de *Vortex Lattice*
 - Método de Elementos Finitos
- Metodologia
- Resultados
 - Validação – Asa Smith
 - Estudo de Caso – Aeronave HALE
- Conclusões Finais
- Sugestões de Trabalhos Futuros

Motivação e Objetivos

Motivação



Motivação



Motivação



Objetivos

- Desenvolver uma ferramenta que permita realizar a análise de cargas aerodinâmicas em aeronaves flexíveis que:

Objetivos

- Desenvolver uma ferramenta que permita realizar a análise de cargas aerodinâmicas em aeronaves flexíveis que:
 - Permita ao usuário a análise de uma gama diversa de geometrias

Objetivos

- Desenvolver uma ferramenta que permita realizar a análise de cargas aerodinâmicas em aeronaves flexíveis que:
 - Permita ao usuário a análise de uma gama diversa de geometrias
 - Permita ao usuário a reprodução da geometria de aeronaves já existentes com um grau adequado de fidelidade

Objetivos

- Desenvolver uma ferramenta que permita realizar a análise de cargas aerodinâmicas em aeronaves flexíveis que:
 - Permita ao usuário a análise de uma gama diversa de geometrias
 - Permita ao usuário a reprodução da geometria de aeronaves já existentes com um grau adequado de fidelidade
 - Forneça resultados cuja acuracidade seja adequada à etapa de projeto conceitual de aeronaves.

Objetivos

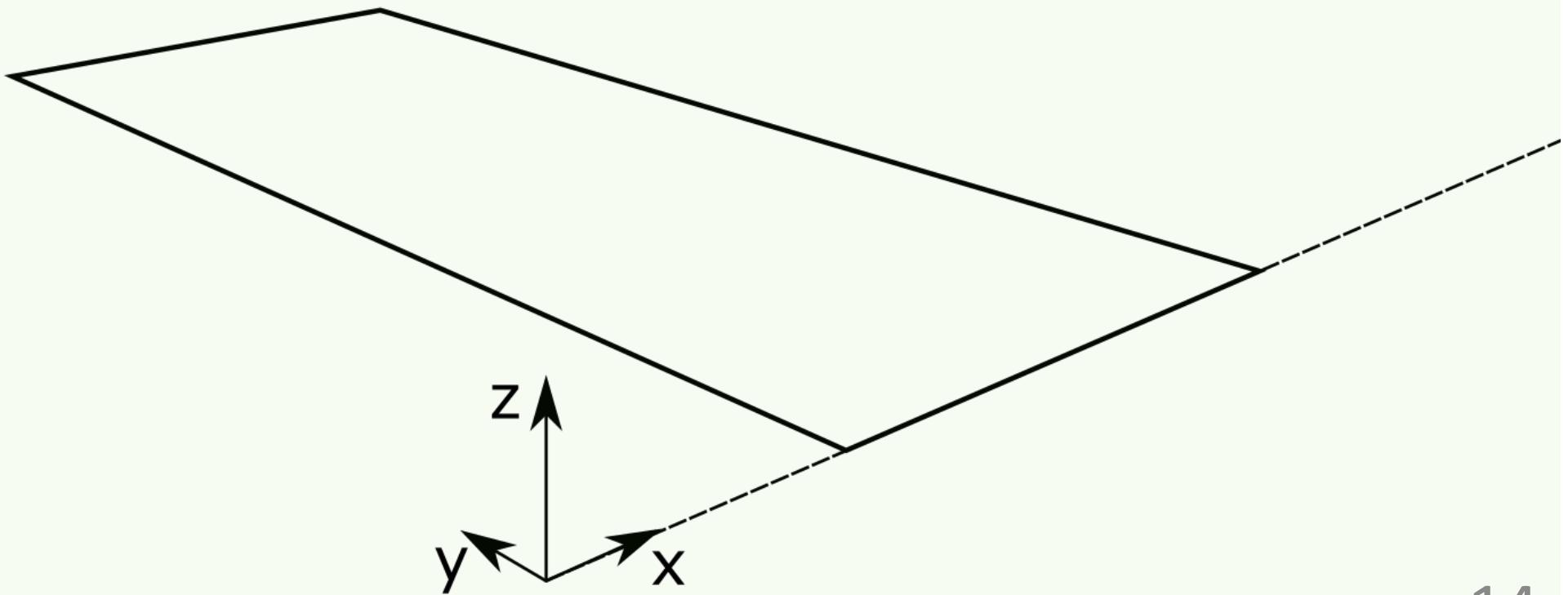
- Desenvolver uma ferramenta que permita realizar a análise de cargas aerodinâmicas em aeronaves flexíveis que:
 - Permita ao usuário a análise de uma gama diversa de geometrias
 - Permita ao usuário a reprodução da geometria de aeronaves já existentes com um grau adequado de fidelidade
 - Forneça resultados cuja acuracidade seja adequado à etapa de projeto conceitual de aeronaves.
 - Tenha um custo computacional baixo

Objetivos

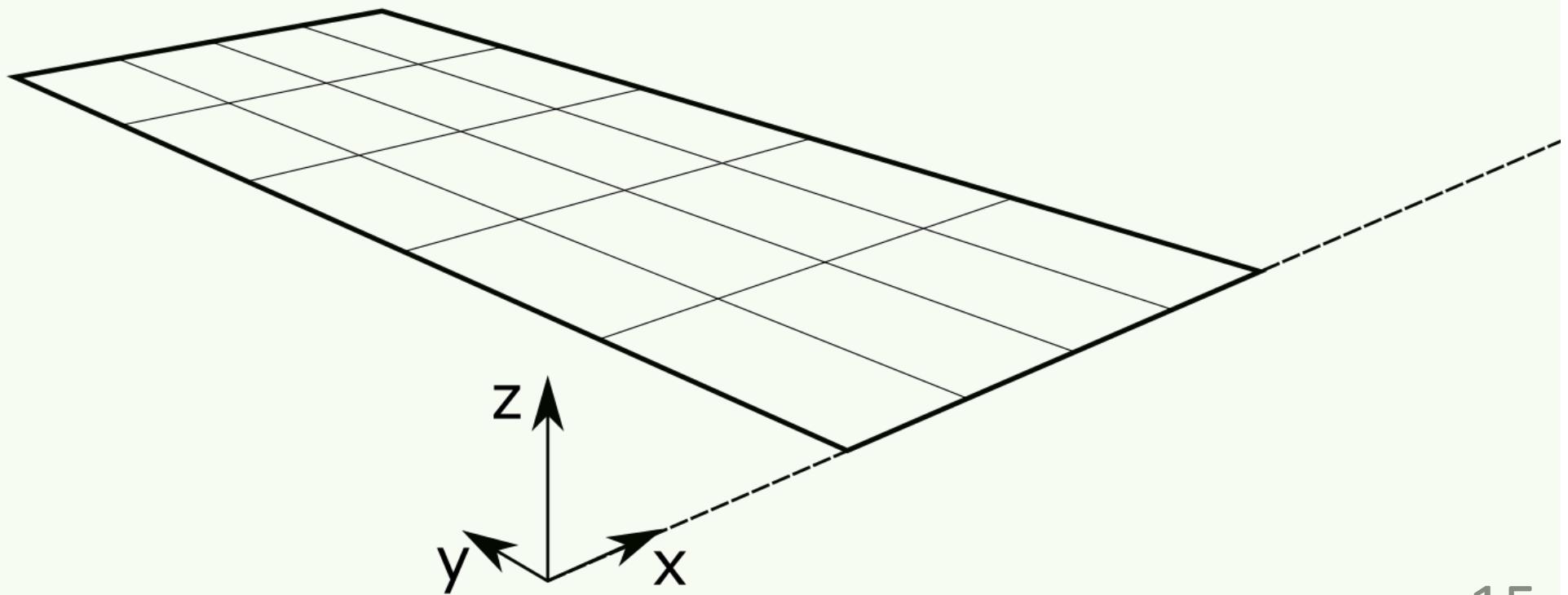
- Desenvolver uma ferramenta que permita realizar a análise de cargas aerodinâmicas em aeronaves flexíveis que:
 - Permita ao usuário a análise de uma gama diversa de geometrias
 - Permita ao usuário a reprodução da geometria de aeronaves já existentes com um grau adequado de fidelidade
 - Forneça resultados cuja acuracidade seja adequado à etapa de projeto conceitual de aeronaves.
 - Tenha um custo computacional baixo
 - Seja desenvolvida em uma linguagem de código aberto e tenha seu código fonte disponibilizado

Fundamentação Teórica

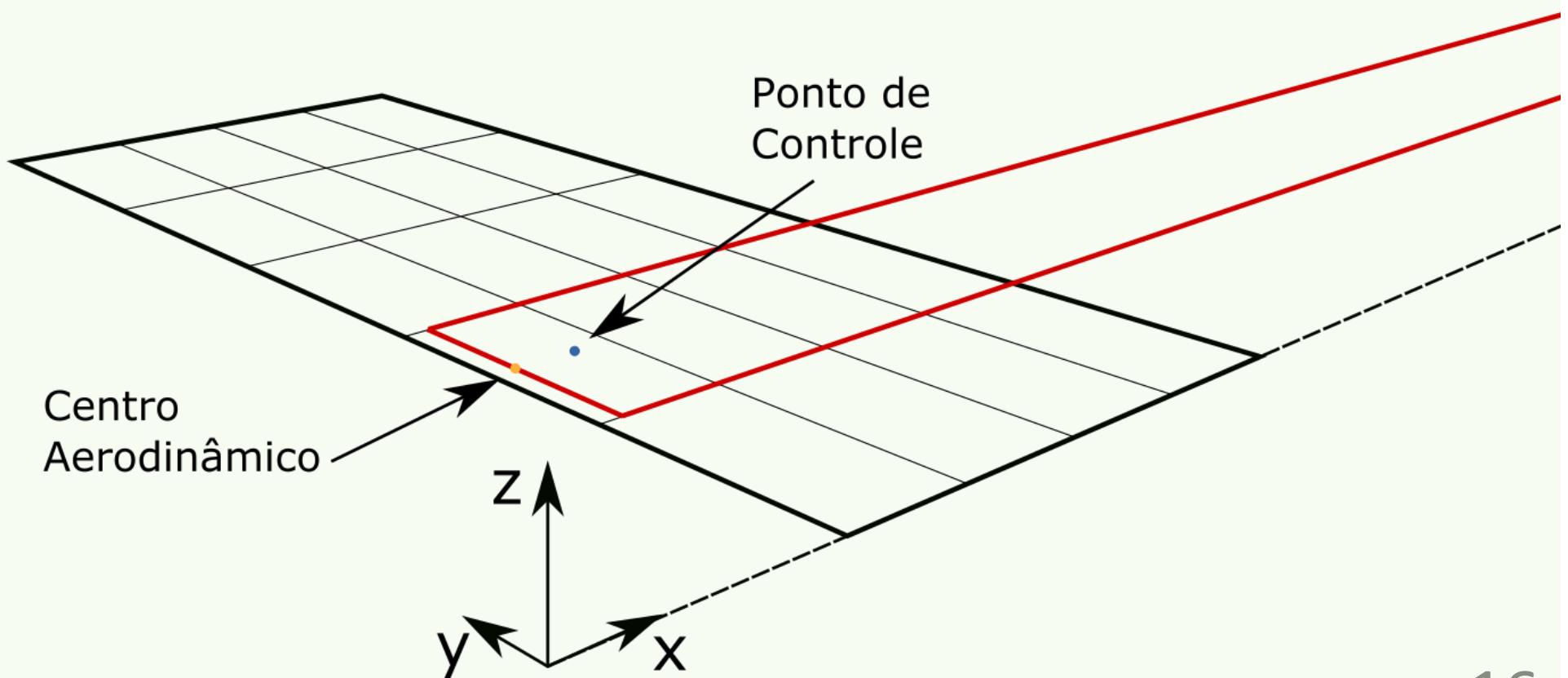
Método de Vortex Lattice



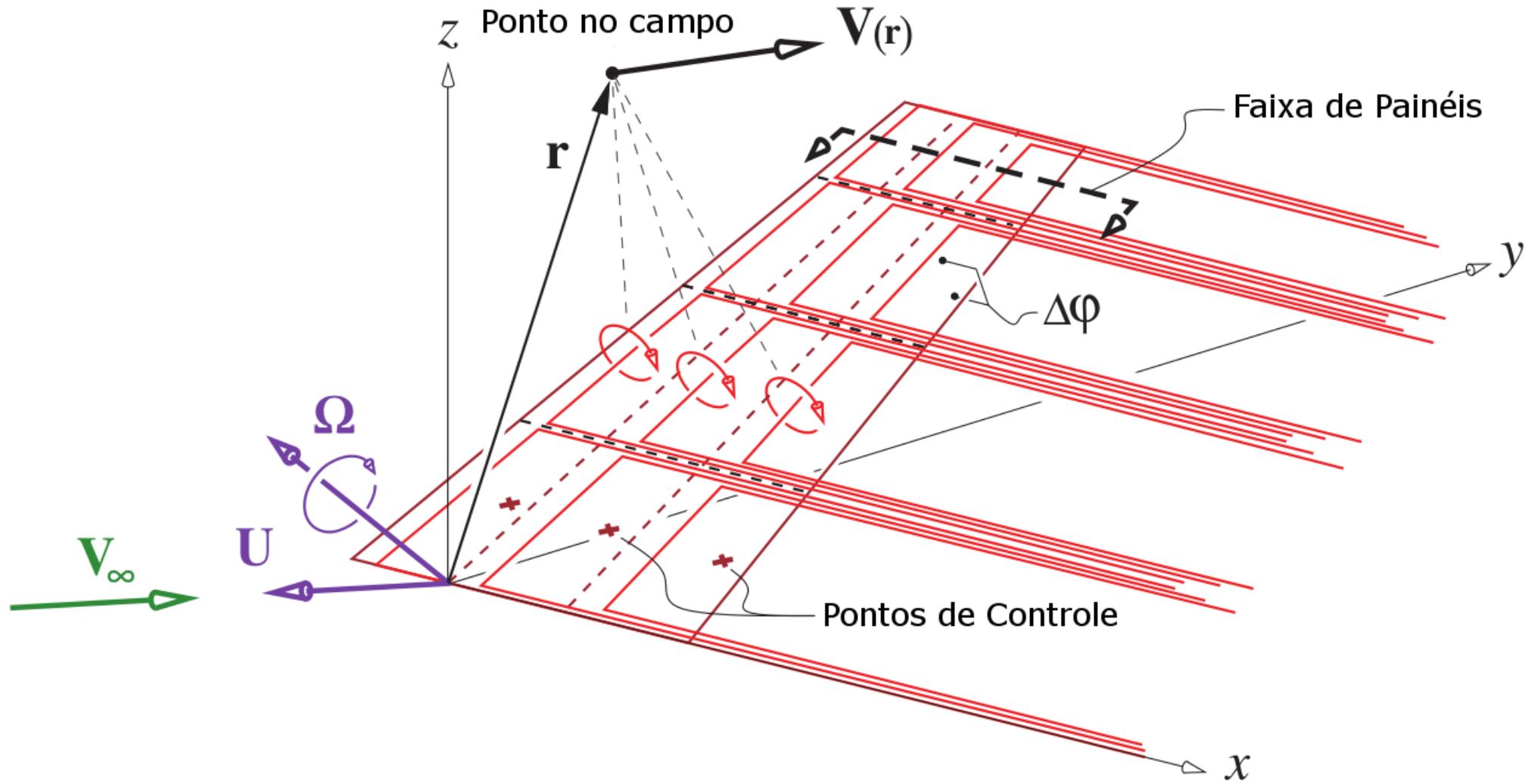
Método de Vortex Lattice



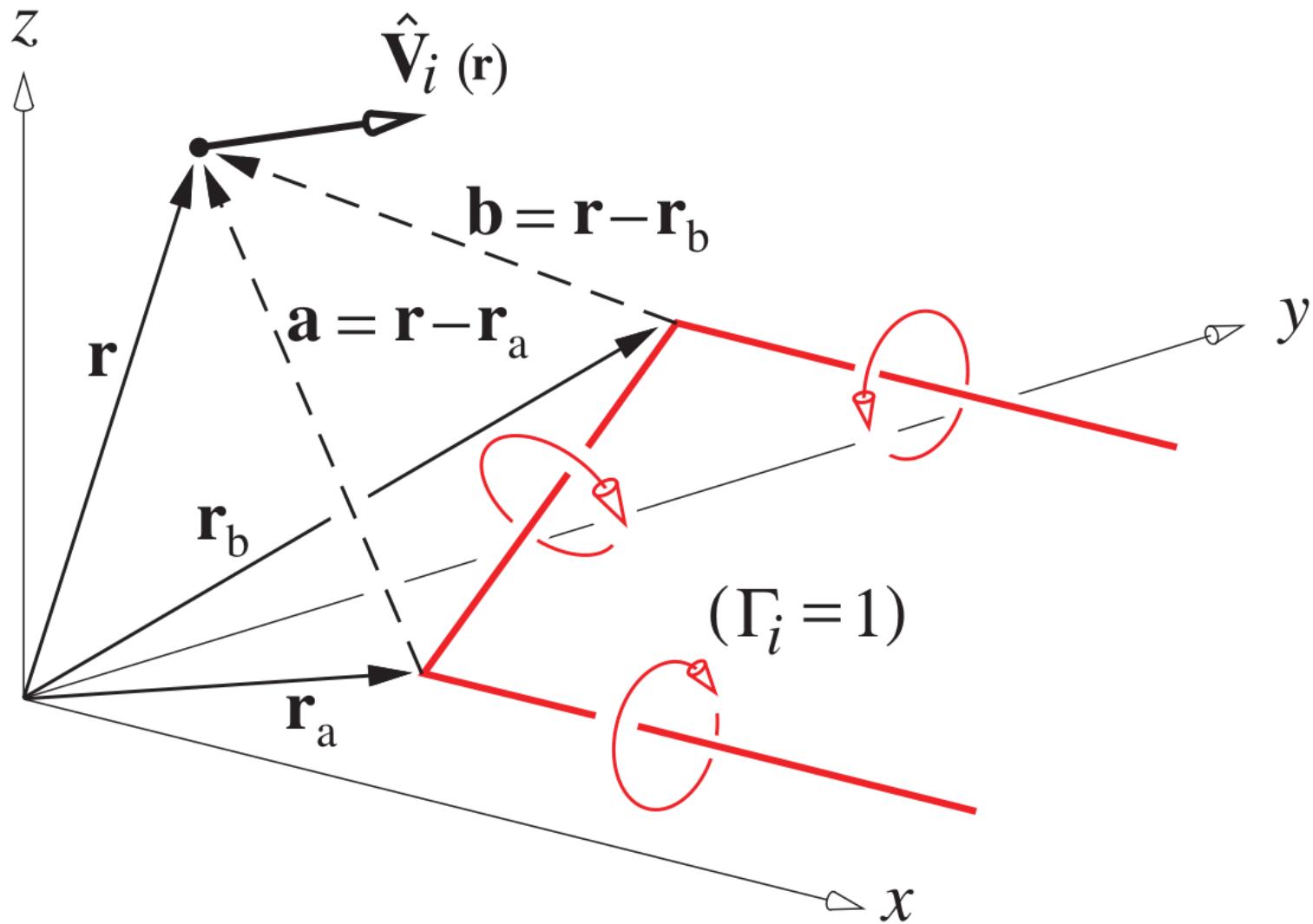
Método de Vortex Lattice



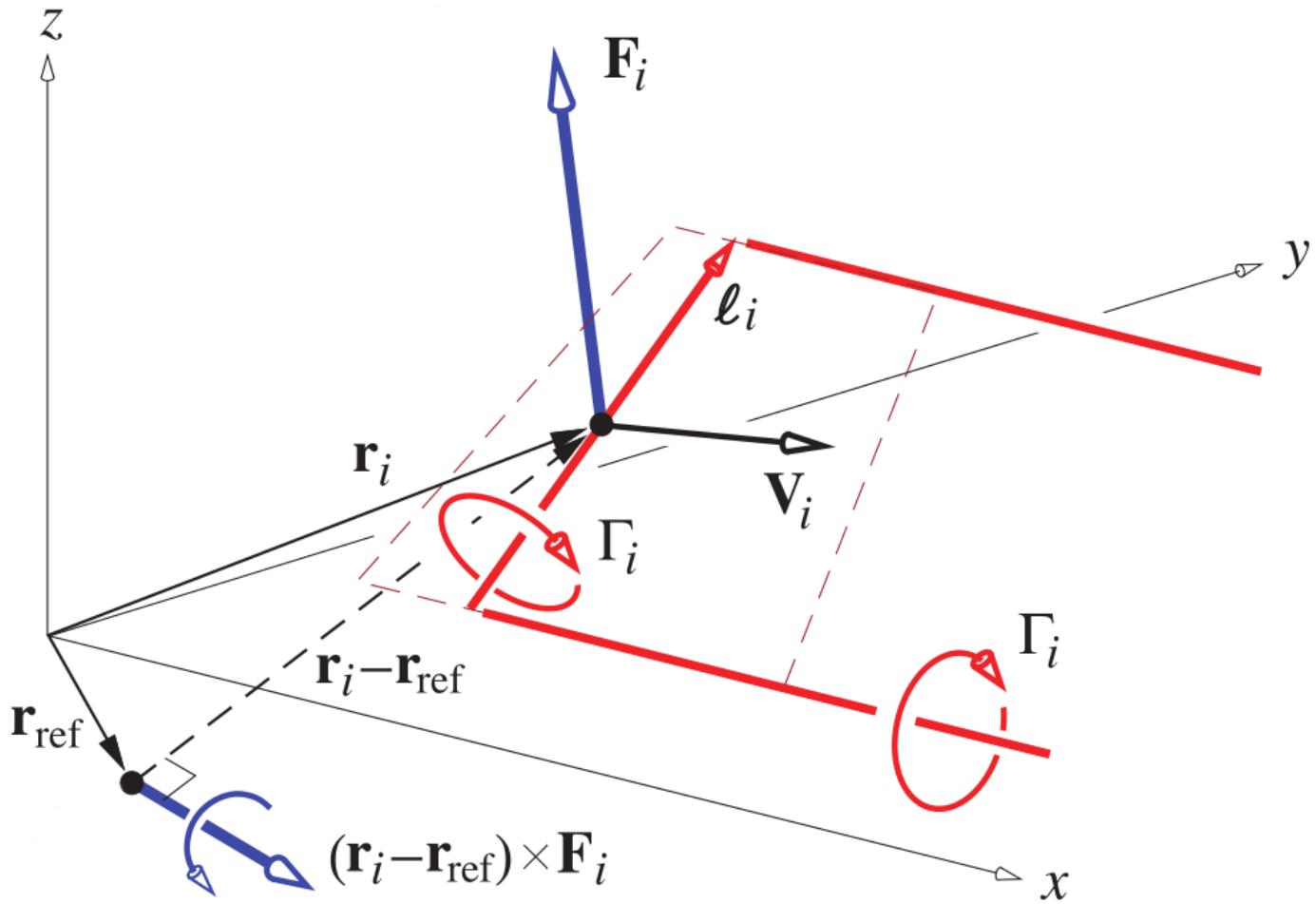
Método de Vortex Lattice



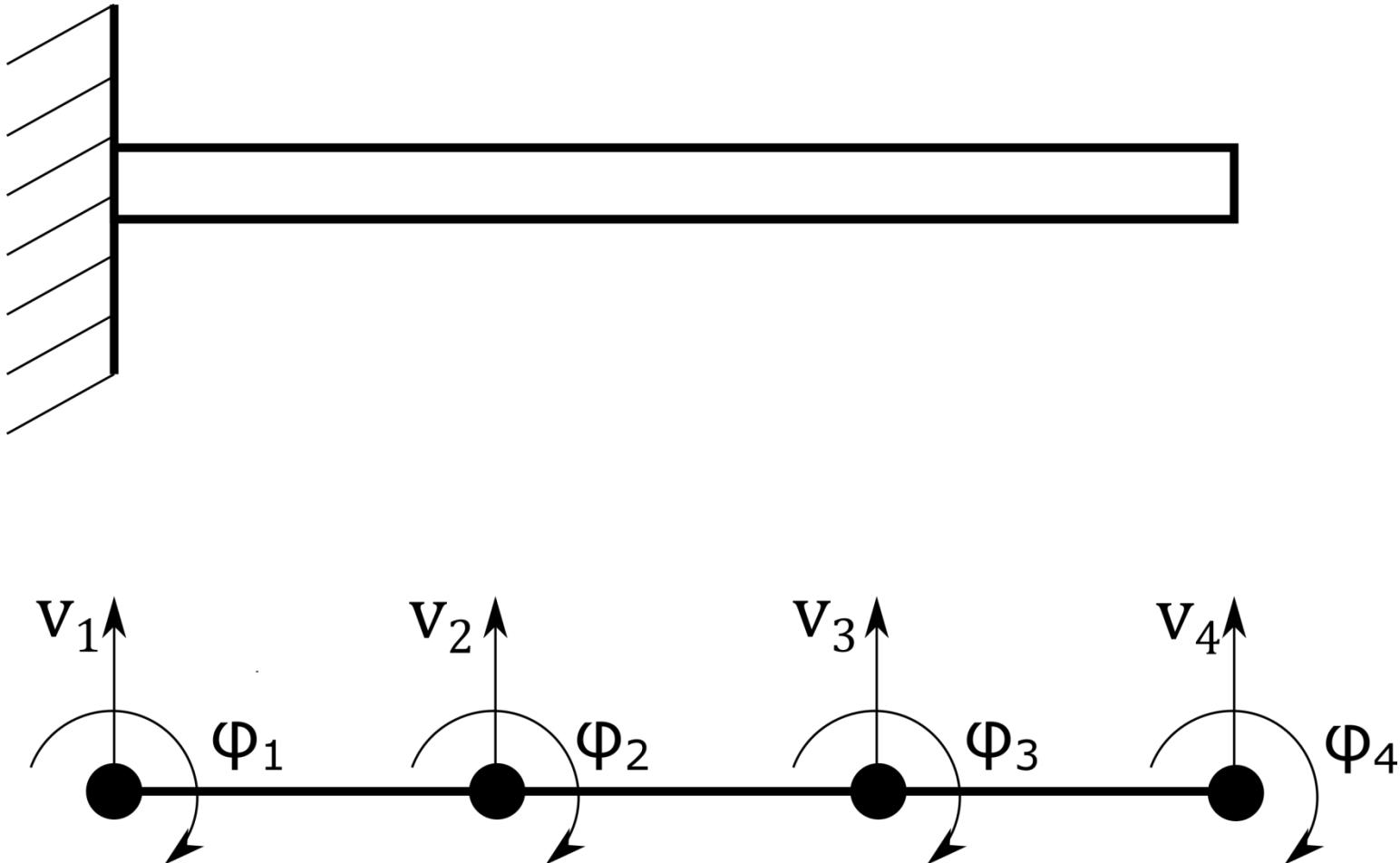
Método de Vortex Lattice



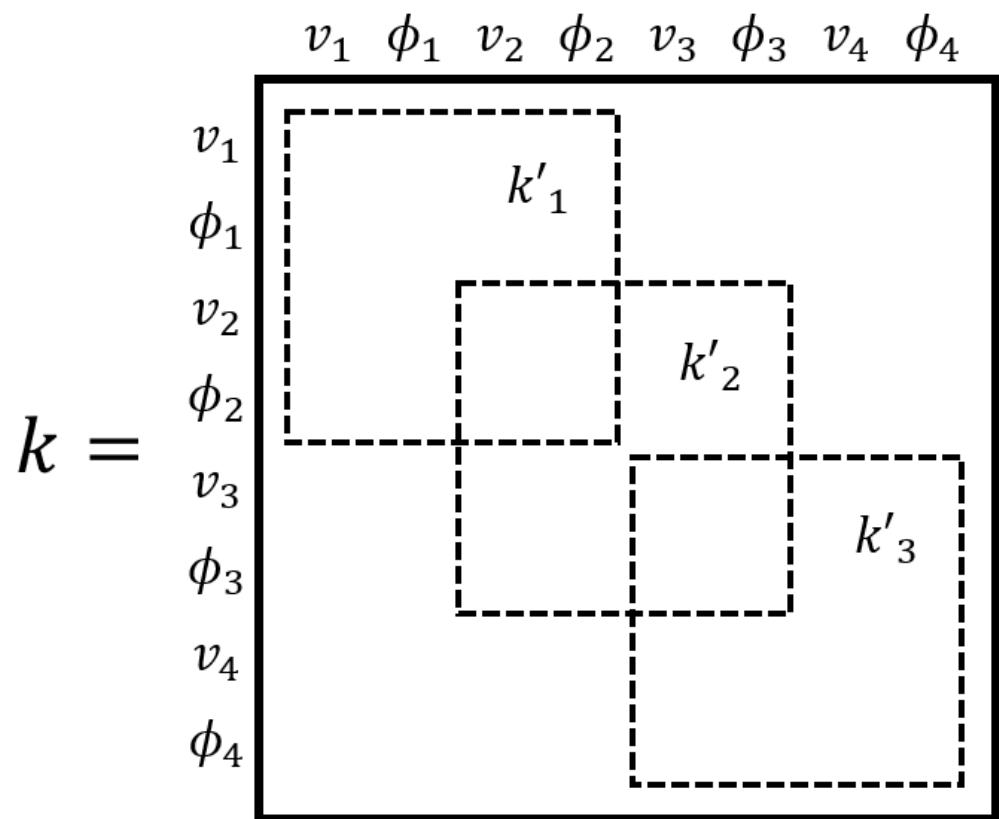
Método de Vortex Lattice



Método de Elementos Finitos

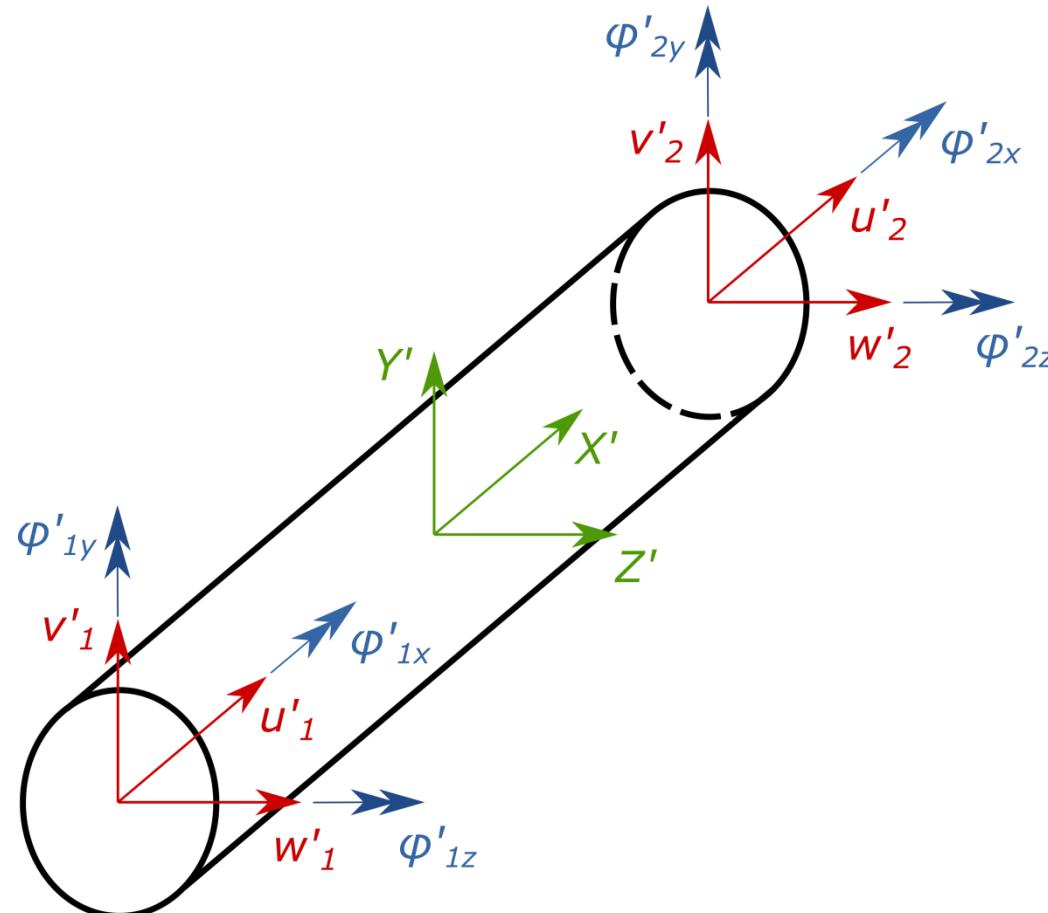


Método de Elementos Finitos



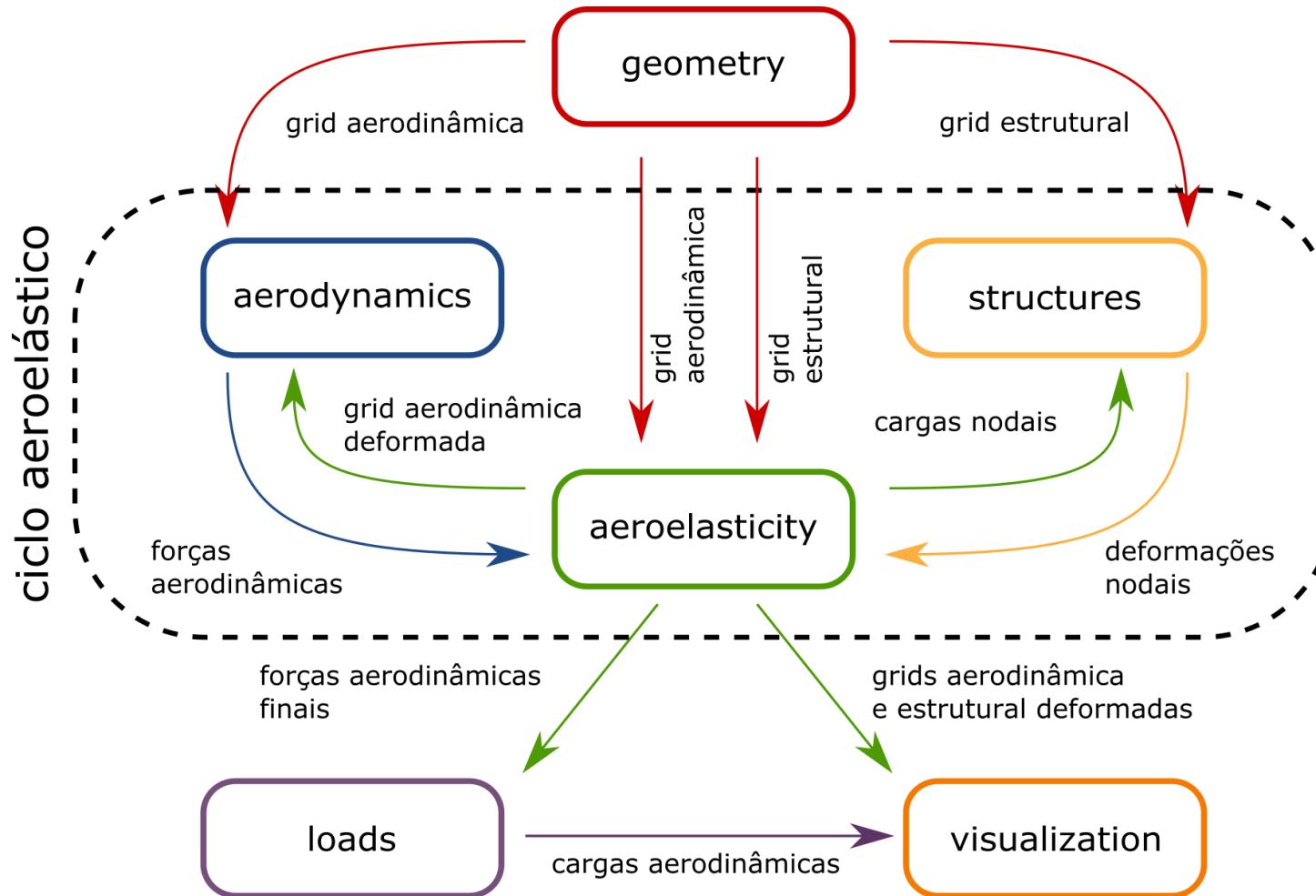
$$k' = \frac{EI}{L^3} \begin{bmatrix} 12 & 6L & -12 & 6L \\ 6L & 4L^2 & -6L & 2L^2 \\ -12 & -6L & 12 & -6L \\ 6L & 2L^2 & -6L & 4L^2 \end{bmatrix}$$

Método de Elementos Finitos

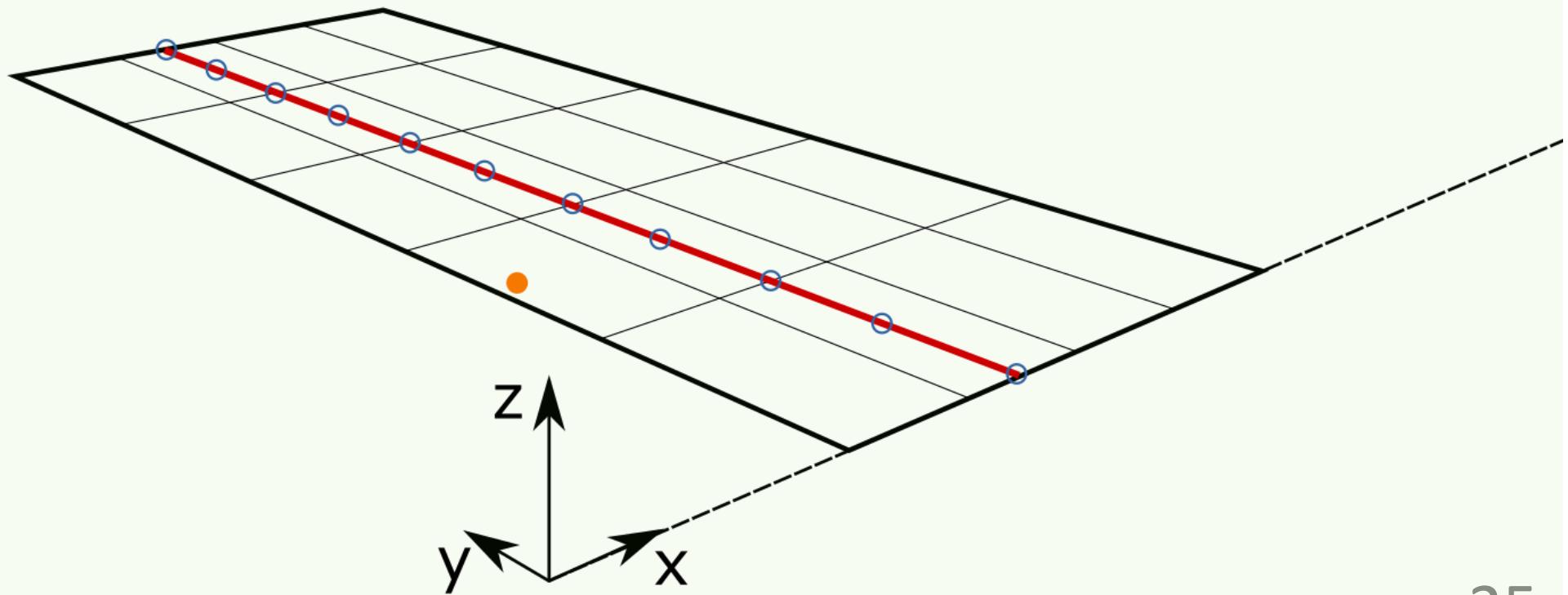


Metodologia

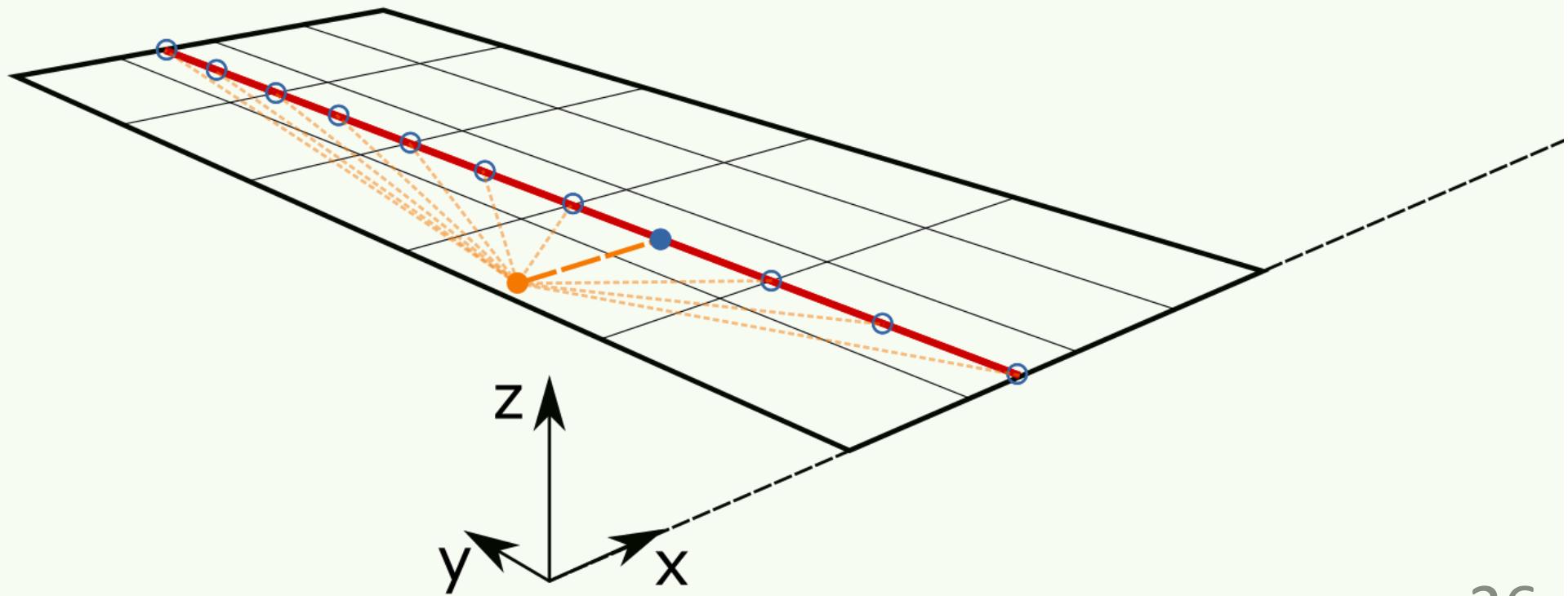
Fluxo de Informações



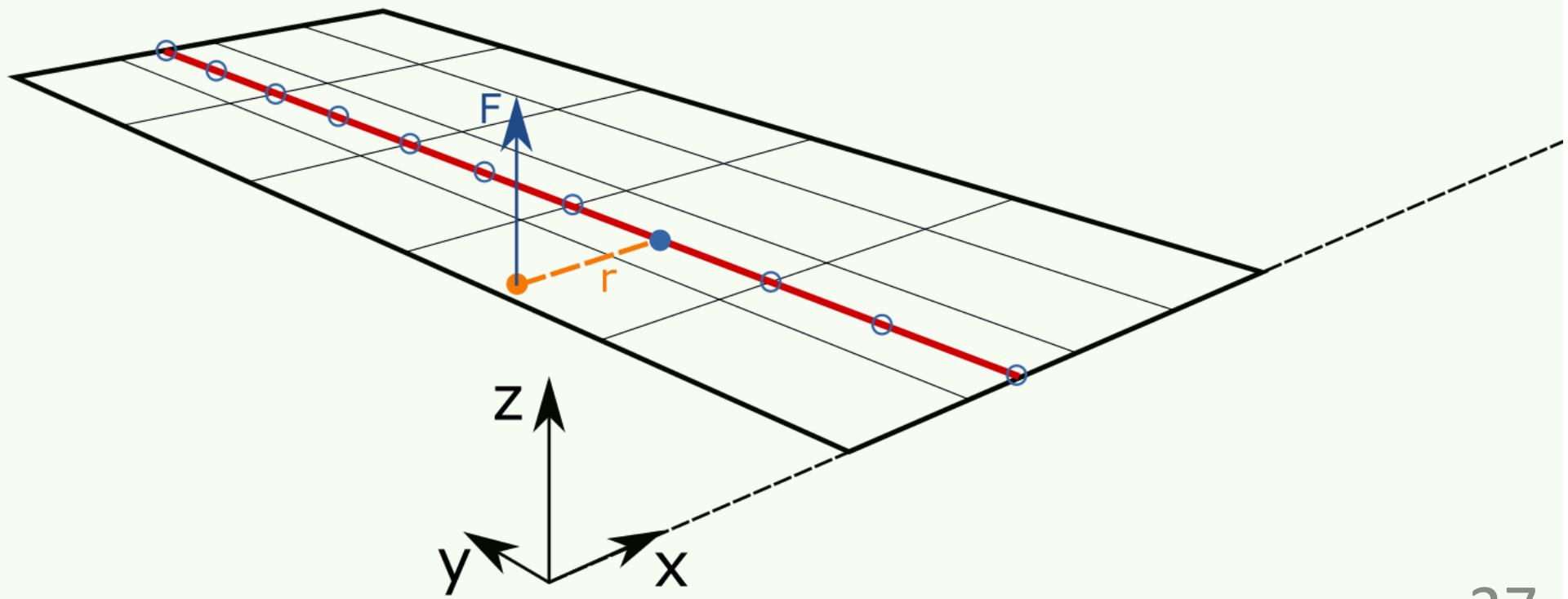
Transferência de Forças Para Estrutura



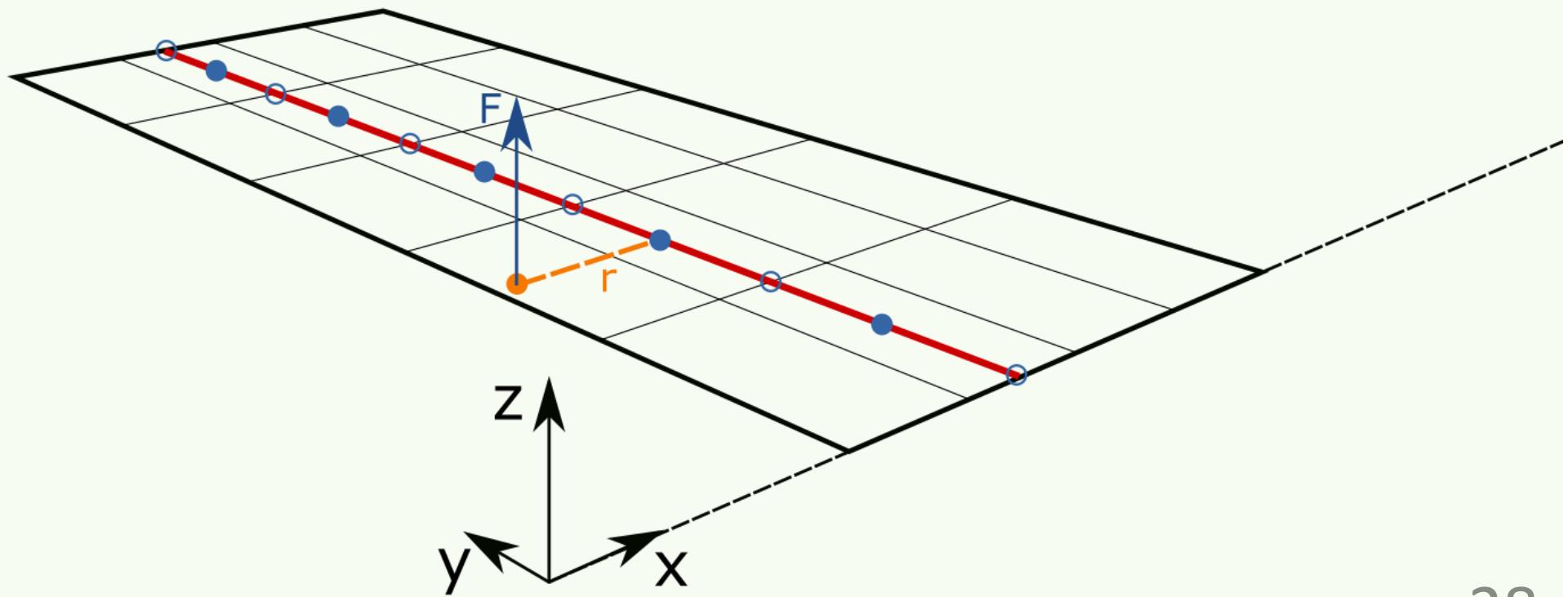
Transferência de Forças Para Estrutura



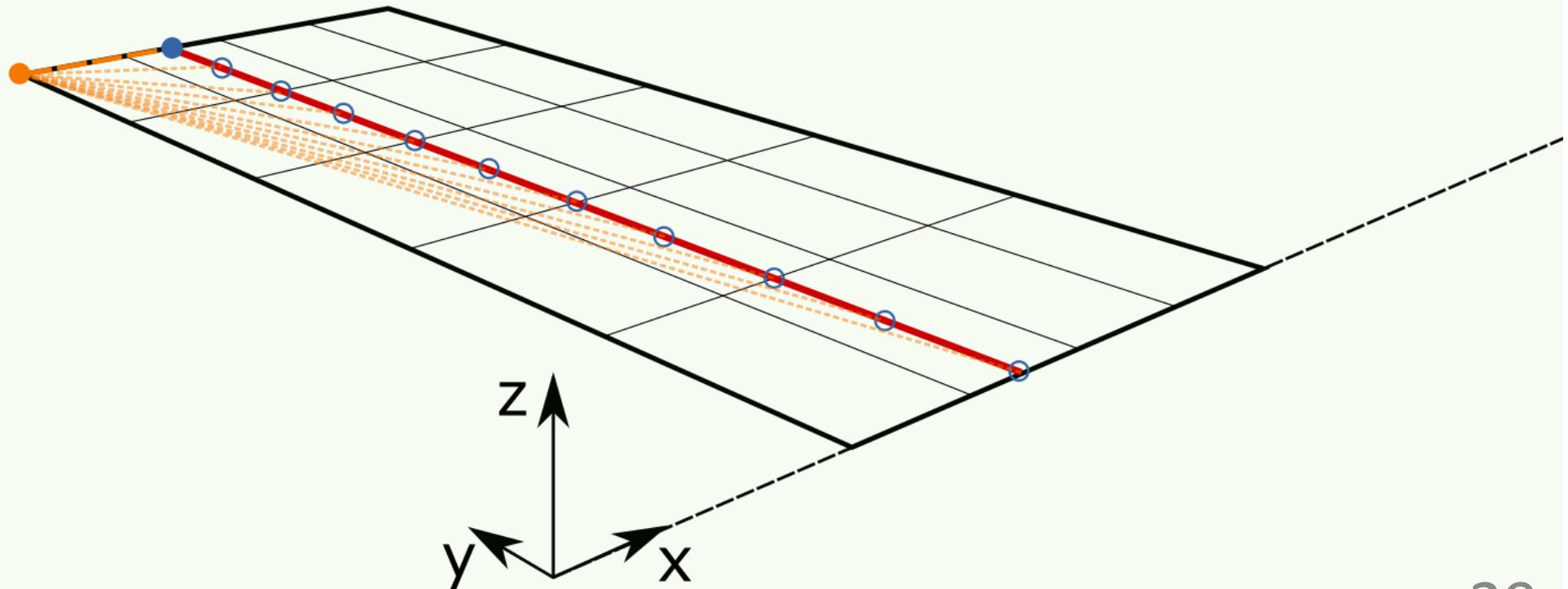
Transferência de Forças Para Estrutura



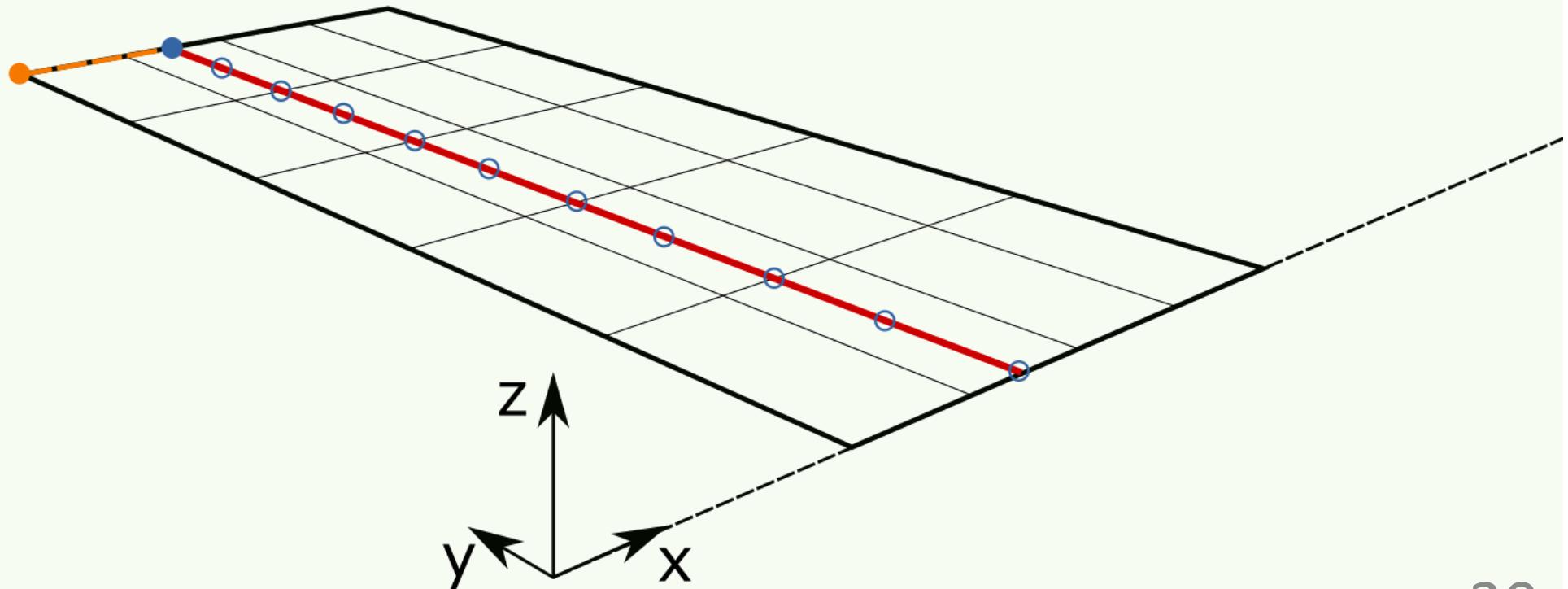
Transferência de Forças Para Estrutura



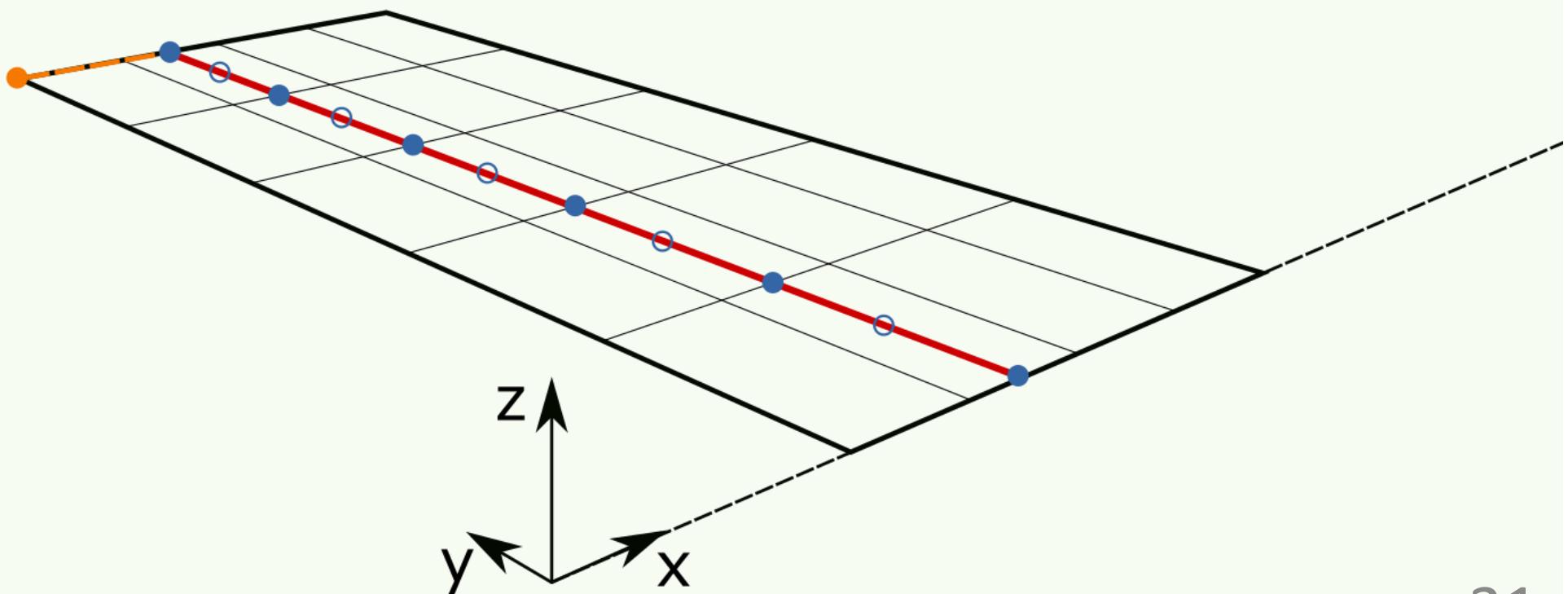
Transferência de Deformações para Geometria



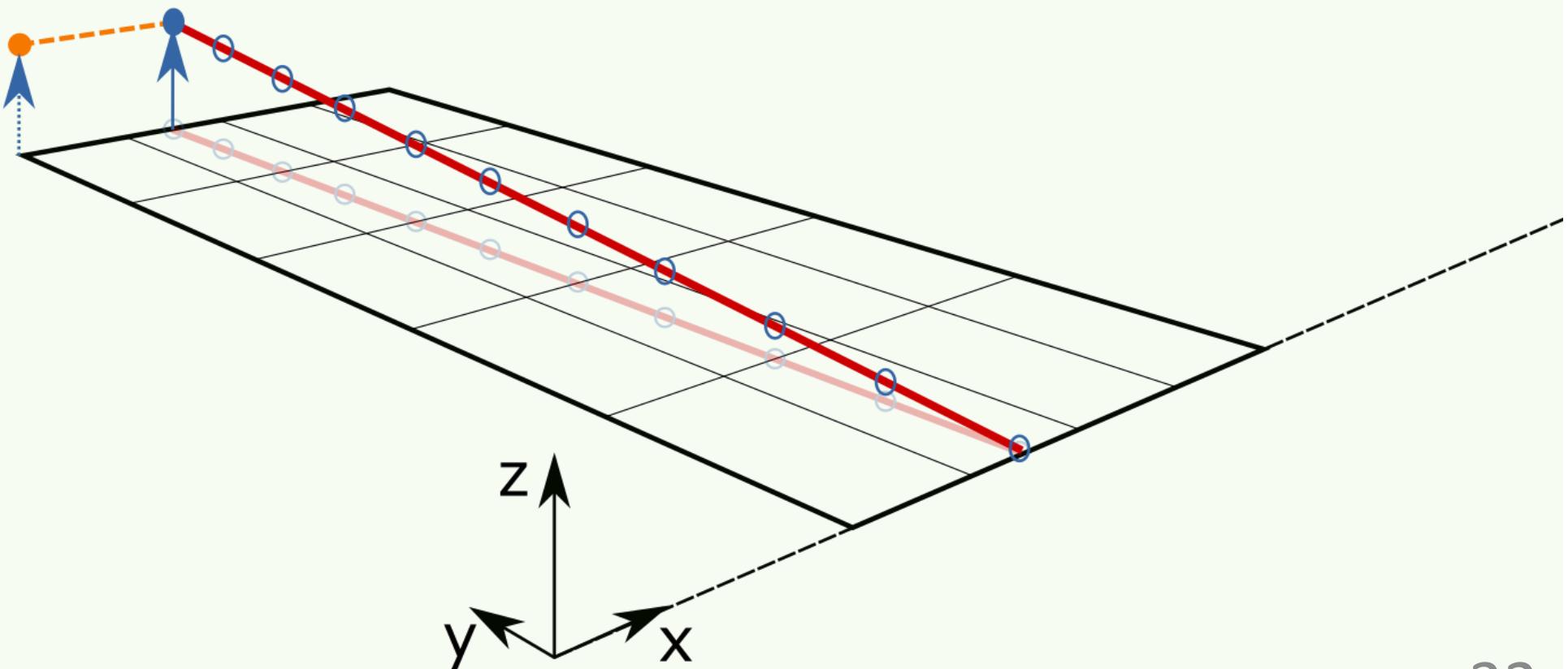
Transferência de Deformações para Geometria



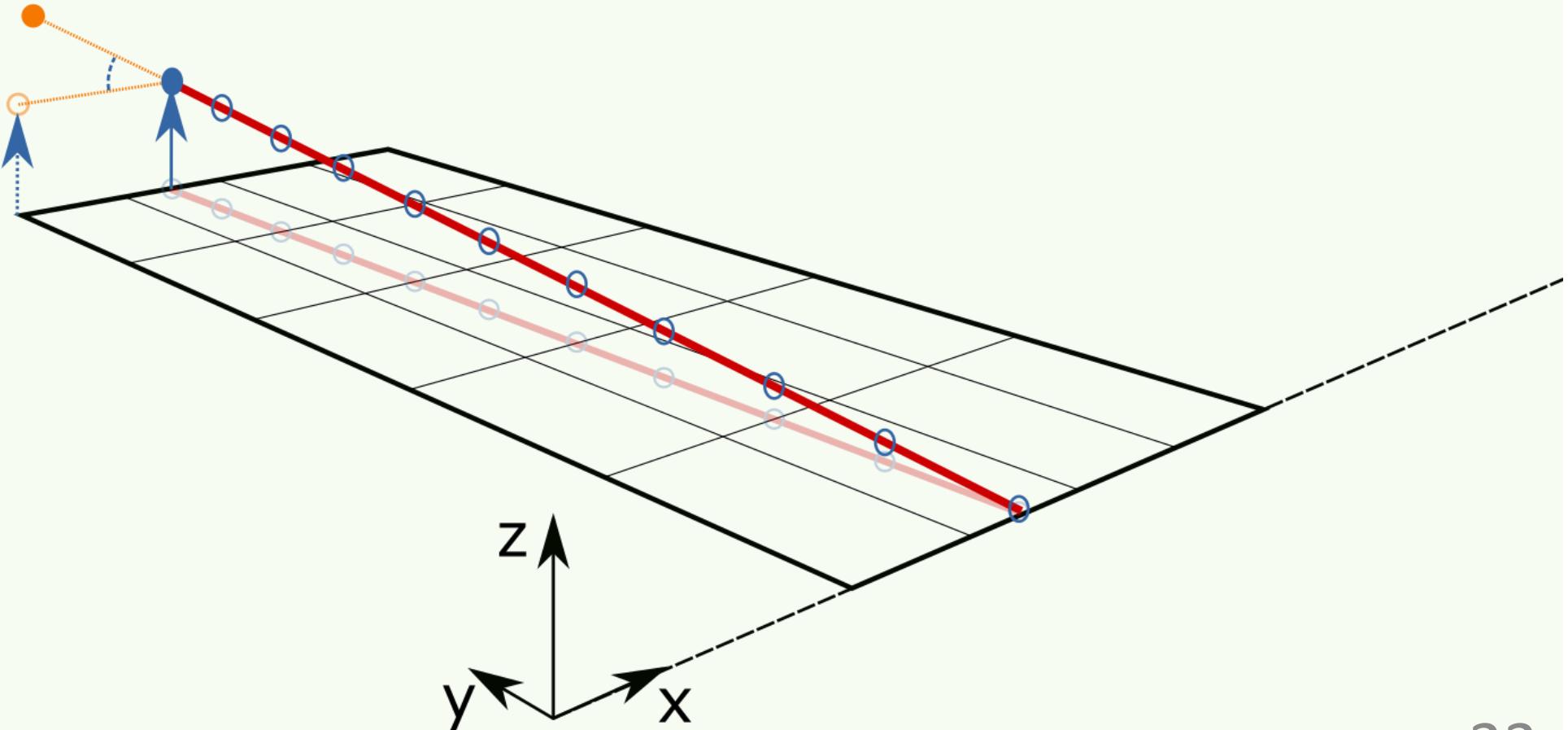
Transferência de Deformações para Geometria



Transferência de Deformações para Geometria

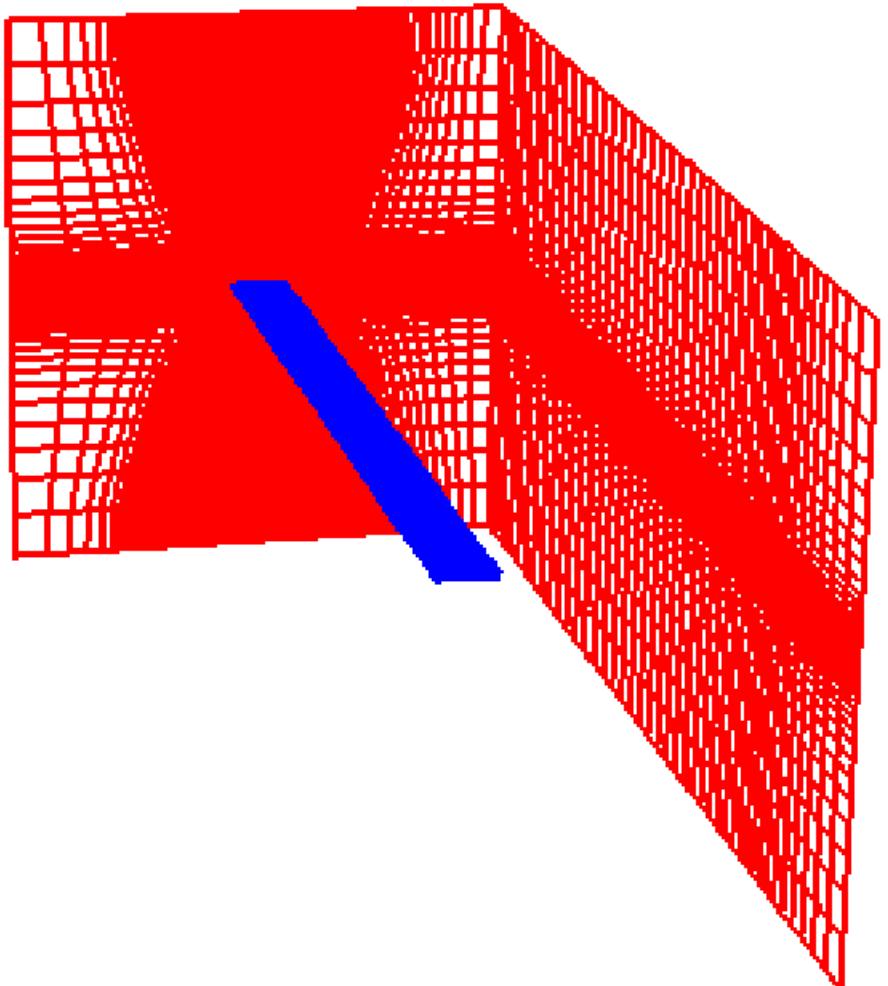


Transferência de Deformações para Geometria



Resultados

Validação – Asa Smith



Propriedade da Asa	Valor
Aerofólio	NACA 0012
Semi Envergadura	16 m
Corda	1 m
Eixo Elástico	0.5c
Rigidez a Flexão - EI_{yy}	2e4 N.m ²
Rigidez a Flexão - EI_{zz}	1e4 N.m ²
Rigidez a Torção - GJ	1e4 N.m ²
Rigidez a Tração - EA	2e6 N

Altitude: 20000 m

Velocidade (TAS): 25 m/s

Ângulos de ataque: 2º e 4º

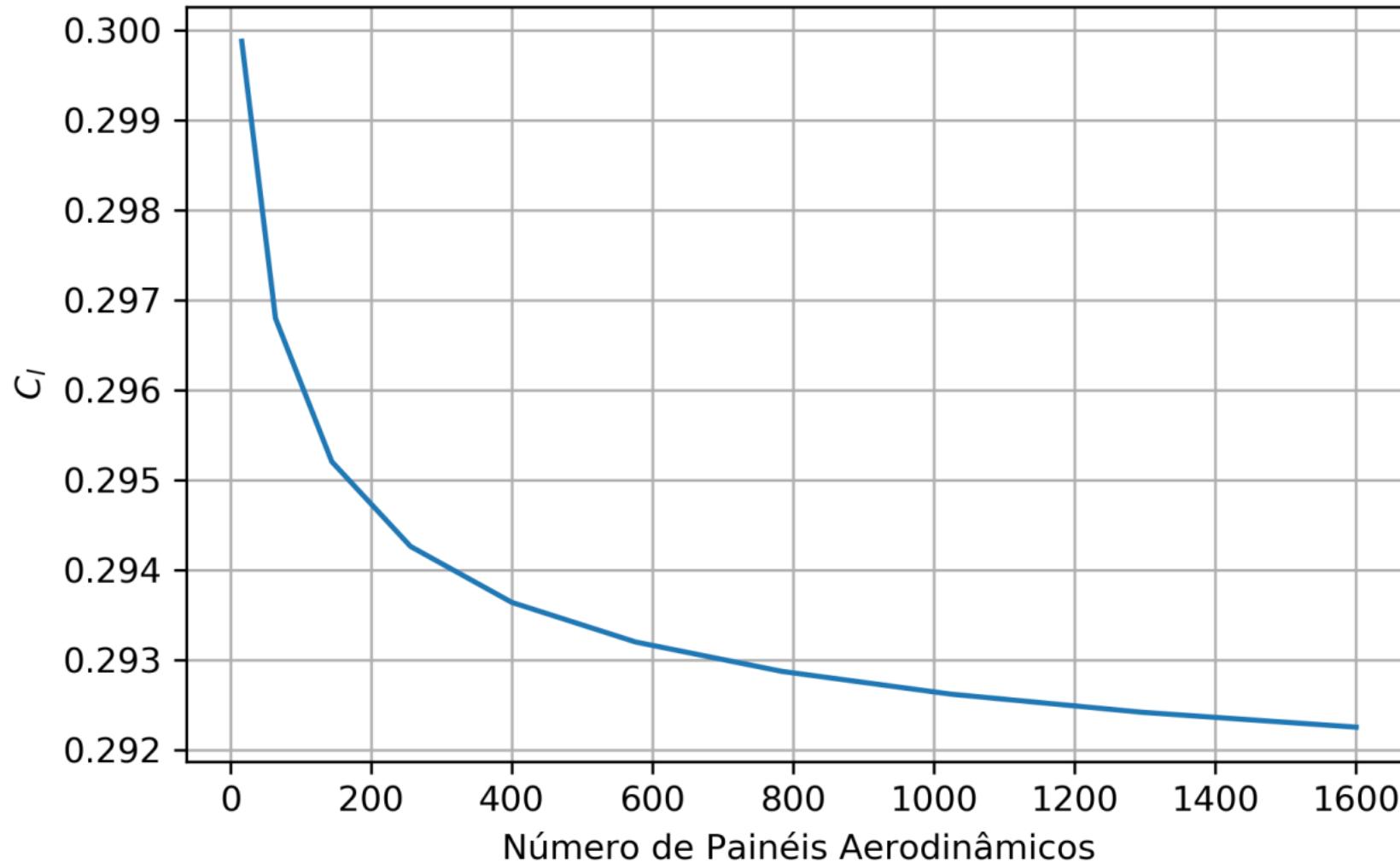
Validação – Asa Smith

Foram seguidos os seguintes passos para a validação:

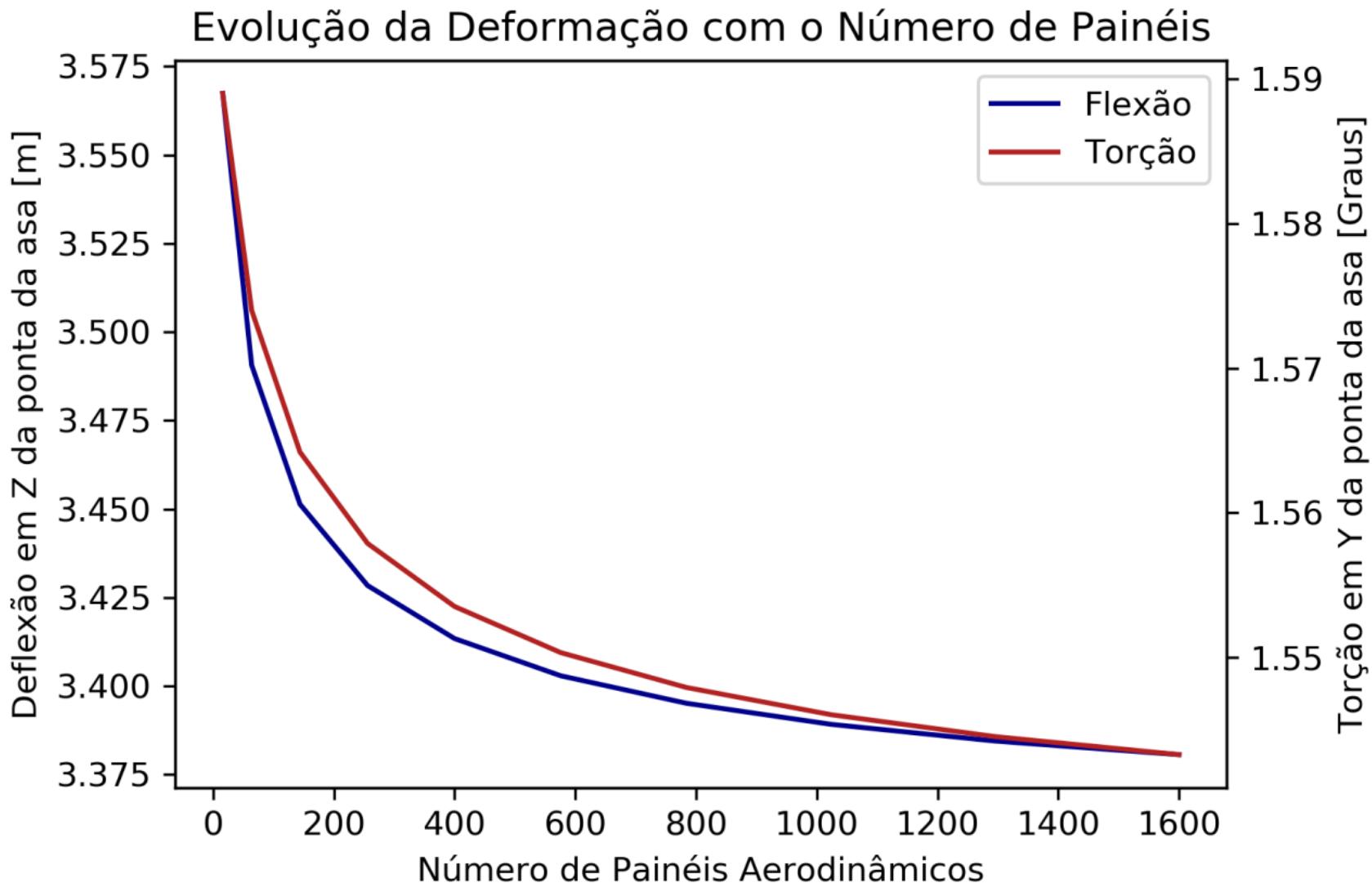
- Estudo de sensibilidade da malha e tempo de simulação
- Simulação dos casos para os ângulos de ataque de 2 e 4 graus
- Comparação com os resultados apresentados na referência

Validação – Asa Smith

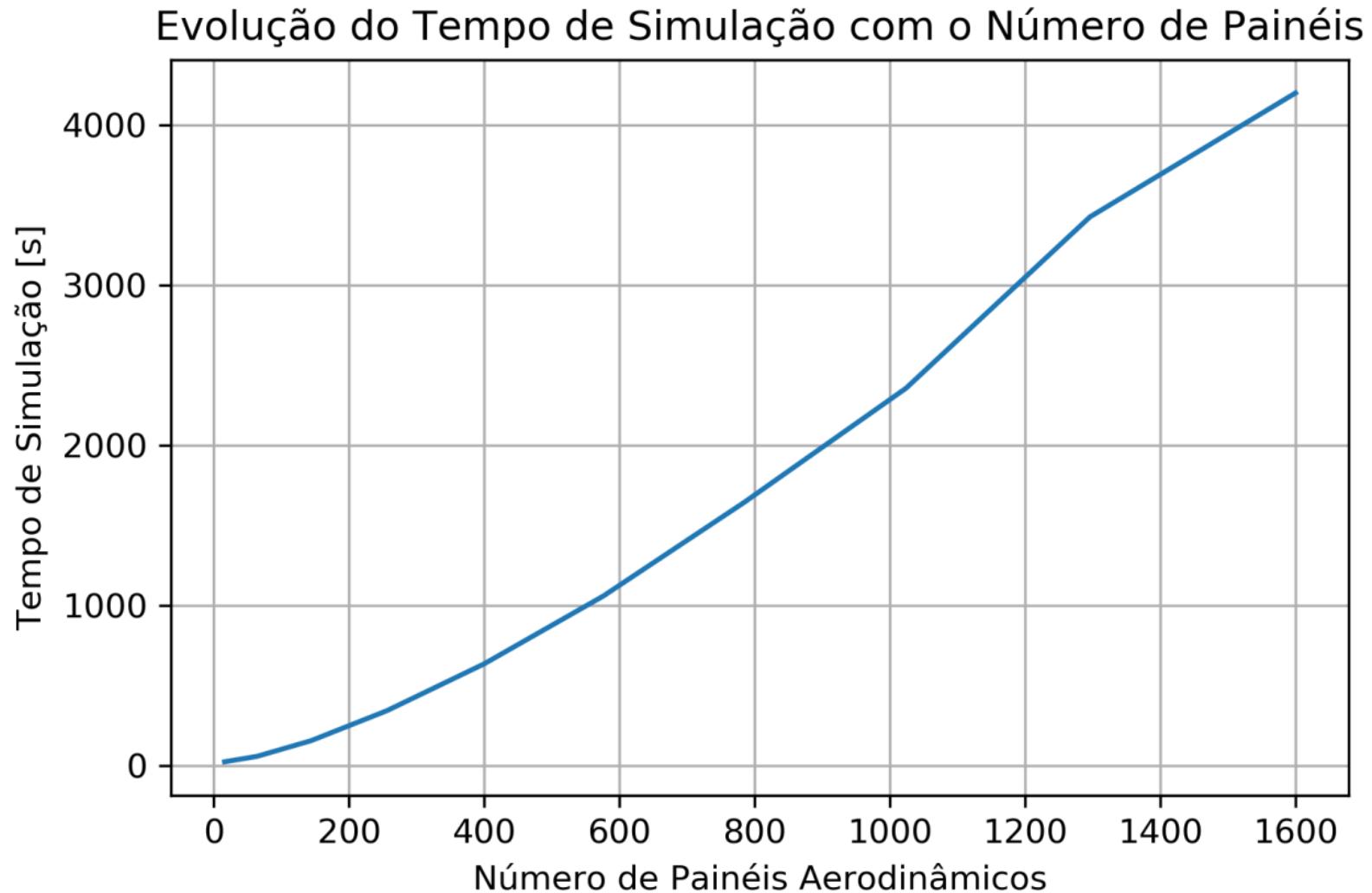
Evolução do C_l com o Número de Painéis



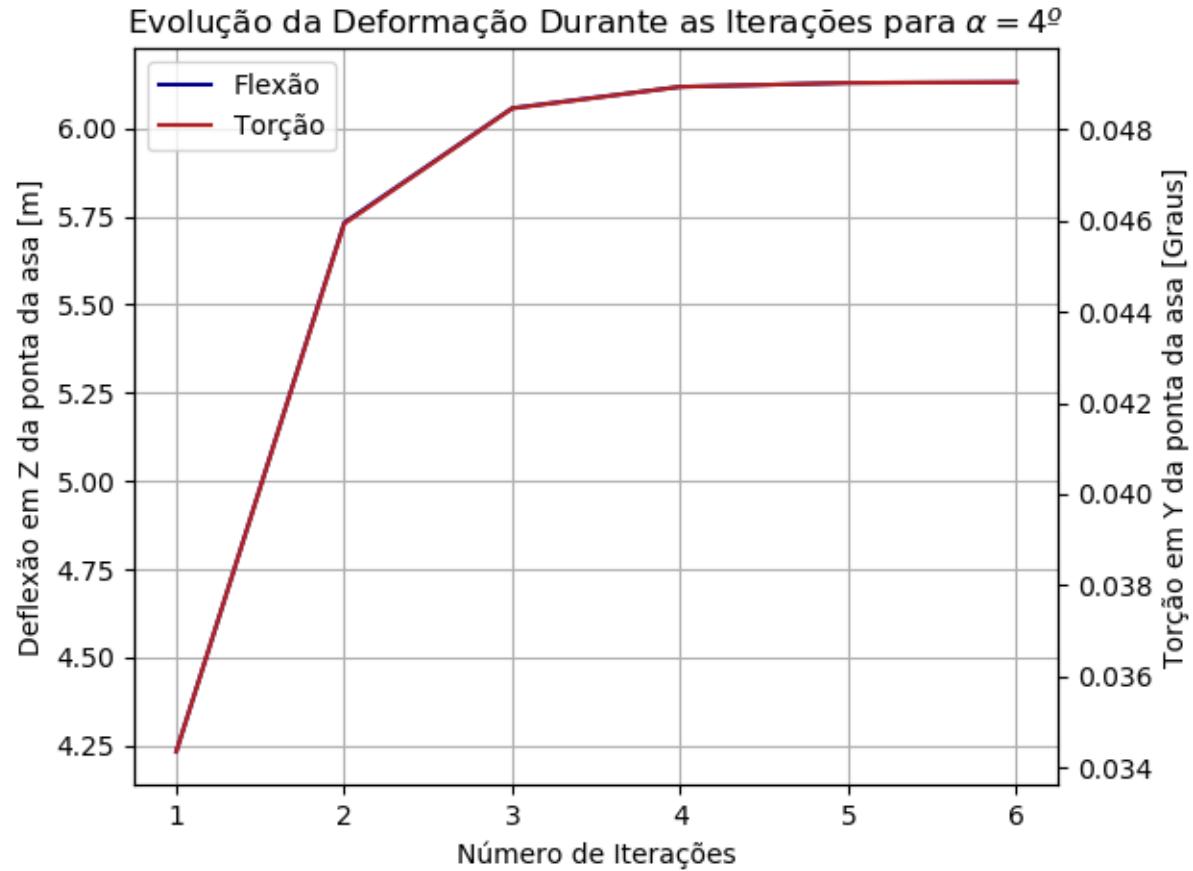
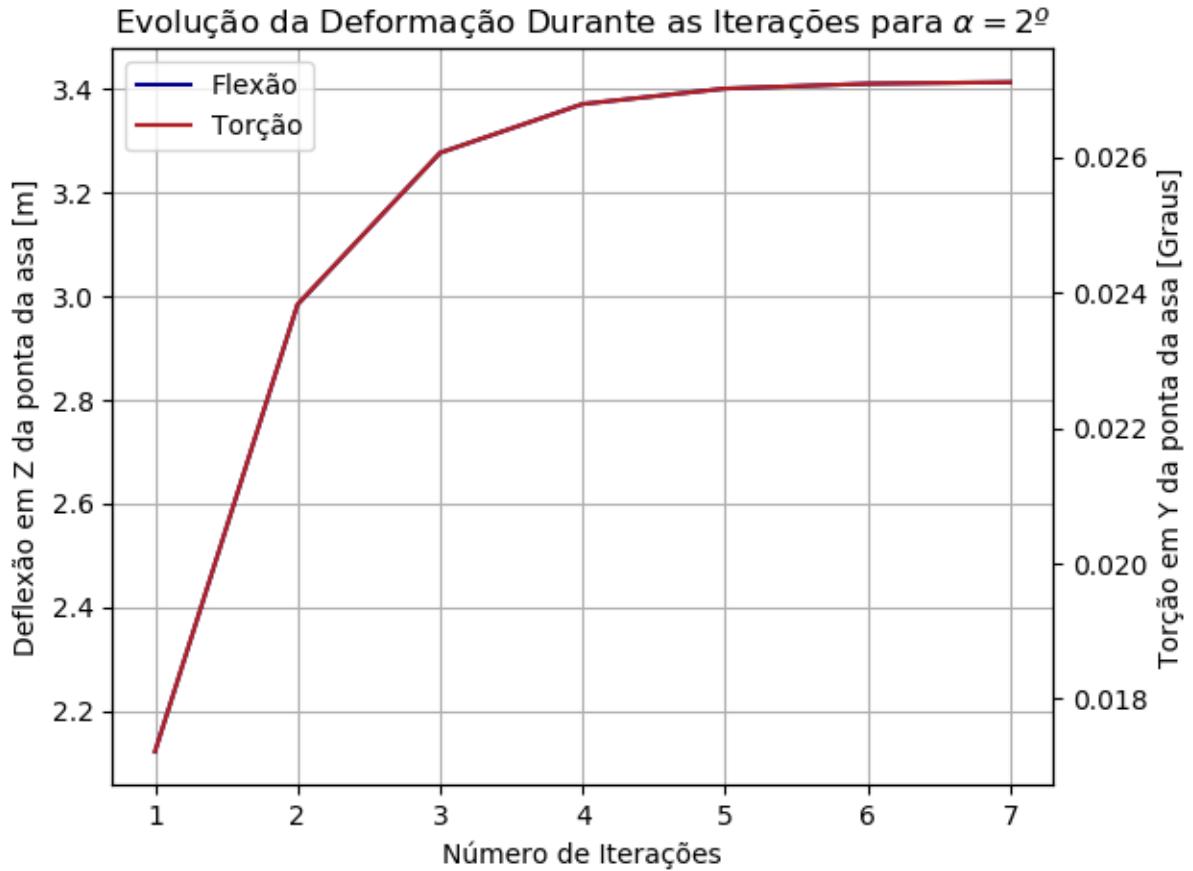
Validação – Asa Smith



Validação – Asa Smith

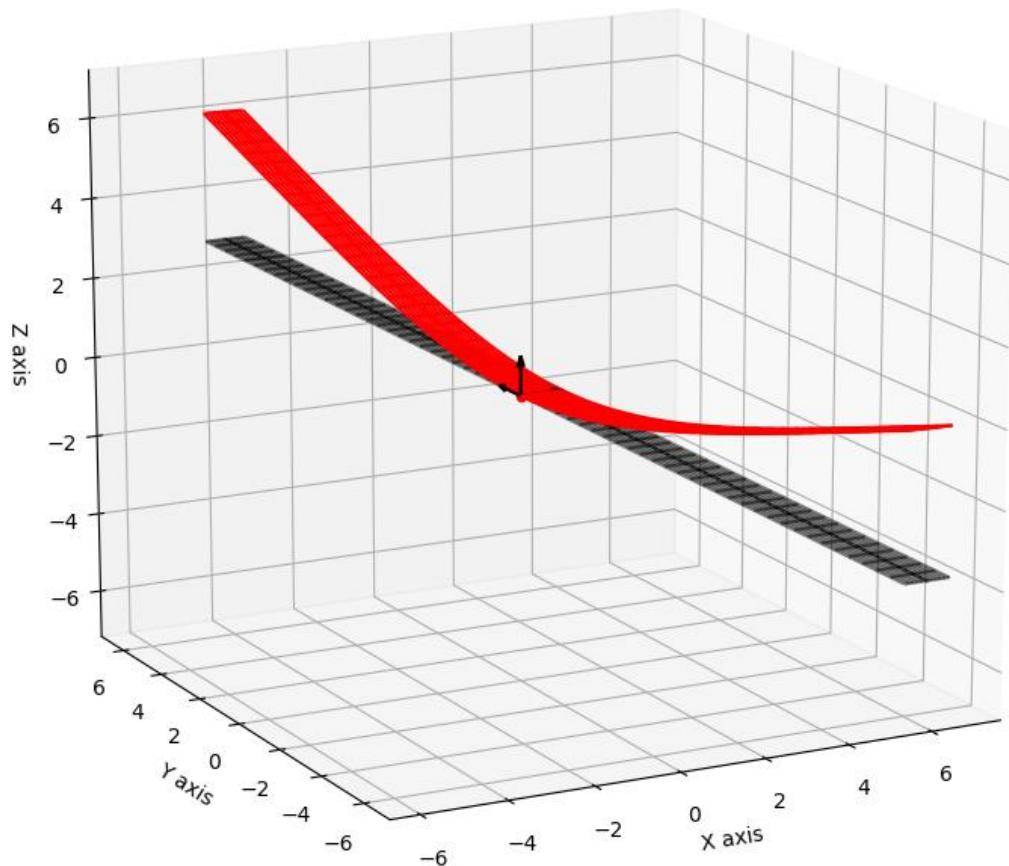


Validação – Asa Smith

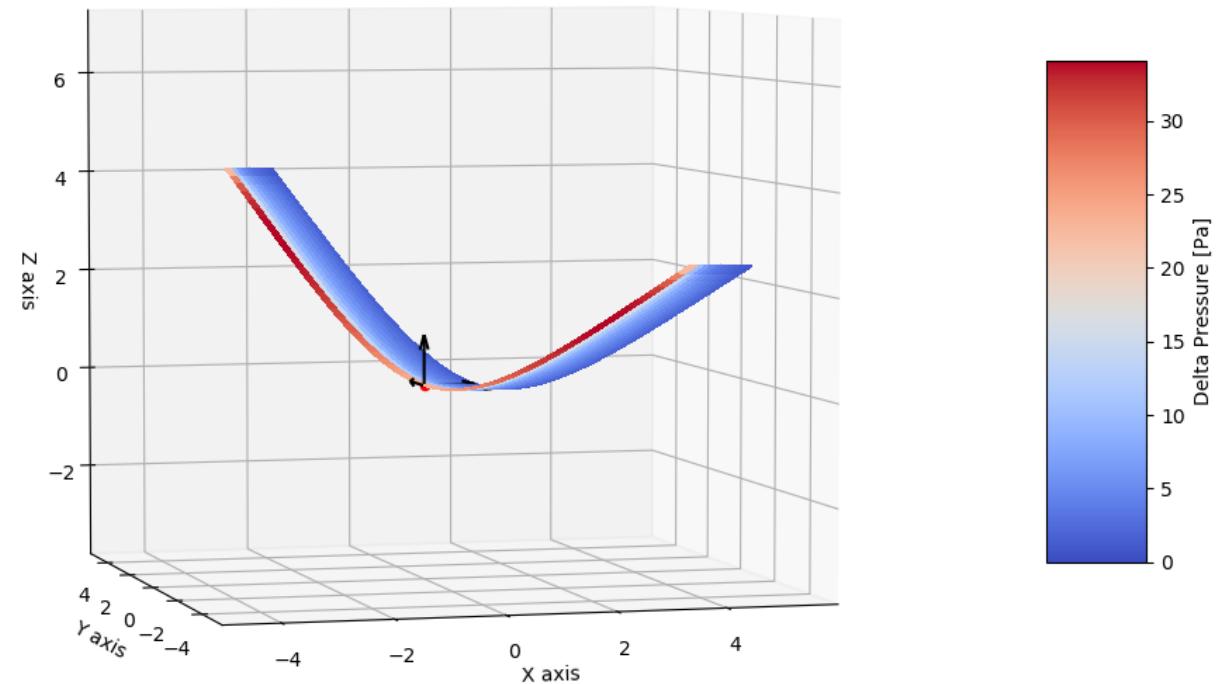


Validação – Asa Smith

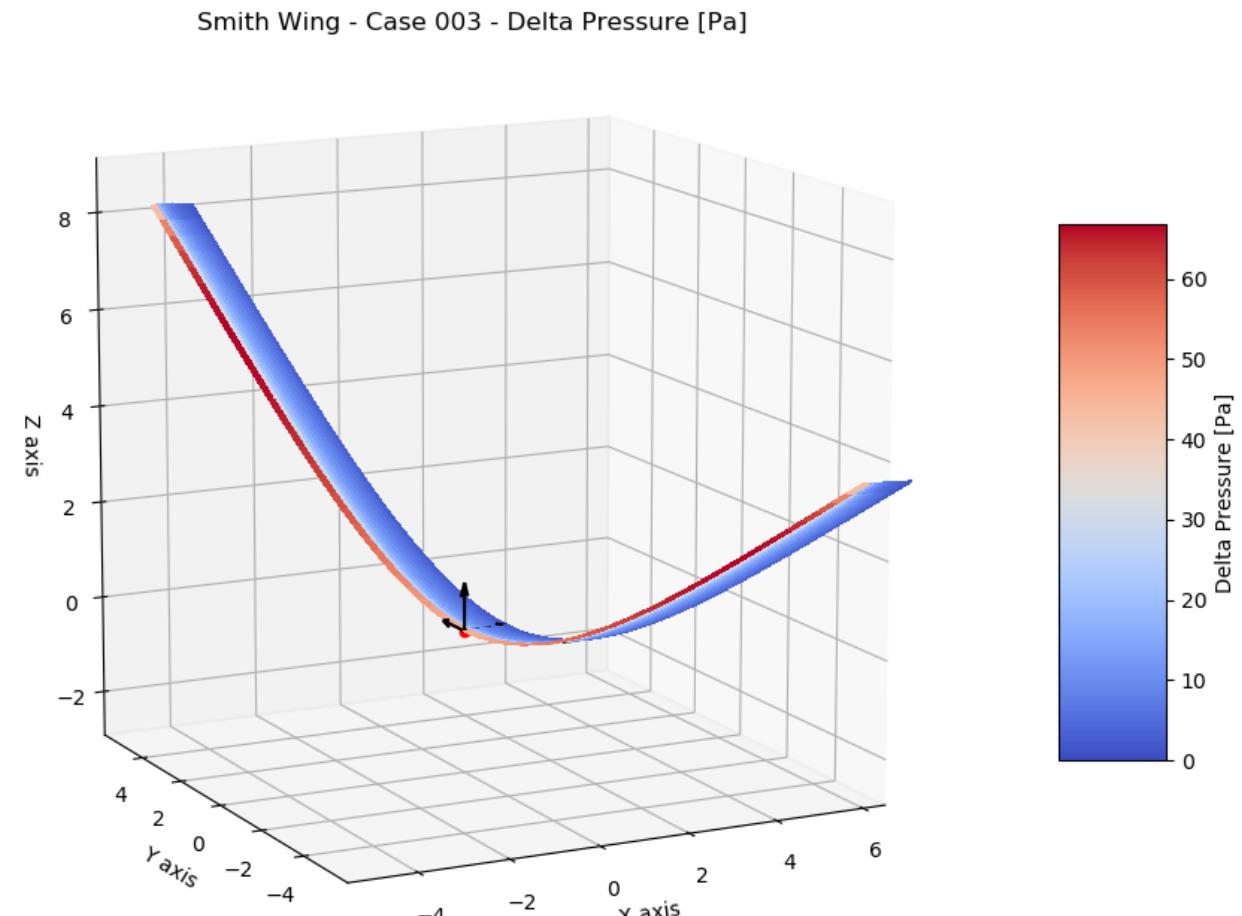
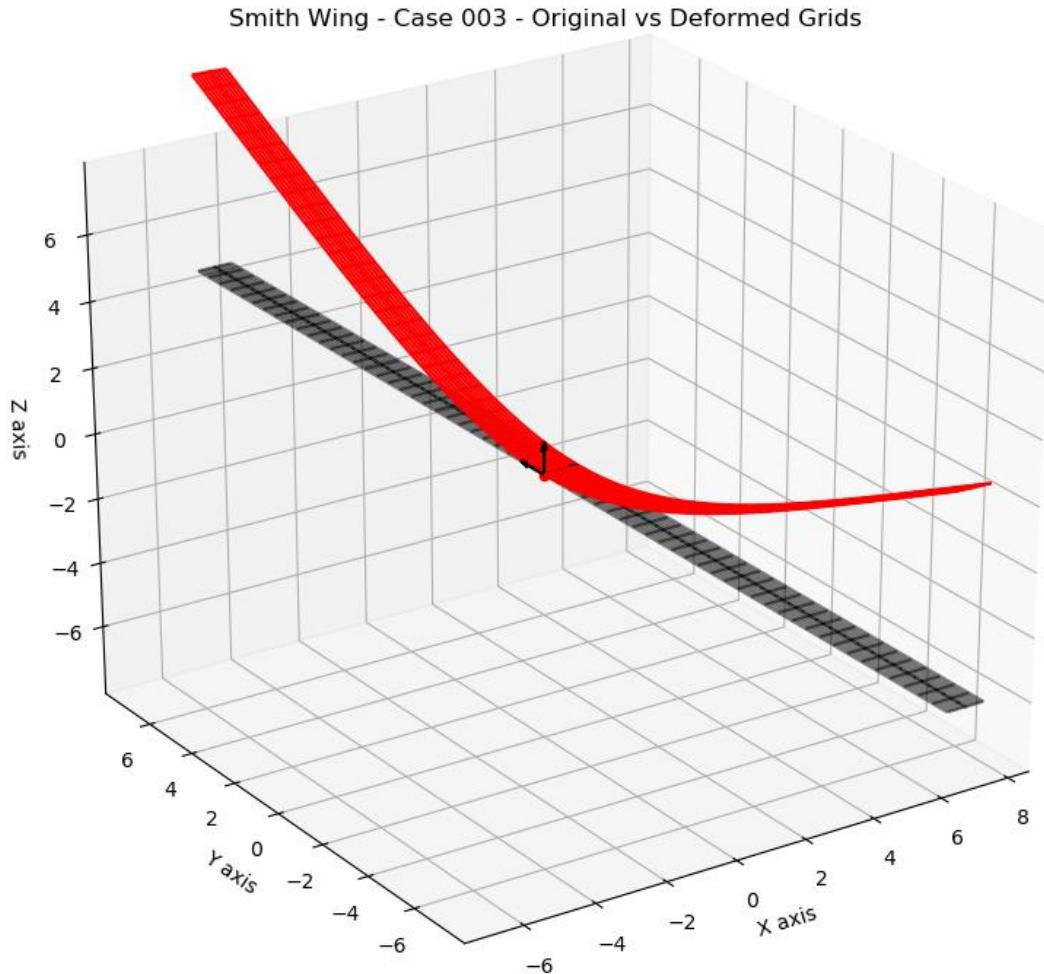
Smith Wing - Case 002 - Original vs Deformed Grids



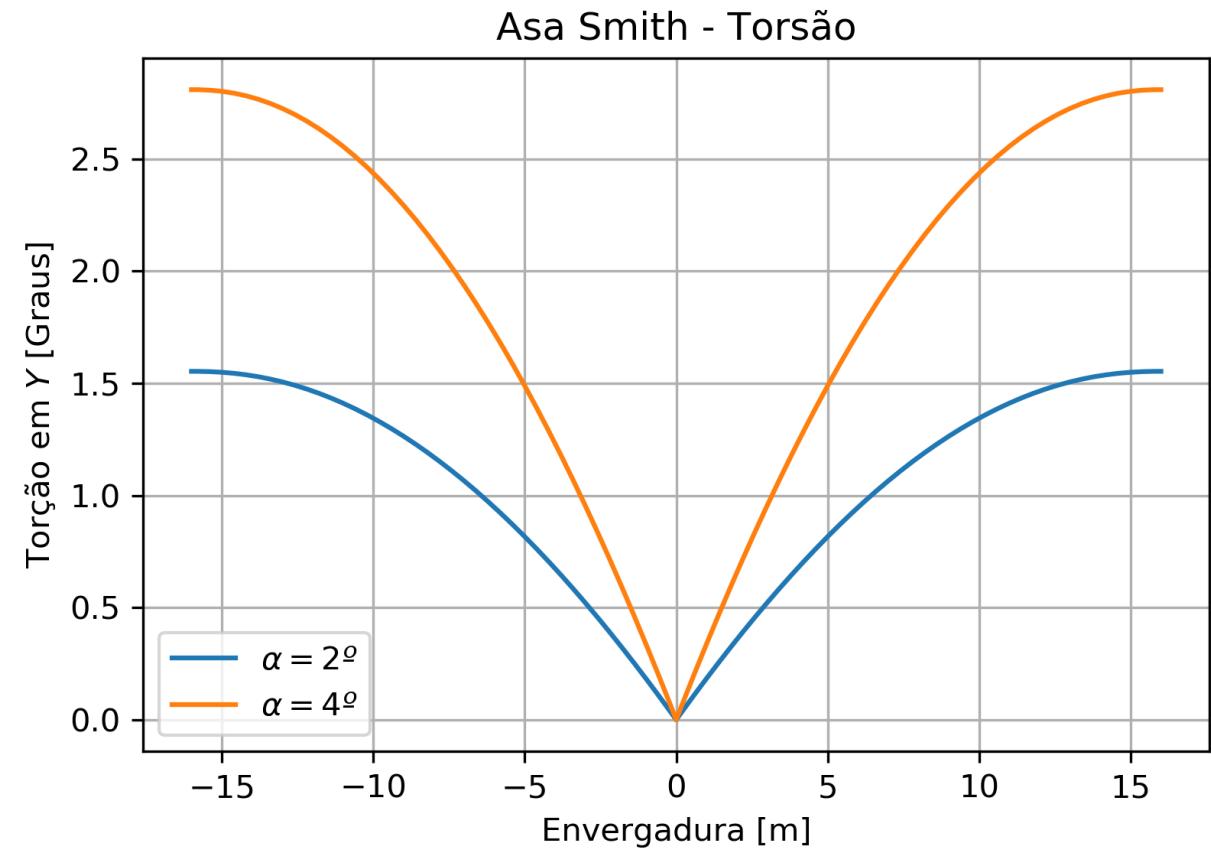
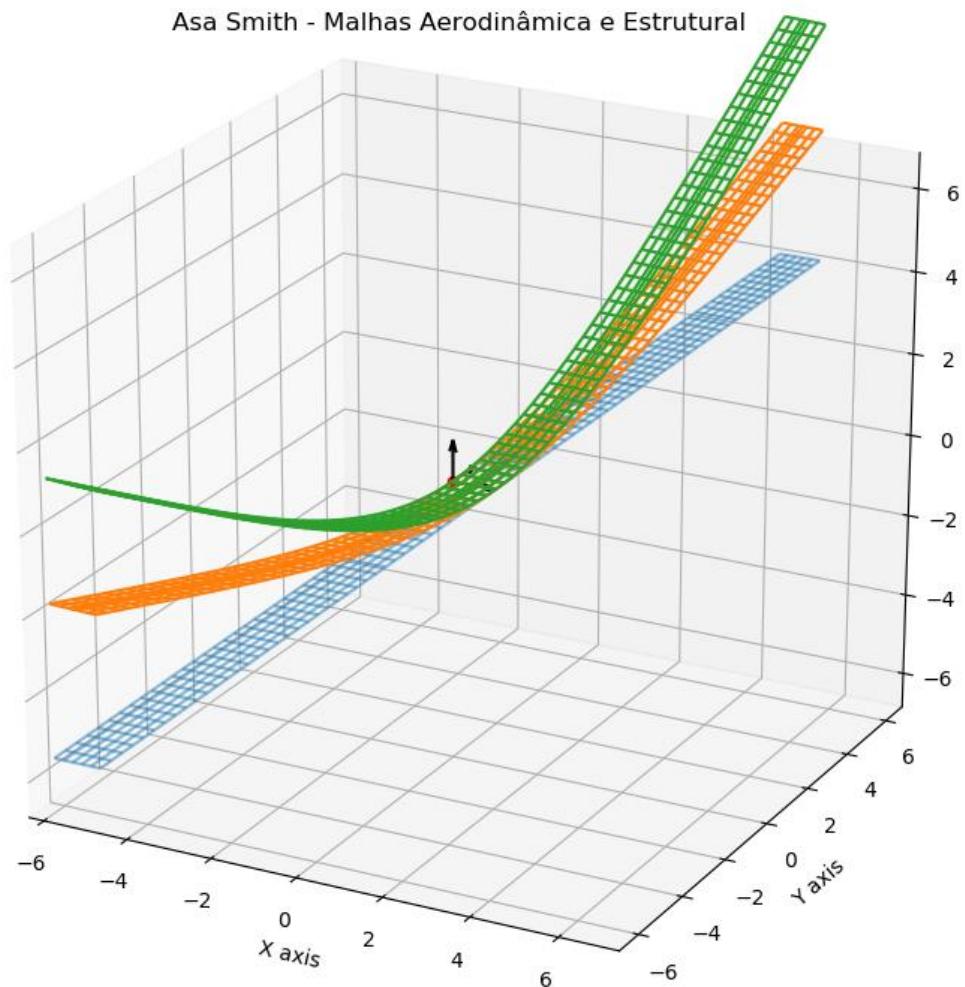
Smith Wing - Case 002 - Delta Pressure [Pa]



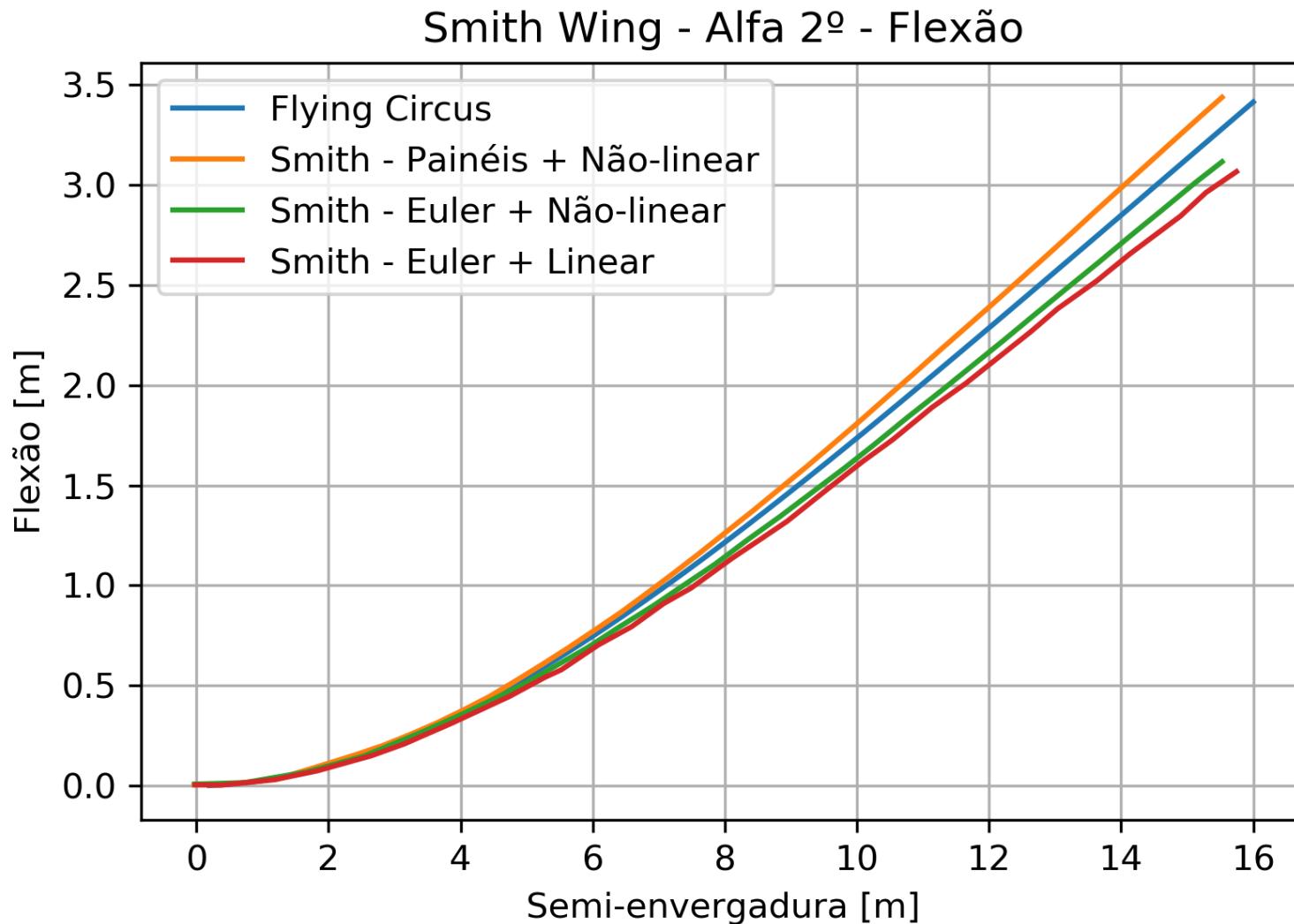
Validação – Asa Smith



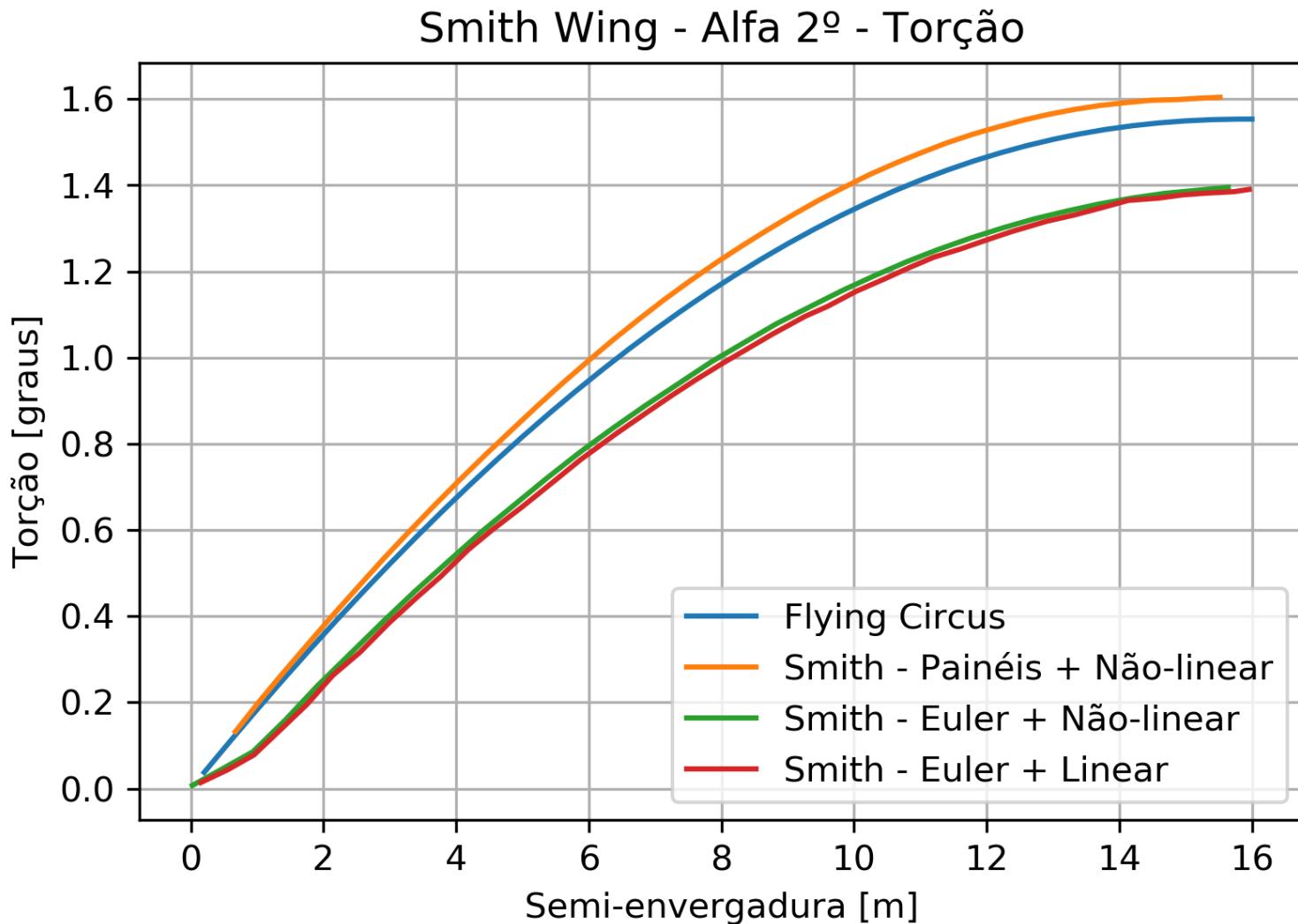
Validação – Asa Smith



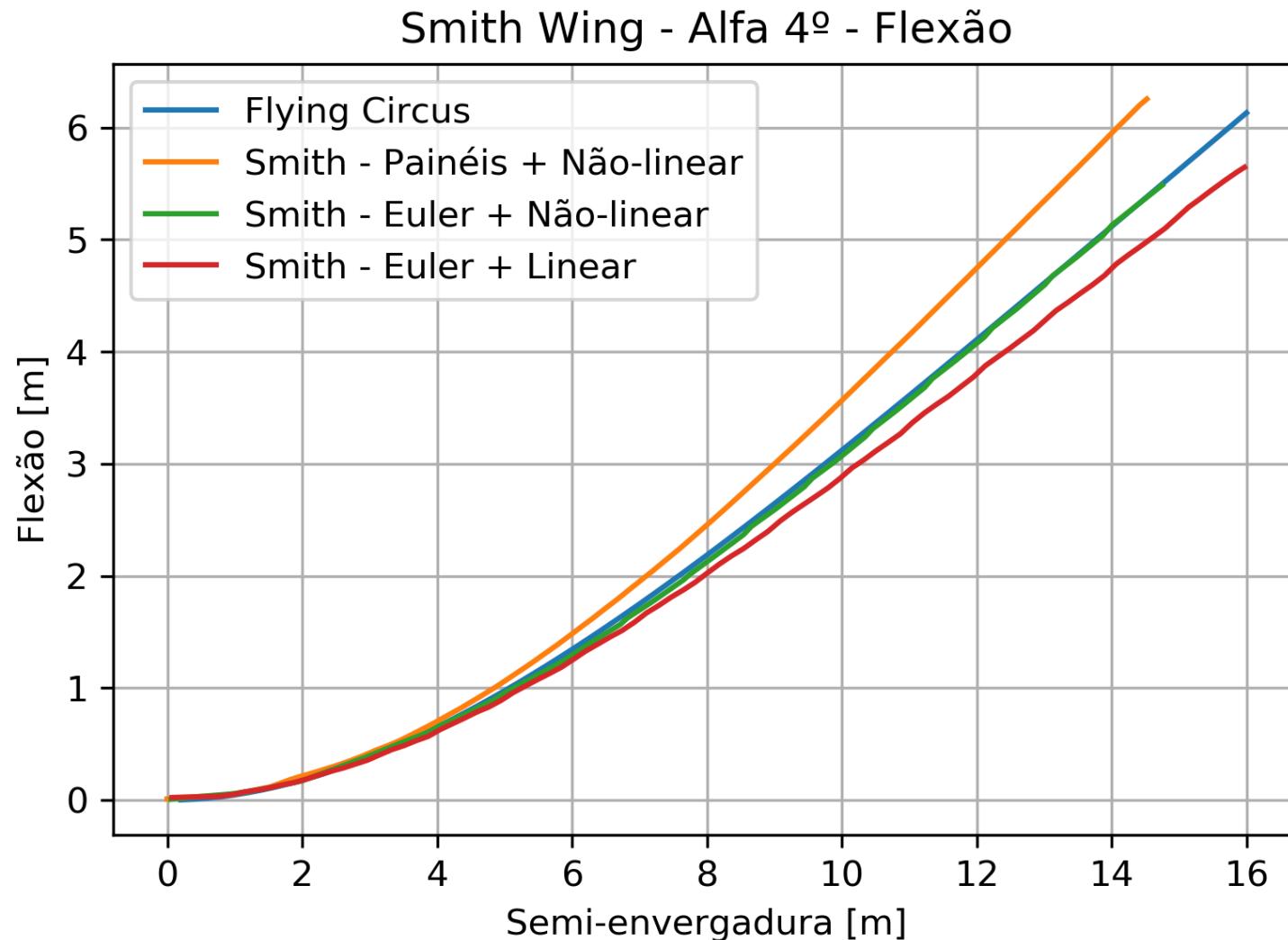
Validação – Asa Smith



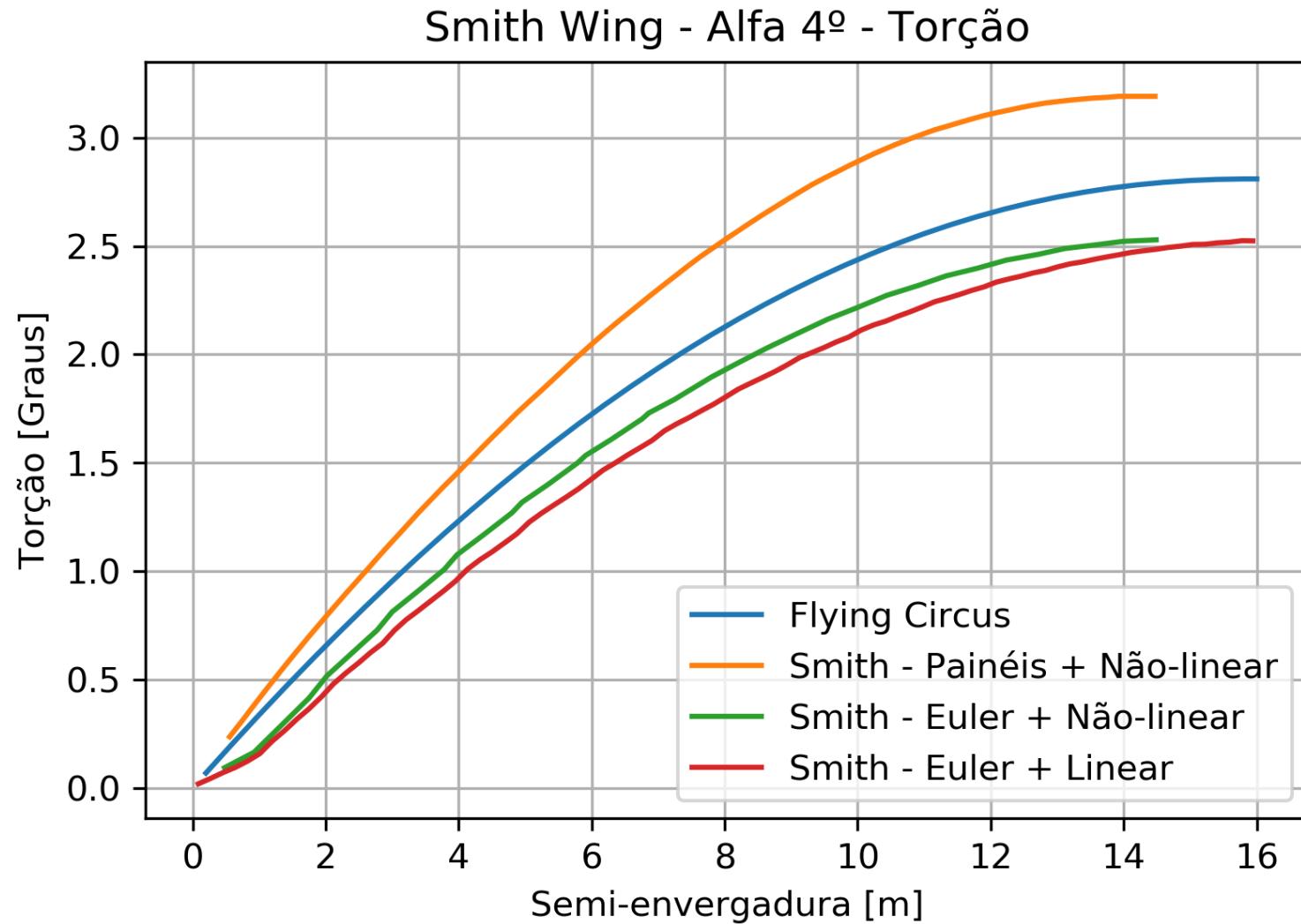
Validação – Asa Smith



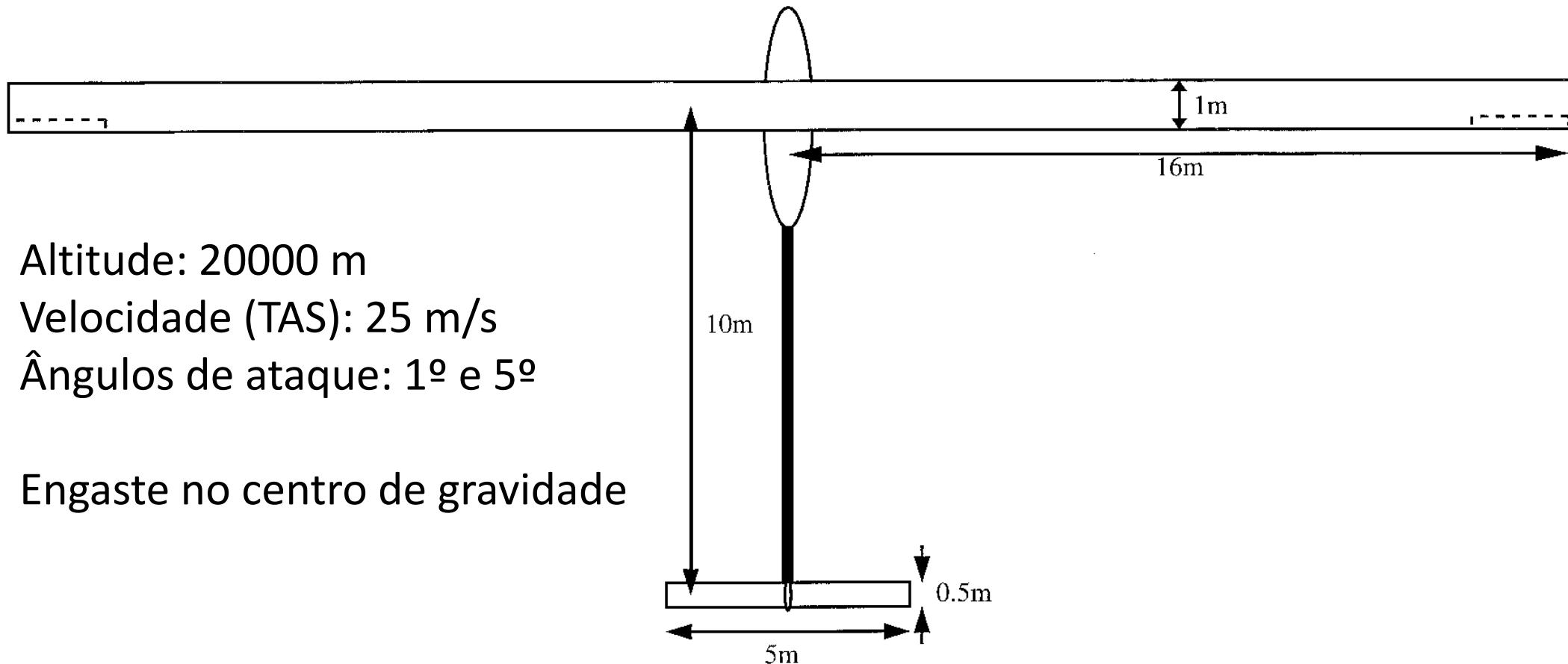
Validação – Asa Smith



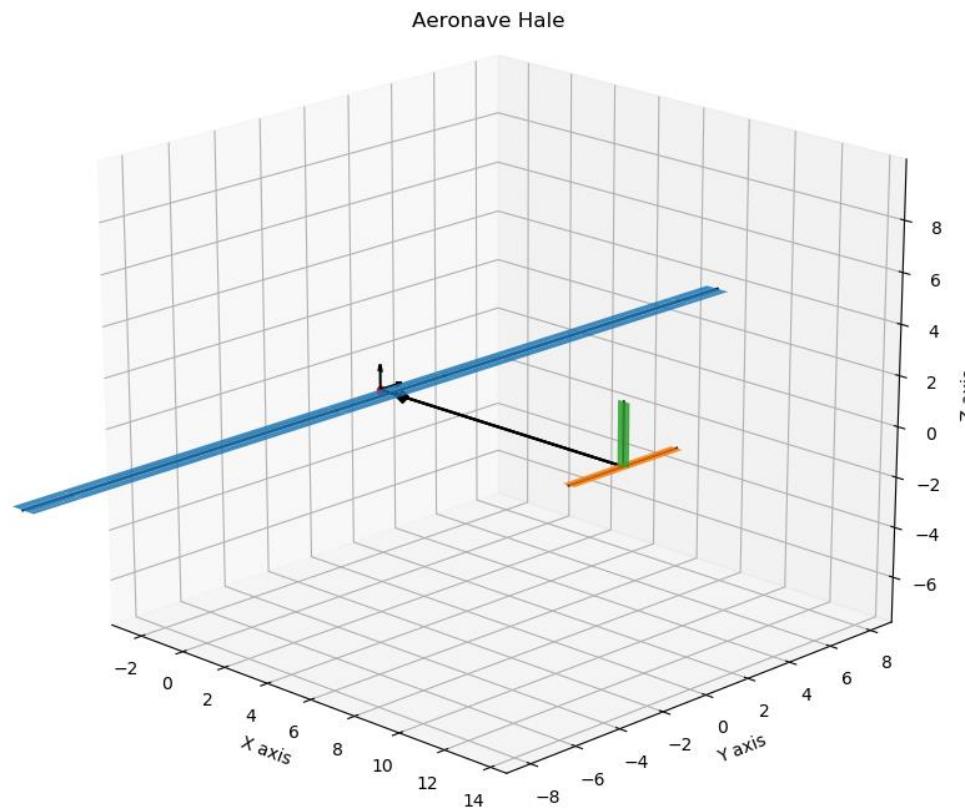
Validação – Asa Smith



Estudo de Caso – Aeronave HALE

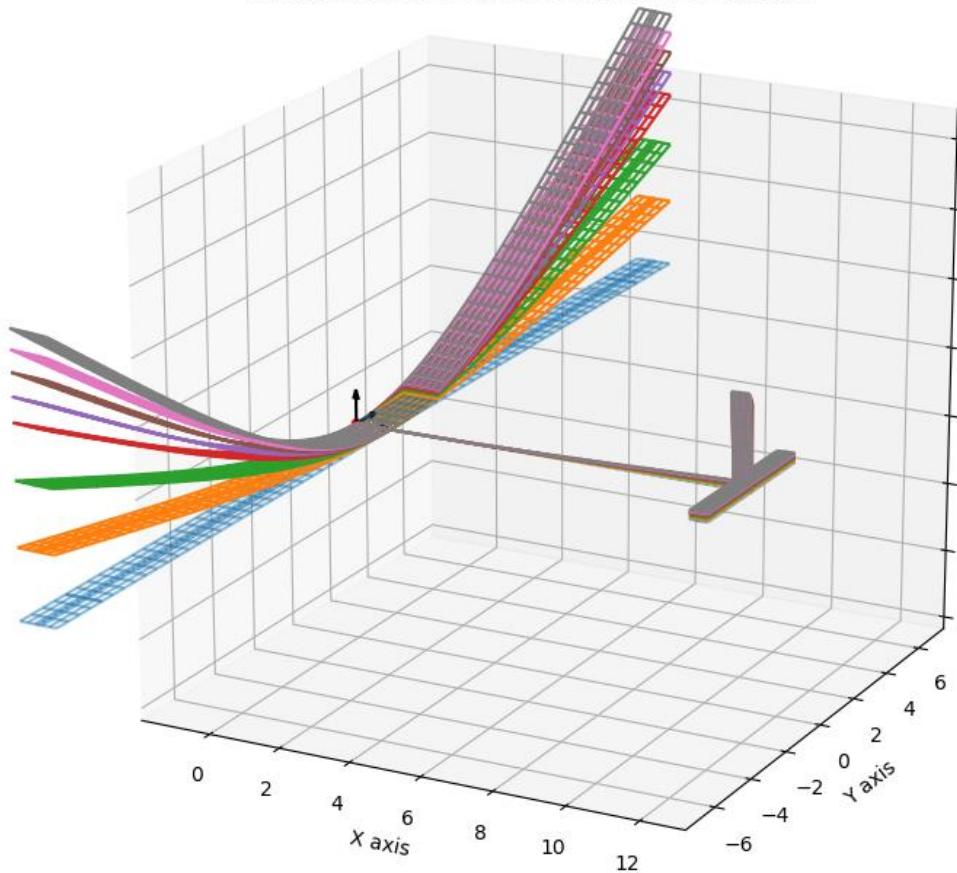


Estudo de Caso – Aeronave HALE

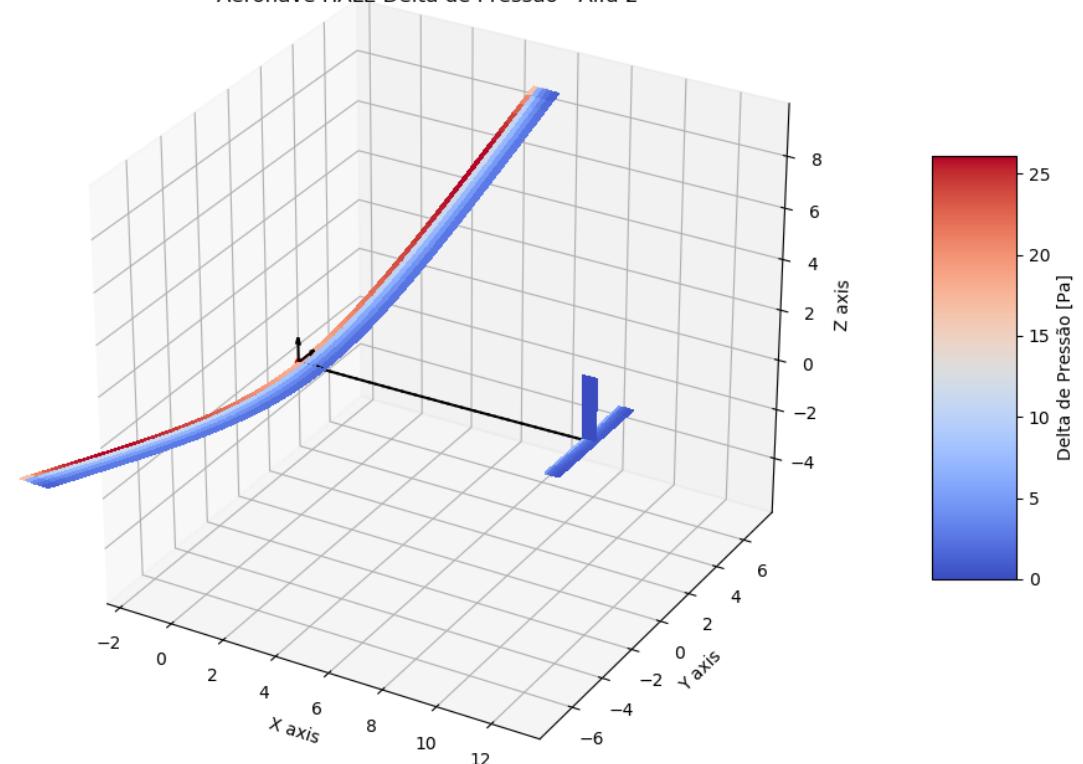


Estudo de Caso – Aeronave HALE

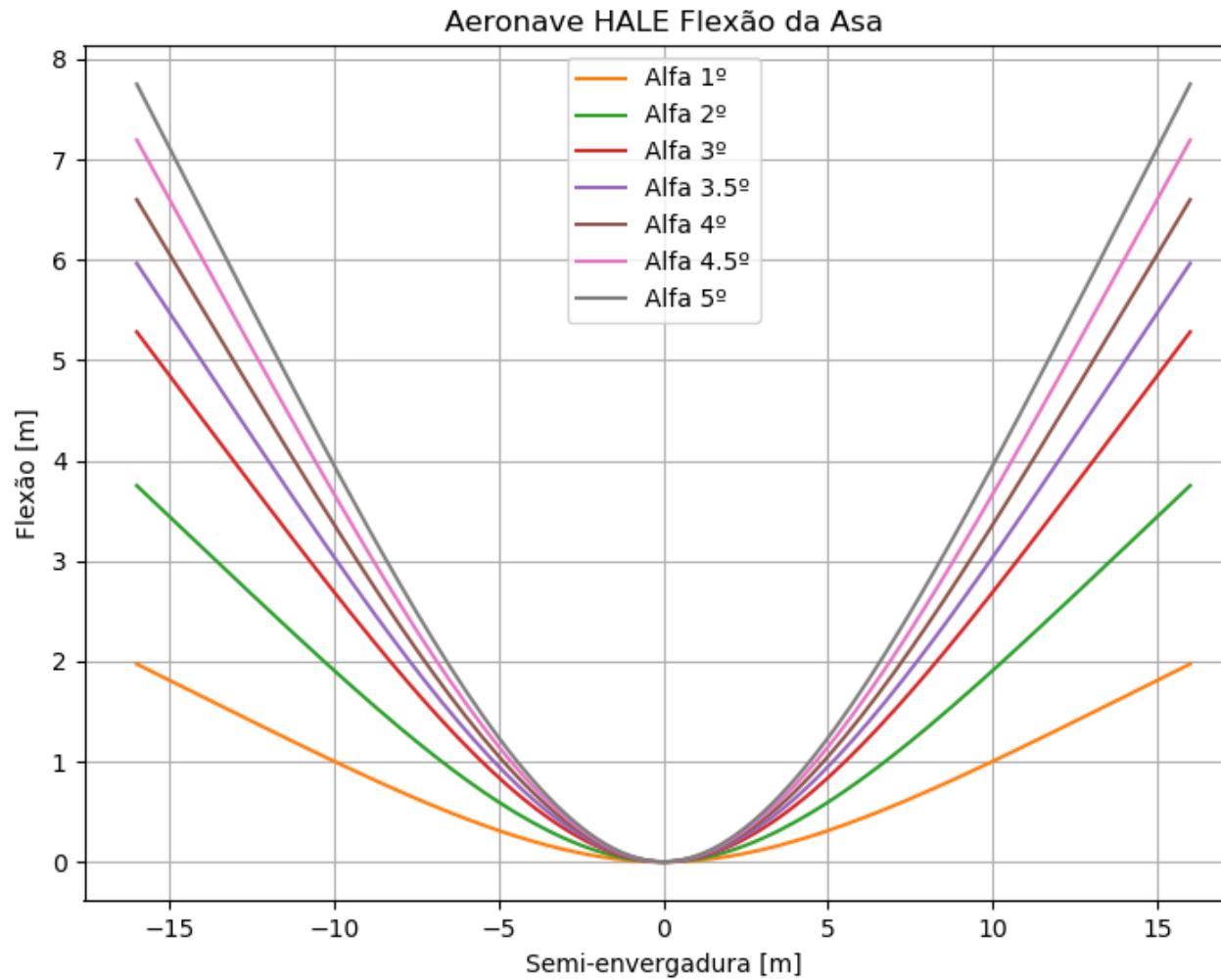
Aeronave HALE Malhas Original e Deformadas



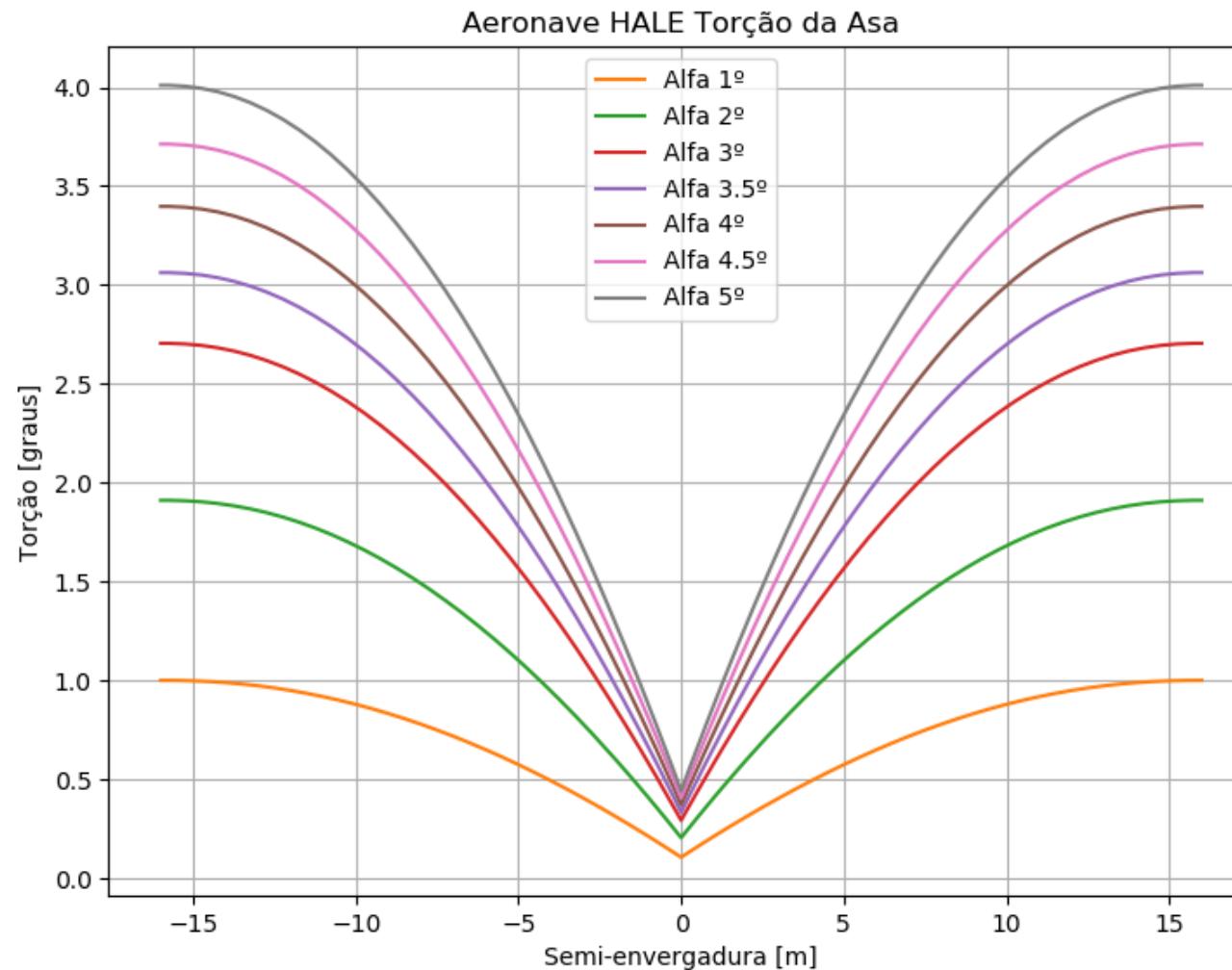
Aeronave HALE Delta de Pressão - Alfa 2°



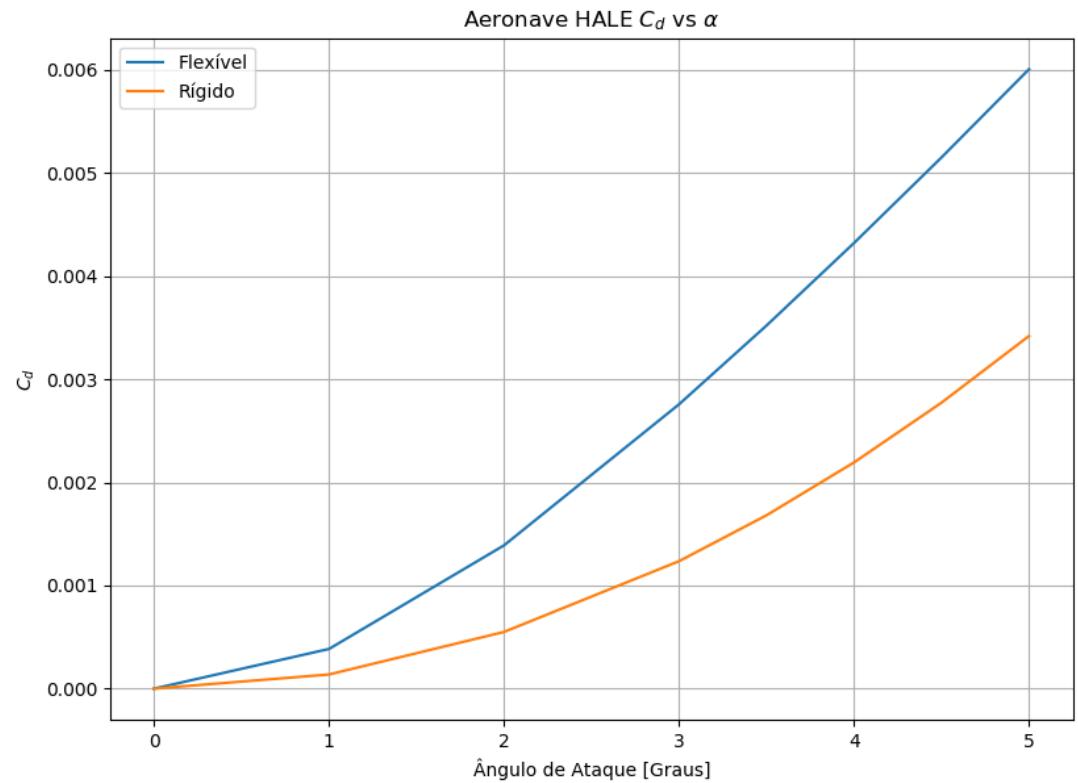
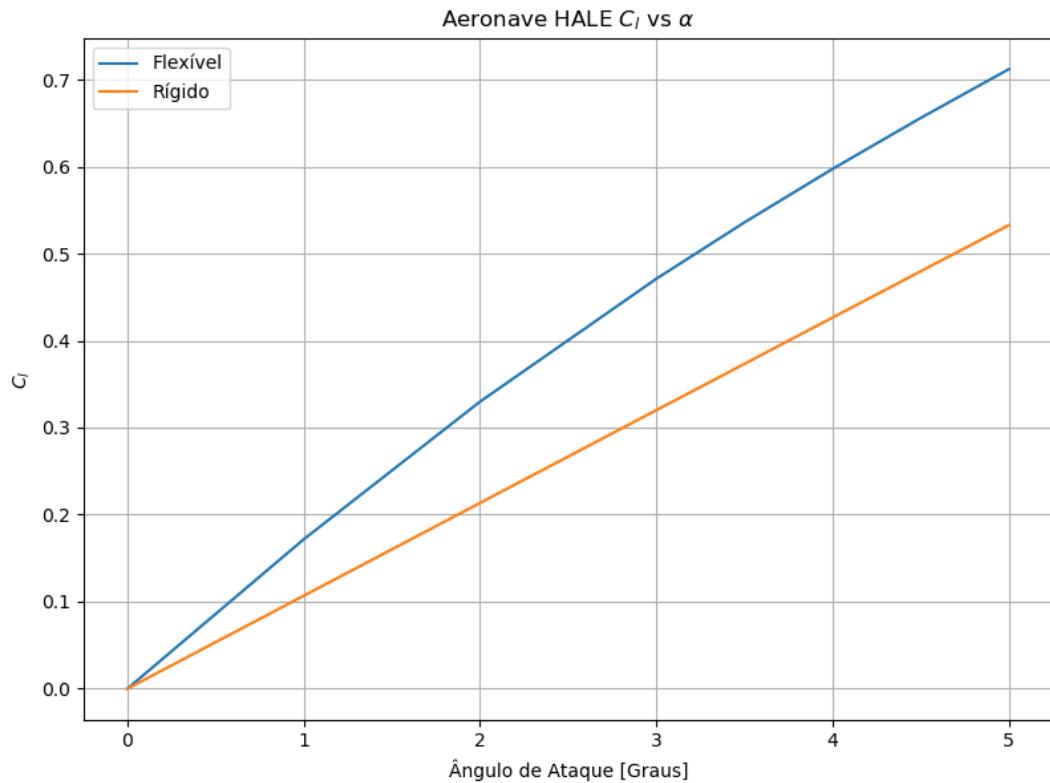
Estudo de Caso – Aeronave HALE



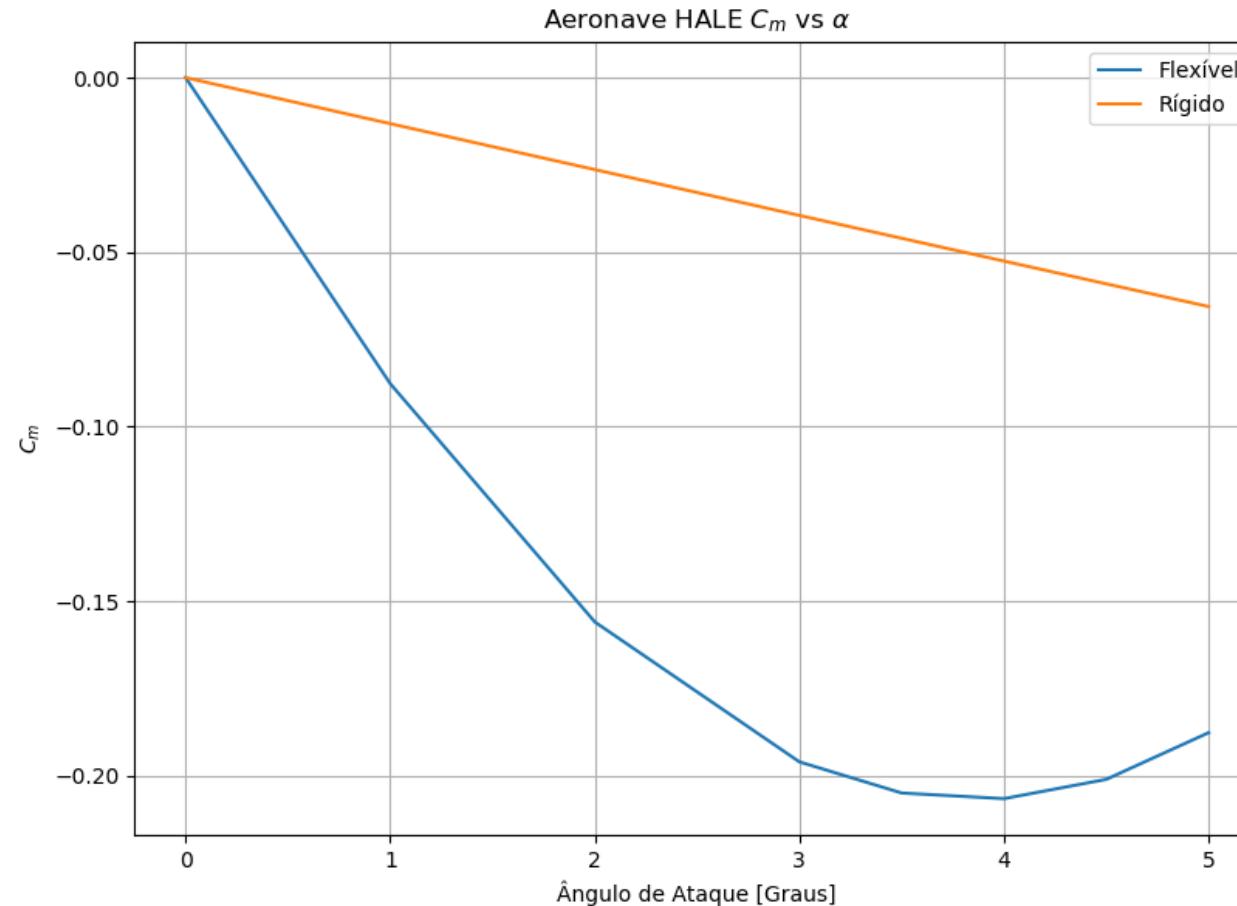
Estudo de Caso – Aeronave HALE



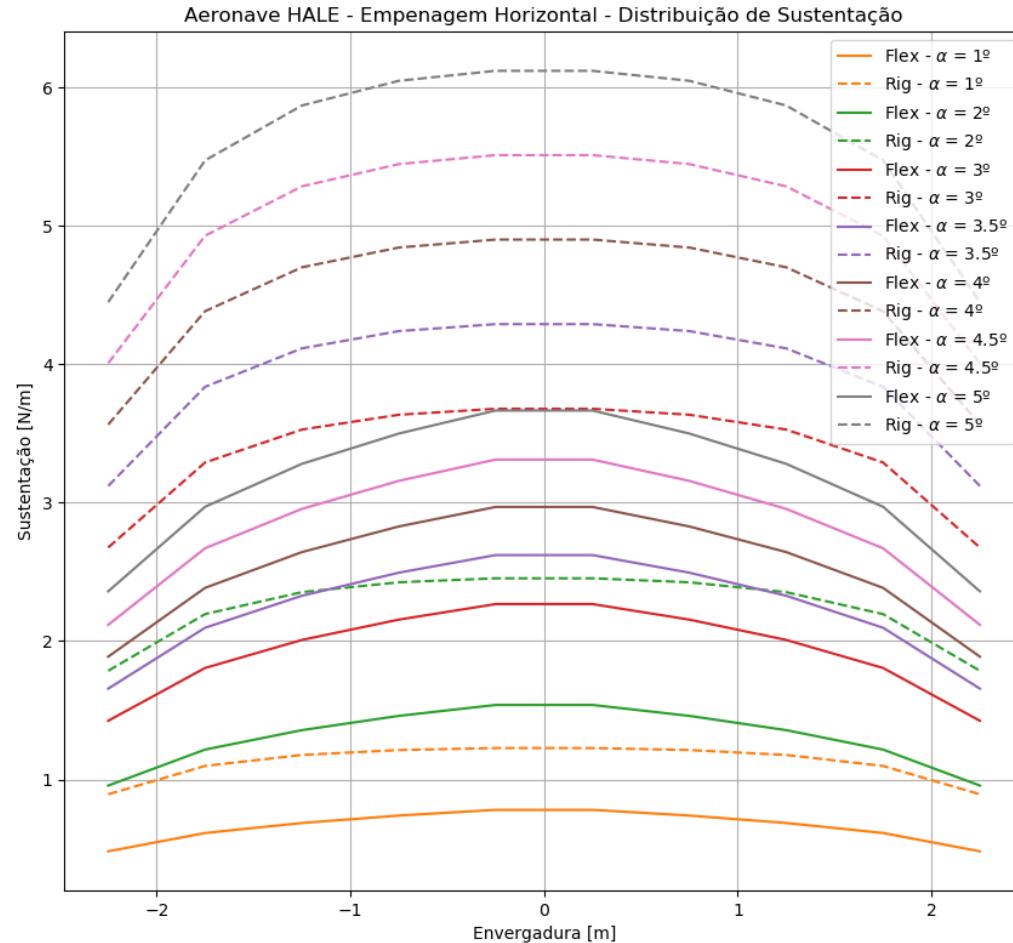
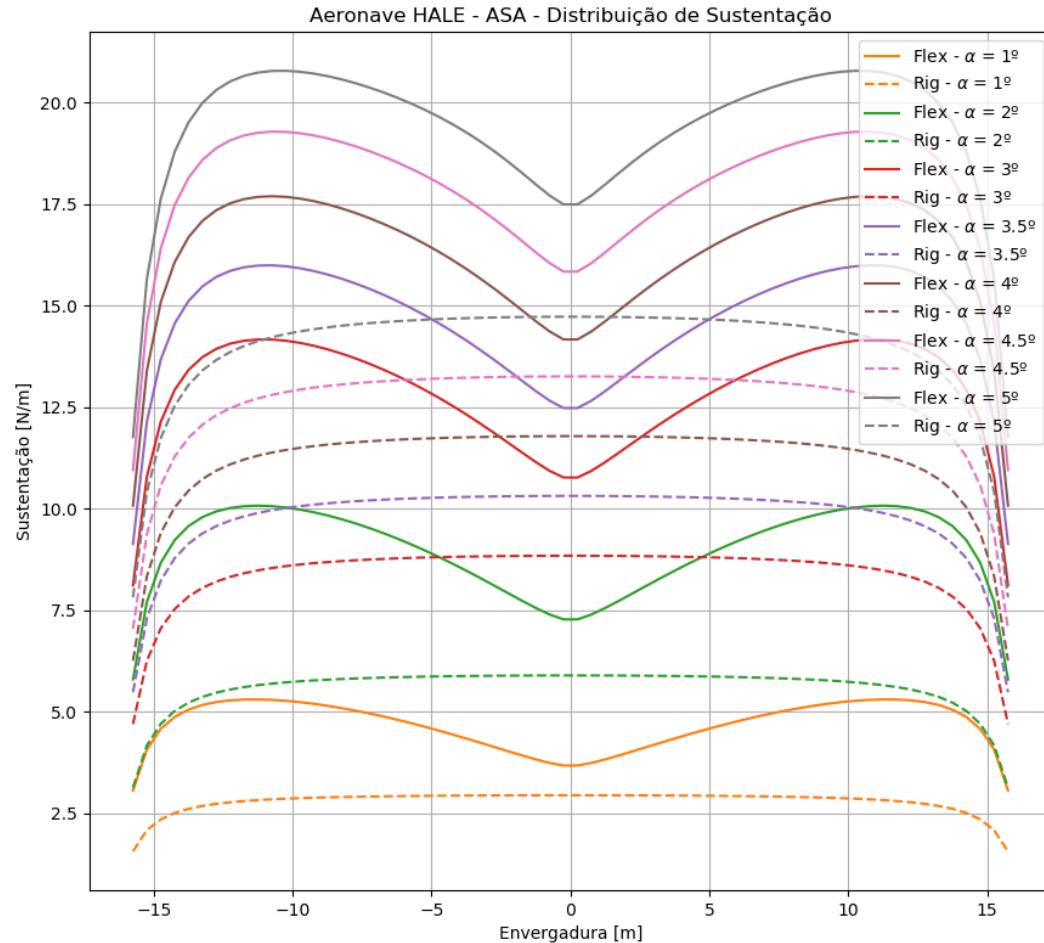
Estudo de Caso – Aeronave HALE



Estudo de Caso – Aeronave HALE



Estudo de Caso – Aeronave HALE



Conclusões Finais

Sugestões de Trabalhos Futuros

Sugestões de Trabalhos Futuros

- Implementação de uma metodologia não-linear para o cálculo estrutural

Sugestões de Trabalhos Futuros

- Implementação de uma metodologia não-linear para o cálculo estrutural
- Implementação de uma abordagem mais robusta para o acoplamento aerodinâmico/estrutural

Sugestões de Trabalhos Futuros

- Implementação de uma metodologia não-linear para o cálculo estrutural
- Implementação de uma abordagem mais robusta para o acoplamento aerodinâmico/estrutural
- Otimização das rotinas de cálculo

Sugestões de Trabalhos Futuros

- Implementação de uma metodologia não-linear para o cálculo estrutural
- Implementação de uma abordagem mais robusta para o acoplamento aerodinâmico/estrutural
- Otimização das rotinas de cálculo
- Implementação de correções de compressibilidade e camada limite para o cálculo aerodinâmico

Sugestões de Trabalhos Futuros

- Implementação de uma metodologia não-linear para o cálculo estrutural
- Implementação de uma abordagem mais robusta para o acoplamento aerodinâmico/estrutural
- Otimização das rotinas de cálculo
- Implementação de correções de compressibilidade e camada limite para o cálculo aerodinâmico
- Acoplamento da ferramenta com um simulador de voo

Sugestões de Trabalhos Futuros

- Implementação de uma metodologia não-linear para o cálculo estrutural
- Implementação de uma abordagem mais robusta para o acoplamento aerodinâmico/estrutural
- Otimização das rotinas de cálculo
- Implementação de correções de compressibilidade e camada limite para o cálculo aerodinâmico
- Acoplamento da ferramenta com um simulador de voo
- Implementação de metodologias de cálculos não-estacionário para a aerodinâmica e para a avaliação da dinâmica estrutural.

Muito obrigado

joaopaulomcc@gmail.com