

027

CONSULTA
FD-3616
Ed.rev.

São Paulo
2004

Dissertação apresentada à Escola
Politécnica da Universidade de
São Paulo para obtenção do
Título de Mestre em Engenharia.

ESTUDO DO EFEITO DE SUPORTE DE MODELO DE TÚNEL DE
VENTO TIPO STING

ADSON AGRICO DE PAULA

ADSON AGRICO DE PAULA

ESTUDO DO EFEITO DE SUPORTE DE MODELO DE TUNEL DE
VENTO TIPO STING

Dissertação apresentada à Escola
Politécnica da Universidade de
São Paulo para obtenção do
Título de Mestre em Engenharia.

Area de Concentração:
Engenharia Mecânica

Orientador:
Prof. Dr.
Julio R. Meneghini

São Paulo
2004

Ao Engenheiro Aeronáutico
Oswaldo Saback que sempre
buscou poeticamente a verdade
através dos sopros divinos dos
túneis de vento.

AGRADECIMENTOS

A Deus que sempre tenta tirar as vendas dos meus olhos e mostrar que me acompanha a cada momento de minha existência, conduzindo-me para a verdade que está dentro de mim. Por mais que às vezes esqueça disso, a verdade é única e dará liberdade aos meus pensamentos.

A minha avó Zélia que sempre está ao meu lado tão longe e tão perto.

A minha mãe Mary que sem ela jamais seria o homem que sou hoje.

Ao amigo e orientador Prof. Dr. Julio R. Meneghini pelo incentivo contínuo e por abrir as portas desta escola para mim e para as ciências aeronáuticas.

A EMBRAER, que possibilitou a realização deste trabalho. Ao meu chefe, René Landman, por todo seu apoio que me permitiu o término do trabalho paralelamente às atividades da empresa.

Ao engenheiro Carlos Frederico que sugeriu o tema do trabalho. Agradeço também aos engenheiros Alexandre Pequeno, Gustavo Trapp, Marcello Areal que estiveram sempre prontos a colaborar.

Agradeço especialmente ao engenheiro Régis Silvestre por todo o seu apoio e extremo profissionalismo que possibilitaram o desenvolvimento do trabalho. A todos que, direta ou indiretamente colaboraram.

RESUMO

No presente trabalho foi desenvolvido uma metodologia de simulação numérica para calcular o efeito da interferência aerodinâmica do suporte de túnel de vento, tipo Sting, em um modelo que representa o jato regional X-RJ. O programa de CFD **CFD++** foi utilizado para realizar simulações não-viscosas (Euler), a partir de malhas computacionais construídas para configurações da aeronave completa nas condições de cruzeiro, sendo que a aeronave foi simulada com e sem o sting. As simulações foram feitas em condições próximas às de ensaios de interferência aerodinâmica do sting realizados em túnel de vento. Esses ensaios complementaram os testes de desenvolvimento do X-RJ e possibilitaram a validação da metodologia. No trabalho foi descrito com detalhes a metodologia de simulação, incluindo a abordagem do problema físico, o método numérico empregado e o processo de geração de malhas. A hipótese considerada é que os efeitos de interferência ocorrem na fuselagem e na empennagem horizontal. Na fuselagem ocorrem mudanças nas linhas de corrente superficiais da região próxima à conexão com o sting. Para empennagem o efeito vem da mudança dos seus ângulos locais devido à distorção do escoamento causada próxima ao sting. O resultado da interferência, caracterizado em túnel de vento, é o aumento de sustentação (C_L) e diminuição no momento de arfagem (C_m mais picador) para ambos os componentes da aeronave. As simulações identificaram de forma coerente todos os efeitos físicos através de análise da mudança de distribuições de pressão e direções dos vetores velocidade do escoamento devido à presença do sting. Os valores das correções de interferência para sustentação e momento de arfagem obtidos das simulações foram subestimados. No entanto, para correções de momento de arfagem, que podem ser mais relevantes, os resultados mostram valores com discrepâncias que correspondem a $0,2^\circ$ de incidência de empennagem. Isso, do ponto de vista do projeto aerodinâmico, pode estar dentro da incerteza do processo do projeto. Outro aspecto deste trabalho é relevar a importância da ferramenta computacional (CFD) no projeto de aeronaves, visto que ensaios específicos para se obterem resultados de interferência aerodinâmica são custosos e demandam tempo. Assim, CFD surge como uma ferramenta útil para a avaliação deste efeito reduzindo os custos de projeto.

ABSTRACT

In the present work, a numerical simulation methodology has been developed to calculate aerodynamic interference effect of the wind tunnel support, sting type, in the model that represent the X-RJ regional jet. The CFD code CFD++ has been employed to carry out inviscid simulations, beginning with computation grids created for complete configurations of the aircraft at cruise condition with and without sting. The simulations have been carried out in conditions close to aerodynamic interference tests realized in wind tunnel. These experiments completed X-RJ development tests, and permitted the validation of the methodology. In the work, details regarding the simulation methodology, including the approach of the physical problem, numerical method, and the process of grid generation have been shown. The hypothesis considered here interference effect only on the fuselage and horizontal tail. In the fuselage the superficial stream lines change close to sting connection. For horizontal tail the effect comes from change of the local angles due to deformation flow caused by the sting. The interference result, characterized in the wind tunnel, is an increase in lift (C_L) and decrease in pitch moment (C_M) for both aircraft components. The simulations identify all physical phenomena involved through the evaluation of changes on the pressure distribution and velocity vector direction due to presence of the sting. The values of interference corrections obtained from simulation have been underestimated. Otherwise, for pitch moment corrections, which can be more relevant, the results shown values with discrepancies that correspond to 0.2° of horizontal tail incidence. This imprecision, for the aerodynamic point of view, is included on the imprecision of the design procedure. Other aspect of this work is to emphasize the use of the computation tools (CFD) on the aircraft design, since specific tests to obtain aerodynamic interference results are expensive and time consuming. CFD appear like a useful tool for the analysis of this effect, with a considerably lower cost.

SUMÁRIO

INTRODUÇÃO	1
1.1. Objetivos e Motivação.....	1
1.2. Estrutura da Dissertação.....	5
REVISÃO BIBLIOGRÁFICA E DESCRIÇÃO DO TEMA	6
2.1. Introdução a Aerodinâmica Computacional.....	6
2.2. Referências a Trabalhos de Simulação sobre Efeitos de Interferência Aerodinâmica de Suporte de Modelo de Túnel de Vento.....	7
2.3. Suportagem de Túnel de Vento.....	10
2.3.1. Montagem de Suporte Único.....	11
2.3.2. Montagem de Suporte Único Simples com Garfo.....	13
2.3.3. Montagem de Suporte Duplo.....	14
2.3.4. Montagem de Três Pontos.....	15
2.3.5. Montagem para Ensaios de Meia Maquete.....	15
2.3.6. Montagem com Sting.....	17
2.4. Ensaios de Túnel de Vento para Obtenção do Efeito de Interferência do Suporte.....	18
2.4.1. Montagem com Sting.....	18
2.4.2. Medida de Sting Traseiro com “Twin Stings” Auxiliares.....	22
2.5. Modelamento do Fenômeno Físico de Interferência do Suporte Tipo Sting nos Coeficientes Aerodinâmicos do Modelo X-RJ de Túnel de Vento.....	25
2.5.1. A Interferência Causada Sobre Todo Campo de Pressão do Túnel de Vento Devido a Presença do Sting (Correções de “Farfield”).....	25
2.5.2. Efeito Diretamente Associado a Mudança do Escocamento Sobre o Modelo Devido a Presença do Sting (Correções de “Nearfield”).....	26

4.1.2. Ensaio Transônico para o X-RJ.....	52
4.1.1. Túnel de Vento Transônico (DNW-HST).....	49
4.1. Resultados de Túnel de Vento Transônico Do Jato Regional X-RJ.....	49

RESULTADOS.....49

3.2.2. Modelo de escoamento livre.....	48
3.2.1.4. Condições de simetria.....	47
3.2.1.3. Paredes do túnel e superfícies do modelo.....	47
3.2.1.2. Saída do túnel de vento.....	46
3.2.1.1. Entrada do túnel de vento.....	45
3.2.1. Modelo Parede.....	45
3.2. Condições de contorno.....	45
3.1.3.2. Geração das malhas superficiais e volumétricas.....	40
3.1.3.1. Modelo do CATIA.....	39
3.1.3. Geração das malhas.....	39
3.1.2. Definição da malha.....	39
3.1.1. Geometria.....	36
3.1. Geração de malhas computacionais.....	36

GERAÇÃO DAS MALHAS COMPUTACIONAIS E CONDIÇÕES DE CONTORNO.36

2.5.6.2. Correção de Interferência da Empenagem Horizontal.....	31
2.5.6.1. Correção de interferência da fuselagem.....	30
2.5.6. Aplicação da Correção de Interferência Aerodinâmica para Simulação Numérica.....	30
2.5.5. Formulação para o Cálculo da Interferência Aerodinâmica.....	30
2.5.4.4. Empenagem Horizontal.....	28
2.5.4.3. Empenagem Vertical.....	28
2.5.4.2. Asa.....	28
2.5.4.1. Fuselagem.....	27
2.5.4. Efeito de Interferência Aerodinâmica nos Componentes da Aeronave.....	27
2.5.3. Correção Total de Interferência Aerodinâmica.....	26

4.1.2.1. Ensaios de Interferência	53
4.1.3. Resultados Experimentais	56
4.1.3.1. Discussão de Resultados	63
4.2. Resultados de Simulação Numérica para o Jato Regional X-RJ	66
4.2.1. Hipótese Euleriana das Simulações Numéricas	66
4.2.2. Simulações para o Modelo de Parede e Escoramento Livre	67
4.2.2. Efeito De Interferência do Sting Na Fuselagem	69
4.2.3. Efeito de Interferência do Sting na Empenagem Horizontal	74
4.2.4. Efeito de Mach na Interferência Aerodinâmica do Sting	93
4.2.4.1. Efeito De Mach na Interferência Aerodinâmica Sobre a Fuselagem	93
4.2.4.2. Efeito de Mach na Interferência Aerodinâmica Sobre a Empenagem Horizontal	97
4.3. Correções Finais de Interferência Aerodinâmica Devido a Presença do Sting no Modelo X-RJ	103
4.3.1. Correções Finais de Interferência Para a Fuselagem	103
4.3.2. Correções Finais de Interferência Para a Empenagem Horizontal	104
4.3.3. Correções Finais de Interferência Aerodinâmica Total no modelo X-RJ	105
4.4. Análise da Metodologia de Cálculo de Interferência da Empenagem Horizontal	107
CONCLUSÃO E RECOMENDAÇÕES PARA TRABALHOS POSTERIORES	109
5.1. Conclusão	109
5.2. Recomendações para trabalhos posteriores	112
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	113
APÊNDICE A – MÉTODO NUMÉRICO	115
A.1. Método Numérica (CFD++)	115
A.1.1. Forma integral das Leis Conservativas	116
A.1.2. Geometria de célula	117

A.1.3. Formulação Como Elementos Finitos.....	121
A.1.4. Procedimento de solução "outline".....	124
A.1.5. Reconstrução de polinômios característicos.....	125
A.1.6. Solução Riemann.....	127
A.1.7. Esquema de passo no tempo.....	127
APÊNDICE B – CONFIABILIDADE DO CÓDIGO CFD+.....	129
B.1. Simulação do Modelo de Túnel do AGARD-AR-303.....	129
B.2. Distribuição de Cp na Asa do X-RJ.....	130

LISTA DE FIGURAS

<i>Figura 1.1. Modelo (X-RJ) com empenagem baixa e suporte tipo sting traseiro em ensaio de túnel de vento na Rússia (TsAGI).....</i>	<i>2</i>
<i>Figura 2.1 : Suporte simples com braço de arfagem. Ambos os suporte e braço de arfagem rotacionam em guinada (LOW-SPEED WIND TUNNEL TESTING, 1984).....</i>	<i>11</i>
<i>Figura 2.2 : Suporte simples com mecanismos de arfagem e guinada dentro do modelo (LOW-SPEED WIND TUNNEL TESTING, 1984).....</i>	<i>12</i>
<i>Figura 2.3 : Típica montagem de suporte simples com garfo. Tanto o braço de arfagem e o garfo rotacionam em guinada (LOW-SPEED WIND TUNNEL TESTING, 1984).....</i>	<i>13</i>
<i>Figura 2.4 : F-86D em um suporte duplo (LOW-SPEED WIND TUNNEL TESTING, 1984).....</i>	<i>14</i>
<i>Figura 2.5 : Suporte duplo "Tandem" (LOW-SPEED WIND TUNNEL TESTING, 1984).....</i>	<i>14</i>
<i>Figura 2.6 : DC-9 em montagem de três pontos (LOW-SPEED WIND TUNNEL TESTING, 1984).....</i>	<i>15</i>
<i>Figura 2.7 : Combinação de testes de meia maquete e efeito solo (LOW-SPEED WIND TUNNEL TESTING, 1984).....</i>	<i>16</i>
<i>Figura 2.8 : F-18 na NASA. Modelo montado com sting para altos ângulos de ataque (LOW-SPEED WIND TUNNEL TESTING, 1984).....</i>	<i>17</i>
<i>Figura 2.9 : Testes para Avaliação da Interferência do Suporte (Paterson).....</i>	<i>19</i>
<i>Figura 2.10 : Resultados de Interferência da Lâmina (Paterson).....</i>	<i>21</i>
<i>Figura 2.11 : Esquema "Twin Stings" (TsAGI).....</i>	<i>22</i>
<i>Figura 2.12 : Modelo no "twin sting rig" com dummy sting.....</i>	<i>23</i>
<i>Figura 2.13 : Modelo no "twin sting rig" sem dummy sting.....</i>	<i>23</i>
<i>Figura 2.14 : Modelo no sting unico.....</i>	<i>24</i>
<i>Figura 2.15. Correções de interferência aerodinâmica do sting são contabilizadas como "farfield" e "nearfield" no modelo X-RJ.....</i>	<i>27</i>
<i>Figura 2.16. Efeito de interferência do sting na empenagem horizontal que ocasiona a distorção do escoamento induzindo a mudança de ângulos locais.....</i>	<i>29</i>

Figura 2.17. Variação de sustentação da aeronave por deflexão de incidência da empenagem horizontal..... 32

Figura 2.18. Efeito de interferência aerodinâmica do sting no C_L da empenagem horizontal..... 34

Figura 2.19. Curva de "downwash" de onde se obtém o $\Delta\epsilon$ 35

Figura 3.1. Modelo do X-RJ no túnel de vento (DNW-HST)..... 37

Figura 3.2. Modelo do X-RJ com paredes de túnel de vento ("modelo parede")..... 38

Figura 3.3. Modelo do X-RJ com escoamento livre sobre o modelo de túnel de vento ("modelo escoamento livre")..... 38

Figura 3.4. Detalhe da malha superficial do modelo e do plano de simetria para o modelo de escoamento livre..... 42

Figura 3.5. Detalhe da malha volumétrica para o modelo de escoamento livre..... 43

Figura 3.6. Detalhe da malha superficial da asa para o modelo de escoamento livre..... 44

Figura 3.7. Detalhe da malha superficial da junção sting/fuselagem para o modelo de escoamento livre..... 44

Figura 3.8. Condição de contorno para entrada do túnel de vento para o modelo de parede..... 44

Figura 3.9. Condição de contorno para saída do túnel de vento para o modelo de parede..... 46

Figura 3.10. Condição de contorno para paredes e superfícies do modelo para modelo de parede..... 47

Figura 3.11. Condição de contorno para o plano de simetria do modelo de parede..... 48

Figura 4.1 : Secção de teste do DNW-HST com o modelo do X-RJ..... 50

Figura 4.2 : Tipos de sistemas de ventilação em secções transônicas.(As sombras representam a ventilação) (a) Perfurado (b) Com fendas..... 51

Figura 4.3 : Reflexão de onda de choque influenciando os coeficientes aerodinâmicos na parte traseira do modelo..... 51

Figura 4.4. Modelo em voo..... 53

Figura 4.5. Modelo com sting traseiro tendo "farfield" e "near field"..... 54

Figura 4.6. Modelo com sting dorsal tendo "far field" do sting traseiro..... 54

55 fuselagem
57 função de ângulo de incidência à Mach=0.80 para configuração WBPVZ
58 função de ângulo de incidência à Mach=0.80 para configuração WBPVHZ ($i_H = 0^\circ$). para suporte traseiro como
59 função de ângulo de incidência à Mach=0.80 para configuração WBPVHZ ($i_H = -3^\circ$)
60 Interferência do sting
61 Interferência do sting
61 Figura 4.12. Coeficientes C1 como função de número de Mach para Correção de
64 Figura 4.14. Variação do efeito do sting no ângulo local ($\Delta\alpha_{sting}$) na região do
64 empennagem horizontal por α e Mach.
64 Figura 4.15. Comparação do efeito de interferência na empennagem horizontal para
68 modelo de parede e de escoamento livre (C_L).
68 Figura 4.16. Comparação do efeito de interferência na empennagem horizontal para
68 modelo de parede e de escoamento livre (C_M).
69 Figura 4.17. Linhas de corrente superficiais no cone de cauda do modelo sem sting
69 (Mach=0.80 e $\alpha=0.0^\circ$).
70 Figura 4.18. Linhas de corrente superficiais no cone de cauda do modelo sem sting
70 (Mach=0.80 e $\alpha=0.0^\circ$).
71 Figura 4.19. Distribuição de C_p no cone de cauda do modelo sem sting (Mach=0.80 e
71 $\alpha=0.0^\circ$).
71 Figura 4.20. Distribuição de C_p no cone de cauda do modelo sem sting (Mach=0.80 e
71 $\alpha=0.0^\circ$).
72 Figura 4.21. Efeito de interferência do sting no C_L da fuselagem.

72	Figura 4.22. Efeito de interferência do sting no C_M da fuselagem.
73	Figura 4.23. Comparação entre túnel e simulação numérica para ΔC_L interferência.
73	Figura 4.24. Comparação entre túnel e simulação numérica para ΔC_M interferência.
75	Figura 4.25. Linhas de corrente superficiais no cone de cauda do modelo sem sting ($Mach=0.80$ e $\alpha=0.0^\circ$).
75	Figura 4.26. Linhas de corrente espaciais no cone de cauda do modelo com sting ($Mach=0.80$ e $\alpha=0.0^\circ$).
76	Figura 4.27. Linhas de corrente espaciais no cone de cauda do modelo sem sting ($Mach=0.80$ e $\alpha=0.0^\circ$).
76	Figura 4.28. Linhas de corrente espaciais no cone de cauda do modelo com sting ($Mach=0.80$ e $\alpha=0.0^\circ$).
76	Figura 4.29. Estações Y1, Y2 e Y3 da empenagem horizontal e os pontos P1, P2 e P3 situados respectivamente 5, 15 e 25 centímetros dos bordos de ataque das estações.
77	Figura 4.30. Distribuição de C_p na empenagem horizontal para modelo sem sting ($Mach=0.80$ e $\alpha=1.0^\circ$).
80	Figura 4.31. Distribuição de C_p na empenagem horizontal para modelo com sting ($Mach=0.80$ e $\alpha=1.0^\circ$).
80	Figura 4.32. Variação da distribuição de C_p devido a mudança de ângulo de ataque (α) na estação Y2.
81	Figura 4.33. Efeito da interferência do sting na distribuição de C_p para estação Y2 e $\alpha=1.0^\circ$.
83	Figura 4.34. Efeito da interferência do sting na distribuição de C_p para estação Y2 e $\alpha=3.0^\circ$.
83	Figura 4.35. Efeito da interferência do sting na distribuição de C_p para estação Y2 e $\alpha=5.0^\circ$.
84	Figura 4.36. Comparação entre efeito da mudança de ângulo de ataque e efeito da presença do sting para distribuição de C_p empenagem horizontal (Y1).
85	Figura 4.37. Comparação entre efeito da mudança de ângulo de ataque e efeito da presença do sting para distribuição de C_p empenagem horizontal (Y3).
86	

Figura 4.38. Efeito de interferência aerodinâmica do sting no $C_{L_{HT}}$	87
Figura 4.39. Efeito de interferência aerodinâmica do sting no $C_{M_{HT}}$	88
Figura 4.40. Ângulo induzido equivalente devido interferência aerodinâmica do sting do sting no $C_{L_{HT}}$	89
Figura 4.41. Ângulo induzido equivalente devido interferência aerodinâmica do sting do sting no $C_{M_{HT}}$	89
Figura 4.42. Comparação entre túnel de vento e simulação numérica do ângulo induzido equivalente, devido à interferência do sting no C_L	92
Figura 4.43. Comparação entre túnel de vento e simulação numérica do ângulo induzido equivalente, devido à interferência do sting no C_M	92
Figura 4.44. Efeito de Mach na interferência do sting sobre a fuselagem (C_L).....	93
Figura 4.45. Efeito de Mach na interferência do sting sobre a fuselagem (C_M).....	94
Figura 4.46. Correções de interferência do sting ("nearfield") para suporte traseiro como função de ângulo de incidência à Mach=0.70 para configuração WBPVZ.....	95
Figura 4.47. Correções de interferência do sting ("nearfield") para suporte traseiro como função de ângulo de incidência à Mach=0.80 para configuração WBPVZ.....	96
Figura 4.48. Efeito de Mach na interferência do sting sobre a empenagem horizontal (C_L).....	97
Figura 4.49. Efeito de Mach na interferência do sting sobre a empenagem horizontal (C_M).....	98
Figura 4.50. Efeito de Mach no ângulo induzido equivalente (C_L).....	99
Figura 4.51. Efeito de Mach no ângulo induzido equivalente (C_M).....	100
Figura 4.52. Efeito de Mach no ângulo induzido equivalente para C_L (DNW-HST).....	101
Figura 4.53. Efeito de Mach no ângulo induzido equivalente para C_M (DNW-HST).....	102
Figura 4.54. Comparação entre túnel de vento e simulação numérica da interferência aerodinâmica total no modelo para C_L à Mach=0.80.....	106
Figura 4.55. Comparação entre túnel de vento e simulação numérica da interferência aerodinâmica total no modelo para C_M à Mach=0.80.....	106

Figura 4.56. Comparação entre túnel de vento, método numérico puro e método numérico proposto para a interferência na empenagem horizontal (C_l).....	107
Figura 4.57. Comparação entre túnel de vento, método numérico puro e método numérico proposto para a interferência na empenagem horizontal (C_M).....	108
Figura A.1. Tipos de células.....	118
Figura A.2. Células de ordem maiores.....	120
Figura B.1. Condições simuladas para configuração asa-fuselagem.....	129
Figura B.2. Comparações de distribuição de pressão entre dados experimentais e simulação numérica.....	130
Figura B.3. Comparação de distribuição de pressão entre dados experimentais e simulação numérica do X-RJ.....	131

LISTA DE TABELAS

Tabela 3.1. Número de elementos de malha (prismáticos e hexaédricos) para as simulações realizadas.....	39
Tabela 4.1. Vetores velocidade $V(u,v,w)$ nos pontos P1, P2 e P3.....	78
Tabela 4.2. Ângulo induzido equivalente obtido da simulação numérica (C_L).....	90
Tabela 4.3. Ângulo induzido equivalente obtido da simulação numérica (C_M).....	90
Tabela 4.4. Ângulo induzido equivalente obtido de resultados de túnel de vento (DNW-HST).....	91
Tabela 4.5. Ângulo induzido equivalente obtido da simulação numérica (C_L).....	98
Tabela 4.6. Ângulo induzido equivalente obtido da simulação numérica (C_M).....	99
Tabela 4.7. Efeito de Mach no ângulo induzido equivalente (DNW-HST).....	101

LISTAS DE ABREVIATURAS E SIGLAS

2D	Dois Dimensões
3D	Três Dimensões
AGARD	Advisory Group for Aerospace Research & Development
B	Body
CFD	Computational Fluid Dynamics
DNW	Duits Nederlandse Windtunnels
EMBRAER	Empresa Brasileira de Aeronáutica S. A.
F	Flap Track Fairing
FFDS	Far Field Dorsal Sting
FFRS	Far Field Rear Sting
H	Horizontal Tail
HiReTT	High Reynolds Number Tools and Techniques for Civil Transport Aircraft Design
HP	Height Pressure
HST	High Speed Tunnel
IH	Horizontal Incidence
MVF	Método dos Volumes Finitos
N	Nacelle
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NF	Near Field
NFDS	Near Field Dorsal Sting
NFRS	Near Field Rear Sting
P	Pylon
RS	Rear Sting
TRA3	The Thematic Network on Aerospace Aerodynamics

TSAGI	Central Aerohydrodynamic Institute
TV	Túnel de Vento
V	Vertical Tail
X - RJ	X - Regional Jet
Z	Winglet

LISTA DE SÍMBOLOS

DCL	variação de sustentação
DCD	variação de arrasto
DCM	variação de momento de arfagem
C_I	coeficiente na condição de correção completa (condição de vôo-figura 4.4)
C_{II}	coeficiente para condição do modelo no suporte dorsal + suporte traseiro (figura 4.7)
C_{III}	coeficiente para condição do modelo no suporte dorsal sem suporte traseiro (figura 4.6)
C_L	coeficiente de sustentação
C_M	coeficiente de momento de arfagem
$C_{L_{HT}}$	coeficiente de sustentação da empenagem horizontal
$C_{I_{HT}}$	coeficiente de sustentação do perfil da seção da empenagem horizontal
$C_{L_{medido}}$	coeficiente de sustentação medido em túnel sem correção de interferência
$C_{L_{CORRIGIDO}}$	coeficiente de sustentação medido em túnel com correção de interferência
C_D	coeficiente de arrasto
$C_{D_{medido}}$	coeficiente de arrasto medido em túnel sem correção de interferência
$C_{D_{CORRIGIDO}}$	coeficiente de arrasto medido em túnel com correção de interferência
$C_{M_{HT}}$	coeficiente de momento de arfagem da empenagem horizontal
$C_{M_{medido}}$	coeficiente de momento de arfagem medido em túnel sem correção de interferência
$C_{M_{CORRIGIDO}}$	coeficiente de momento de arfagem medido em túnel com correção de interferência
C_Y	coeficiente de força lateral
C_N	coeficiente de momento de guinada

Simbolos Gregos

α	ângulo de ataque da asa
α_{HT}	ângulo de ataque da empenagem horizontal
$\Delta\alpha_i$	ângulo induzido equivalente devido à presença do sting
$\Delta\alpha_{probe}$	variação do ângulo local devido à presença do sting em uma tomada de medição no cone de cauda da fuselagem
ΔC	variação de coeficiente aerodinâmico
ϵ	ângulo de "downwash"

C_r	coeficiente de momento de rolamento
u	velocidade na direção x
v	velocidade na direção y
w	velocidade na direção z
C_p	coeficiente de pressão
C	corda do perfil da seção
M	Número de Mach
i_h	ângulo de incidência da empenagem horizontal

CAPÍTULO 1

INTRODUÇÃO

1.1. Objetivos e Motivação

Ensaios em túnel de vento são fundamentais no projeto de aeronaves, visto que essa é a fase onde se verificam coeficientes aerodinâmicos com confiabilidade, otimiza-se o projeto aerodinâmico ou até mesmo redefine-se a aerodinâmica de uma aeronave. Assim faz parte do projeto aerodinâmico, obtermos os dados de túnel de vento de maneira mais precisa possível para que efetivamente esses resultados representem o avião em voo.

Os resultados obtidos do túnel de vento são corrigidos devido a vários efeitos que vem do próprio túnel e que não ocorrem em voo tais como bloqueio sólido, bloqueio de esteira, curvatura da linha de corrente e pressão estática na seção de ensaio. Esses efeitos devem ser considerados por que modificam o escoamento no infinito, normalmente essas correções são conhecidas pelos engenheiros de túnel de vento, obviamente elas dependem das particularidades de cada túnel.

Além das correções de túnel citadas, existem correções devido à estrutura de suportagem que todo modelo tem. Existem vários tipos de suportagens que são utilizadas dependendo das características do ensaio, ou mesmo do critério de escolha, baseado no conhecimento da equipe técnica do túnel. É evidente que qualquer que seja o tipo utilizado de estrutura de suportagem haverá uma interferência no escoamento que não existe em voo. Essa interferência pode afetar fortemente as linhas de corrente próximas às superfícies da aeronave, assim levando a resultados aerodinâmicos não representativos do avião em condição voo.

É essencial que estas correções sejam as mais precisas possíveis, pois caso contrário podem ocorrer sérios impactos no projeto aerodinâmico. Um caso que exemplifica isso, e

que é o foco deste trabalho, é quando se fazem ensaios de avôes de empenagem horizontal baixa, com uma suportagem do tipo sting traseiro, como é mostrada na figura 1.1. Essa configuração exerce forte mudanęa nas linhas de corrente prôximas a empenagem horizontal. Se não houver uma correęa adequada deste efeito, a eficiência da empenagem horizontal pode ser estimada de forma imprecisa. Esse fato pode ter um sério impacto no desempenho aerodinâmico da aeronave.

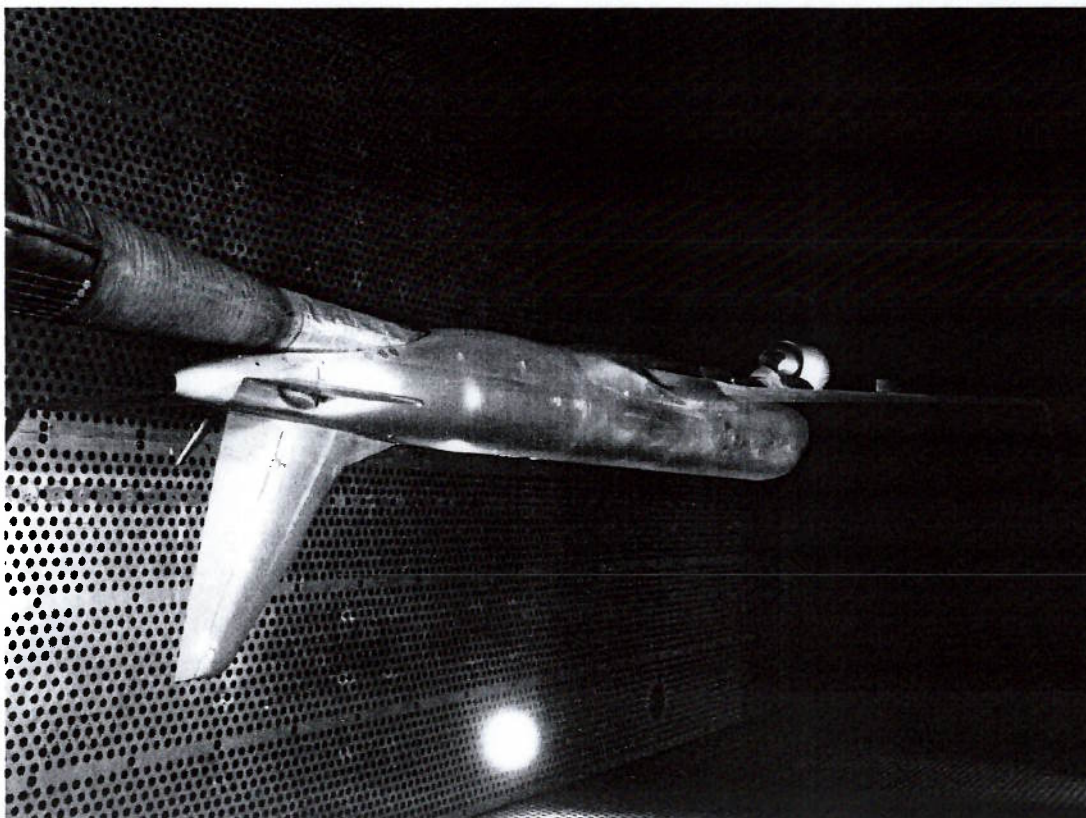


Figura 1.1. Modelo (X-RJ) com empenagem baixa e suorte tipo sting traseiro em ensaio de tunel de vento na Rússia (TSAI).

Diferentemente das correções citadas anteriormente, as quais dependem basicamente das características do tunel, as correções de suportagem dependem das características específicas do tipo de suorte, configuração que a aeronave tem e por consequência da interação entre o suorte e a aeronave.

Desta forma, devido à importância das correções de suportagem e das características particulares de seu efeito, é razoável que elas devam ser obtidas de ensaios

específicos para campanha de testes na qual será utilizado o suporte. No entanto, estes ensaios demandam tempo e aumento da complexidade dos testes de túnel de vento, tendo como consequência um aumento de custos. Então, surge a possibilidade dos métodos computacionais de simulação (CFD) atuarem como uma ferramenta para avaliar estes efeitos de interferência aerodinâmica devido a suportagem de túnel. Essa metodologia computacional leva a uma agilidade maior para se obter correções de interferência aerodinâmica, visto que rapidamente podem-se construir computacionalmente modelos *aeromave e aeronave + suporte*. Também implica em uma diminuição de custos na fase de ensaios em túnel de vento, devido ao menor número de ensaios (eliminação de ensaios de interferência).

O objetivo deste trabalho é desenvolver uma metodologia de simulação computacional utilizando um código comercial de CFD para estudar os efeitos da interferência aerodinâmica da suportagem do tipo sting em um modelo de túnel de vento. Assim ocorrerá a diminuição de custos no projeto aerodinâmico de uma aeronave devido à redução do número de horas de ensaios em túnel de vento. O modelo em questão é um jato regional com configuração de empenagem horizontal baixa e motor em baixo da asa que chamamos aqui de X-RJ. Este modelo foi ensaiado em túnel de vento.

As simulações fornecem como resultados da “*interferência aerodinâmica*” do sting os valores $\Delta C_{L \text{ interferência}}$ e $\Delta C_{M \text{ interferência}}$ que correspondem aos efeitos de sustentação e momento de arfagem devido a presença do sting, bem como a mudança do ângulo de ataque local da empenagem horizontal, representado pelo ângulo induzido equivalente ($\Delta \alpha_i$), efeito este que será explicado posteriormente.

Prende-se confirmar e entender o fenômeno físico da interferência aerodinâmica de forma mais clara, fenômeno esse que foi observado em resultados de túnel de vento. Esse entendimento do fenômeno é possível, visto que através dos métodos computacionais tem-se mais flexibilidade para obtermos parâmetros físicos, como visualizações de linhas de corrente do escoamento e distribuições de pressão nas regiões de interesse. Como exemplo podemos citar o cone de cauda da aeronave onde o suporte está montado. Podem-se obter coeficientes aerodinâmicos parciais e assim entendermos como a interferência aerodinâmica afeta cada elemento da aeronave.

As condições para simulação são a Mach transônico, onde os efeitos do sting acenham-se e os resultados têm mais relevância para a configuração de cruzeiro, configuração essa que foi ensaiada nos testes de túnel de vento.

O jato regional X-RJ tem uma configuração com empenagem horizontal baixa, desta forma, espera-se que o sting, possa exercer interferência aerodinâmica maior na empenagem horizontal devido a sua proximidade com a mesma.

Para se quantificar a interferência aerodinâmica do suporte tipo sting no modelo X-RJ são simulados casos com e sem o suporte. Esses casos são simulados na configuração completa da aeronave (W-wing, B-body; P-pylon, N-nacelle, V-vertical e H-horizontal). Para validação da metodologia, as simulações são comparadas com resultados de túnel de vento.

1.2. Estrutura da Dissertação

No capítulo introdutório é apresentado o assunto a ser abordado durante o desenvolvimento deste trabalho, isto é, o estudo da interferência aerodinâmica do suporte tipo sting em um modelo de vento de túnel de vento através de análise numérica.

No segundo capítulo é feita uma revisão bibliográfica deste assunto, buscando informações de trabalhos experimentais e numéricos na análise de suportes de modelos de túnel de vento sendo que para simulação numérica serão comentados simuladores utilizados, metodologias de análise e os principais resultados. Também será entendido o fenômeno da interferência e mostrada a abordagem que será dada para o mesmo.

O processo de geração das malhas e aplicação das condições de contorno é abordado no terceiro capítulo. Uma descrição detalhada das malhas é feita, assim como todas as etapas de sua criação, são descritas também todas as condições de contorno aplicadas ao modelo e suas principais características.

No quarto capítulo são apresentados os resultados das simulações. A metodologia de simulação é aplicada às condições específicas de interesse deste estudo para o X-RJ comparando os resultados de simulação com resultados de túnel de vento.

O último capítulo traz as principais conclusões deste trabalho baseadas nos resultados obtidos, avaliando a aplicabilidade desta metodologia de simulação e as principais contribuições que este tipo de análise pode trazer no desenvolvimento de um projeto. São também apresentadas sugestões de novas pesquisas que possam melhorar e complementar a metodologia apresentada neste trabalho.

No apêndice serão apresentadas referências do método numérico para a solução do escoamento, empregado pelo simulador de CFD utilizado durante o desenvolvimento deste trabalho. A formulação matemática é descrita de acordo com as hipóteses e estratégias de solução definidas para esta aplicação. Também será feita uma breve discussão sobre a confiabilidade científica do software através da comparação de resultados do CFD++ com túnel de vento.

CAPÍTULO 2

REVISÃO BIBLIOGRÁFICA E DESCRIÇÃO DO TEMA

No capítulo presente será feita uma revisão bibliográfica sobre o tema deste trabalho e uma descrição do mesmo. Será feita uma pesquisa na literatura relacionada a métodos experimentais e numéricos aplicados à análise do efeito de interferência aerodinâmica do suporte de modelos de túnel de vento.

Através dos trabalhos apresentados será abordado de forma geral o uso de CFD na indústria aeronáutica mostrando os programas computacionais utilizados, tipos de malhas, os métodos, aplicações e a evolução de todo este processo dentro da indústria. Os trabalhos também mostrarão pesquisas específicas correlatas ao tema da dissertação.

Na descrição do tema será mostrado o estado da arte para a interferência aerodinâmica do ponto de vista experimental. Também será descrita a abordagem que o presente trabalho faz sobre o fenômeno.

2.1. Introdução a Aerodinâmica Computacional

Como referência para fundamentos da aerodinâmica computacional e sua aplicação na indústria aeronáutica, bem como a evolução dessa tecnologia, temos o livro *COMPUTATION FLUID DYNAMICS – THE BASICS WITH APPLICATION* (1995). Este livro retrata os fundamentos de CFD, como tipo de malha e soluções numéricas. Também são abordadas aplicações que normalmente ocorrem na indústria aeronáutica, seja na fase inicial do projeto aerodinâmico ou até mesmo em situações que envolvam fases avançadas onde podem ocorrer mudanças críticas na aerodinâmica do projeto, assim este livro é uma boa referência para quem deseja iniciar estudos de CFD aplicados à indústria aeronáutica.

2.2. Referências a Trabalhos de Simulação sobre Efeitos de Interferência Aerodinâmica de Suporte de Modelo de Túnel de

Vento.

Na literatura há um grande número de trabalhos relacionados a interferência aerodinâmica de suporte de túnel de vento. No entanto a análise desse fenômeno do ponto de vista numérico é recente. Isso se deve ao fato de aplicações de CFD na indústria aeronáutica serem relativamente recentes. Com o grande desenvolvimento atual de códigos e processadores surge o interesse até mesmo de estudar efeitos particulares de túnel de vento através de análise numérica.

As correções para efeitos de suporte de modelo de túnel sempre foram de grande interesse de estudo para os aerodinamicistas. Uma aplicação específica e que levou a muitas publicações na literatura é a influência do suporte de modelos de misséis em túnel de vento a altas velocidades, visto que erros de avaliação nos coeficientes aerodinâmicos podem ter sérios impactos. Dessa forma podemos referenciar o NACA-RM-E53E28 (1953) que faz uma investigação experimental dos efeitos da interferência do suporte na distribuição de pressão de um corpo de revolução a $Mach=3.12$ e Reynolds de 2 até 14 Milhões. A finalidade principal deste trabalho foi analisar os resultados de um suporte tipo sting modificado com “fin” e “splitter plates” e compará-los com sting convencional, sendo que estes suportes não-convencionais mostram bons resultados do ponto de vista de efeitos no arrasto de base do modelo de míssil.

O NACA-RM-L53K12 (1954) mostra uma compilação das informações disponíveis sobre os problemas de interferência de suporte para velocidades transônicas e supersônicas. Essa compilação indica que em velocidades supersônicas há dados experimentais suficientes para projetar corretamente suportes tipo sting de forma que diminua seus efeitos de interferência a ponto de negligenciá-los. Para velocidades transônicas o problema de interferência torna-se mais sério, e mais informações experimentais são necessárias.

Outra abordagem na interferência do suporte é a investigação do seu efeito para altos ângulos de ataque. Uma boa referência é Taylor e Gursul (2003) que investiga esse fenômeno com particular ênfase em vórtices gerados em uma asa delta. Utilizando variações de localização de um suporte “dummy” observa-se em um túnel de água que o suporte

muda as condições dos vórtices gerados pela asa delta a altos ângulos de ataque e que esse

fato modifica as medições de força.

O interesse em entender os efeitos de suportes em túnel de vento sempre esteve presente nas discussões acadêmicas e o que podemos observar no simpósio (AGARD-CP-535) realizado em Bruxelas (1994) onde teve como tema medidas de escoamento, interferência de parede e suporte em túnel de vento. Com 31 publicações o simpósio teve como objetivo a discussão dos recentes desenvolvimentos na época em pesquisas e programas de tecnologia que tem por finalidade reduzir os erros dos dados de testes de túnel causados por paredes de túnel de vento, suportes e mecanismos de medida que atrapalham o escoamento. Os artigos incluem métodos de correções de parede baseados em dados medidos nas mesmas e métodos para eliminar interferência de parede através de paredes adaptativas e/ou ventiladas, cálculos de interferência de suportes e métodos de correção, e recentes avanços nas técnicas de medida do escoamento.

Do ponto de vista de análise numérica o efeito de suportes recentemente começa ter interesse e o que mostra o artigo de Muijden (2000). Neste trabalho avalia-se, via simulação numérica, a eficiência transônica de uma aeronave de transporte civil supersônica sendo que parte deste trabalho foi analisar o efeito do sting do modelo utilizado em ensaio de túnel de vento. Foram obtidos resultados da distribuição de pressão para o modelo de túnel (com sting) e modelo de voo (sem sting). Diferentemente do presente trabalho (suporte X-RJ) que não ocorre variação da fuselagem devido à montagem do suporte, para o modelo supersônico a fuselagem da aeronave é modificada em suas dimensões para suportar o sting. Foi usado o software ENFLOW que utiliza uma malha multi-bloco para resolver o escoamento viscoso. Devido ao fato do modelo de túnel utilizar o suporte temos a fuselagem traseira com uma mudança de direção mais suave o que causa um menor arrasto. Foram observadas diferenças de distribuição de pressão na asa e uma significativa mudança na posição do choque. Conclui-se que as diferenças entre configuração de voo e túnel de vento não podem ser atribuídas apenas à presença do sting, mas parcialmente induzida pelas diferenças geométricas da fuselagem traseira à frente do sting. Ensaios de interferência não foram realizados em túnel de vento neste caso.

No AGARD-AR-303 (1994) são estudados vários casos testes experimentais realizados em vários túneis de vento (DERA, NLR e ONERA) para validação de códigos de CFD. O modelo de túnel de vento tem suporte tipo sting. A ONERA utilizou para suas

correções de suportagem a análise numérica, assim mostrando que essa é uma possível

abordagem para correções de suportagem.

O artigo de Ochi e Shima (2002) aborda a análise aerodinâmica não-viscosa e

viscosa utilizando uma malha não-estruturada híbrida. Mesmo os resultados da análise

numérica tendo se mostrado satisfatórios, dessa forma um avanço para análise aerodinâmica

numérica, nas conclusões do artigo é referenciado que posteriormente devem ser avaliados

os efeitos de suportagem para que possam ser comparados com resultados de túnel de

vento.

Também está sendo estudado pela Hirtt (High Reynolds Number Tools and

Techniques for Civil Transport Aircraft Design), citado na TRA3 (2002), a possibilidade de

avaliação das correções de suporte de túnel de vento através de aplicações de CFD.

2.3. Suportagem de Túnel de Vento

Qualquer suporte conectado a um modelo de túnel causará a adição de três quantidades às forças medidas. O primeiro, obviamente, é o arrasto do suporte exposto; o segundo é o efeito da presença do suporte no escoamento livre sobre o modelo e o terceiro é o efeito do modelo no escoamento livre sobre o suporte. Os dois últimos itens são normalmente analisados de forma única sobre a nomenclatura de "*interferência aerodinâmica*", e sua existência deve mostrar claramente a impossibilidade de avaliação total da tara por meio de simples experimentos de medição de arrasto dos suportes sem o modelo de túnel.

Nas primeiras décadas do século passado as conexões eram feitas por meio de cabos ou estruturas carenadas. O critério existente na época era adicionar o menor arrasto possível e estimá-lo ou negligenciá-lo. Com o advento do sistema de imagens de avaliação de tara e interferência, esses efeitos foram obtidos por ensaios específicos de tara e interferência.

Existem vários tipos de suportagens de túnel de vento todas com suas respectivas vantagens e limitações, de qualquer forma para todos estes tipos de suportagem as "*correções de interferência aerodinâmica*" do suporte do modelo são critérios estabelecidos pela equipe técnica de cada particular túnel de vento, que podem ser obtidos através da experiência em ensaios anteriores no mesmo túnel de vento que o modelo será ensaiado. Podem-se obter ensaios feitos com o modelo e o suporte que se vai ensaiar, dessa forma obtendo correções específicas para o próprio ensaio em questão. Outra possibilidade de correção que surge são as simulações computacionais que esse presente trabalho sugere. Para familiarização com os tipos de suportes mais comuns de modelos de túnel de vento e entendimento de suas vantagens e limitações, será dada uma breve descrição de cada tipo.

2.3.1. Montagem de Suporte Único

Essa configuração é caracterizada pela maior simplicidade. Apenas uma simples carenagem é necessária, e não é necessário mover enquanto o modelo é rotacionado em ginada. A suportagem simples é satisfatória para modelos e nacelles (figuras 2.1-2) e pode ser usada em conjunto com suportes de ponta de asa para avaliar tara e interferência. O suporte simples normalmente é montado na fuselagem do modelo.

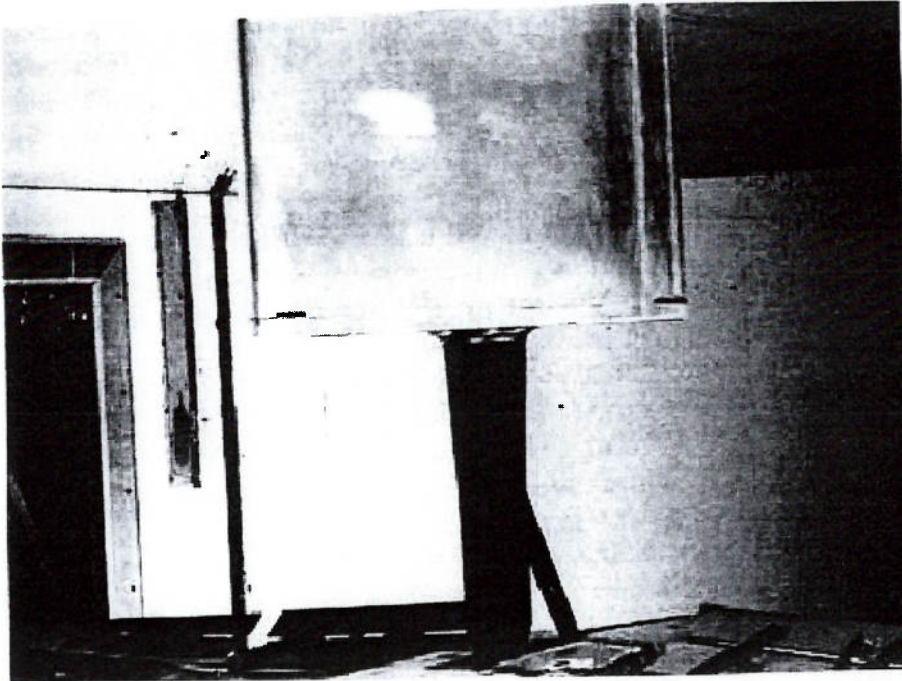
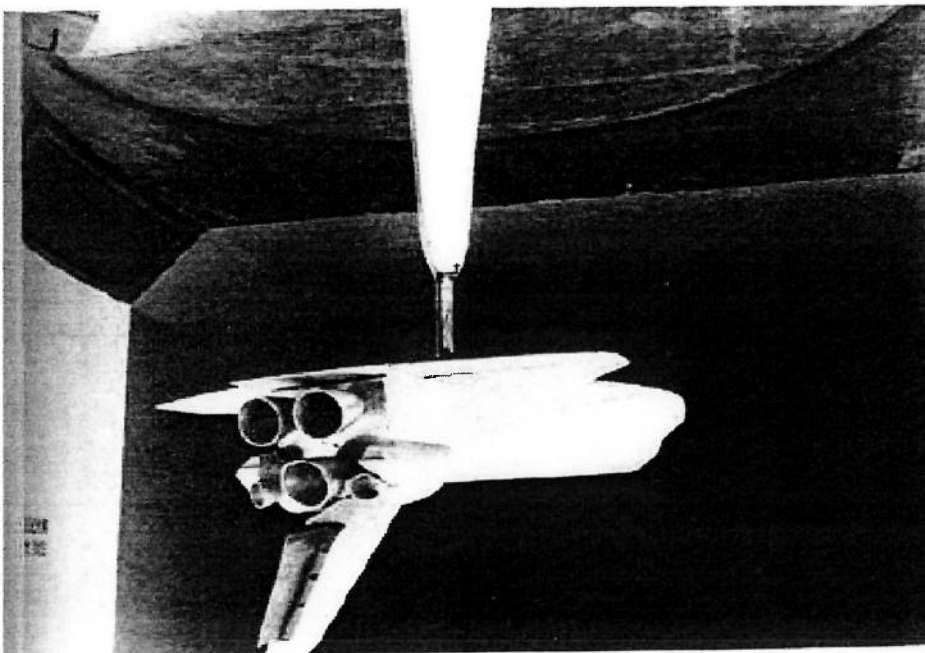


Figura 2.1 : Suporte simples com braço de arfagem. Ambos os suporte e braço de arfagem rotacionam em ginada (LOW-SPEED WIND TUNNEL TESTING, 1984).

O espaço lateral do pino articulado deve ser grande o suficiente para suportar o momento de rolamento e prolongar a vida útil do sistema de articulação, quando o modelo tem estol assimétrico (essa estrutura é colocada na fuselagem do modelo). Quando o suporte é feito com uma área de seção transversal relativamente grande, ele é suficientemente rígido em torção (guinada) e uma carenagem pode ser incorporada no seu bordo de ataque para fins para tubos de pressão, movimentar a empenagem horizontal, dados de momento de articulação, etc. Por que os fios são internos à estrutura, testes adicionais de tara e interferência não são requeridos para eles.

Figura 2.2 : Suporte simples com mecanismos de arfagem e guinada dentro do modelo (LOW-SPEED WIND TUNNEL TESTING, 1984).



2.3.2. Montagem de Suporte Único Simples com Garfo

Um aumento em resistência para deflexões de rolamento pode ser ganho pela mudança da estrutura da suportagem simples para uma estrutura de garfo (veja figura 2.3). Esse método pode ter menos rigidez torcional (guinada) à medida que os suportes dianteiros que carregam o pino de articulação são normalmente de pequena seção transversal. Com suportes de pequena seção transversal, os efeitos de tara e interferência são menores.

Esse sistema normalmente requer adicionais estudos de efeitos de tara e interferência se fios e outros complementos forem colocados no modelo. Tanto a montagem simples quanto a montagem simples com garfo tem uma única carenagem que não faz parte da balança. A estrutura dentro dessa carenagem pode ser totalmente robusta, assim limitando deflexões do sistema de suportagem para suportes que estão expostos a corrente de ar.

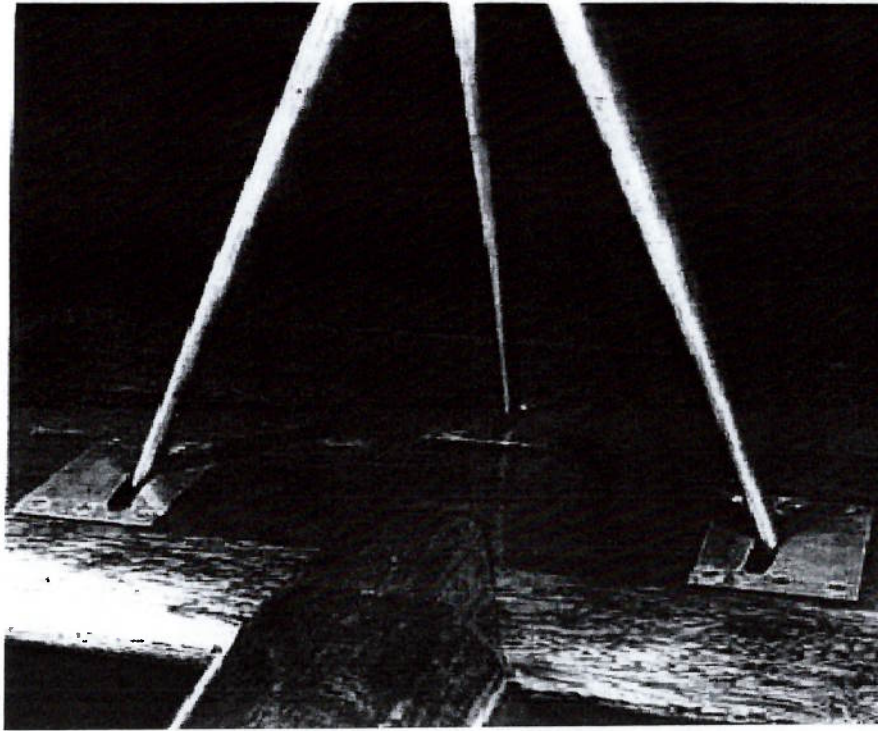


Figura 2.3 : Típica montagem de suporte simples com garfo. Tanto o braço de arfagem e o garfo rotação em guinada (LOW-SPEED WIND TUNNEL TESTING, 1984).

2.3.3. Montagem de Suporte Duplo

A montagem de suporte duplo ultrapassa a de suporte único tanto na rigidez torcional (guiçada) quando na de rolamento, mas acrescenta a complicação que a carenagem deve ser movida e rotacionada à medida que o modelo é guiado. A figura 2.4 mostra a configuração da montagem dos suportes lado a lado. A figura 2.5 mostra em uma outra configuração sendo utilizados juntos na linha da fuselagem ("Tandem")

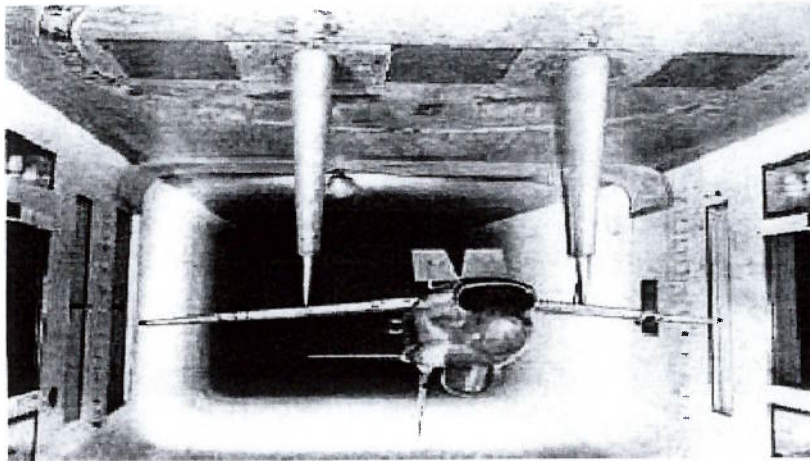


Figura 2.4 : F-86D em um suporte duplo (LOW-SPEED WIND TUNNEL TESTING, 1984).

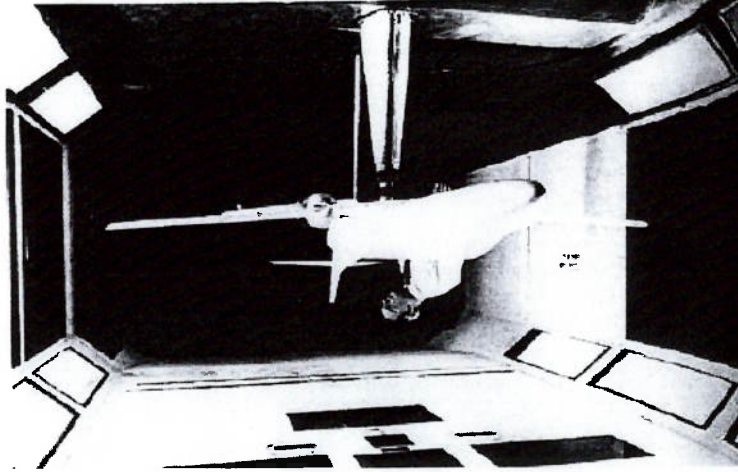


Figura 2.5 : Suporte duplo "Tandem" (LOW-SPEED WIND TUNNEL TESTING, 1984).

2.3.4. Montagem de Três Pontos

As condições de rigidez, tara, e avaliação de interferência e facilidade de variação do ângulo de ataque são todas satisfatórias para o sistema de suportagem de três pontos. Esse sistema é o mais complexo e requer que duas ou algumas vezes três carenagens sejam utilizados para guinada com o modelo (figura 2.6).
A estrutura traseira introduz forças laterais que complica as medidas do momento de guinada para ensaios latero-direcionais.

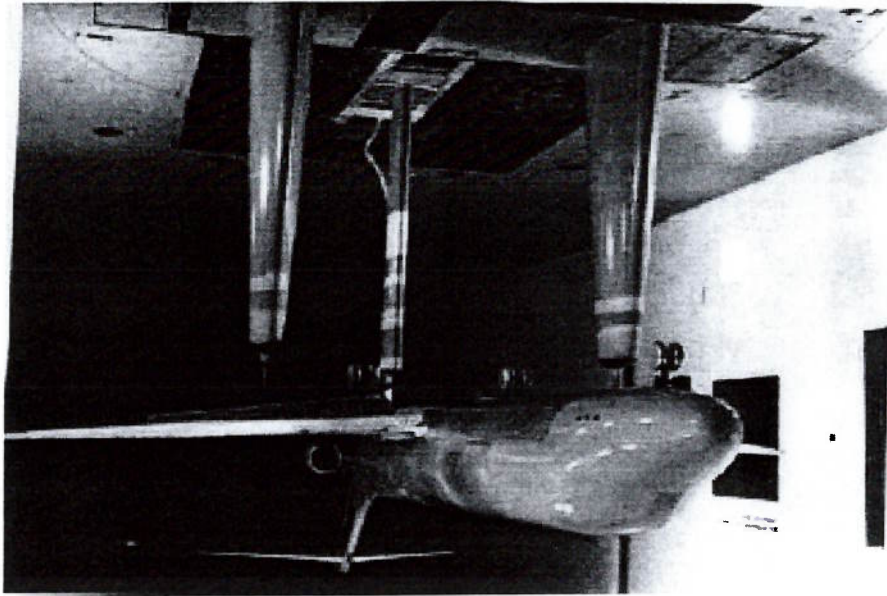


Figura 2.6 : DC-9 em montagem de três pontos (LOW-SPEED WIND TUNNEL TESTING, 1984).

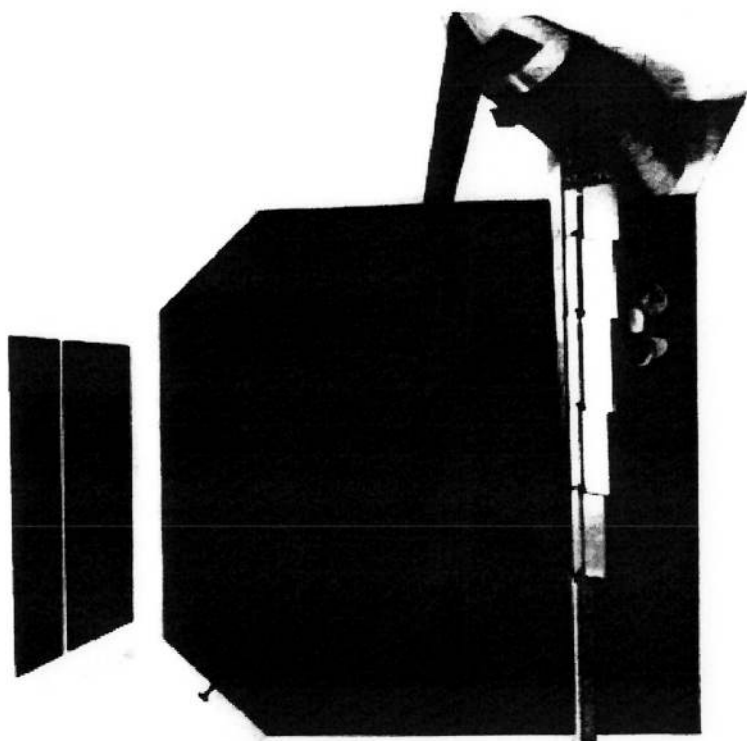
2.3.5. Montagem para Ensaios de Meia Maquete

Os modelos de maiores escala podem ser testados por este sistema de suportagem onde há um plano de simetria e apenas metade do modelo será representado. Assimétricas de escoamento são evitadas com uma grande placa no plano de simetria, ou montagem do modelo no chão do túnel de vento. Veja a figura 2.7 e como fica a configuração em túnel.

estabilidade, pois normalmente os resultados de estol são mais otimistas. Deve-se tomar o devido cuidado para que a empenagem horizontal não fique muito perto da parede do túnel. Também se deve ser cuidadoso com a análise dos resultados de construção do modelo.

Embora seja inadequado para ensaios latero-direcionais, ensaios de meia maquete produzem resultados precisos de momento, sustentação e "downwash" para altos valores de número de Reynolds. O aumento no número de Reynolds não é grande para modelo completo, aproximadamente 20%. A principal vantagem mostra-se nos custos da

Figura 2.7 : Combinação de testes de meia maquete e efeito solo (LOW-SPEED WIND TUNNEL TESTING, 1984).



2.3.6. Montagem com Sting

Engenheiros usando túneis supersônicos pequenos descobriram que para suportes normais, semelhantes ao usado em túneis de baixa velocidade, o escoamento causa excessiva blocagem nos túneis supersônicos, e agora sempre invariavelmente usam a montagem de sting (figura 2.8) que minimiza esse efeito. Com o objetivo de usar o mesmo modelo em túneis de baixa velocidade, minimizando custos, a montagem com sting foi empregada. Montagens com sting são boas para aeronaves que tem saída do motor a jato na cauda da fuselagem, desde que forneça um lugar para o sting.

Efeitos de tara e interferência podem ser difíceis de serem avaliados quando o diâmetro do sting requer uma mudança no contorno do cone de cauda da fuselagem.

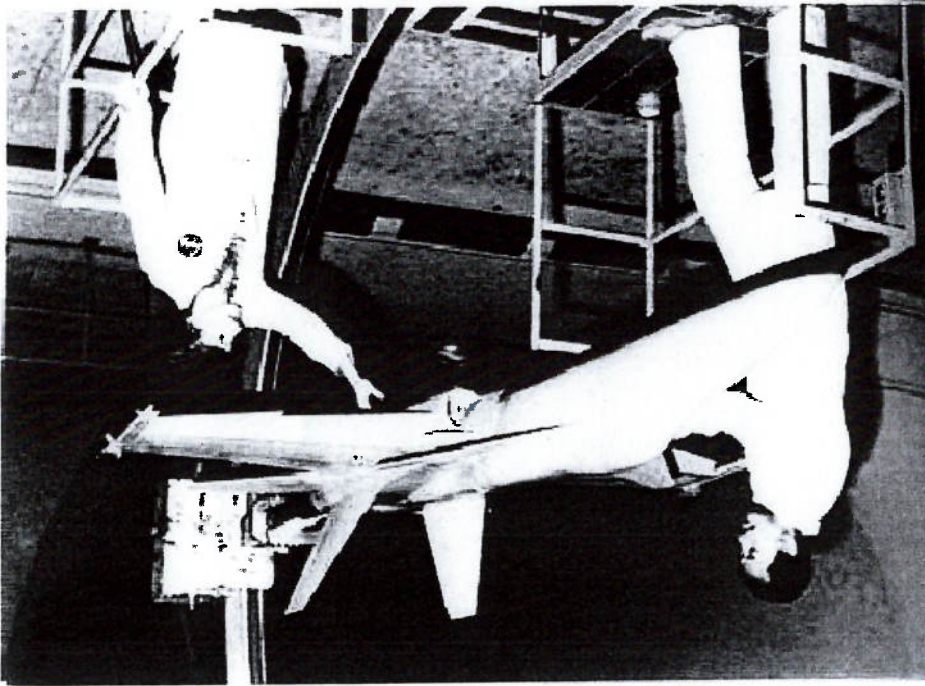


Figura 2.8 : F-18 na NASA. Modelo montado com sting para altos ângulos de ataque (LOW-SPEED WIND TUNNEL TESTING, 1984).

2.4. Ensaios de Túnel para Obtenção do Efeito de Interferência do Suporte.

Existem vários ensaios específicos em túnel de vento para se obter correções devido às diversas suportes de modelo, no entanto estes testes devem ser feitos com os respectivos modelos que posteriormente serão ensaiados, para representar de forma mais precisa a interferência aerodinâmica entre modelo e o suporte. Mesmo assim, muitas vezes, as correções utilizadas são de experiências acumuladas de ensaios anteriores da equipe técnica do túnel, devido a estes ensaios dependerem tempo e consequentemente gastos adicionais a uma campanha de túnel de vento. A seguir, serão descritos alguns ensaios em túnel de vento para se obter correções de interferência aerodinâmica.

2.4.1. Montagem com Sting

A avaliação de resultados livres da interferência do sistema de suportes para modelos de alta velocidade tem sido um contínuo problema para os aerodinamistas durante os últimos anos. Um sistema fornecido pela “Lockheed-Georgia Company” baseado na experiência obtida durante o programa C-5 A, está ilustrado na figura 2.9. Essa concepção permite o uso de uma montagem do tipo sting traseiro e análise de problemas relativos à interferência do complexo escoamento ao redor da fuselagem traseira e empenagens.

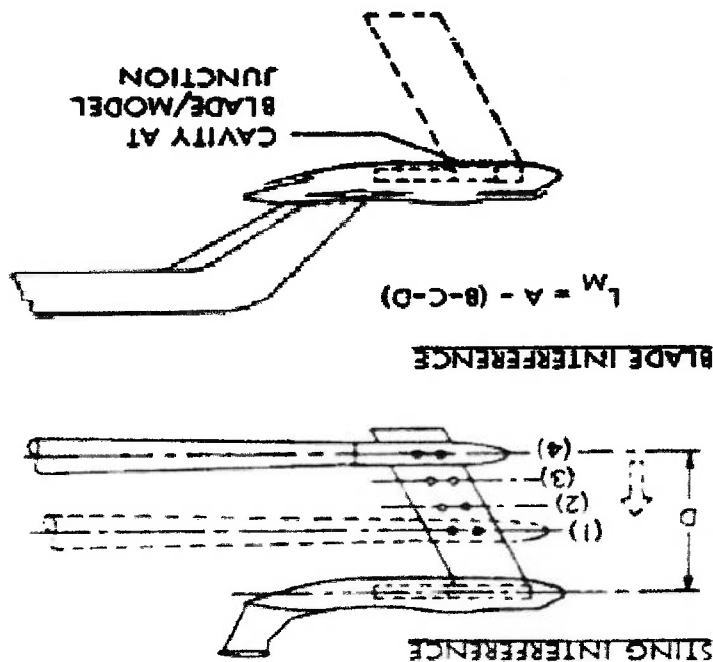
modelo na lâmina é medida, E com apenas uma lâmina de teste "dummy", onde a carga da lâmina mais a interferência do

$$(II) L_B + L_M + L_{I^{B-M}} + L_{I^{D-M}} + L_{I^{D-M}}$$

dorsal, $L_{I^{D-M}}$

tanto para medir o modelo total mais a carga da lâmina, como a carga de interferência testes, O modelo é montado em uma estrutura auxiliar dorsal. Testes podem ser feitos configuração é projetada para obter a interferência da lâmina no modelo, $L_{I^{B-M}}$. Para estes distintas do sting para um deslocamento infinito de modelo e sting ($D \rightarrow \infty$). Uma segunda O termo de interferência, $L_{I^{S-M}}$, é obtido pela extrapolação dos dados de quatro posições. $L_{I^{S-M}}$ e $L_{I^{B-M}}$, interferência do sting no modelo e da lâmina no modelo, respectivamente. configuração mede a carga combinada do modelo, L_M , e os termos de interferência interior da fuselagem, (I), sendo que a lâmina é fixada por um sting abaixo do modelo. Essa O modelo é suportado por uma estrutura dianteira, através de uma lâmina fina na parte

Figura 2.9 : Testes para Avaliação da Interferência do Suporte (Paterson)



$$(III) L_B + L_{I^{M-B}}$$

Sem a lâmina “dummy” instalada, a carga total medida é o modelo mais a interferência da

estrutura dorsal no modelo

$$(IV) L_M + L_{I^{D-M}}$$

Assim, os dados livres de interferência, L_M , são obtidos da seguinte forma:

$$(IV) - (I) + (II) = (III)$$

Segue abaixo a estrutura dos ensaios para obtenção das interferências conforme foi proposto pela Lockheed-Georgia.

EFEITO DA INTERFERÊNCIA DO STING NO MODELO

$$I. L_{I^{S-M}} + L_M + L_{I^{B-M}}$$

$L_{I^{S-M}}$ da plotagem de $D \rightarrow \infty$

EFEITO DA INTERFERÊNCIA DA LÂMINA NO MODELO

I. STING DORSAL, MODELO E LÂMINA

$$L_B + L_M + L_{I^{M-B}} + L_{I^{B-M}} + L_{I^{D-M}}$$

II. STING DORSAL COM APENAS A LÂMINA “DUMMY”

$$L_B + L_{I^{M-B}}$$

III. RETIRANDO A LÂMINA

$$L_M + L_{I_{D-M}}$$

Um exemplo do termo de interferência da lâmina, é mostrado na figura 2.10. A interferência pode ser desfavoreável para o modelo e ter um significativo efeito na medida de arrasto induzido, atingindo aproximadamente 6 "drag counts" em C_L de cruzeiro. "Drag counts" é a medida utilizada na indústria aeronáutica e é obtido multiplicando-se o coeficiente de arrasto por 10^4 . Esses 6 "drag counts" podem representar até 2 % de mudança de desempenho no cruzeiro para uma aeronave das características do X-RJ.

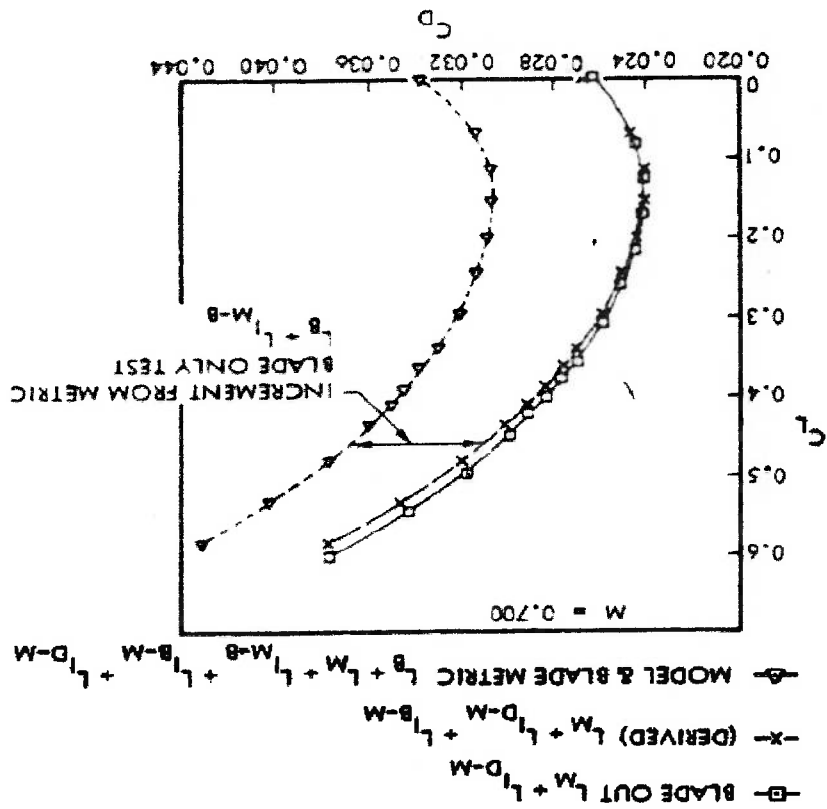


Figura 2.10 : Resultados de Interferência da Lâmina (Paterson)

2.4.2. Medida de Sting Traseiro com "Twin Stings" Auxiliares.

A figura 2.11 abaixo mostra o esquema de montagem para obtenção da correção de sting traseiro com "twin stings" auxiliares.

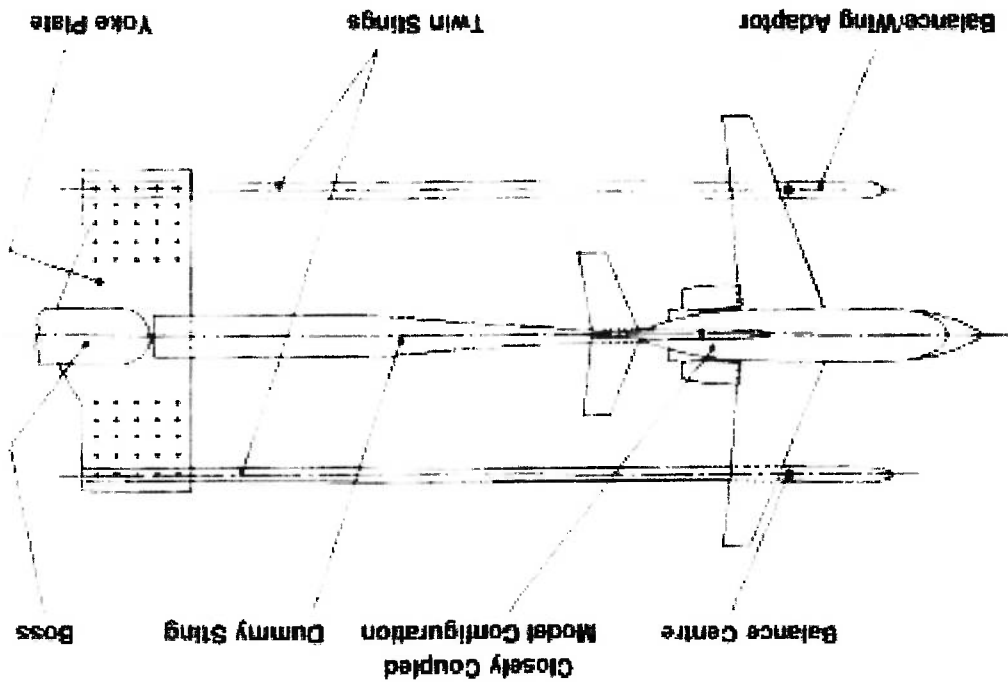


Figura 2.11 : Esquema "Twin Stings" (TSAGI)

O procedimento de montagem a seguir mostra como é obtida a correção do sting traseiro.

Para se obter as medidas necessárias para correção final do sting serão feitas medidas na balança que fornece os dados de carga total de toda a montagem, medidas de pressão para cavidade de conexão do sting e para o "twin stings".

TESTE I: COM DUMMY STING

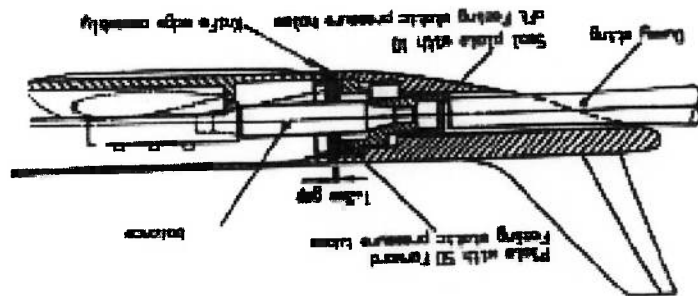


Figura 2.12 : Modelo no "twin sting rig" com dummy sting

Medida (A): CD medido na balança (carga total do modelo)

Medida (B): CD do "twin stings" (medição via pressões)

Medida (C): CD da cavidade (medição via pressões)

CDC I = (A) - (B) - (C)

TESTE II: SEM DUMMY STING

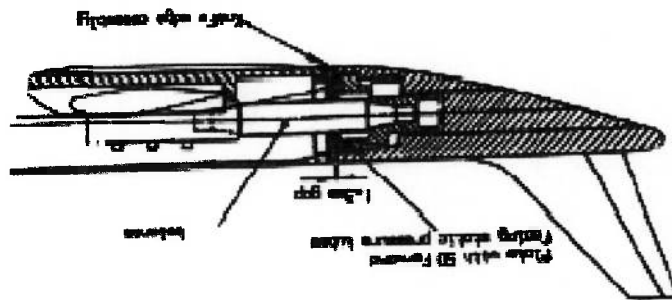


Figura 2.13 : Modelo no "twin sting rig" sem dummy sting

Medida (a): CD medido na balança (carga total do modelo)

Medida (b): CD do "twin stings" (medição via pressões)

$$CDC II = (A) - (B)$$

CORREÇÃO DO STING

$$CD CS = CDC I - CDC II$$

TESTE III: TESTE PRINCIPAL

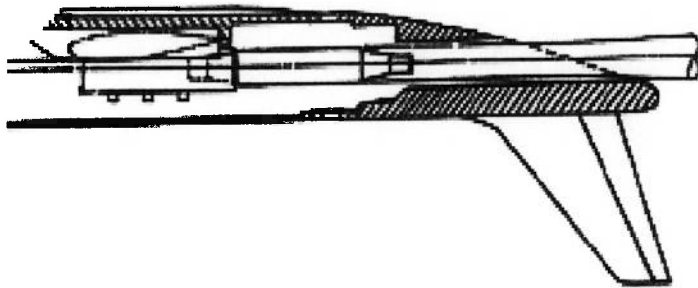


Figura 2.14 : Modelo no sting único.

Medida (a): CD medido na balança (carga total do modelo)

Medida (b): CD da cavidade (medição via pressões)

TESTE IV: RESULTADO FINAL

$$CD FINAL = Medida (a)_{III} - CD CS - Medida (b)_{III}$$

2.5. Modelamento do Fenômeno Físico de Interferência do Suporte Tipo Sting nos Coeficientes Aerodinâmicos do Modelo X-RJ de Túnel de Vento.

A Interferência aerodinâmica causada pelo sting no modelo de túnel de vento pode ser obtida basicamente através da soma de dois efeitos associados à presença do sting no modelo. Estes efeitos podem ser contabilizados como se segue:

- A interferência causada sobre todo campo de pressão do túnel de vento devido à presença do sting (correções de "farfield")
- Efeito diretamente associado à mudança do escoamento sobre o modelo devido a presença do sting (correções de "nearfield")

A seguir segue o detalhamento das características físicas de cada efeito.

2.5.1. A Interferência Causada Sobre Todo Campo de Pressão do Túnel de Vento Devido a Presença do Sting (Correções de "Farfield")

Esse é o efeito da interferência causada em todo campo de pressão do túnel devido ao distúrbio do escoamento causado pela presença do sistema de suporte no túnel de vento. Em geral, é considerado suficiente corrigir este distúrbio com correções do tipo "buoyancy". A correção de "buoyancy" considera uma correção no gradiente de pressão axial determinado por calibrações de túnel de vento e distribuição de área transversal do modelo, essa correção afeta apenas o arrasto.

2.5.2. Efeito Diretamente Associado à Mudança do Escameamento Sobre o Modelo Devido a Presença do Sting (Correções de “Nearfield”)

Esta interferência surge devido ao efeito direto do sting (e o mecanismo de suporte) no escameamento sobre o modelo de túnel de vento. Primeiramente há o efeito da mudança no campo de pressão local e na camada limite desenvolvida sobre a área onde o sting é conectado na fuselagem do modelo. Assim há mudanças nas direções do escameamento local próximo ao sting. Por último o efeito pode ser bastante significativo na sustentação e momento de arfagem se superfícies geradoras de sustentação (como a empenagem horizontal) estão em regiões próximas onde o sting está conectado. Isso ocorre pois a distorção causada no escameamento faz com que o ângulo local da superfície sustentadora seja modificado.

2.5.3. Correção Total de Interferência Aerodinâmica

Como descrito anteriormente, a correção total de interferência aerodinâmica é a soma das correções “farfield” e “nearfield”, então:

$$\Delta C_{interferência} = \Delta C_{farfield} + \Delta C_{nearfield} \quad (2.1)$$

Vale ressaltar que as correções de “nearfield” são as de maior influência nos coeficientes aerodinâmicos. Deve ficar claro que o efeito físico da interferência é único e que o modo como ele é dividido é apenas uma forma de descrevê-lo utilizada por engenheiros de túnel de vento. Quando analisamos resultados de simulação numérica as correções obtidas não distinguem “farfield” ou “nearfield”, sendo que ambos os efeitos estão incorporados nos resultados.

O efeito de interferência ocorre através da mudança de direção nas linhas de corrente superficiais da fuselagem que foram contaminadas pela mudança do escoamento local sobre o sting.

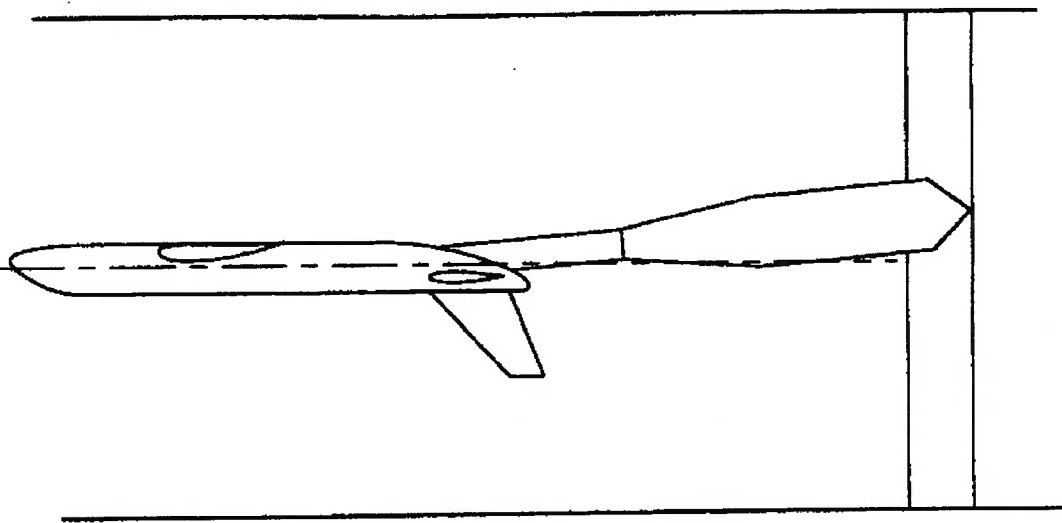
2.5.4.1. Fuselagem

A seguir são listados os componentes do modelo de túnel de vento e de que forma a interferência do sting afeta os seus coeficientes aerodinâmicos. Lembrando novamente que as correções de "nearfield" são de maior importância. Elas têm uma influência elevada em componentes particulares da aeronave, mas quando obtivermos resultados de interferência para simulações, nos componentes parciais da aeronave, os efeitos de "farfield" e "nearfield" estarão juntos nas correções.

Aeronave.

2.5.4. Efeito de Interferência Aerodinâmica nos Componentes da

Figura 2.15. Correções de interferência aerodinâmica do sting são contabilizadas como "farfield" e "nearfield" no modelo X-RJ.



2.5.4.2. Asa

Esse efeito é associado à mudança do escoamento na asa devido à presença do sting conectado na fuselagem, assim havendo a possibilidade de que a mudança do escoamento que ocorre na fuselagem contamine a asa. No entanto, devido à região de conexão do sting na fuselagem estar distante em relação à asa esse efeito será, por hipótese, desprezado.

2.5.4.3. Empenagem Vertical

Esse efeito é associado à mudança do escoamento na vertical devido à presença do sting conectado na fuselagem, da mesma forma que ocorre na asa. Embora a localização da vertical seja mais próxima da região de conexão da fuselagem com o sting, o efeito de interferência será desprezado devido ao fato que o objetivo de estudo deste trabalho é analisar a interferência em coeficientes aerodinâmicos longitudinais. Podemos, neste caso, considerar que mudança nos coeficientes de sustentação e momento de arfagem da vertical, devido à presença do sting, podem ser desprezados.

2.5.4.4. Empenagem Horizontal

O efeito de interferência na empenagem horizontal está associado, como já foi dito anteriormente, à mudança do ângulo local da empenagem em toda a extensão de sua envergadura, devido à distorção que ocorre no escoamento pela presença do sting. A mudança de ângulo é no sentido de aumentá-lo, como foi observado em túnel de vento. O efeito de interferência na empenagem será caracterizado por um ângulo induzido equivalente $(\Delta\alpha_i)$ que representará, dessa forma, o efeito global nos coeficientes aerodinâmicos de sustentação e momento de arfagem da empenagem horizontal $(\Delta C_{L\text{interferência}}, \Delta C_{M\text{interferência}})$. A figura 2.16 caracteriza bem a distorção do escoamento que é representada pelo ângulo equivalente induzido.

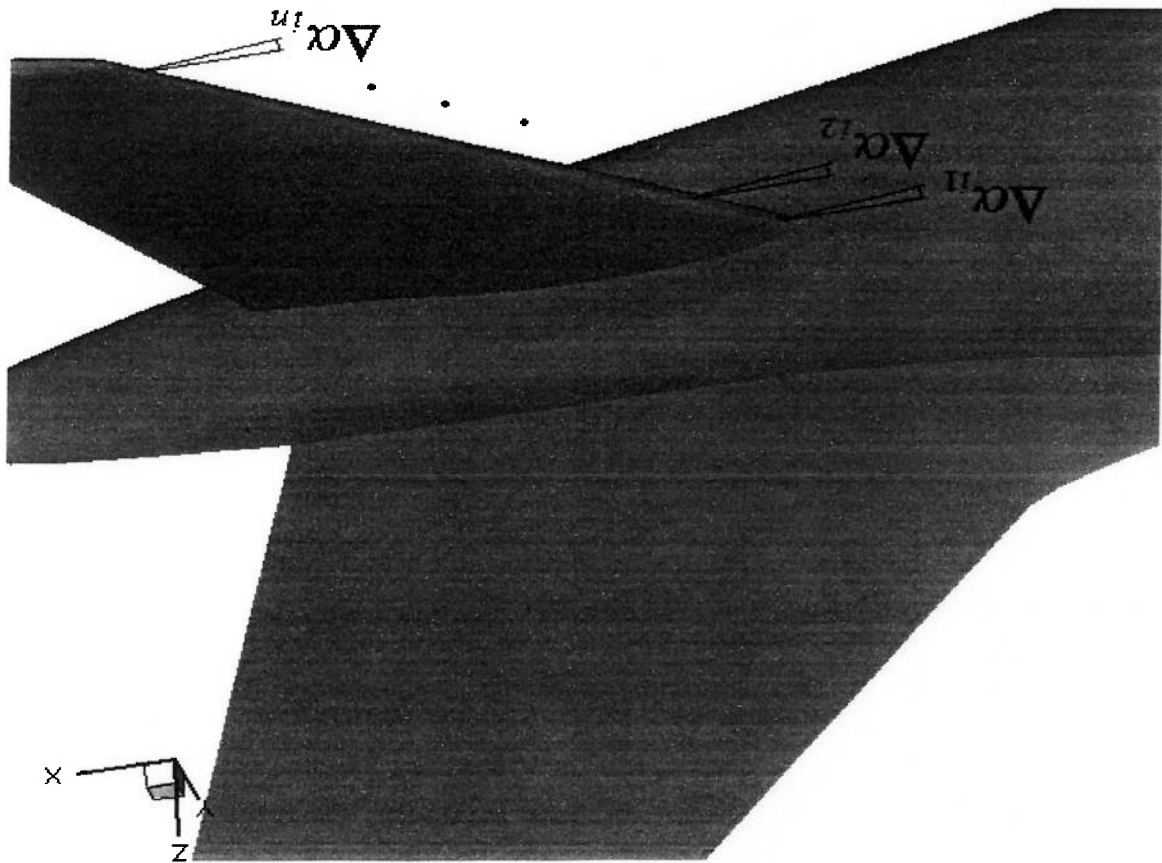


Figura 2.16. Efeito de interferência do sting na empenagem horizontal que ocasiona a distorção do escoamento induzindo a mudança de ângulos locais.

Observando a figura 2.16 podemos escrever que

$$\frac{\partial \alpha_{LHT}}{\partial \alpha_{HT}} \Delta \alpha_t = \frac{H}{1} \int \left(\frac{\partial \alpha_{HT}}{\partial \alpha_{LHT}} \right) (\Delta \alpha_t, dy) \quad (22)$$

Onde,

C_{LHT} é coeficiente de sustentação da empenagem horizontal

α_{HT} é o ângulo de ataque local da empenagem horizontal

C_{LH1} é coeficiente de sustentação das seções da empenagem horizontal

b_H semi-envergadura da empenagem horizontal

2.5.5. Formulação para o Cálculo da Interferência Aerodinâmica

Após descrevermos os efeitos de interferência aerodinâmica nos componentes do modelo de túnel de vento, então temos:

$$\Delta C_{interferência} = \Delta C_{asa} + \Delta C_{fuselagem} + \Delta C_{empenagem\ vertical} + \Delta C_{empenagem\ horizontal} \quad (2.3)$$

Considerando que os efeitos de interferência na asa e empenagem vertical são desprezados, temos:

$$\Delta C_{interferência} = \Delta C_{fuselagem} + \Delta C_{empenagem\ horizontal} \quad (2.4)$$

Como serão vistos posteriormente, os ensaios de interferência realizados em túnel de vento terão como finalidade obter as componentes de interferência da fuselagem e empenagem horizontal para coeficientes de sustentação e momento de arrastem.

2.5.6. Aplicação da Correção da Interferência Aerodinâmica para Simulação Numérica.

Partindo da hipótese que a correção de interferência aerodinâmica é contabilizada pelas correções do efeito na fuselagem e empenagem horizontal, a seguir temos a descrição de como estas correções serão obtidas:

2.5.6.1. Correção de interferência da fuselagem

Essas correções serão obtidas diretamente dos valores dos coeficientes aerodinâmicos (C_{L_f} e C_{M_f}) da fuselagem, para os casos simulados com e sem sting, assim:

$$\Delta C_{fuselagem} = C_{fuselagem\ (com\ sting)} - C_{fuselagem\ (sem\ sting)} \quad (2.5)$$

2.5.6.2. Correção de Interferência da Empenagem Horizontal

Para as correções de interferência devido a empenagem horizontal o método de cálculo não deve ser o mesmo utilizado para a fuselagem, pois como a hipótese é de uma simulação não-viscosa as imprecisões numéricas podem afetar tanto os resultados de mudança do escoamento sobre a empenagem devido a presença do sting, representado pelo

$(\Delta\alpha_i)$, como a eficiência da empenagem dada por $\frac{\partial C_{L_{HT}}}{\partial \alpha_{HT}}$. Essas imprecisões podem

ocorrer, por exemplo, como um choque antecipado na empenagem que afeta o $\frac{\partial C_{L_{HT}}}{\partial \alpha_{HT}}$, ou

imprecisões do $\Delta\alpha_i$ devido ao fato de não haver interações viscosas na região do sting. A imprecisão nestes dois resultados podem contribuir para valores de $\Delta C_{L_{interferência}}$ e

$\Delta C_{M_{interferência}}$ da empenagem horizontal ainda mais imprecisos, pois temos que:

$$\Delta C_{L_{interferência}} = \frac{\partial C_{L_{HT}}}{\partial \alpha_{HT}} \Delta \alpha_i \quad (2.6)$$

Essas possíveis imprecisões podem ser atenuadas se obtivermos o $(\Delta\alpha_i)$ da simulação

numérica e a eficiência da empenagem horizontal, $\frac{\partial C_{L_{HT}}}{\partial \alpha_{HT}}$, de túnel de vento. Esse é o

método que utilizaremos no presente trabalho para obtenção da interferência aerodinâmica sobre a empenagem horizontal, vale dizer que houve a preocupação de se utilizar um método mais preciso pelo fato do efeito da interferência na empenagem ser majoritário na interferência total sobre o modelo.

A eficiência da empenagem horizontal, $\frac{\partial C_{L_{HT}}}{\partial \alpha_{HT}}$, de túnel de vento é facilmente

obtida, visto que há necessidade de calcularmos o “downwash” da aeronave, e para isso devemos obter as curvas de sustentação para a configuração completa nas diferentes incidências de empenagem horizontal (i_{th}), como a figura 2.17 exemplifica.

Vale ressaltar que as curvas obtidas de túnel de vento como mostrado na figura 2.17, não são obtidas de ensaios de interferência, mas sim de ensaios normais.

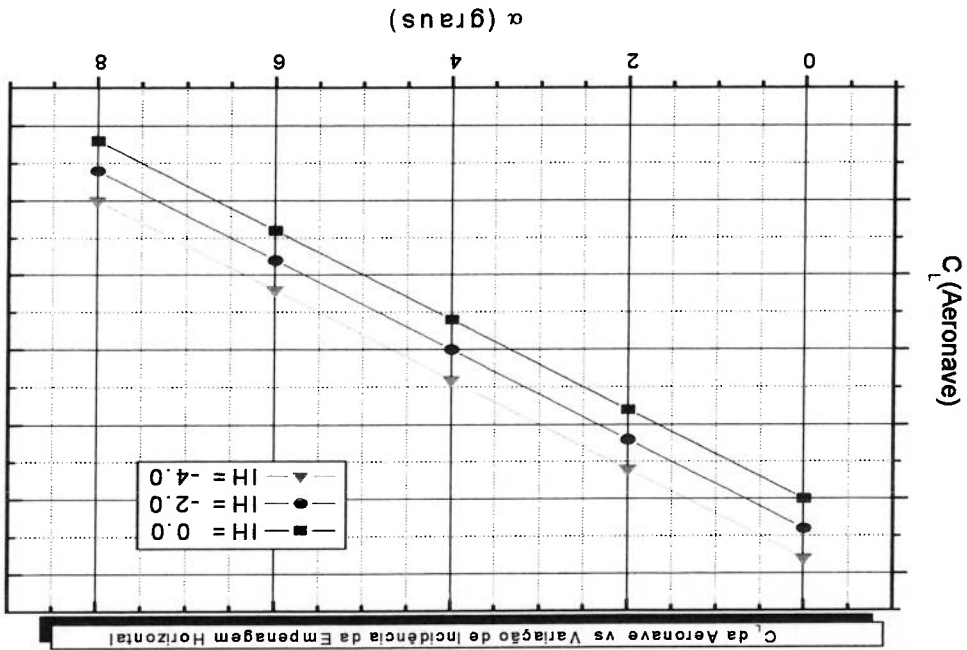


Figura 2.17. Variação de sustentação da aeronave por deflexão de incidência da empennagem horizontal.

Agora iremos obter o $(\Delta\alpha_i)$ da simulação numérica, que é o ângulo induzido equivalente, e representa o efeito global, da distorção causada no escoamento devido a presença do sting, nos coeficientes aerodinâmicos.

Lembrando que de ROSKAM (2001), temos

$$\alpha_{HT} = \alpha + i_h - \varepsilon \tag{2.7}$$

Onde i_h representa o ângulo de incidência da empennagem horizontal e ε representa o “downwash” gerado pela esteira da asa.

Agora considerando por hipótese, $ih = 0,0$, temos:

$$\alpha_{HT} = \alpha - \varepsilon \tag{2.8}$$

Então, quando temos a variação de α_{HT}

$$\Delta\alpha_{HT} = \Delta\alpha - \Delta\varepsilon \tag{2.9}$$

Se observamos a figura 2.18 temos o efeito de interferência do sting no $C_{L_{HT}}$ para um dado α . No entanto, o $\Delta C_{L_{interferência}}$ não nos interessa pelos motivos já citados anteriormente. Desejamos obter a mudança no ângulo local da empenagem devido ao sting, para isso obtenmos a mudança de $\alpha(\Delta\alpha)$ para um mesmo valor de $C_{L_{HT}}$, como está exemplificado na figura 2.18. Para obtermos o $\Delta\alpha_i$, precisamos saber a mudança do ângulo local da empenagem $\Delta\alpha_{HT}$, assim temos:

$$\Delta\alpha_i = \Delta\alpha_{HT} = \Delta\alpha - \Delta\varepsilon \tag{2.10}$$

Onde $\Delta\varepsilon$ é obtido de uma curva de “downwash” como a figura 2.19 dos dados de túnel de vento.

Podemos utilizar o “downwash” de túnel de vento primeiramente por que são obtidos de ensaios normais e não de ensaios de interferência.

Podem ser considerado para α 's pequenos que $\Delta\varepsilon_{TV} = \Delta\varepsilon_{CPD}$, pois:

$$\left(\frac{\partial\alpha}{\partial\varepsilon}\right)^{TV} = \left(\frac{\partial\alpha}{\partial\varepsilon}\right)^{CPD} \tag{2.11}$$

Esse fato é entendido visto que o comportamento do “downwash” que representa a esteira da asa acompanha a curva C_L vs α e para α 's pequenos, observamos quando comparamos estas curvas que:

$$\left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}\right)^{TV} = \left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}\right)^{CFD} \quad (2.12)$$

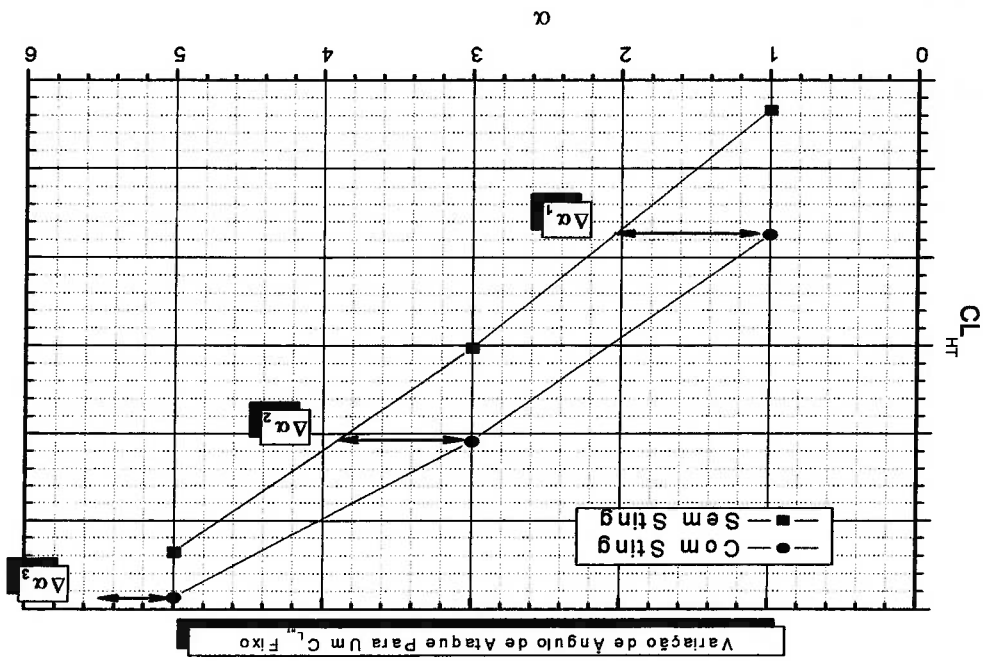


Figura 2.18. Efeito de interferência aerodinâmica do sting no C_L da empenagem horizontal.

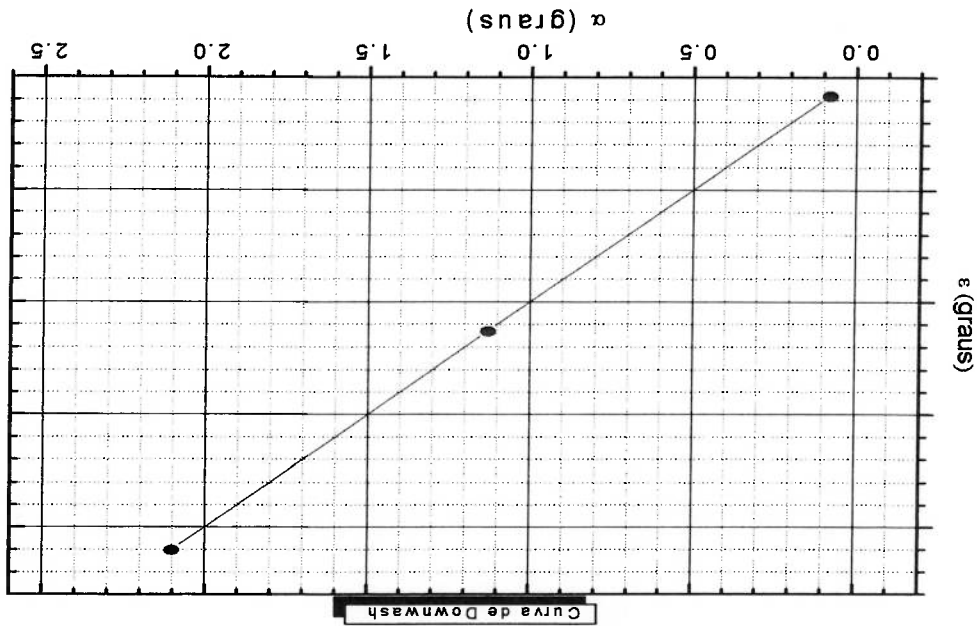


Figura 2.19. Curva de "downwash" de onde se obtêm o $\Delta\epsilon$

Da figura 2.17 obtemos $\frac{\partial C_{L_{HT}}}{\partial H} = \frac{\partial H}{\partial \alpha_{HT}}$ e das figuras 2.18-19 temos o $\Delta\alpha_i$ da

simulação, assim:

$$\Delta C_{L_{HT} \text{ interferência}} = \left(\frac{\partial C_{L_{HT}}}{\partial \alpha_{HT} \text{ túnel de vento}} \right) \Delta \alpha_i \text{ CFD} \quad (2.13)$$

Vale ressaltar que todo procedimento feito para o cálculo de $\Delta C_{L_{HT} \text{ interferência}}$ é análogo para $\Delta C_{M_{HT} \text{ interferência}}$.

CAPÍTULO 3

GERAÇÃO DAS MALHAS

COMPUTACIONAIS E CONDIÇÕES DE

CONTORNO

Neste capítulo é descrito o procedimento utilizado para geração das malhas computacionais e aplicação das condições de contorno.

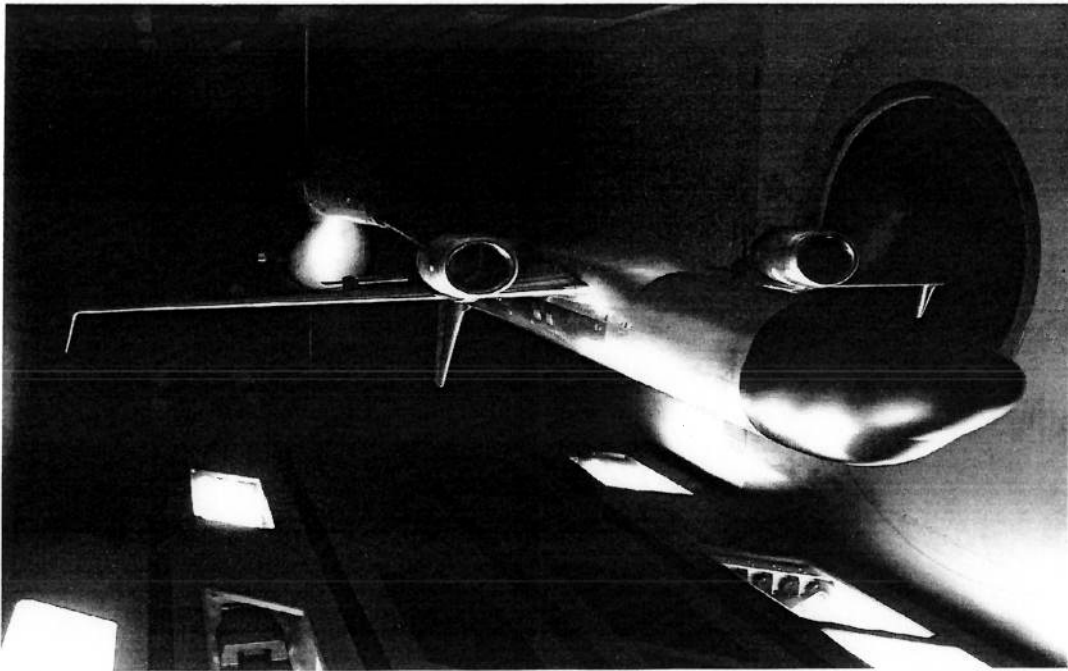
3.1. Geração de malhas computacionais

3.1.1. Geometria

A finalidade deste trabalho é estudar a interferência aerodinâmica do suporte tipo sting no modelo de túnel de vento do jato regional X-RJ, a figura 3.1 mostra o modelo em túnel de vento com o suporte tipo sting.

Foram geradas as geometrias do modelo X-RJ e do suporte tipo sting para que representassem o mais próximo possível a configuração real de ensaio. Primeiramente, foi gerado um modelo que simula as posições das paredes do túnel de vento (figura 3.2). Posteriormente, foi gerado um segundo modelo que desconsidera as paredes do túnel, dessa forma representando o escoamento livre sobre o modelo (figura 3.3). Considerou-se este modelo o mais representativo da simulação de túnel e os motivos desta escolha serão detalhados no capítulo de resultados. O modelamento do X-RJ foi feito para meio modelo utilizando plano de simetria.

Figura 3.1. Modelo do X-RJ no túnel de vento (DNW-HST)



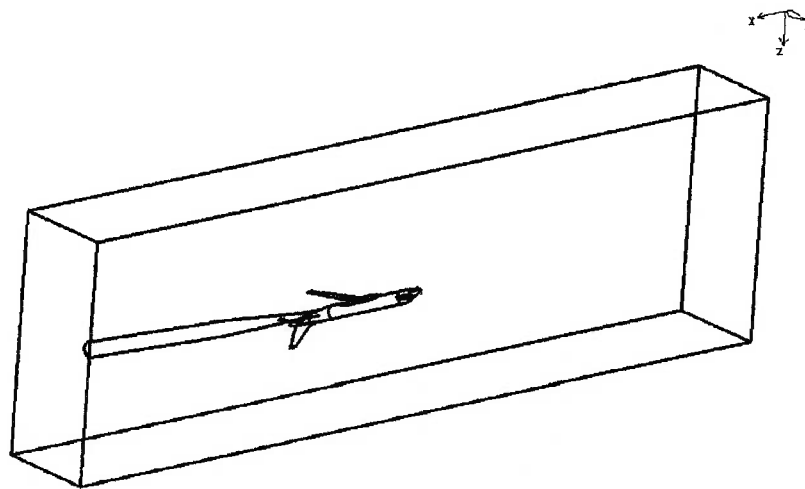


Figura 3.2. Modelo do X-RJ com paredes de túnel de vento ("modelo parede").

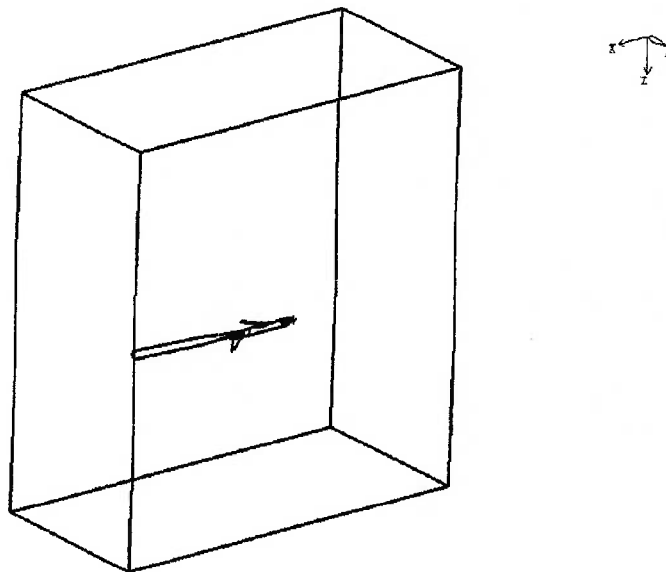


Figura 3.3. Modelo do X-RJ com escoamento livre sobre o modelo de túnel de vento ("modelo escoamento livre").

3.1.2. Definição da malha

Foi feita a escolha de se utilizar malhas não estruturadas hexaédricas. Estas malhas são utilizadas para geometria não muito complexas. Apesar das malhas hexaédricas serem geradas de forma menos automática do que as malhas tetraédricas, elas discretizam melhor a região próxima da superfície (camada limite). Isso é uma vantagem para posteriores simulações viscosas.

Além dos elementos hexaédricos, houve a utilização de prismas que surgiram da necessidade de colapsarmos hexaédros na região de junção entre o sting e a fuselagem. A seguir, na tabela 3.1 é apresentado o número de hexaédros e prismas utilizados nas simulações realizadas.

MODELAMENTO	CONFIGURAÇÃO	ELEMENTOS PRISMÁTICOS	ELEMENTOS HEXAÉDRICOS
PAREDE	SEM STING	904	1.511.382
	COM STING	904	1.499.773
ESCOAMENTO	SEM STING	1272	2.689.204
	COM STING	1272	2.677.595

Tabela 3.1. Número de elementos de malha (prismáticos e hexaédricos) para as simulações realizadas.

3.1.3. Geração das malhas

O processo de geração de malha consiste de duas etapas:

- Preparação do modelo CATIA para o programa gerador de malhas
- Geração das malhas superficiais e volumétricas

3.1.3.1. Modelo do CATIA

O processo de geração de malha inicia-se com a preparação do modelo existente no CATIA do X-RL. Esse modelo teve de sofrer algumas modificações para ser utilizado no

programa gerador de malhas, como por exemplo ajustes em encontro de arestas que podem causar problemas na leitura do arquivo pelo gerador. Após essas modificações o arquivo MODEL é exportado para o gerador de malhas. O modelo inicial do CATIA tem a configuração sem sting, sendo que o sting foi implementado quando o modelo foi levado ao gerador de malhas.

3.1.3.2. Gerção das malhas superficiais e volumétricas

O programa utilizado para gerar as malhas dos modelos deste trabalho foi o ICFEM. Esse programa é um pré-processador que é muito difundido na indústria aeronáutica. As entidades com as quais ele trabalha são nós, linhas, elementos 2D triangulares e quadrados, e elementos 3D tetraédricos, hexaédricos, prismáticos e piramidal. Inicialmente, são gerados blocos do modelo para as partes asa, empennagens e seguimentos de fuselagem. Após a gerção destes blocos são introduzidos parâmetros de discretização em cada bloco para gerção da malha e, posteriormente, os blocos são colapsados nos contornos do modelo, assim gerando tanto as malhas superficiais como as volumétricas.

Foram utilizados critérios de discretização compatíveis com a experiência da EMBRAER na gerção de malhas para modelos de estudo de aerodinâmica computacional. As figuras 3.4-5 mostram as malhas superficiais e volumétricas do modelo de escoamento livre. Vale salientar que a malha do modelo de escoamento livre foi construída a partir do modelo de parede. Mantendo-se esta como malha inicial construíram-se novos blocos nas suas faces para que a malha volumétrica se afaste o suficiente e dessa forma garantindo a condição de escoamento não perturbado para o modelo de escoamento livre.

No caso do modelo de parede foram obtidas malhas diferentes para cada caso de ângulo de ataque simulado, visto que o modelo se move para cada ângulo e o vetor velocidade no infinito é sempre o mesmo. Foi utilizado este processo para se evitar reflexividade nas paredes. Para o modelo de escoamento livre a malha sempre é a mesma, sendo que apenas se muda a direção do vetor velocidade no infinito.

A figura 3.6 mostra o detalhamento da discretização da malha superficial da asa, visto que este é um ponto muito importante em simulações aerodinâmicas. É interessante dizer que normalmente a discretização do bordo de ataque deve ter pelo menos 14 divisões no plano XZ.

Um outro procedimento que foi seguido de forma geral é manter os espaçamentos das malhas em todas as direções iguais ou inferiores a relação de 1.2.

Na figura 3.7 observamos o detalhamento da malha na junção fuselagem e sting. É importante ser dito que o sting é um elemento que tem uma malha volumétrica. Assim, quando for utilizada a configuração sem sting, a malha volumétrica é ativada. Quando utilizamos a configuração com sting utiliza-se apenas a malha superficial desse elemento. Dessa forma esta garantida que as malhas na junção fuselagem e sting são as mesmas para as duas configurações e evita-se possíveis diferenças de resultados entre elas devido às diferenças de malhas.

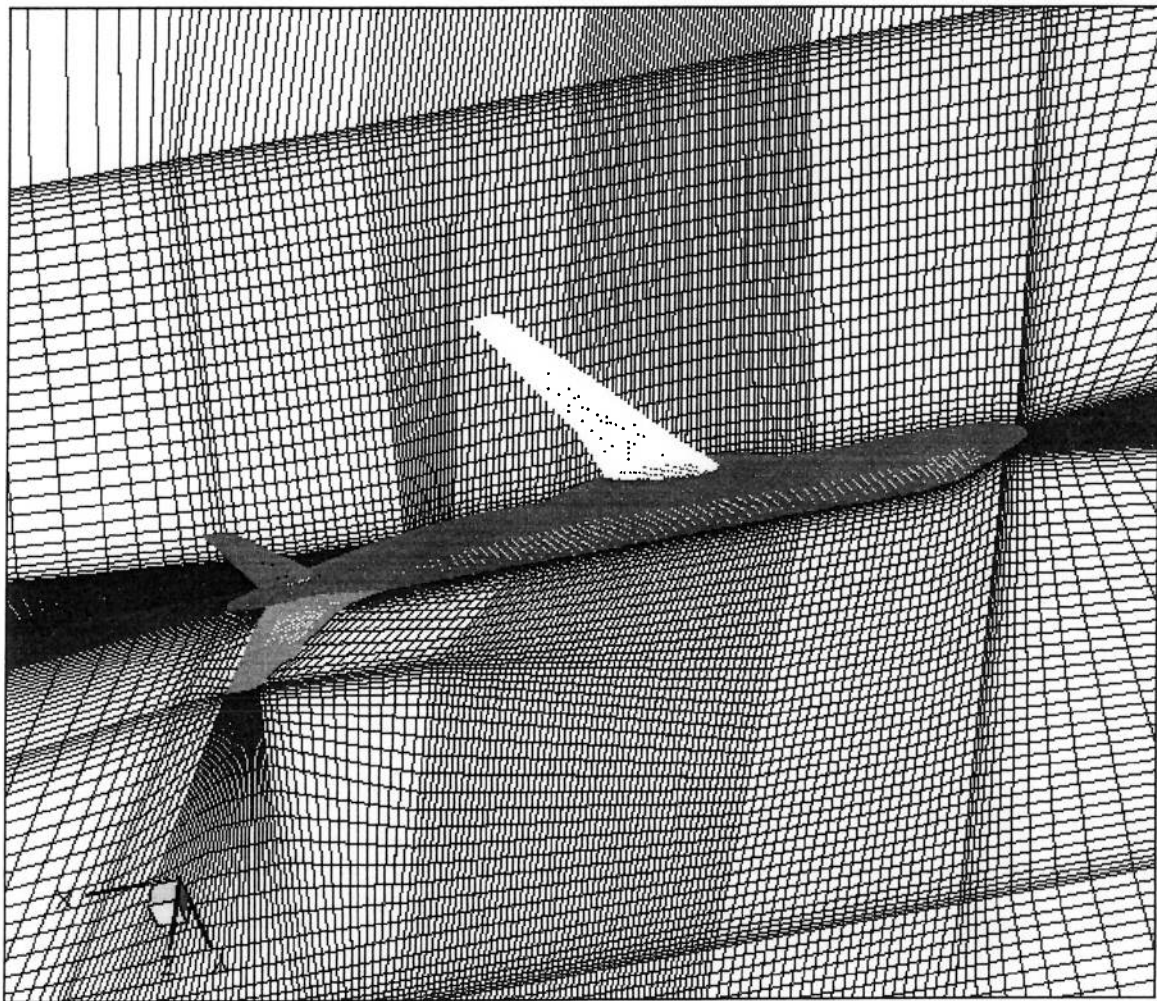


Figura 3.4. Detalhe da malha superficial do modelo e do plano de simetria para o modelo de escoamento livre.

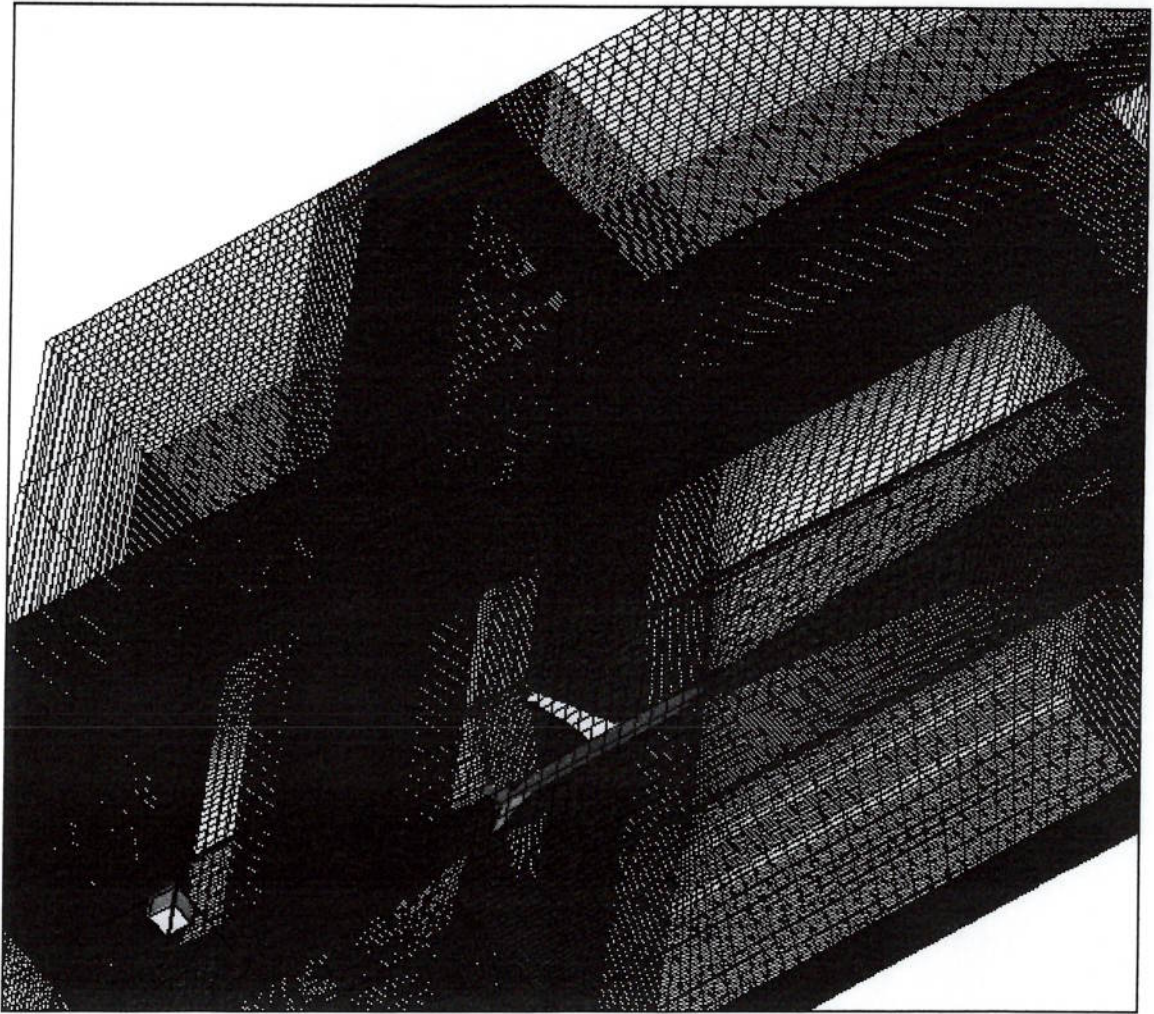


Figura 3.5. Detalhe da malha volumétrica para o modelo de escoamento livre.



Figura 3.6. Detalhe da malha superficial da asa para o modelo de escoamento livre.

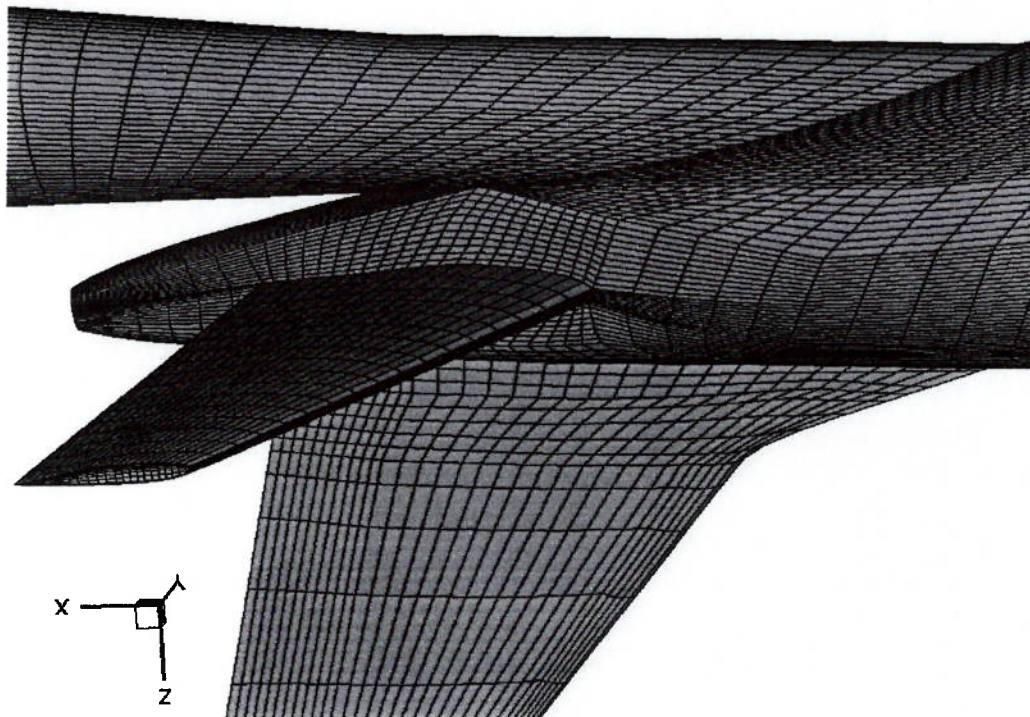


Figura 3.7. Detalhe da malha superficial da junção sting fuselagem para o modelo de escoamento livre.

3.2. Condições de contorno

Após a geração da malha, a próxima etapa é a definição das condições de contorno. O conhecimento das condições de contorno e sua correta aplicação são necessários para se obter resultados corretos de simulação. Por essa razão, essa é uma das etapas mais importantes do processo.

3.2.1. Modelo Parede

Para o modelamento que considera as paredes de túnel de vento, basicamente são criadas condições de contorno nas superfícies do túnel de vento e modelo, sendo que ainda existe o plano de simetria.

Na seção de entrada do túnel são impostas condições fixas de velocidade, pressão e temperatura. Na seção de saída são consideradas condições de velocidade, pressão e temperatura baseadas nas características do escoamento interno. Para as paredes do túnel de vento e as superfícies do modelo são aplicadas condições de parede deslizante. A seguir serão detalhadas as condições de contorno.

3.2.1.1. Entrada do túnel de vento

Na seção de entrada do túnel de vento é imposta uma condição de contorno de entrada, através da especificação dos valores conhecidos de velocidade, pressão e temperatura:

- Velocidade – corresponde à velocidade do Mach e altitude do escoamento ao longe, aplicada em toda a região de entrada na direção normal à superfície.
- Pressão - corresponde à pressão do Mach e altitude do escoamento ao longe, aplicada em toda a região de entrada na direção normal à superfície.
- Temperatura - corresponde à temperatura do Mach e altitude do escoamento ao longe.

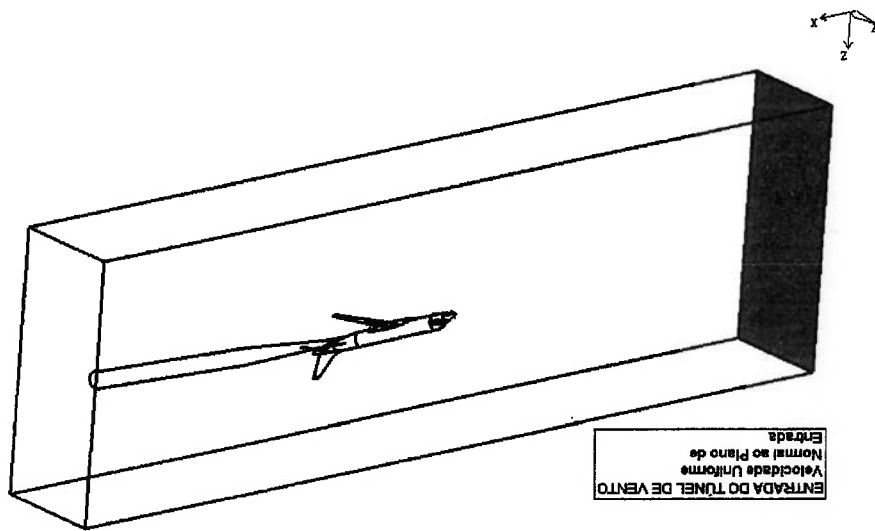


Figura 3.8. Condição de contorno para entrada do túnel de vento para o modelo de parede

3.2.1.2. Saída do túnel de vento

As condições de contorno da saída do túnel de vento não podem ser iguais as de entrada, pois se fixarmos condições como na entrada podemos ter incoerências devido a problemas matemáticos, assim utilizamos condições de contorno baseadas nas características do escoamento interno.

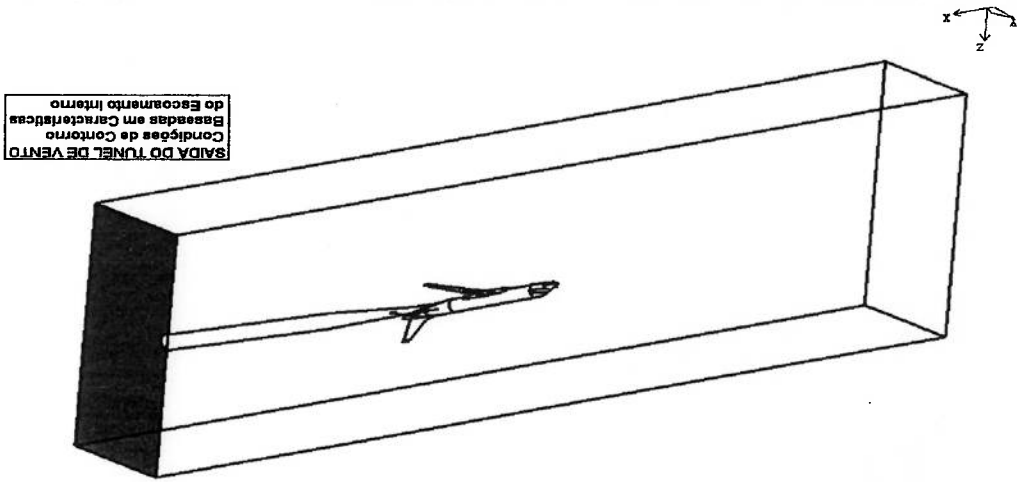


Figura 3.9. Condição de contorno para saída do túnel de vento para o modelo de parede

3.2.1.3. Paredes do túnel e superfícies do modelo

Nas paredes do túnel de vento e superfícies do modelo, devido ao fato de termos uma simulação Euleriana, temos uma condição de parede não-viscosa, ou seja, é aplicada uma condição de parede deslizante com velocidade igual àquela do escoamento ao longe.

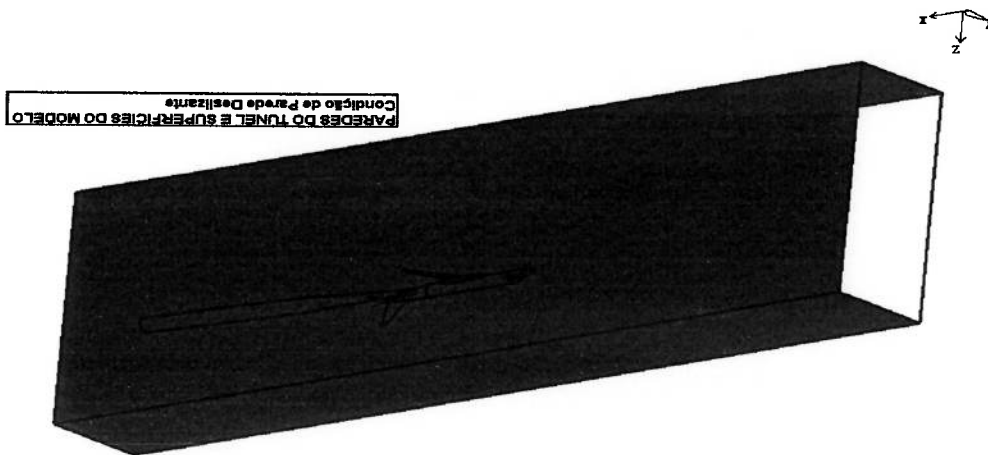


Figura 3.10. Condição de contorno para paredes e superfícies do modelo para modelo de parede.

3.2.1.4. Condições de simetria

Essa condição de contorno tem derivada zero de propriedade na direção normal ao escoamento.

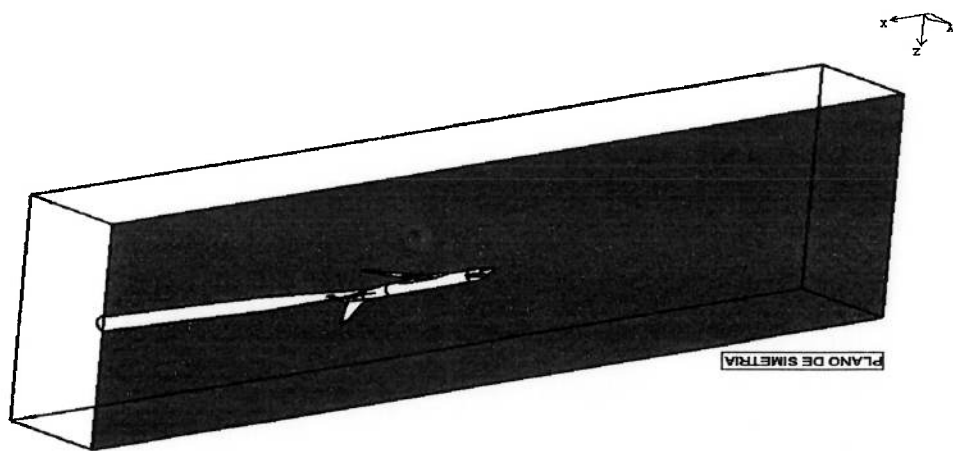


Figura 3.11. Condição de contorno para o plano de simetria do modelo de parede.

3.2.2. Modelo de escoamento livre

A mudança das condições de contorno do modelamento de escoamento livre em relação ao de parede é que todas as paredes, a entrada e saída do túnel são consideradas condições de contorno de escoamento não perturbado.

O ensaio transônico em túnel de vento para o X-RJ foi realizado no DNW-HST localizado em Amsterdã (Holanda). As características desse túnel de vento de alta velocidade são de uma garganta variável e seguida pela secção de teste com paredes laterais sólidas e paredes de cima e de baixo móveis e vazadas (12% aberta). As paredes de cima e de baixo podem ser ajustadas para obter uma secção de teste com altura de 1.60 m ou 1.80 m. Os testes em questão foram ensaiados com altura da secção de 1.80 m.

4.1.1. Túnel de Vento Transônico (DNW-HST)

Nesta secção como já foi mencionado, mostraremos os resultados do túnel de vento transônico para o jato X-RJ. No entanto, não serão mostrados apenas os resultados, mas também todas as características que envolvem um ensaio transônico e a metodologia utilizada, em ensaios de interferência, para se obter dados confiáveis e também caracterizar o fenómeno físico da interferência aerodinâmica do sting.

Regional X-RJ

4.1. Resultados de Túnel de Vento Transônico Do Jato

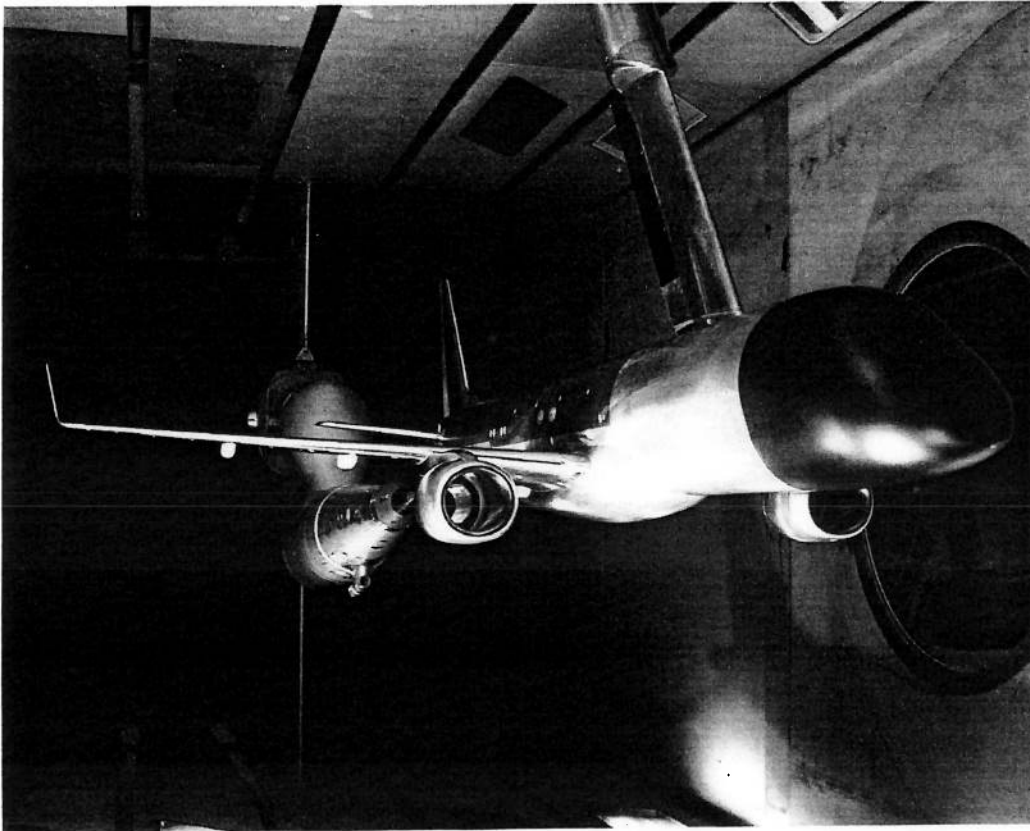
Neste capítulo serão mostrados os resultados de túnel de vento para o X-RJ e através destes um entendimento do fenómeno que envolve a interferência aerodinâmica do sting. Posteriormente, serão apresentados os resultados das simulações numéricas para o jato regional em condições transônicas ambos com e sem suporte do tipo sting, sendo que estes resultados serão comparados com os resultados de túnel de vento para validação do método.

RESULTADOS

CAPÍTULO 4

As paredes de cima e de baixo são vazadas para que se haja ventilação no túnel de vento. A figura 4.1 além de mostrar uma visão da seção de teste com o modelo do X-RJ montado, ilustra bem esta característica de ter as paredes vazadas. O primeiro motivo para que as paredes da garganta sejam ventiladas é minimizar seus efeitos no escoamento sobre o modelo. Em condições de velocidades transônicas (alta subsônica e baixa transônica), choques e ondas de expansão desenvolvidas nas vizinhanças do modelo serão normais ao escoamento. Se ondas de choque atingirem uma parede sólida, elas refletirem e atingem o modelo, causando um escoamento sobre o modelo muito diferente do que seria exigido para obter dados de túnel aplicados para vôo. Se o choque atinge uma camada de escoamento livre, ele refletirá como ondas de expansão e novamente atingirá o modelo produzindo resultados ruins. A ventilação de paredes, parcialmente abertas e parcialmente fechada, são projetadas para minimizar os efeitos de reflexões de

Figura 4.1 : Seção de teste do DNW-HST com o modelo do X-RJ



ondas de choque e simularmente, ondas de expansão. Uma segunda justificativa para a ventilação de paredes para túneis transônicos é gerar um baixo Mach supersônico.

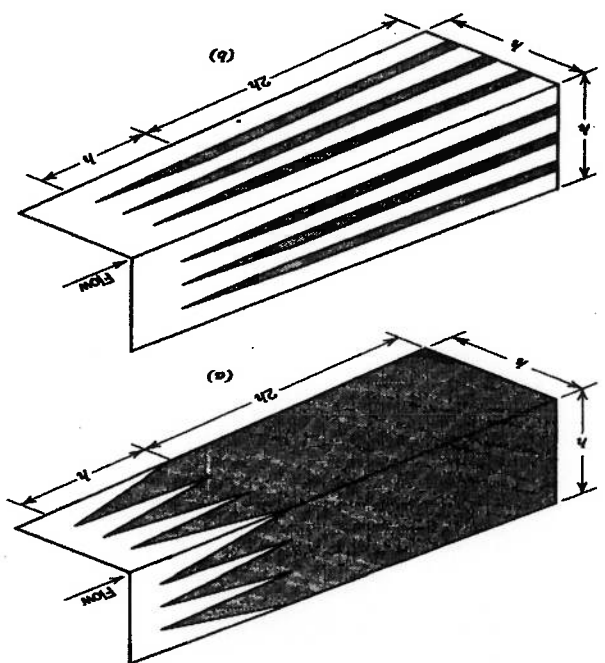


Figura 4.2 : Tipos de sistemas de ventilação em seções transônicas. (As sombras representam a ventilação) (a) Perfurado (b) Com fendas

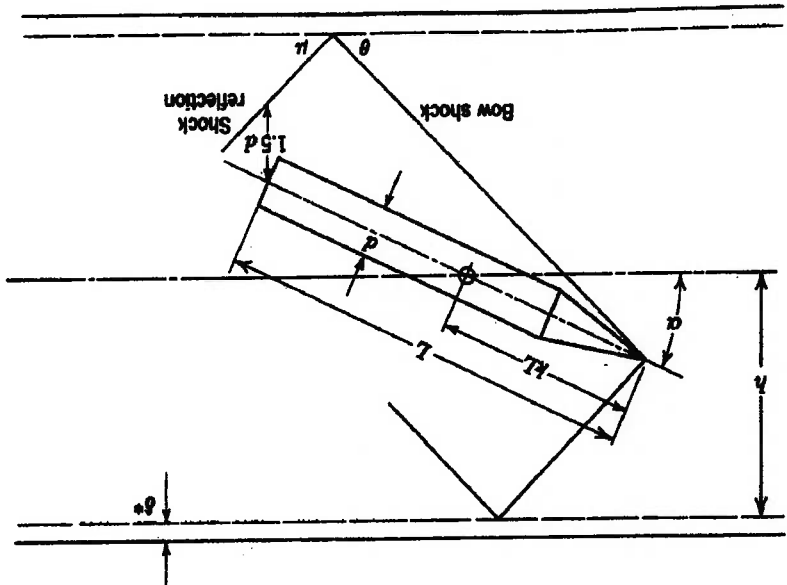


Figura 4.3 : Reflexão de onda de choque influenciando os coeficientes aerodinâmicos na parte traseira do modelo

4.1.2. Ensaio Transônico para o X-RJ

O ensaio foi feito para condições pressurizadas onde se obtém Reynolds de 3.7 M e 5.0 M, também foram feitos ensaios não pressurizados (atmosférico), onde não se tem o controle do número de Reynolds. Os ensaios ocorrem para variação de Mach = 0.30 até 0.95. As configurações ensaiadas foram WBFPNVHZ, WBFPNVZ, WBFPNZ, WBFPNV, WBFZ e BF onde temos W-wing, B-body, F-flap track fairing, P-pylon, N-nacelle, V-vertical, H-horizontal, Z-winglet. Foram feitas medidas de cargas globais aerodinâmicas (C_L , C_D , C_M , C_Y , C_N e C_R) e também medidas de pressão em estações da asa.

Os ensaios do X-RJ foram divididos em duas partes:

- Ensaios de Interferência
- Ensaios Normais

Os ensaios de interferência foram obtidos na primeira parte dos testes e na segunda parte foram obtidos coeficientes aerodinâmicos do modelo com interferência do sting e posteriormente corrigidos pelos deltas interferência obtidos dos primeiros testes, assim:

$$\begin{aligned} C_{L\text{ corrigido}} &= C_{L\text{ medido}} - \Delta C_{L\text{ interferência}} \\ C_{D\text{ corrigido}} &= C_{D\text{ medido}} - \Delta C_{D\text{ interferência}} \\ C_{M\text{ corrigido}} &= C_{M\text{ medido}} - \Delta C_{M\text{ interferência}} \end{aligned} \quad (4.1)$$

Como o objetivo deste trabalho é o estudo do efeito de interferência aerodinâmica do sting no modelo de túnel de vento, apenas iremos detalhar a primeira parte dos ensaios (Ensaio de Interferência) com seus resultados e discussões dos mesmos. Para os ensaios de interferência foram feitas correções para os efeitos aerodinâmicos da cavidade de conexão entre o sting e a fuselagem.

4.1.2.1. Ensaios de Interferência

A primeira parte dos ensaios objetivava obter os efeitos da interferência aerodinâmica do sting através de correções de ΔC_L , ΔC_D e ΔC_M . Os ensaios foram feitos à Reynolds 3.7 milhões e para Mach=0.70, 0.75, 0.78, 0.80, 0.82 e 0.85. Os ensaios de interferência foram feitos para três configurações :

WBFPNVZ

WBFPNVHZ com a empenagem horizontal com um ângulo de incidência $i_H = -3^\circ$

WBFPNVHZ com a empenagem horizontal com um ângulo de incidência $i_H = 0^\circ$

Essas configurações ensaiadas têm a finalidade de obter a interferência aerodinâmica do sting na fuselagem e na empenagem horizontal.

Para obtenção das correções de interferência foram feitos ensaios utilizando suportagem sting dorsal e sting traseiro. A seguir, são mostradas nas figuras 4.4-7 como foram montadas no túnel as configurações de teste necessárias, também será mostrada a metodologia, através do equacionamento utilizado, para obtermos as correções.

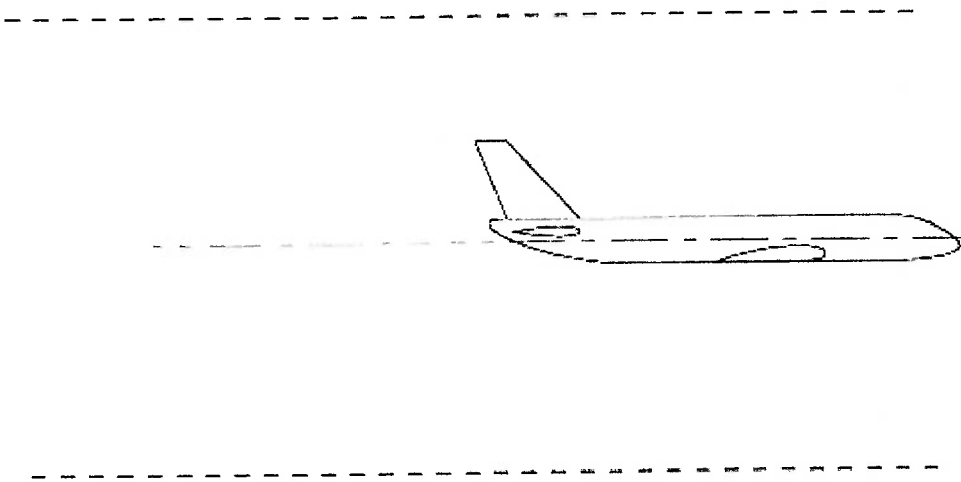


Figura 4.4. Modelo em voo

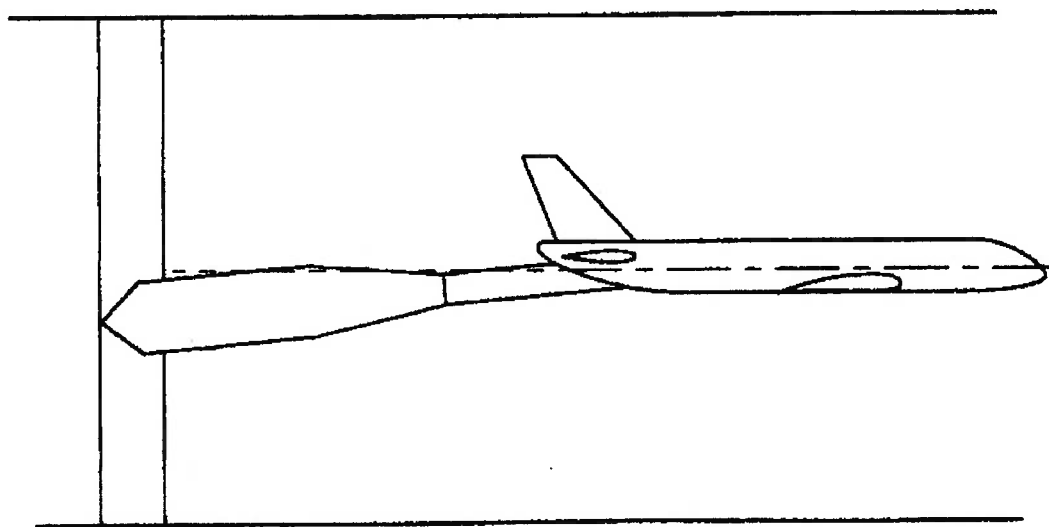


Figura 4.5. Modelo com sting traseiro tendo "farfield" e "nearfield"

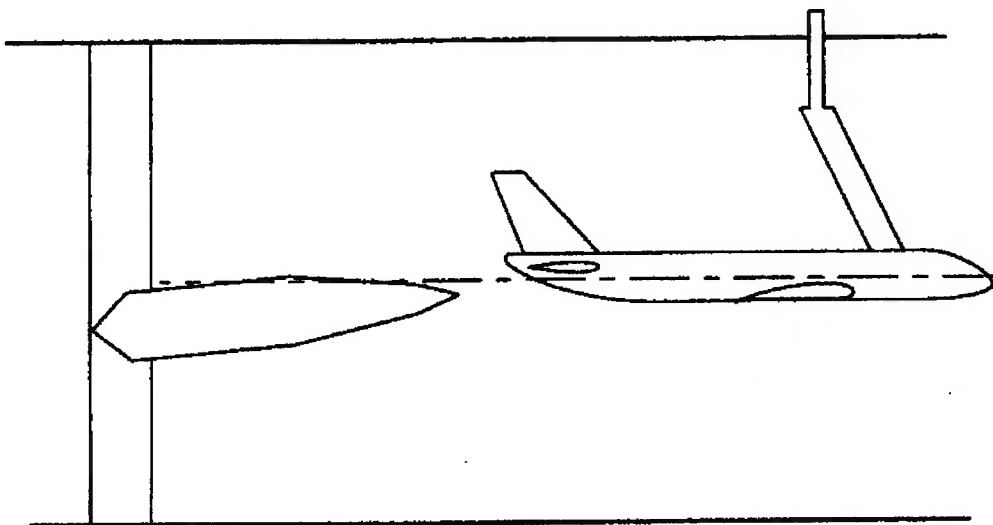


Figura 4.6. Modelo com sting dorsal tendo "farfield" do sting traseiro

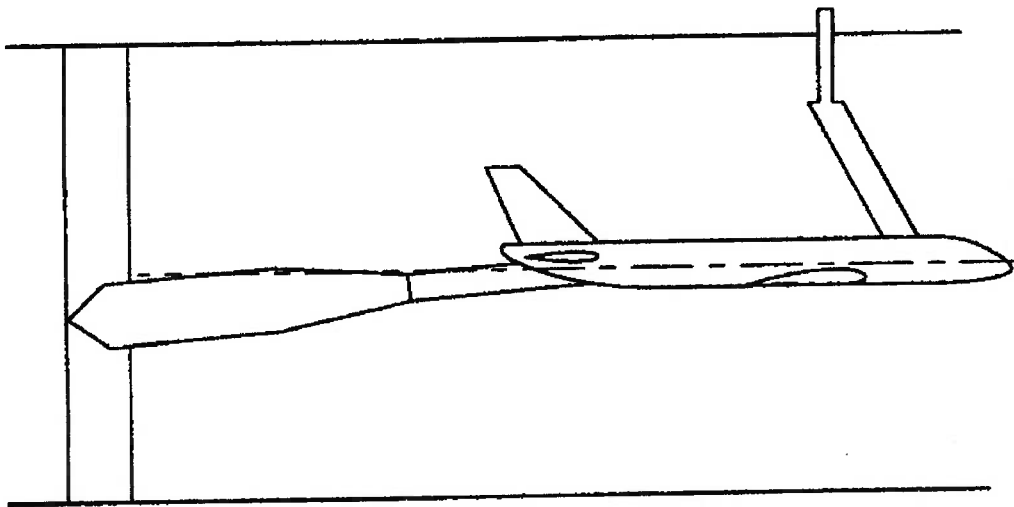


Figura 4.7. Modelo com sting dorsal tendo a parte de conexão do sting traseiro na

fuselagem

Baseado nos conceitos de “far field” e “near field” que já foram comentados, podemos para as montagens esquematizadas nas figuras 5.4-7 estabelecer as seguintes

definições:

$$(4.2) \quad C_I + \Delta C_{NFDS} + \Delta C_{FFDS} + \Delta C_{NFRS} + \Delta C_{FFRS} = C_{II}$$

$$(4.3) \quad C_I + \Delta C_{NFDS} + \Delta C_{FFDS} + \Delta C_{FFRS} = C_{III}$$

onde,

FFDS	Far Field Dorsal Sting
FFRS	Far Field Rear Sting
NFDS	Near Field Dorsal Sting
NFRS	Near Field Rear Sting

Das equações (4.2) e (4.3) podemos obter a correção de “NearField” do sting,

assim:

$$(4.4) \quad C_{II} - C_{III} = \Delta C_{NFRS}$$

As figuras 4.11 e 4.12 mostram a dependência dos coeficientes C_0 e C_1 com o número de Mach. Os efeitos de Mach em ambos os coeficientes C_0 e C_1 são pequenos para ΔC_L e são negligenciados nas correções finais, o efeito do número de Mach no C_0

$$\Delta C = C_0 + C_1 \alpha \quad (4.6)$$

seguinte forma.

Os resultados mostrados têm sempre uma dependência linear com o ângulo de incidência, assim foram traçadas regressões lineares para os dados experimentais da de forma significativa.

sustentação da empenagem e sua contribuição para o momento de arfagem da aeronave (ângulo local) que ocorrem em toda a empenagem horizontal, assim aumentando a equivalente que representa de forma global as mudanças de incidência (aumento do corrente se modificam pela ação do sting o que é representado por um ângulo induzido substancialmente maiores. Esse efeito é esperado devido ao fato que as linhas de 4.9 e 4.10 mostram que os efeitos na sustentação e momento de arfagem são No caso da configuração WBPNVHZ (com empenagem horizontal) as figuras sustentação e diminuição de momento de arfagem.

Para a configuração WBPNVZ (sem empenagem horizontal) à $Mach=0.80$ e Reynolds= 3.7×10^6 a figura 4.8 mostra que o efeito da interferência do sting nos coeficientes de sustentação e momento de arfagem é pequeno como esperado. Um pequeno aumento na pressão média da área afetada pelo sting causa um leve aumento de sustentação e diminuição de momento de arfagem.

4.1.3. Resultados Experimentais

aerodinâmica do sting.

Dessa forma através da subtração dos valores medidos em túnel das configurações C_{II} e C_{III} para dado α e Mach temos a correção de interferência

$$\Delta C_{RS} = \Delta C_{NRRS} + \Delta C_{FRS} = \Delta C_{NRRS} = C_{II} - C_{III} \quad (4.5)$$

considerados nas medidas dos ensaios normais, temos

Assumindo que ΔC_{FRS} está associado as correções de "buoyancy" que já são

para ΔC_M na configuração com empenagem horizontal é considerado de alguma importância e é levado em consideração nas correções. O efeito do número de Mach no $C1$ para ΔC_M é considerado suficientemente pequeno e é negligenciado no procedimento de correção.

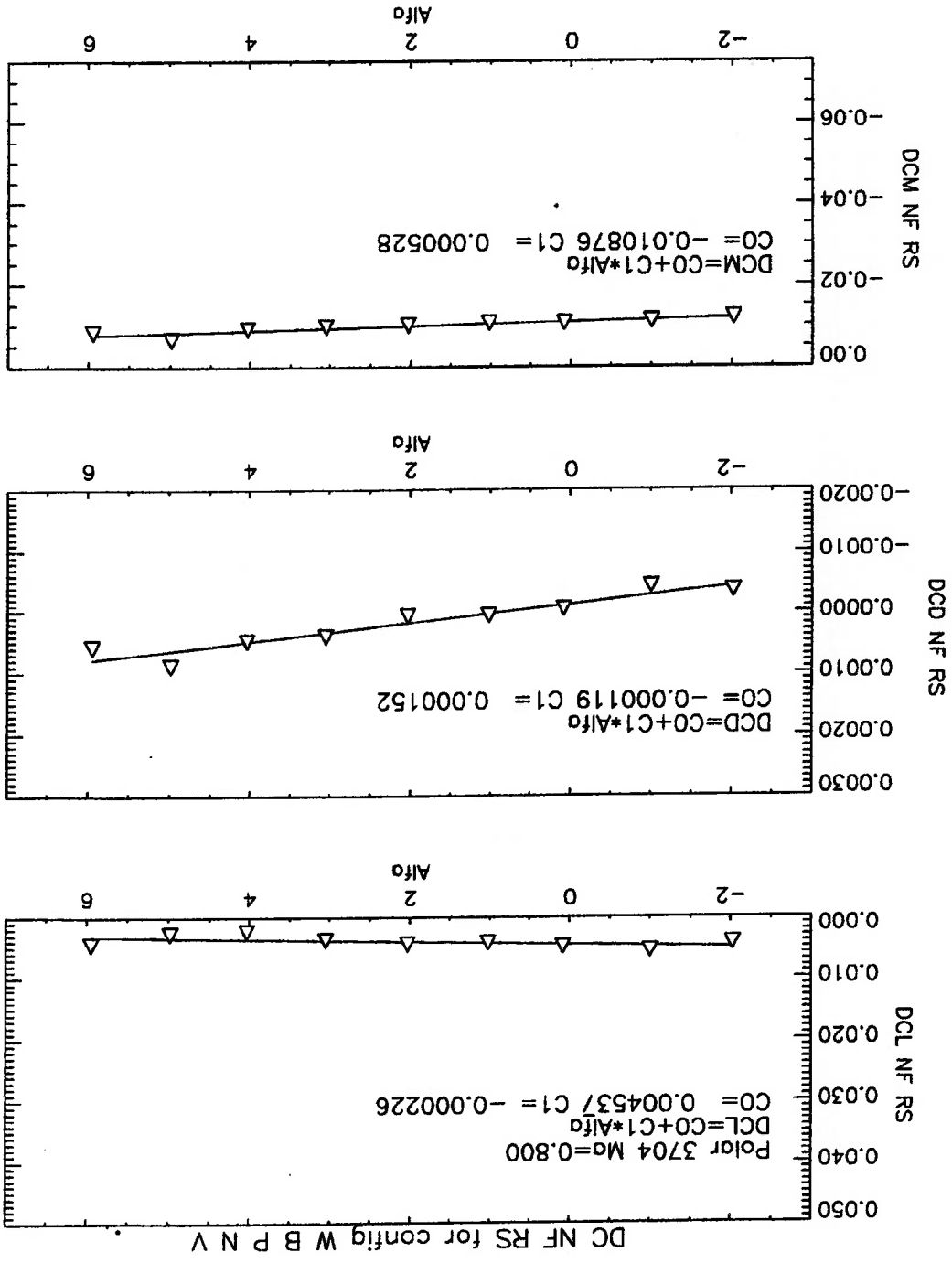
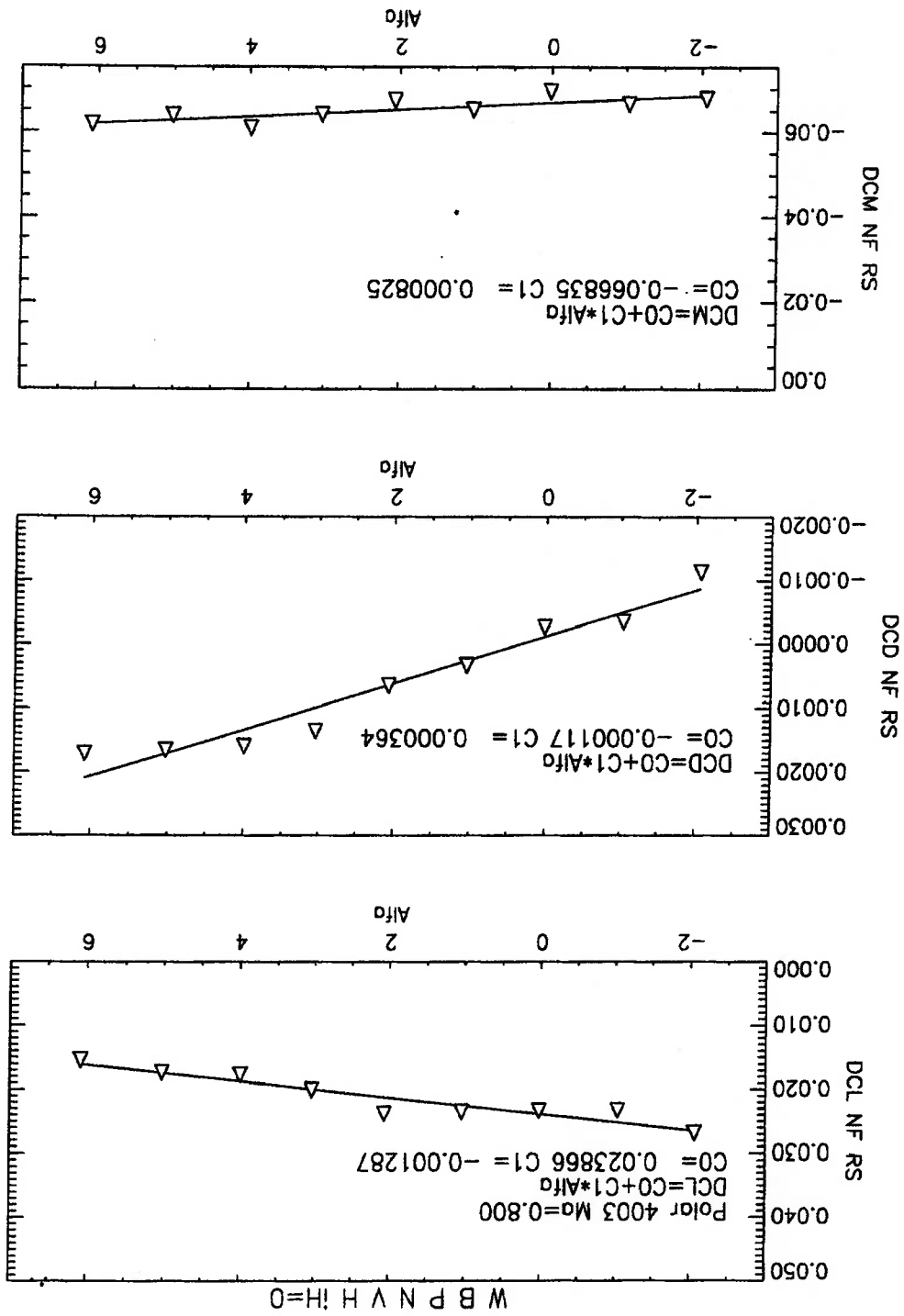


Figura 4.8. Correções de interferência do sting ("nearfield") para suporte traseiro como função de ângulo de incidência à Mach=0.80 para configuração WBPNVZ

Figura 4.9. Correções de interferência do sting ("nearfield") para suporte traseiro como função de ângulo de incidência à Mach=0.80 para configuração WBPNVHZ ($t_H = 0^\circ$)



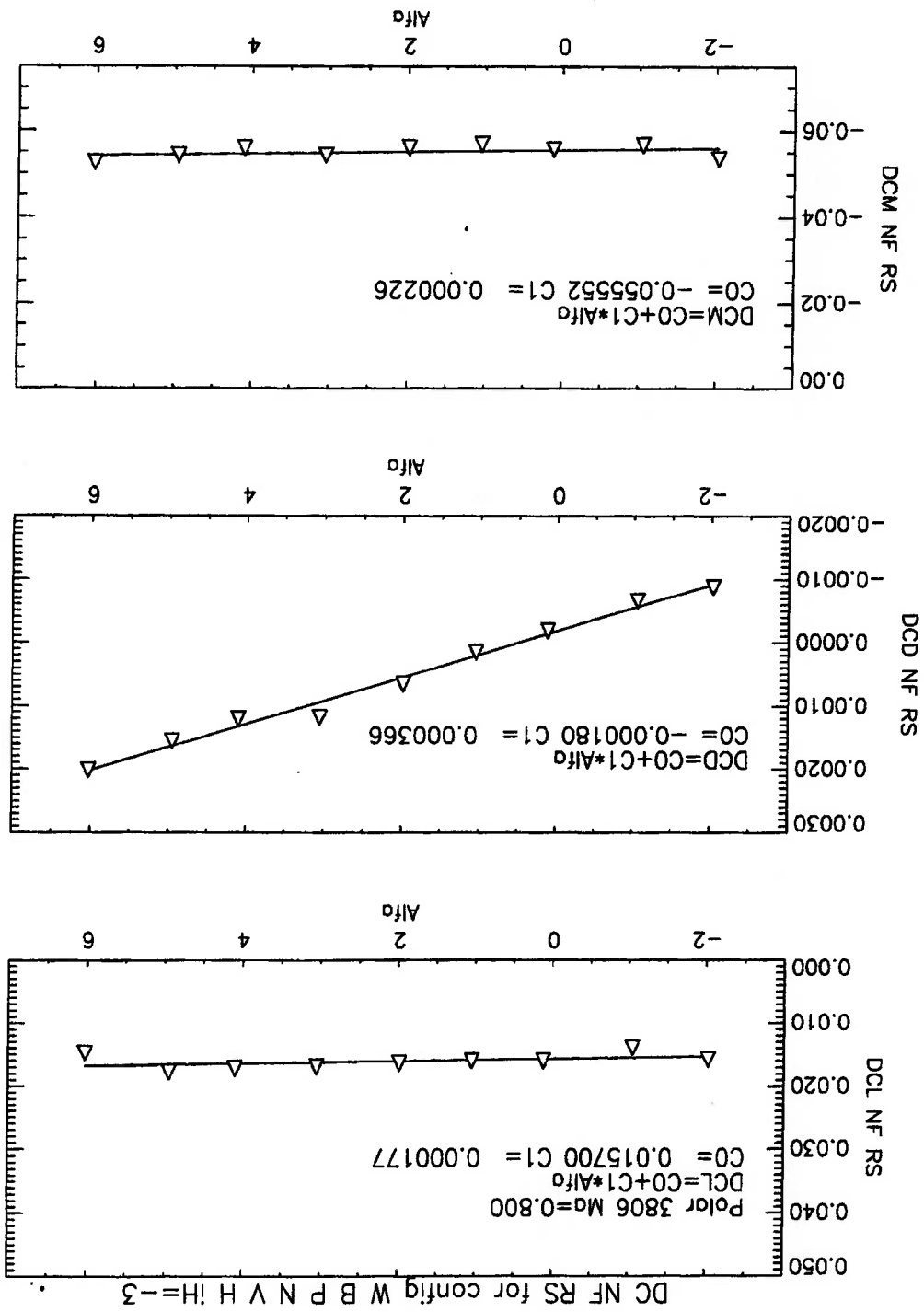


Figura 4.10. Correções de interferência do sting ("nearfield") para suporte traseiro como função de ângulo de incidência à Mach=0.80 para configuração WBPVHZ ($i_H = -3^\circ$)

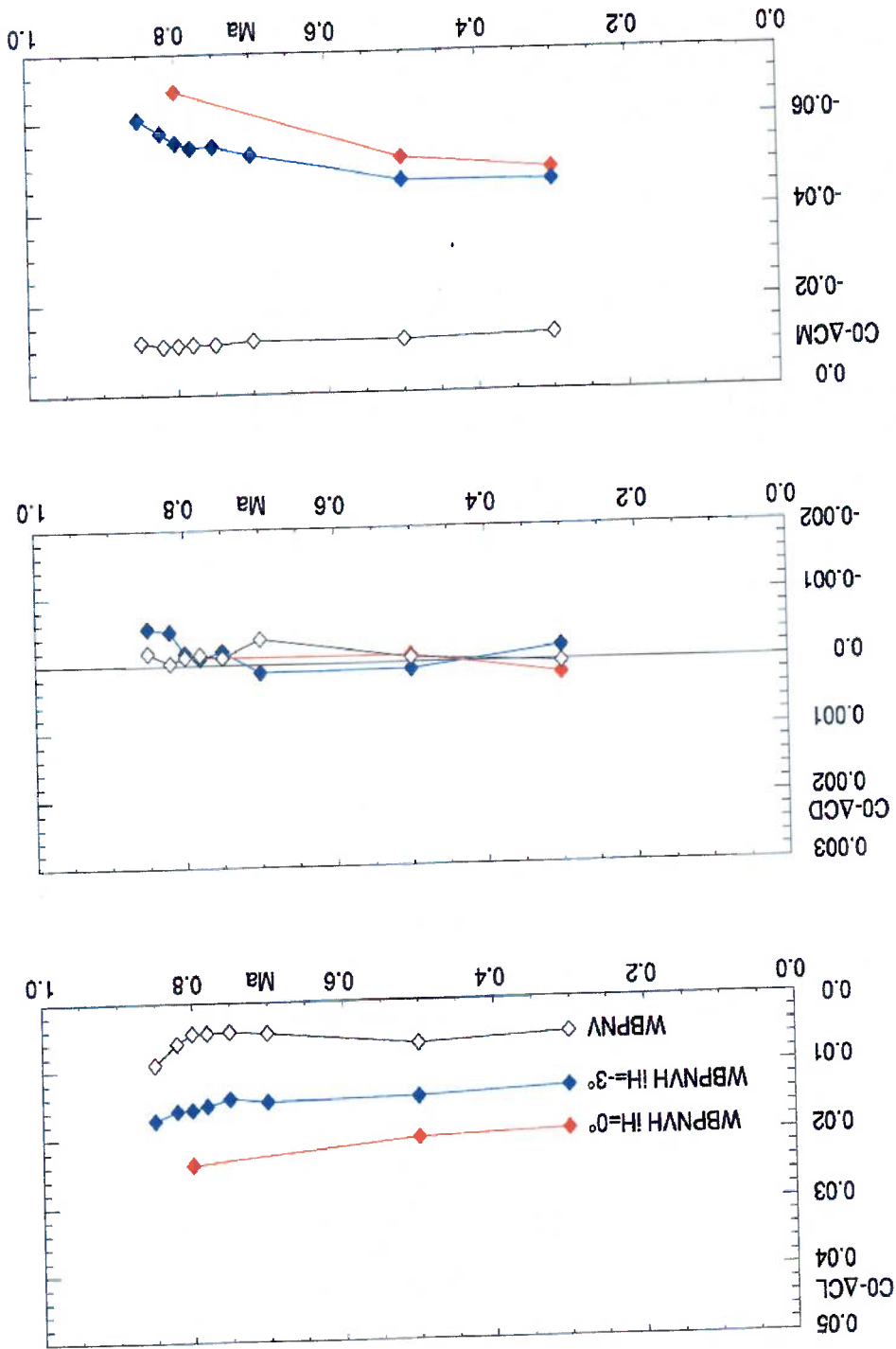
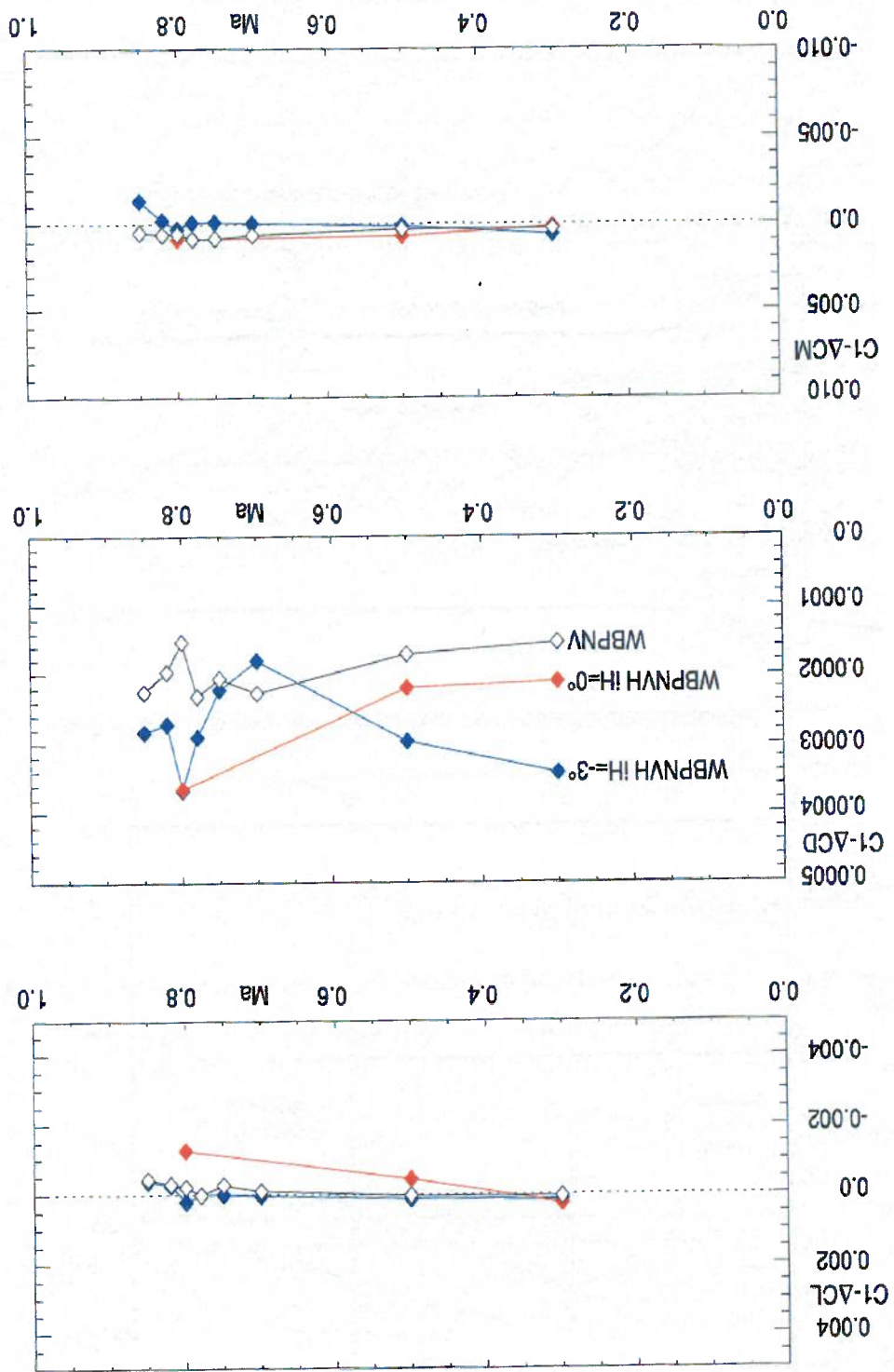


Figura 4.11. Coeficientes C_0 como função de número de Mach para Correção de Interferência do sting

Figura 4.12. Coeficientes C1 como função de número de Mach para Correção de Interferência do sting



Após serem analisados os resultados obtidos dos ensaios de interferência às correções aplicadas nos ensaios normais são as seguintes:

Configuração sem empenagem horizontal (WBPVZ)

$$\Delta C_L = 0.0049$$

$$\Delta C_D = 0.000195 \times \alpha$$

$$\Delta C_M = -0.0113$$

todas as correções independem do número de Mach .

Configuração completa (WBPVHZ)

$$\Delta C_L = 0.0167$$

$$\Delta C_D = 0.000276 \times \alpha$$

$$\Delta C_M = -0.0476x \left(\frac{\sqrt{1.0 - 0.3z}}{\sqrt{1.0 - M_z}} \right)^{0.4}$$

Assim, através dos efeitos destas configurações (WBPV e WBPVH) podemos obter também o efeito de interferência aerodinâmica causado pelo sting apenas na empenagem horizontal, então temos:

$$\Delta C_L = 0.0118$$

$$\Delta C_D = 0.000081 \times \alpha$$

$$\Delta C_M = -0.0476x \left(\frac{\sqrt{1.0 - 0.3z}}{\sqrt{1.0 - M_z}} \right)^{0.4} + 0.0113$$

4.1.3.1. Discussão de Resultados

Como já foi dito a correção de interferência aerodinâmica do sting pode ser entendida como o efeito da presença do sting no campo do escoamento sobre a região traseira da fuselagem. As pressões locais na fuselagem e as direções do escoamento na posição da empenagem horizontal, se presente, são modificadas. O efeito do distúrbio do sting diminui com a distância do mesmo.

Dos resultados de ensaio para diferentes incidências de empenagem horizontal aparece que $\frac{\partial C_M}{\partial i_H} = -0,080$ para Mach=0,80 e $\alpha=2^\circ$. Isso significa que a correção de C_M para uma configuração com empenagem horizontal é equivalente a mudar o ângulo de incidência da empenagem $0,72^\circ$. Para Mach=0,50 aparece que $\frac{\partial C_M}{\partial i_H} = -0,069$ e para

esse número de Mach a mudança de ângulo de incidência da empenagem é de $0,72^\circ$. Em outras palavras, o efeito da interferência do sting no momento de arfagem pode ser interpretado como um aumento médio do ângulo do escoamento na empenagem horizontal de $0,7^\circ$ devido a presença do sting. Para a correção de C_L uma análise similar pode ser usada, neste caso houve um aumento médio do ângulo do escoamento de aproximadamente $1,0^\circ$ ($1,2^\circ$ para Mach=0,5 e $1,0^\circ$ para Mach=0,80). Os valores do aumento médio do ângulo do escoamento relacionados à C_L e C_M não necessitam serem

iguais, primeiramente por causa da escolha dos valores de correção de $\Delta C_L^{interferência}$ e $\Delta C_M^{interferência}$, que são valores médios. Também deve ser considerado que o distúrbio no campo do escoamento causado pelo sting não é constante ao longo da empenagem,

assim alguma diferença para o efeito da mudança do ângulo do escoamento no C_L e C_M deve ser esperado. Notadamente, uma dada perturbação de sustentação ocorre principalmente na raiz da empenagem e tem um efeito menor de momento de arfagem quando comparada a uma distribuída uniforme do efeito sobre a envergadura (como ocorre com a variação geométrica de i_H).

Foram feitos ensaios com 5 tomadas de pressão na posição onde ficaria a empenagem horizontal. O propósito destes ensaios foi medir o efeito do sting no ângulo local do escoamento próximo a posição da empenagem horizontal. Os testes foram feitos a Mach=0,50 e Mach=0,80.

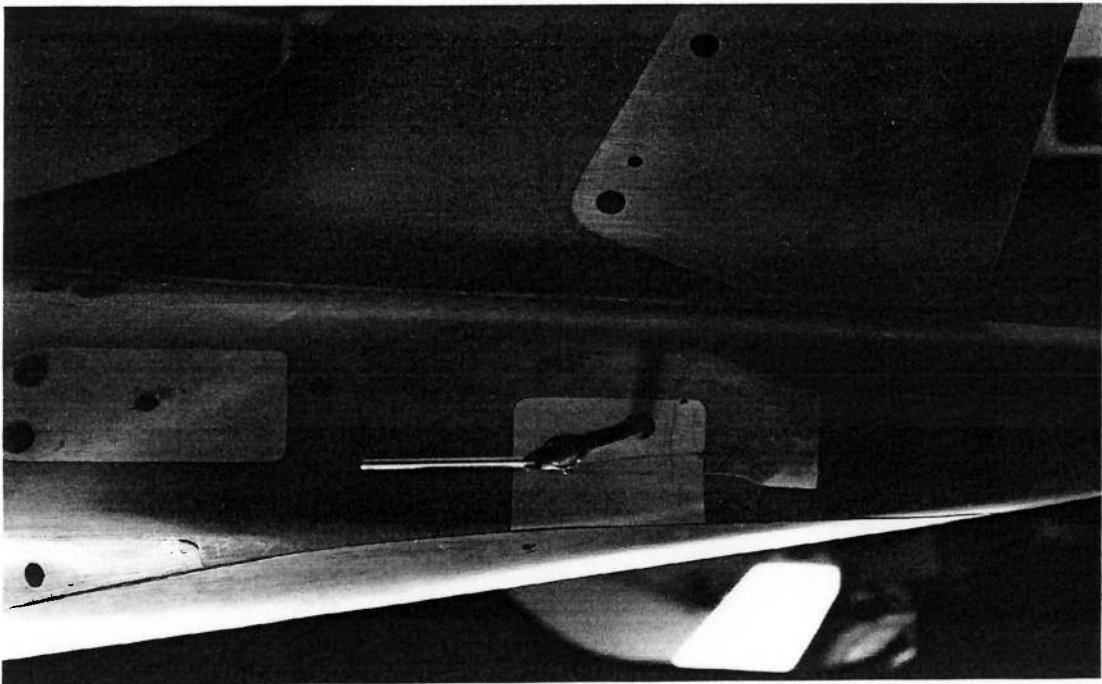


Figura 4.13. Tomada para medição de ângulo de escoamento na posição da empenagem horizontal

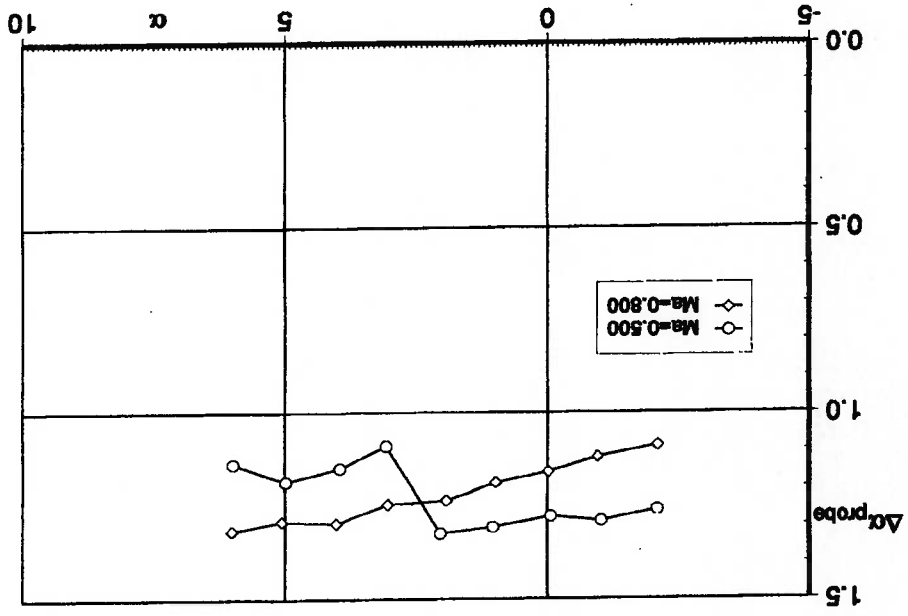


Figura 4.14. Variação do efeito do sting no ângulo local ($\Delta\alpha_{sing}$) na região do empenagem horizontal por alfa e Mach.

Os resultados na figura 4.14 mostram que o sting causa um aumento de ângulo de incidência na posição do sensor um pouco maior que 1° . Esse resultado prova e mensura o efeito da mudança da direção do escoamento na região da fuselagem traseira causada pelo sting. Observa-se também que este ângulo induzido varia com o ângulo de ataque do modelo.

4.2. Resultados de Simulação Numérica para o Jato Regional X-RJ

Nesta seção, são apresentados os resultados das simulações numéricas necessárias para identificar o efeito físico de interferência aerodinâmica do sting, caracterizado pelos resultados de túnel de vento, bem como a quantificação deste efeito. Objetivo principal deste trabalho é identificar o fenômeno de interferência aerodinâmica do sting através de simulações numéricas em condições típicas de cruzamento, que são as de maior interesse na análise de resultados transônicos de túnel de vento, assim foram feitas simulações a $Mach=0,80$, $HP=3000ft$ e $Reynolds=27,5 \times 10^6$.

Para o entendimento do fenômeno de interferência foram feitas simulações para $\alpha = 1^\circ, 3^\circ$ e 5° . Foi utilizada apenas a configuração completa (WBPNVH) do modelo X-RJ, visto que a simulação numérica nos proporciona a obtenção de forças e momentos para todas as partes do modelo.

Inicialmente, foi simulado um modelo dentro de um túnel de vento com paredes fechadas de forma a obtermos os efeitos da parede. Posteriormente observou-se que esse não era o melhor modelamento visto que como as paredes do túnel de vento DNW-HST são vazadas. Os efeitos de parede são então minimizados, como já foi comentado anteriormente e referenciado no "Annual Report2002-DNW". Desta forma, o melhor modelamento é considerar a simulação como um escoamento livre sobre o modelo, assim teremos melhor representatividade dos ensaios de túnel.

4.2.1. Hipótese Euleriana das Simulações Numéricas

Inicialmente, foi escolhida uma abordagem não-viscosa (Euleriana) para o modelamento do fenômeno de interferência aerodinâmica do sting, isto devido ao fato de que o fenômeno majoritário que envolve esta interferência está relacionado à distorção do escoamento devido ao surgimento de obstáculos físicos (sting). Acredita-se que do ponto de vista numérico podem-se obter bons resultados que capturem a mudança na direção das linhas de corrente, que é representada por um ângulo induzido equivalente na empenagem horizontal. A finalidade principal da simulação é obter este ângulo induzido

equivalente. As interações viscosas da camada limite na região do sting são fenômenos considerados de segunda ordem para as condições simuladas.

4.2.2. Simulações para o Modelo de Parede e Escocamento Livre

Como já foi dito anteriormente, iniciaram-se as simulações numéricas com um modelo que representasse o túnel de vento com suas paredes. Posteriormente, foi utilizado um modelo de escocamento livre que representava melhor os testes de túnel, já que o túnel transônico é montado com suas paredes vazadas, os efeitos de parede são minimizados. Foram simulados os dois modelos com o objetivo de obter a sensibilidade do efeito de parede nos coeficientes aerodinâmicos.

Observou-se que de fato os resultados foram influenciados pela mudança das condições de parede para escocamento livre, e o que mostra as figuras 4.15-16. O modelo de parede mostra um efeito de interferência do sting maior que o modelo de escocamento livre.

Todos os resultados dos coeficientes aerodinâmicos das simulações que serão mostrados nos itens subsequentes são relativos às considerações de escocamento livre. Os valores destes resultados não serão mostrados nas escalas dos gráficos devido a representarem dados de projeto da EMBRAER que devem ser mantidos sobre sigilo industrial.

Figura 4.15. Comparação do efeito de interferência na empenagem horizontal para modelo de parede e de escoamento livre (C_L).

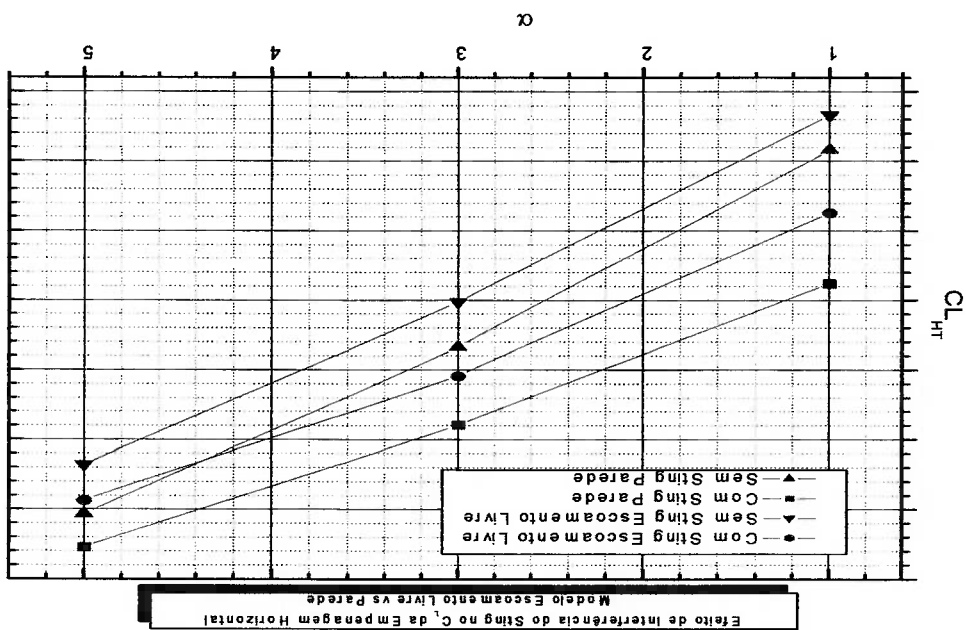
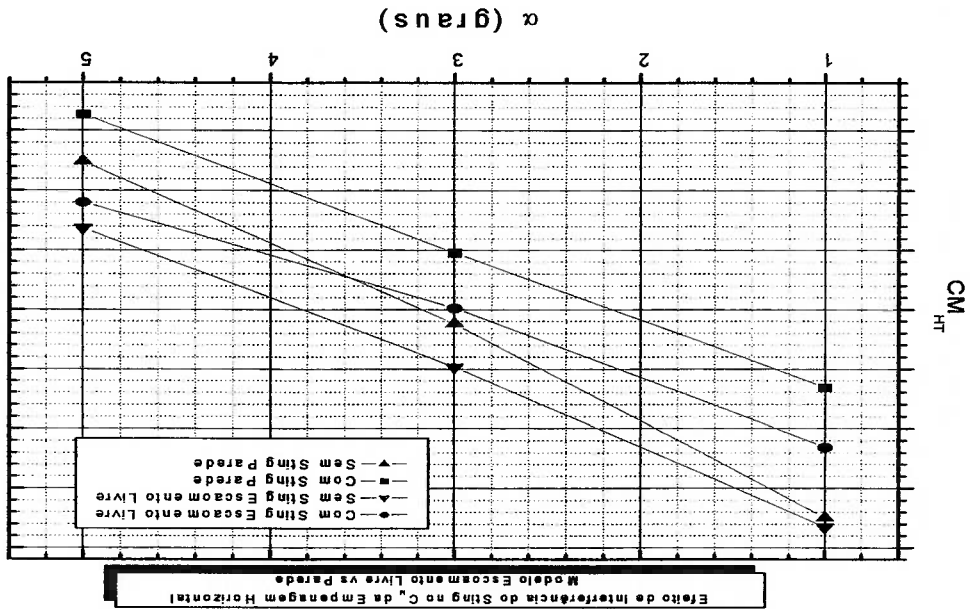


Figura 4.16. Comparação do efeito de interferência na empenagem horizontal para modelo de parede e de escoamento livre (C_M).



4.2.2. Efeito De Interferência do Sting Na Fuselagem

A interferência do sting nos coeficientes aerodinâmicos da fuselagem tem uma contribuição menor em relação à interferência total causada no modelo, como os resultados de túnel de vento mostram, e seu fenômeno ocorre devido à mudança de linhas de correntes superficiais na região da fuselagem próxima ao sting. Os resultados das simulações numéricas mostram tanto o fenômeno que ocorre como os deltas de interferência dos coeficientes aerodinâmicos ($\Delta C_{L\text{interferência}}$, $\Delta C_{M\text{interferência}}$).

As figuras 4.17-18 mostram as diferenças que ocorrem no campo físico da fuselagem na região próxima ao sting devido à presença do mesmo.

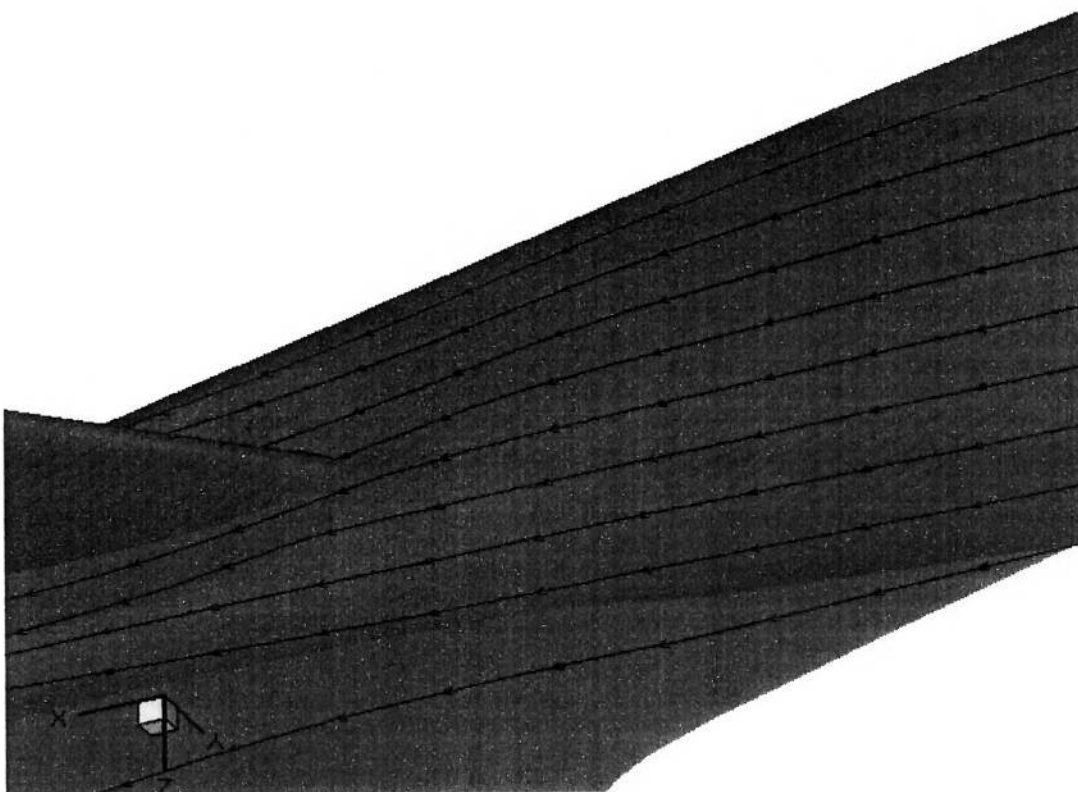


Figura 4.17. Linhas de corrente superficiais no cone de cauda do modelo sem sting (Mach=0.80 e alfa=0.0°).

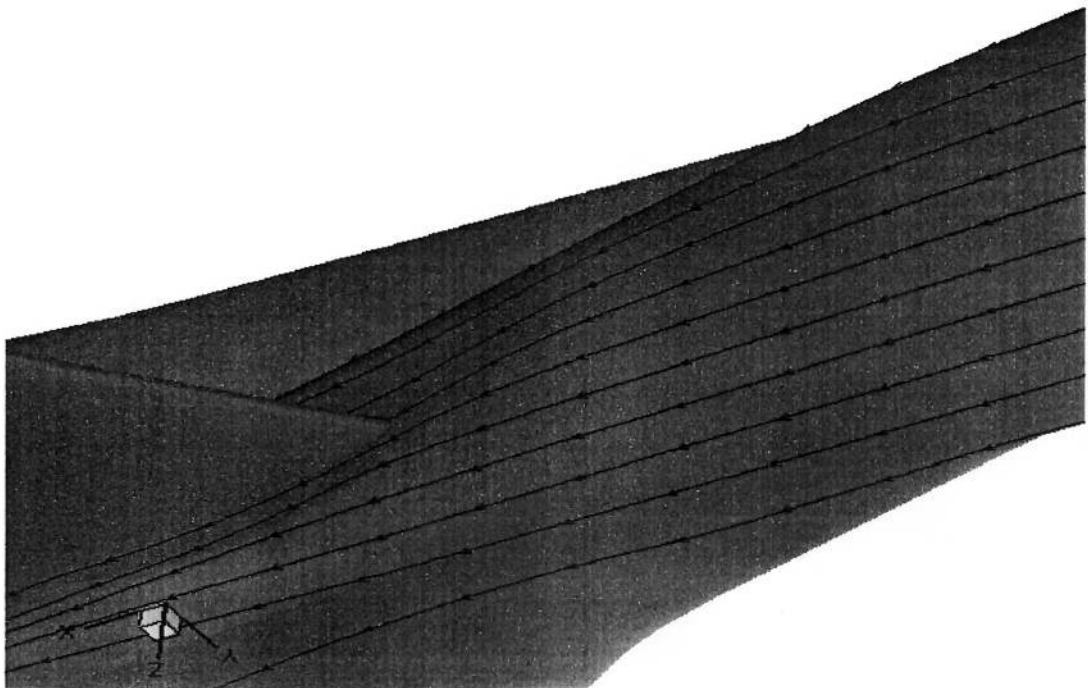


Figura 4.18. Linhas de corrente superficiais no cone de cauda do modelo sem sting (Mach=0.80 e alfa=0.0°).

Nas figuras 4.19-20 temos a distribuição de C_p na região da fuselagem próxima ao sting, observa-se que para a configuração com sting a região inferior da fuselagem tem uma distribuição de C_p com valores maiores do que a configuração sem sting. Isso está de acordo com os resultados de túnel de vento, visto que foi obtido um acréscimo de sustentação para fuselagem devido a presença do sting, ficando caracterizado que o sting causa uma desaceleração no escoamento próximo a sua conexão com a fuselagem a qual, por sua vez, causa um aumento de C_p preponderante na região inferior da fuselagem.

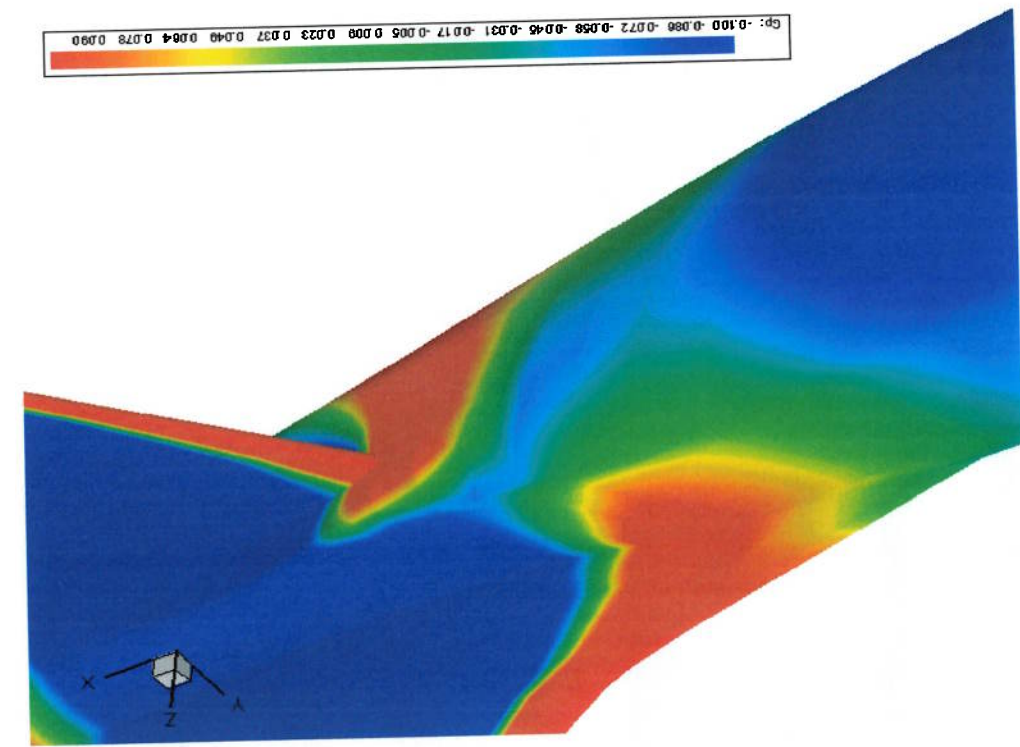


Figura 4.19. Distribuição de C_p no cone de cauda do modelo sem sting ($Mach=0.80$ e $\alpha=0.0^\circ$).

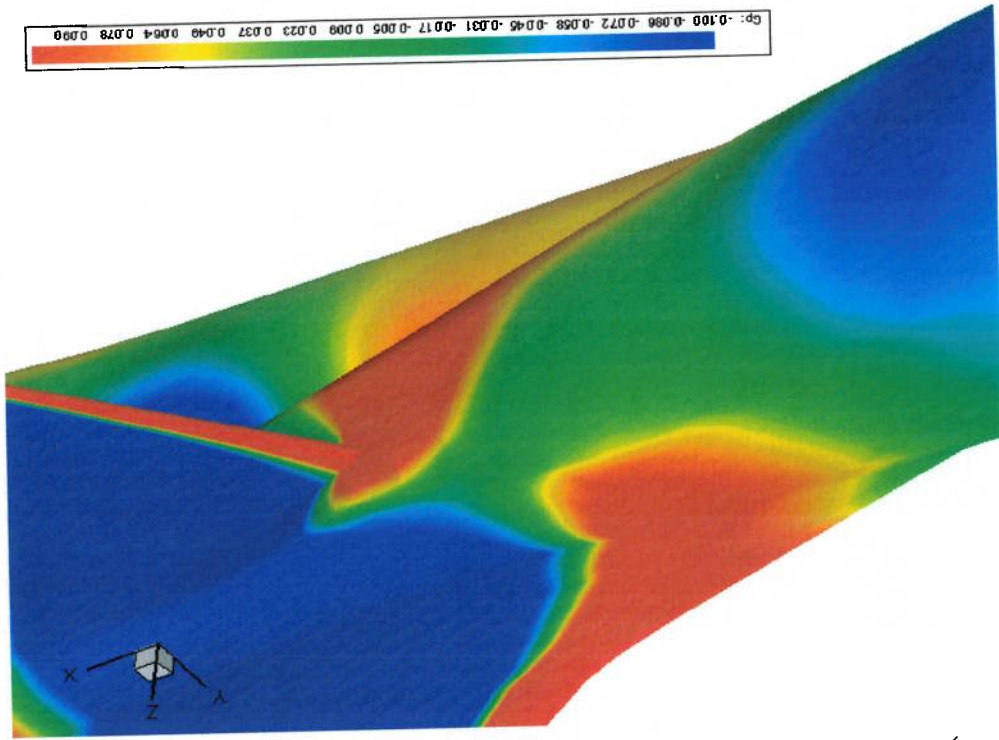


Figura 4.20. Distribuição de C_p no cone de cauda do modelo sem sting ($Mach=0.80$ e $\alpha=0.0^\circ$).

Nas figuras 4.21-22 é mostrado o efeito de interferência aerodinâmica do sting na sustentação (C_L) e momento de arfagem (C_M). Estes resultados concordam com os resultados de túnel onde temos aumento de sustentação e diminuição de momento de arfagem (tendência picadora) na fuselagem devido ao sting.

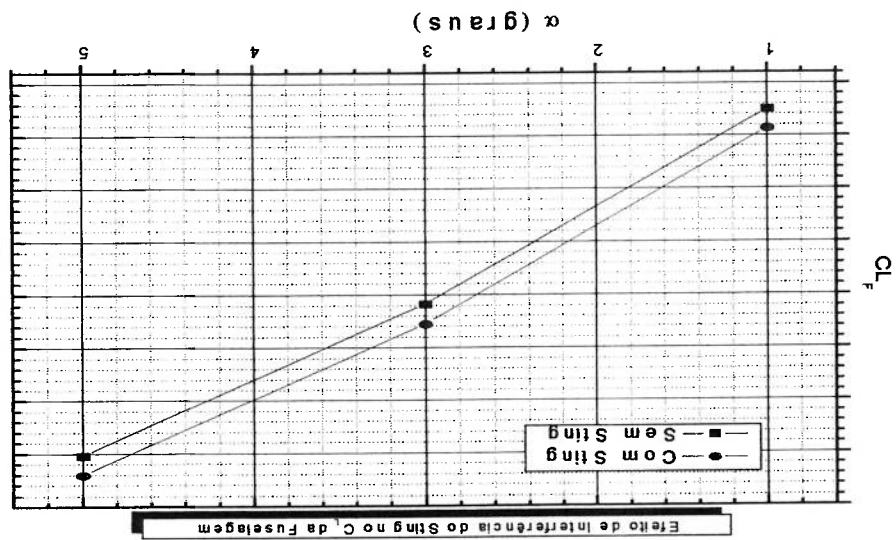


Figura 4.21. Efeito de interferência do sting no C_L da fuselagem.

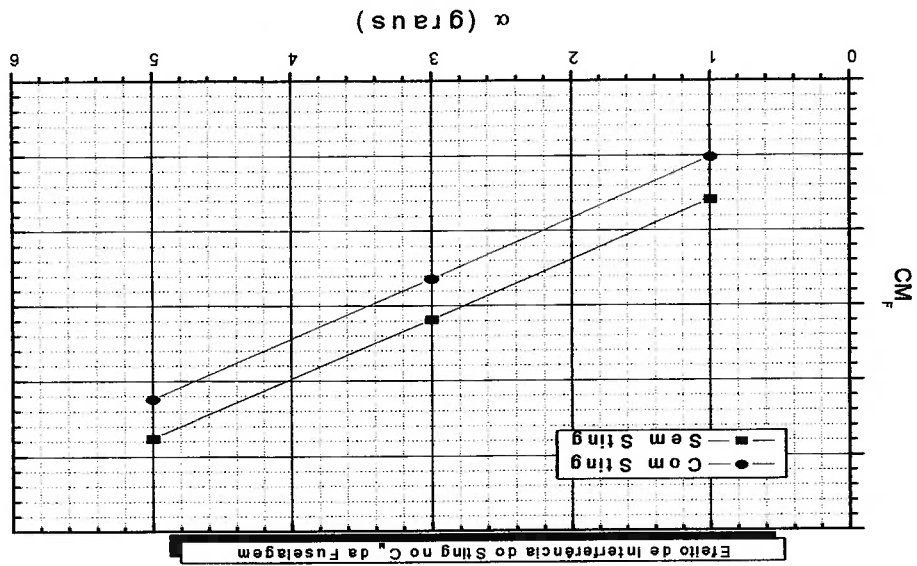


Figura 4.22. Efeito de interferência do sting no C_M da fuselagem.

Os resultados das simulações numéricas se mostraram representativos do fenómeno que envolve a influência do sting na fuselagem, onde temos aumento de C_p na região inferior da fuselagem causando aumento de C_L e diminuição de C_M . A quantificação deste efeito quando comparada aos resultados de túnel de vento, a qual é mostrada nas figuras 4.23-24, onde temos discrepâncias entre 0% e 20% para valores de C_L e C_M , mostra bons resultados.

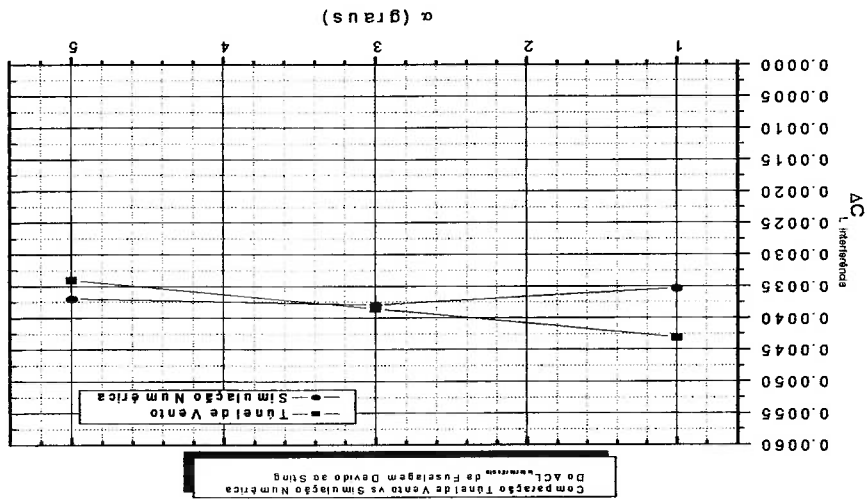


Figura 4.23. Comparação entre túnel e simulação numérica para ΔC_L interferência.

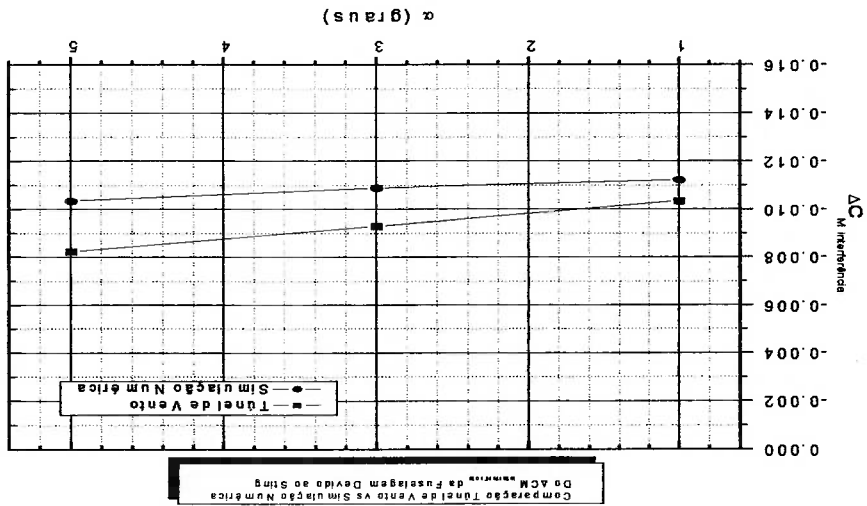


Figura 4.24. Comparação entre túnel e simulação numérica para ΔC_M interferência.

4.2.3. Efeito de Interferência do Sting na Empenagem Horizontal

Será dada atenção maior ao efeito de interferência na empenagem horizontal por ser o efeito majoritário da interferência sobre o modelo de túnel de vento. Inicialmente, os resultados das figuras 4.25-28 objetivam mostrar, como no caso da fuselagem, as diferenças que ocorrem no campo físico da empenagem horizontal devido a presença do sting.

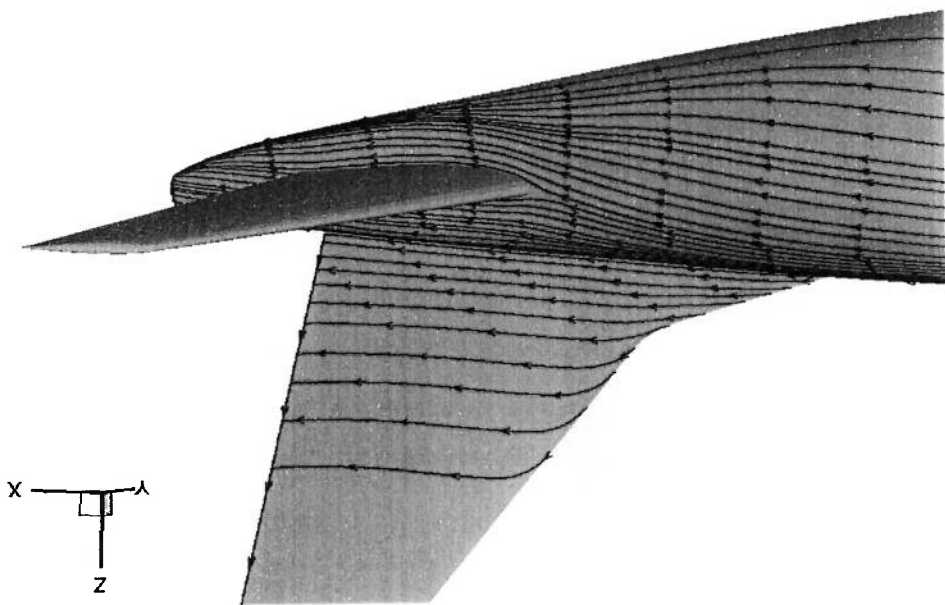


Figura 4.25. Linhas de corrente superficiais no cone de cauda do modelo sem sting ($Mach=0.80$ e $\alpha=0.0^\circ$).

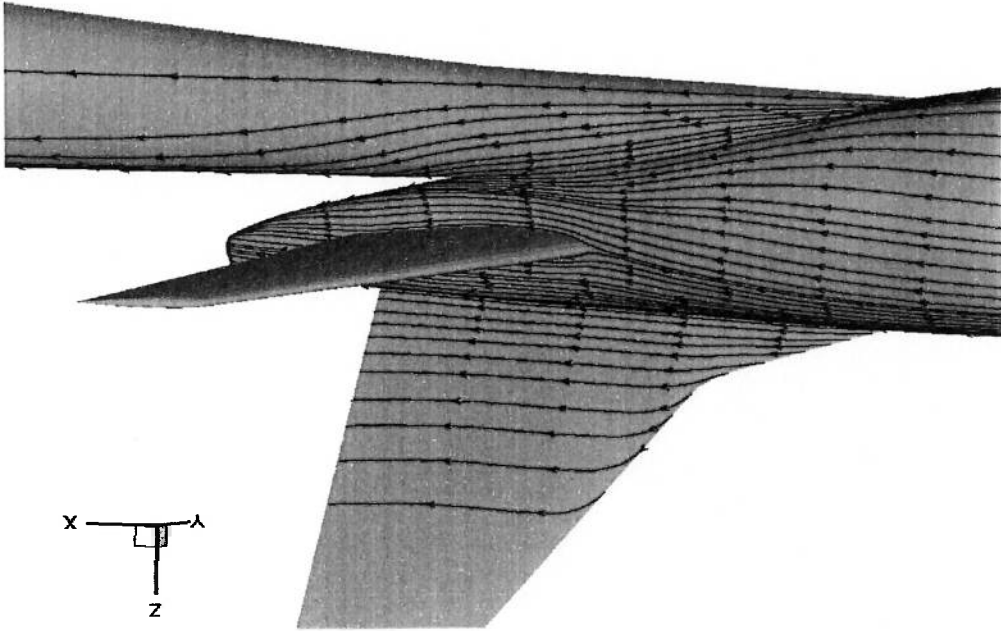


Figura 4.26. Linhas de corrente espaciais no cone de cauda do modelo com sting ($Mach=0.80$ e $\alpha=0.0^\circ$).

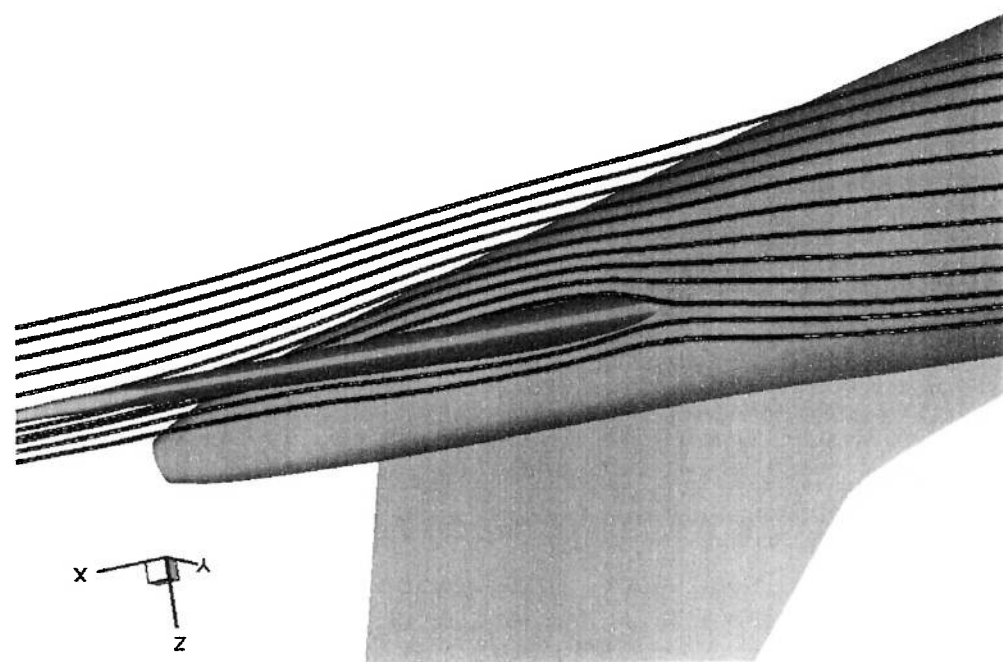


Figura 4.27. Linhas de corrente espaciais no cone de cauda do modelo sem sting ($Mach=0.80$ e $\alpha=0.0^\circ$).

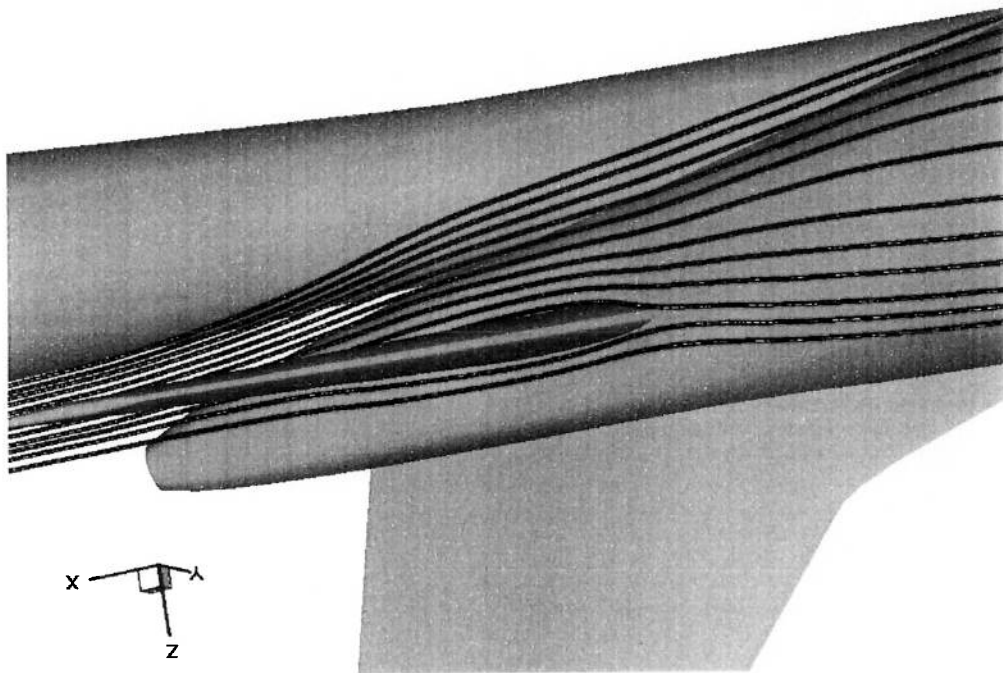


Figura 4.28. Linhas de corrente espaciais no cone de cauda do modelo com sting ($Mach=0.80$ e $\alpha=0.0^\circ$).

A figura 4.29 mostra os pontos P1, P2 e P3 onde foram obtidos os valores do vetor velocidade $V(u,v,w)$ nas configurações com e sem sting. Estes pontos estão situados no plano da empenagem horizontal respectivamente 5, 15 e 25 centímetros dos bordos de ataque das estações $Y1=1.2$ m, $Y2=3.0$ m e $Y3=4.5$ m (em relação a linha de centro da fuselagem).

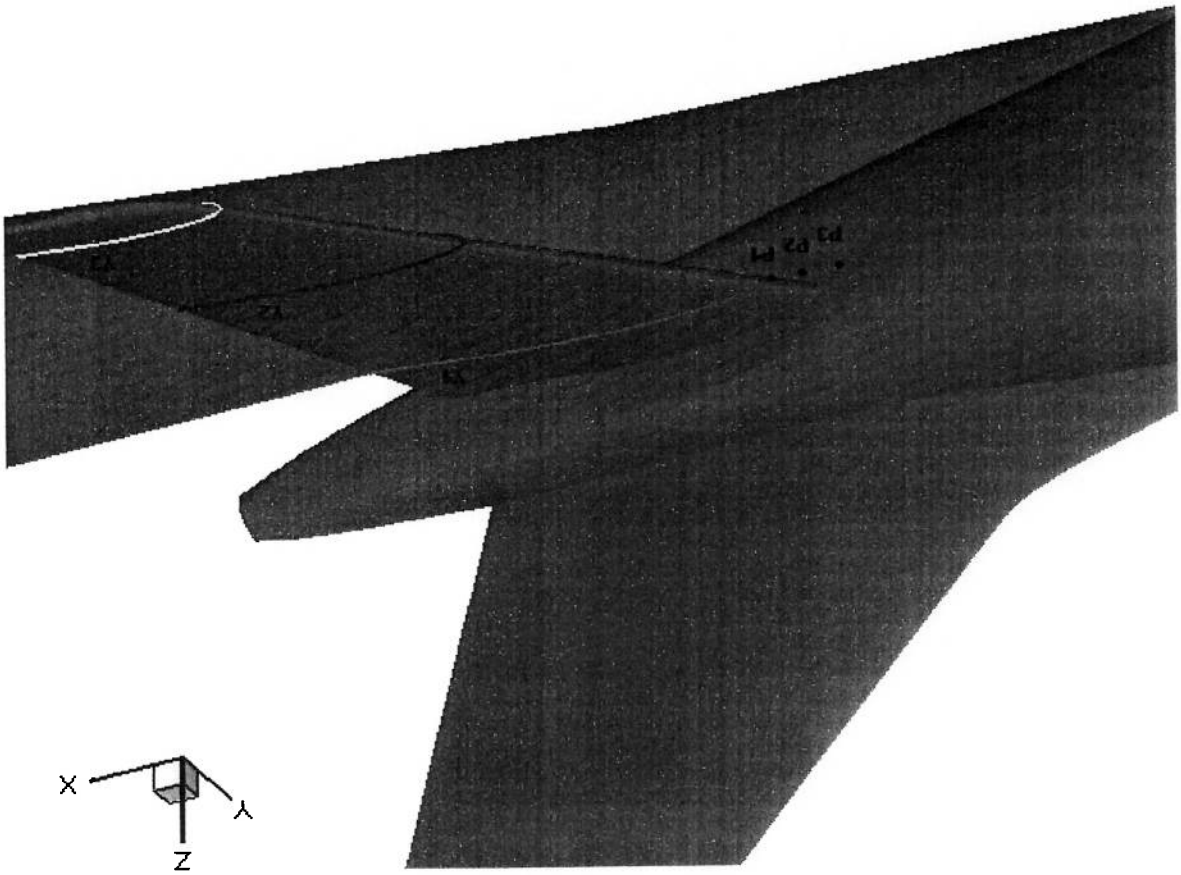


Figura 4.29. Estações $Y1, Y2$ e $Y3$ da empenagem horizontal e os pontos $P1, P2$ e $P3$ situados respectivamente 5, 15 e 25 centímetros dos bordos de ataque das estações.

Um primeiro indicativo que o efeito do sting na região próxima a empenagem horizontal é de mudar a direção das linhas de corrente do escoamento (distorção do escoamento) no sentido de aumentar o ângulo dos vetores velocidades no plano XZ é mostrando na tabela 4.1.

	P1		P2		P3	
	COM STING	SEM STING	COM STING	SEM STING	COM STING	SEM STING
Y1	u(m/s)	62.90	63.84	89.24	91.07	116.87
	v(m/s)	-59.84	-60.47	-43.96	-43.86	-26.68
	w(m/s)	-5.18	-16.71	-15.24	-26.35	-23.85
	w/u	-0.08	-0.26	-0.17	-0.29	-0.20
	$\alpha(xz)$	-4.71°	-14.67°	-9.70°	-16.15°	-11.54°
$\Delta\alpha(xz)$	9.96°		6.45°		4.50°	
Y2	u(m/s)	90.86	89.92	115.91	115.31	140.96
	v(m/s)	-98.43	-97.44	-81.55	-80.34	-64.68
	w(m/s)	10.43	5.24	4.86	-0.07	-0.71
	w/u	0.11	0.06	0.04	0.00	-0.01
	$\alpha(xz)$	6.55°	3.34°	2.40°	-0.03°	-0.29°
$\Delta\alpha(xz)$	3.22°		2.44°		1.90°	
Y3	u(m/s)	93.23	92.68	124.73	124.44	154.90
	v(m/s)	-100.83	-100.22	-78.25	-77.45	-57.05
	w(m/s)	10.83	7.70	14.36	11.69	14.27
	w/u	0.12	0.08	0.12	0.09	0.09
	$\alpha(xz)$	6.63°	4.75°	6.57°	5.37°	5.26°
$\Delta\alpha(xz)$	1.88°		1.20°		0.87°	

Tabela 4.1. Vetores velocidade $V(u,v,w)$ nos pontos P1, P2 e P3.

Se observarmos na tabela acima, vemos que para todos os pontos P1, P2 e P3 o ângulo $\alpha(xz)$ aumenta com a presença do sting, ou seja, de fato sempre surge um aumento do ângulo do vetor velocidade no plano XZ devido à distorção do escoamento. Do ponto de vista quantitativo, os valores de aumento de ângulo para os pontos P1, P2 e P3 da tabela não são representativos visto que estes foram obtidos para configuração completa (WBPNVH). Os valores não representam apenas o ângulo induzido pelo sting, mas sim a alteração causada no escoamento devido ao efeito total da interação entre o "upwash" da empenagem horizontal e a distorção causada pelo sting. Para que pudéssemos obter apenas o efeito do sting no escoamento livre, deveríamos obter os vetores velocidade, para uma configuração sem empenagem horizontal, posicionado à 25% do bordo de ataque da empenagem horizontal, assim separaríamos o efeito do "upwash" da empenagem.

Para identificarmos melhor na simulação o surgimento da mudança de direção do escoamento devido à presença do sting, caracterizado por um ângulo induzido

equivalente para empenagem como um todo, é de extrema importância a análise do comportamento das distribuições de C_p na empenagem horizontal com e sem a presença do sting. As figuras 4.30-31 mostram o efeito da presença do sting na distribuição de C_p em toda a empenagem horizontal para $\alpha=1.0^\circ$. Observa-se que a região do extradorso da empenagem sofre um aumento na sucção para configuração com sting quando comparada à configuração sem sting. Esse comportamento concorda com um possível ângulo induzido equivalente devido à presença do sting.

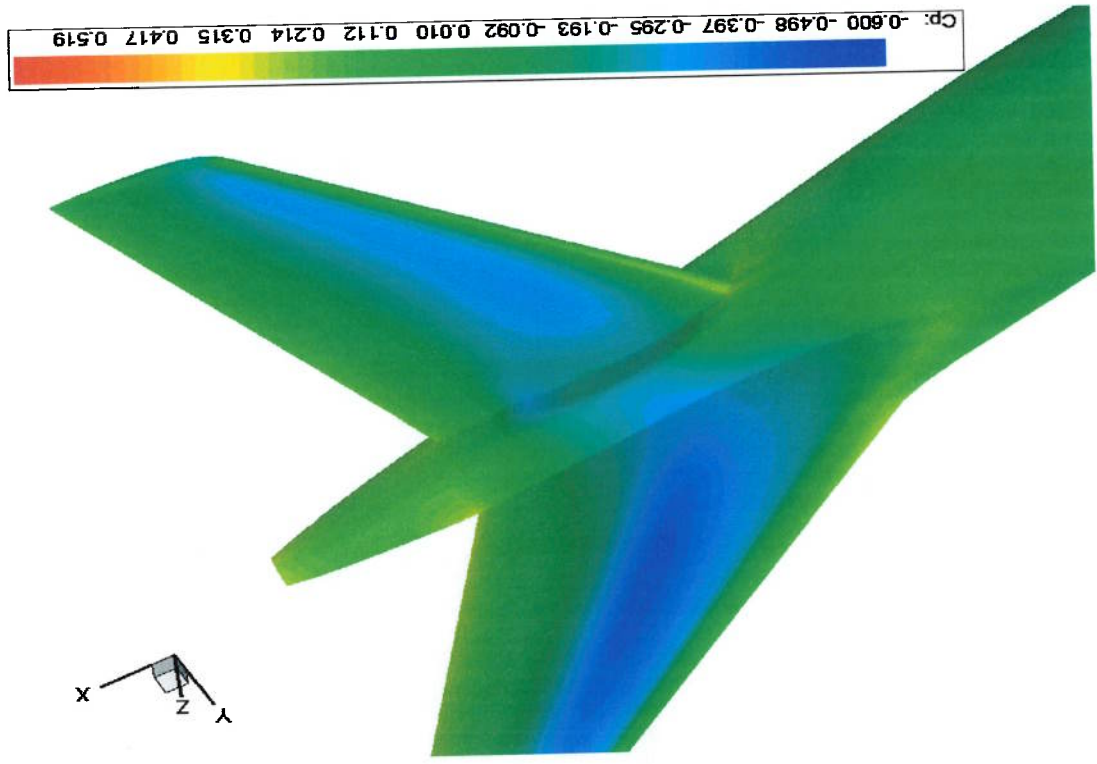


Figura 4.30. Distribuição de C_p na empennagem horizontal para modelo sem sting ($Mach=0.80$ e $\alpha=1.0^\circ$).

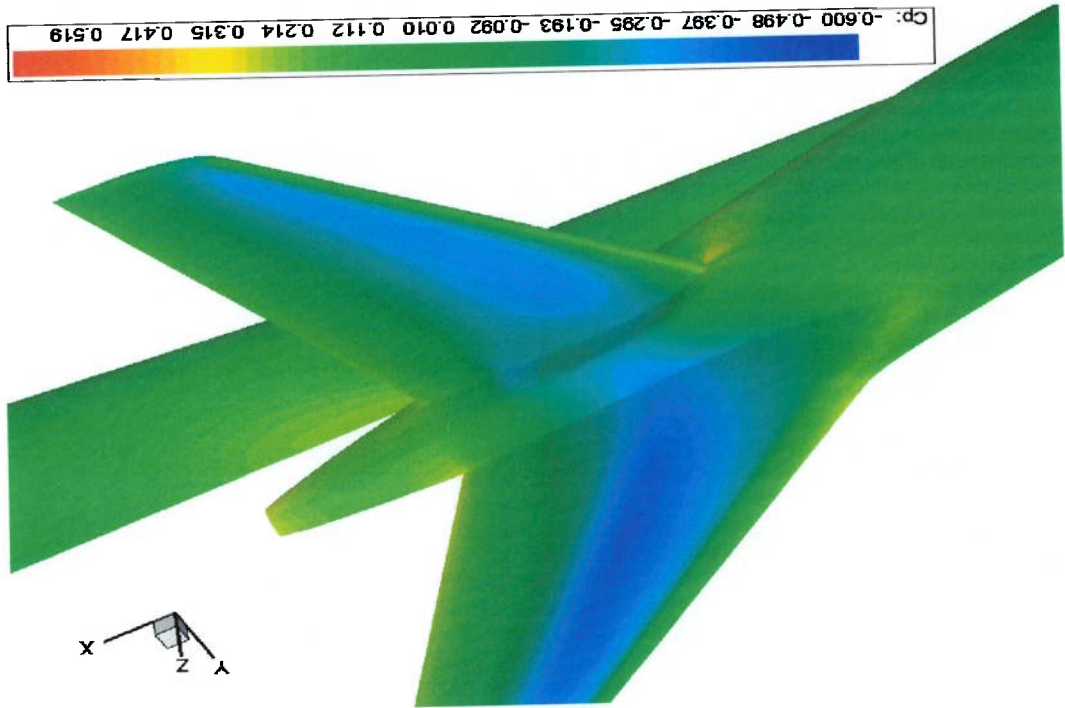


Figura 4.31. Distribuição de C_p na empennagem horizontal para modelo com sting ($Mach=0.80$ e $\alpha=1.0^\circ$).

Foram obtidas distribuições de C_p na empenagem horizontal em três estações, como está esquematizada na figura 4.29, para $\alpha=1^\circ, 3^\circ$ e 5° .

Os dados obtidos para os modelos com e sem sting podem evidenciar a influência do sting na distribuição de C_p da empenagem horizontal. Inicialmente é analisado o efeito de interferência no C_p para a estação intermediária da empenagem (Y_2) para α 's $1^\circ, 3^\circ$ e 5° . No entanto, antes é interessante que observemos o efeito da mudança de ângulo de ataque (α) na distribuição de C_p da empenagem do modelo sem sting na figura 4.32.

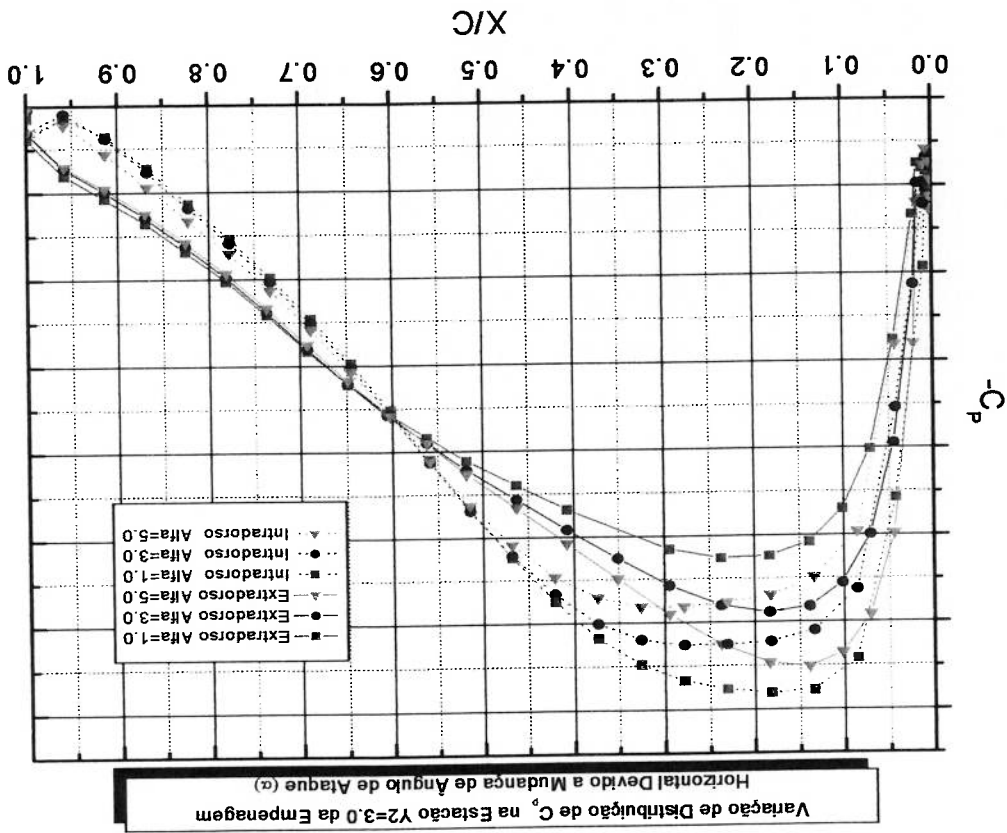


Figura 4.32. Variação da distribuição de C_p devido a mudança de ângulo de ataque (α) na estação Y_2 .

Fixando a estação Y2, temos para $\alpha=1.0^\circ$ um valor negativo de $C_{L_{HT}}$, visto que a sucção do extradorso é maior que a do intradorso da empenagem. Isso se deve ao fato que o ângulo local da empenagem é negativo para $\alpha=1.0^\circ$, lembrando que temos para o ângulo local da empenagem $\alpha_{HT} = \alpha + ih - \varepsilon$. Posteriormente, devido ao fato do ângulo de ataque local aumentar, a sucção do intradorso diminui e a do extradorso aumenta, tornando o $C_{L_{HT}}$ positivo para $\alpha=5.0^\circ$. Esse comportamento caracteriza a mudança de distribuição de Cp para variação de ângulo de ataque (no caso, aumento do ângulo) que, por sua vez, também varia o ângulo do escoamento na empenagem (α_{HT}).

É interessante comentar que o principal fenômeno que queremos identificar na figura 4.32, não é a mudança de Cp para variação de ângulo de ataque (α), mas sim a variação do ângulo local da empenagem (α_{HT}). No então, para a simulação numérica considerada não podemos obter o “downwash”, apenas podemos utilizar os valores de α . Do ponto de vista qualitativo isto é válido visto que aumentando os valores de α também aumentamos os valores de α_{HT} .

Outro fato que também vale ressaltar e caracteriza o fenômeno de mudança de ângulo é que o efeito da mudança do ângulo está majoritariamente ligado à mudança de Cp na região mais próxima ao bordo de ataque. Observou-se que a região próxima ao bordo de fuga ocorre pouca mudança no Cp.

Analisando o comportamento da distribuição de Cp na empenagem horizontal devido ao fato da mudança do ângulo (α , α_{HT}) na figura 4.32, e comparando com a mudança que o sting causa, devido a sua presença, na distribuição de Cp da mesma empenagem horizontal (figuras 4.33-35), observa-se o mesmo comportamento para os dois fenômenos.

Nas figuras 4.33-35 para $\alpha = 1^\circ, 3^\circ$ e 5° temos sempre o mesmo efeito do sting na distribuição de Cp, que é identificado pelo aumento da sucção do extradorso e diminuição no intradorso na região mais próximas ao bordo de ataque, enquanto que a região próxima ao bordo de fuga tem pequena mudança. Estas características são idênticas as da mudança de distribuição de Cp devido à mudança do ângulo local (α_{HT}). As simulações caracterizam o efeito do sting como um fenômeno ligado ao aumento do ângulo local do escoamento na empenagem horizontal (α_{HT}).

Figura 4.33. Efeito da interferência do sting na distribuição de C_p para estação Y_2

$\alpha = 1.0^\circ$

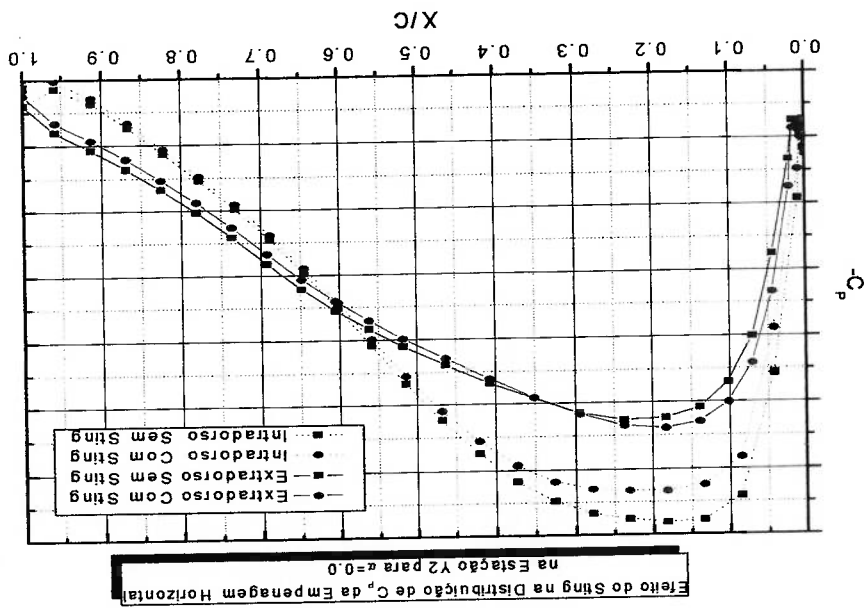
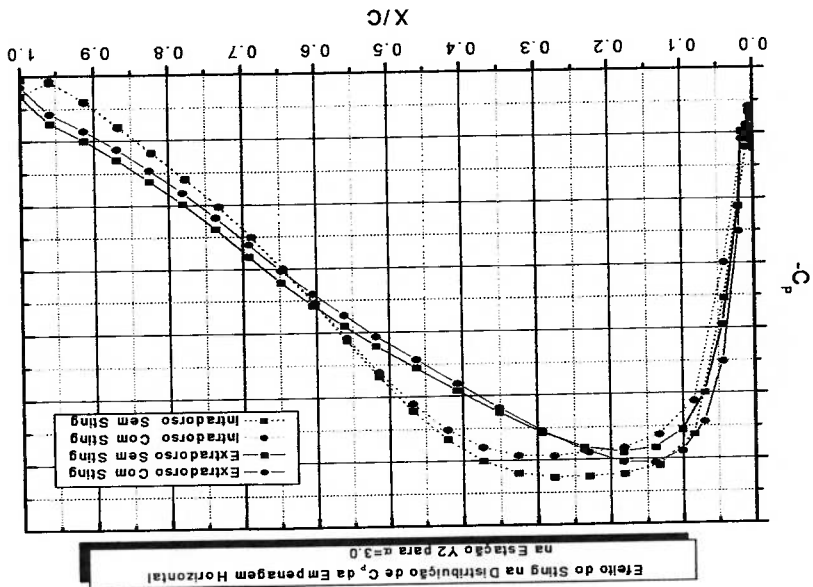


Figura 4.34. Efeito da interferência do sting na distribuição de C_p para estação Y_2

$\alpha = 3.0^\circ$



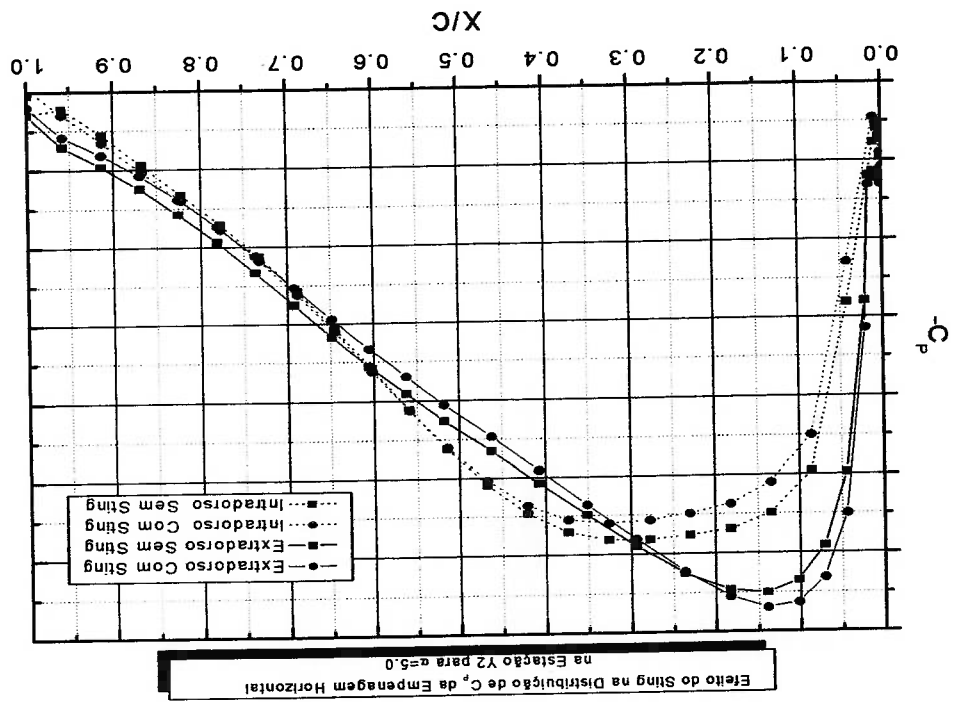


Figura 4.35. Efeito da interferência do sting na distribuição de C_p para estação Y2 e $\alpha=5.0^\circ$

Foi observado também na simulação que o efeito do sting diminui quão mais longe a estação da empenagem horizontal fica da raiz. Esse efeito tinha sido evidenciado por resultados de túnel de vento mostrando que o efeito de distorção do escoamento diminui a medida que distanciamos do sting. As figuras 4.36-37 mostram este comportamento, pois para uma estação mais próxima da raiz (Y1) temos uma mudança na distribuição de C_p maior do que numa estação mais afastada (Y3).

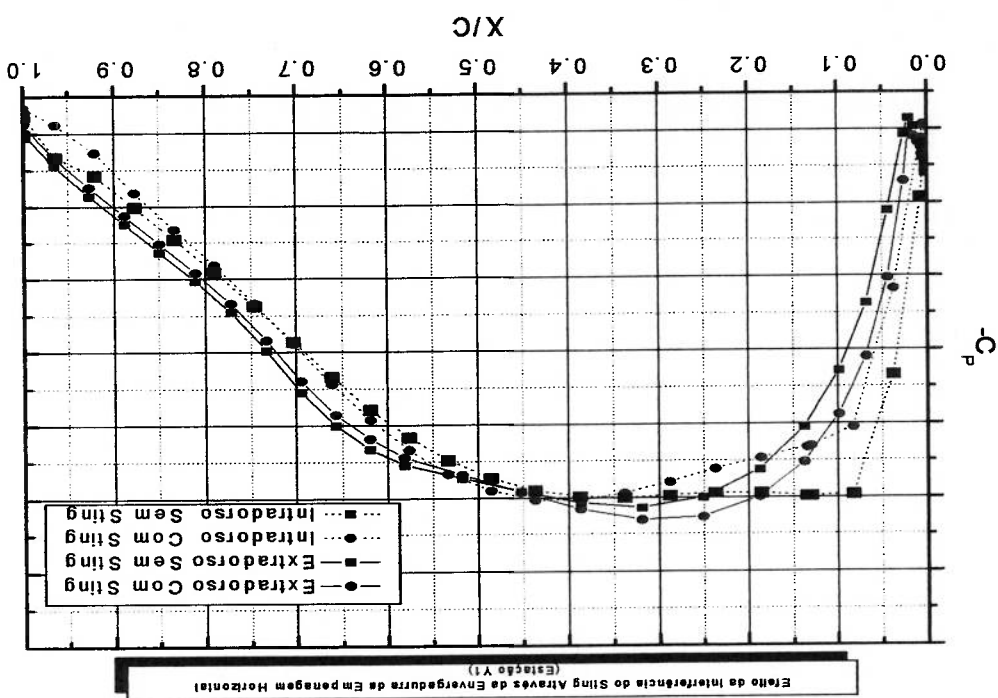


Figura 4.36. Comparação entre efeito da mudança de ângulo de ataque e efeito da presença do sting para distribuição de C_p empenagem horizontal (Y1).

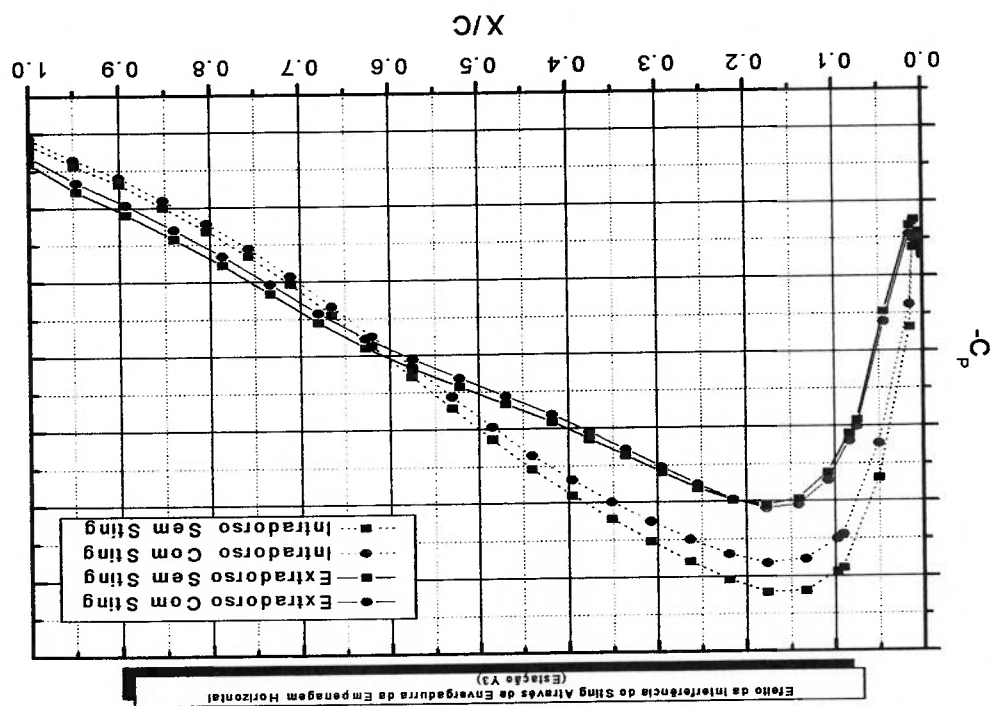


Figura 4.37. Comparação entre efeito da mudança de ângulo de ataque e efeito da presença do sting para distribuição de C_p empenagem horizontal (Y3).

São mostrados nas figuras 4.38-39 os resultados de sustentação ($C_{L_{HT}}$) e momento de arfagem ($C_{M_{HT}}$) da empenagem horizontal para configuração com e sem sting. Observa-se que qualitativamente os resultados são coerentes e identificam o fenômeno da interferência como foi obtido em túnel de vento, ou seja, a configuração com sting gera mais $C_{L_{HT}}$ e um $C_{M_{HT}}$ menor (mais picador) justificando o surgimento de um ângulo induzido equivalente devido a presença do sting.

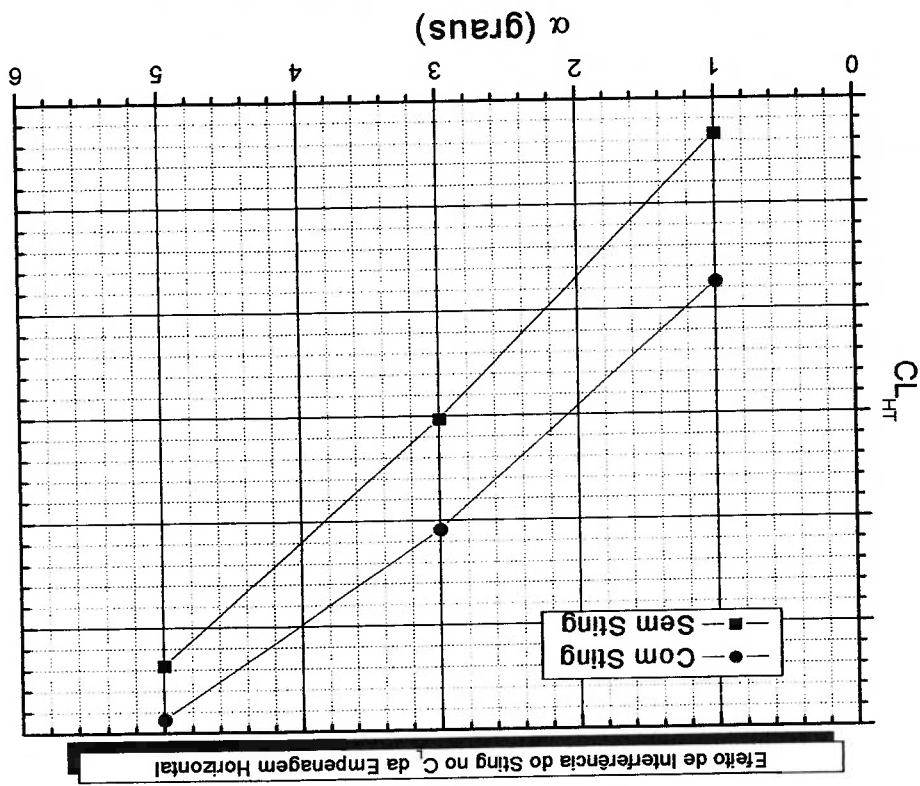


Figura 4.38. Efeito de interferência aerodinâmica do sting no $C_{L_{HT}}$

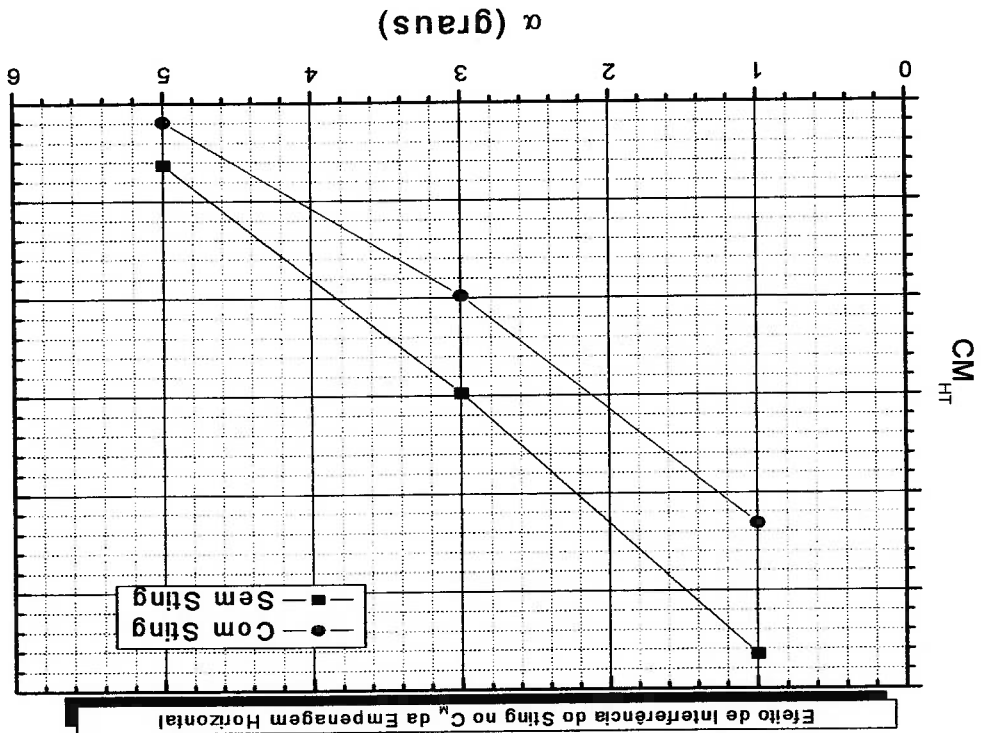


Figura 4.39. Efeito de interferência aerodinâmica do sting no $C_{M_{HT}}$

Como foi dito no primeiro capítulo, os $\Delta C_{L_{interferência}}$ e $\Delta C_{M_{interferência}}$ obtidos dos

resultados mostrados nas figuras 4.38-39 não devem ser utilizados, pois devido a limitações da simulação numérica, relacionadas ao modelo de Euler, o cálculo da interferência da empenagem horizontal obtido leva a valores com maiores imprecisões do que o método proposto.

Agora passaremos à obtenção do ângulo induzido equivalente no escoamento devido a presença do sting. Esse ângulo nos proporcionará a correção de interferência para empenagem horizontal, segundo a metodologia proposta no primeiro capítulo. Para isso utilizaremos as figuras 4.40-41 e obteremos a variação de ângulo de ataque (α) causada pela mudança do ângulo de ataque local ($\Delta\alpha_{HT}$) e o do "downwash" ($\Delta\varepsilon$) para um dado $C_{L_{HT}}$ fixo.

Figura 4.40. Ângulo induzido equivalente devido interferência aerodinâmica do sting

do sting no $C_{L_{HT}}$

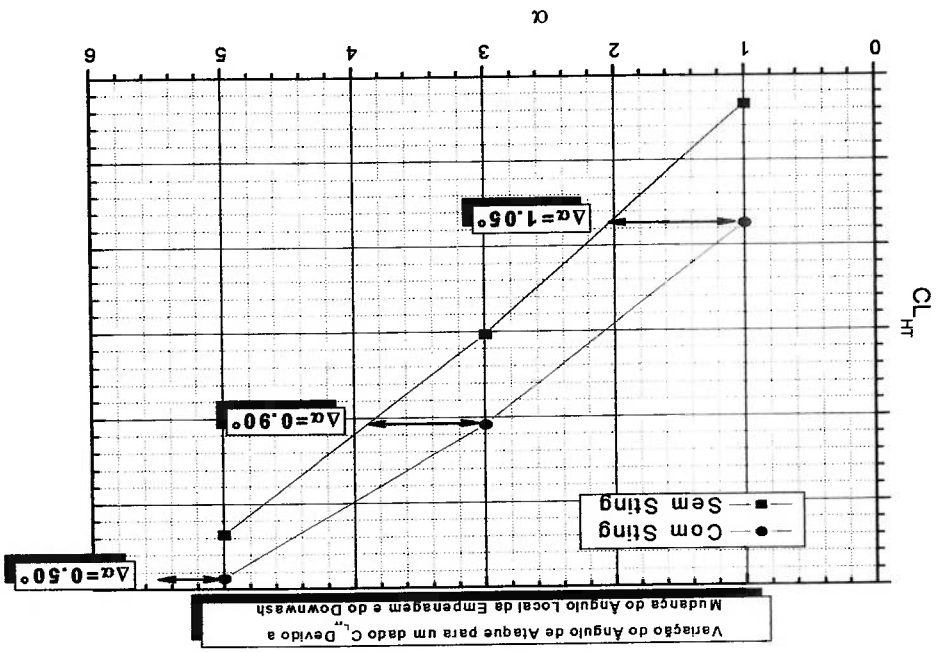
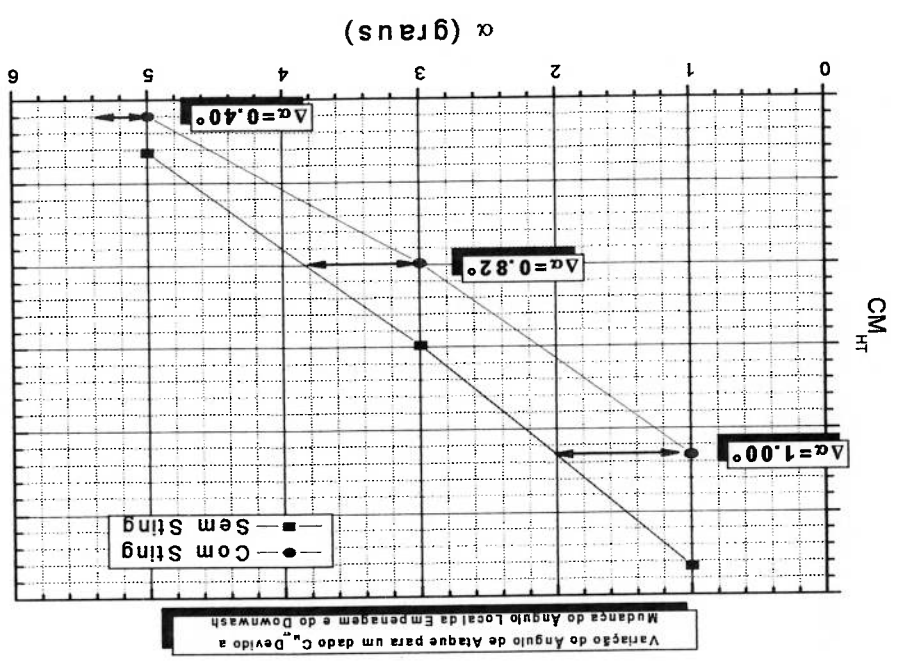


Figura 4.41. Ângulo induzido equivalente devido interferência aerodinâmica do sting

do sting no $C_{M_{HT}}$



Utilizando os $\Delta\alpha$'s das figuras 4.40-41 e dados de "downwash" de túnel de vento (DNW-HST) do X-RJ para Mach=0.80, temos as tabelas abaixo:

C_L		
$\Delta\alpha$	$\Delta\varepsilon$	$\Delta\alpha_{HT}$
1.05°	0.53°	0.52°
0.90°	0.45°	0.45°
0.50°	0.25°	0.25°

Tabela 4.2. Ângulo induzido equivalente obtido da simulação numérica (C_L)

C_M		
$\Delta\alpha$	$\Delta\varepsilon$	$\Delta\alpha_{HT}$
1.00°	0.50°	0.50°
0.82°	0.41°	0.41°
0.40°	0.20°	0.20°

Tabela 4.3. Ângulo induzido equivalente obtido da simulação numérica (C_M)

Primeiramente observa-se que dos resultados acima, onde $\Delta\alpha_i = \Delta\alpha_{HT}$, o ângulo induzido pela interferência varia com o ângulo de ataque. Este fato foi observado analisando os resultados de túnel de vento quando se mediu o ângulo induzido na região do cone de cauda. Observa-se também que o ângulo induzido devido à diferença de sustentação é ligeiramente maior do que o ângulo gerado pela diferença de momento de arfagem. Esse resultado também foi observado em túnel de vento.

Agora serão comparados os ângulos induzidos equivalente de simulação numérica com os de túnel de vento. Para obtermos os ângulos de túnel de vento utilizamos dados das figuras 4.8 (WBPNV) e 4.9 (WBPNVH, IH=0.0) de onde obtemos as correções $\Delta C_{L\text{interferência}}$ e $\Delta C_{M\text{interferência}}$ para empenagem horizontal e usando os dados

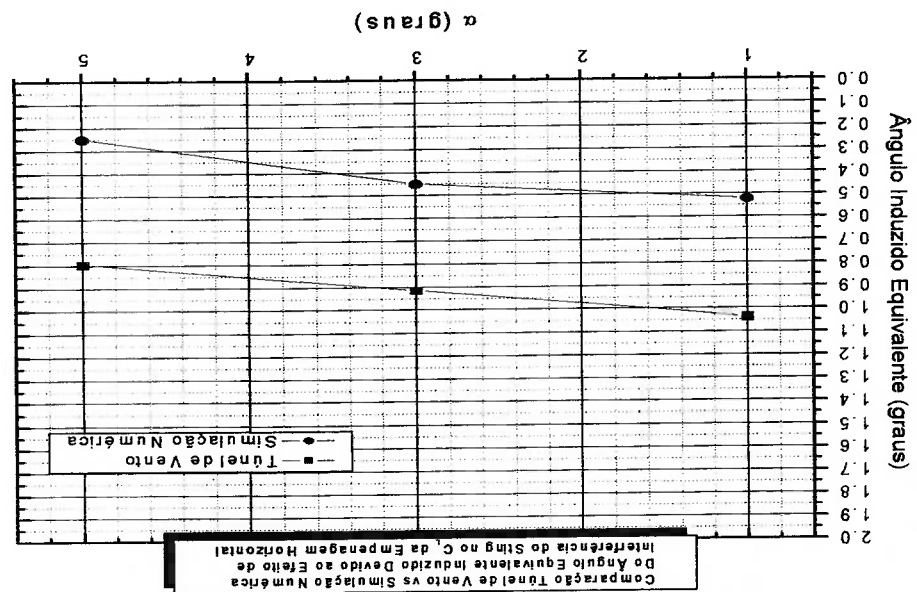
de túnel de vento de $\frac{\partial C_{L_{HT}}}{\partial IH} = 0.0177$ e $\frac{\partial C_{M_{HT}}}{\partial IH} = -0.0800$, obtemos a tabela abaixo:

Tabela 4.4. Ângulo induzido equivalente obtido de resultados de túnel de vento (DNW-HST)

α	$\Delta\alpha_i(C_L)$	$\Delta\alpha_i(C_M)$
1.00	1.04	0.70
3.00	0.92	0.69
5.00	0.80	0.68

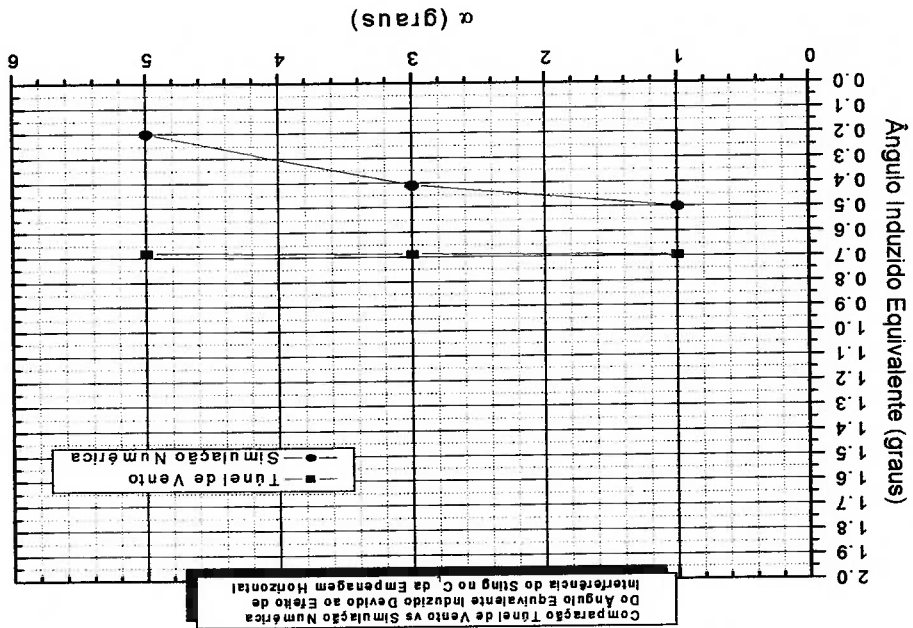
As figuras 4.42-43 mostram que os resultados da simulação numérica quando comparados com resultados de túnel de vento (DNW-HST) subestimam os valores de $\Delta\alpha_i$ tanto para sustentação (C_L) como para momento de arfagem (C_M). Para valores na condição de cruzeiro típica ($\alpha=1.0^\circ$) o valor de $\Delta\alpha_i$ foi subestimado em 50% em C_L e em 29% em C_M o que representa 0.2° subestimado na incidência da empenagem horizontal. Os resultados da simulação numérica podem ser considerados satisfatórios do ponto de vista do projeto aerodinâmico. Para valores de C_M , que podem ter maior relevância em algumas situações como por exemplo dimensionamento de deflexão de empenagem, discrepâncias na correção de interferência apresentaram um erro de 0.2°. Este valor pode ser considerado como incerteza de todo processo da metodologia de projeto de aerodinâmico.

Figura 4.42. Comparação entre túnel de vento e simulação numérica do ângulo induzido equivalente, devido à interferência do sting no C_L .



induzido equivalente, devido à interferência do sting no C_L .

Figura 4.43. Comparação entre túnel de vento e simulação numérica do ângulo induzido equivalente, devido à interferência do sting no C_M .



4.2.4. Efeito de Mach na Interferência Aerodinâmica do Sting.

Foram feitas simulações também para Mach=0.70 para configuração completa (WBPNVH, IH=0.0), para dessa forma, obtermos o efeito de Mach na interferência causada pelo sting.

4.2.4.1. Efeito De Mach na Interferência Aerodinâmica Sobre a Fuselagem.

Observa-se nas figuras 44-45 que as diferenças encontradas entre Mach=0.70 e 0.80 têm valores de pequena magnitude. Isso nos leva a concluir que a variação dos valores de $\Delta C_{L\text{interferência}}$ e $\Delta C_{M\text{interferência}}$ devido ao efeito Mach é desprezível.

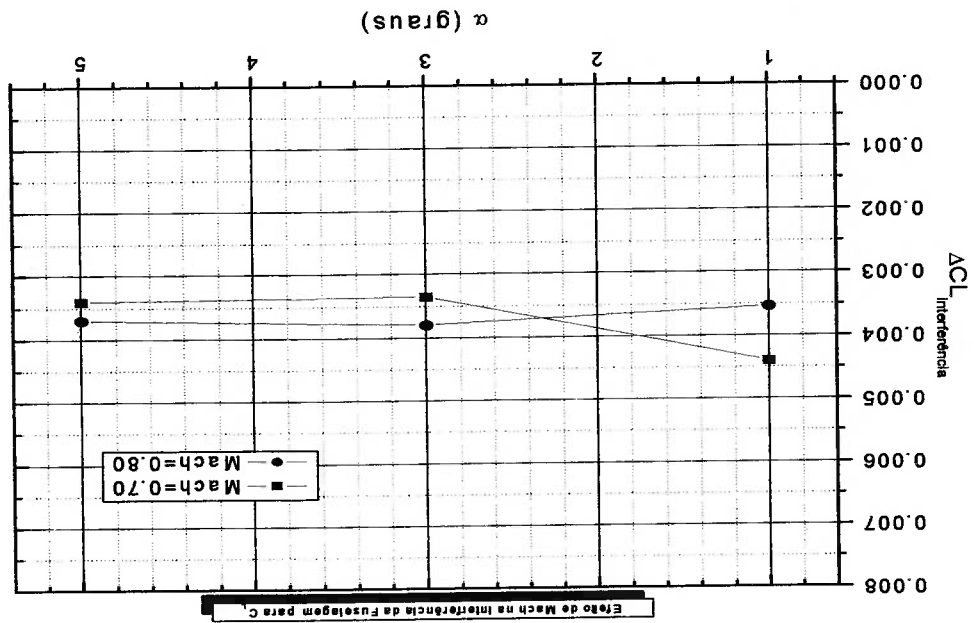
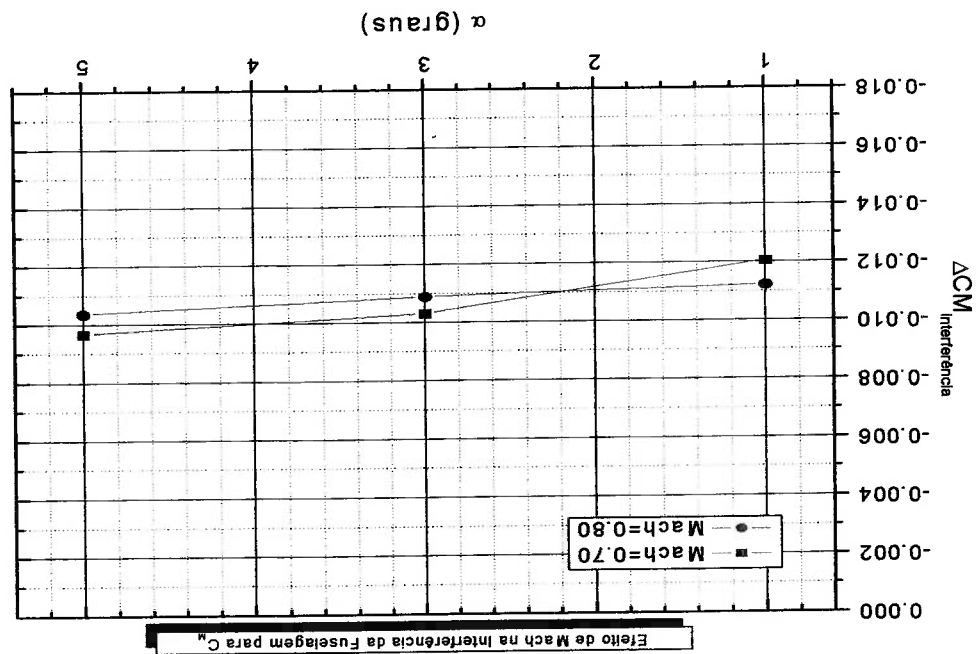


Figura 4.44. Efeito de Mach na interferência do sting sobre a fuselagem (C_L).

Os resultados de túnel concordam com as simulações numéricas e também mostram que não há efeito de Mach na interferência sobre a fuselagem, esse comportamento é observado nas figuras 4.46-47 onde foram obtidas as correções para configuração WBPVZ para Mach=0.70 e 0.80.

Figura 4.45. Efeito de Mach na interferência do sting sobre a fuselagem (C_M).



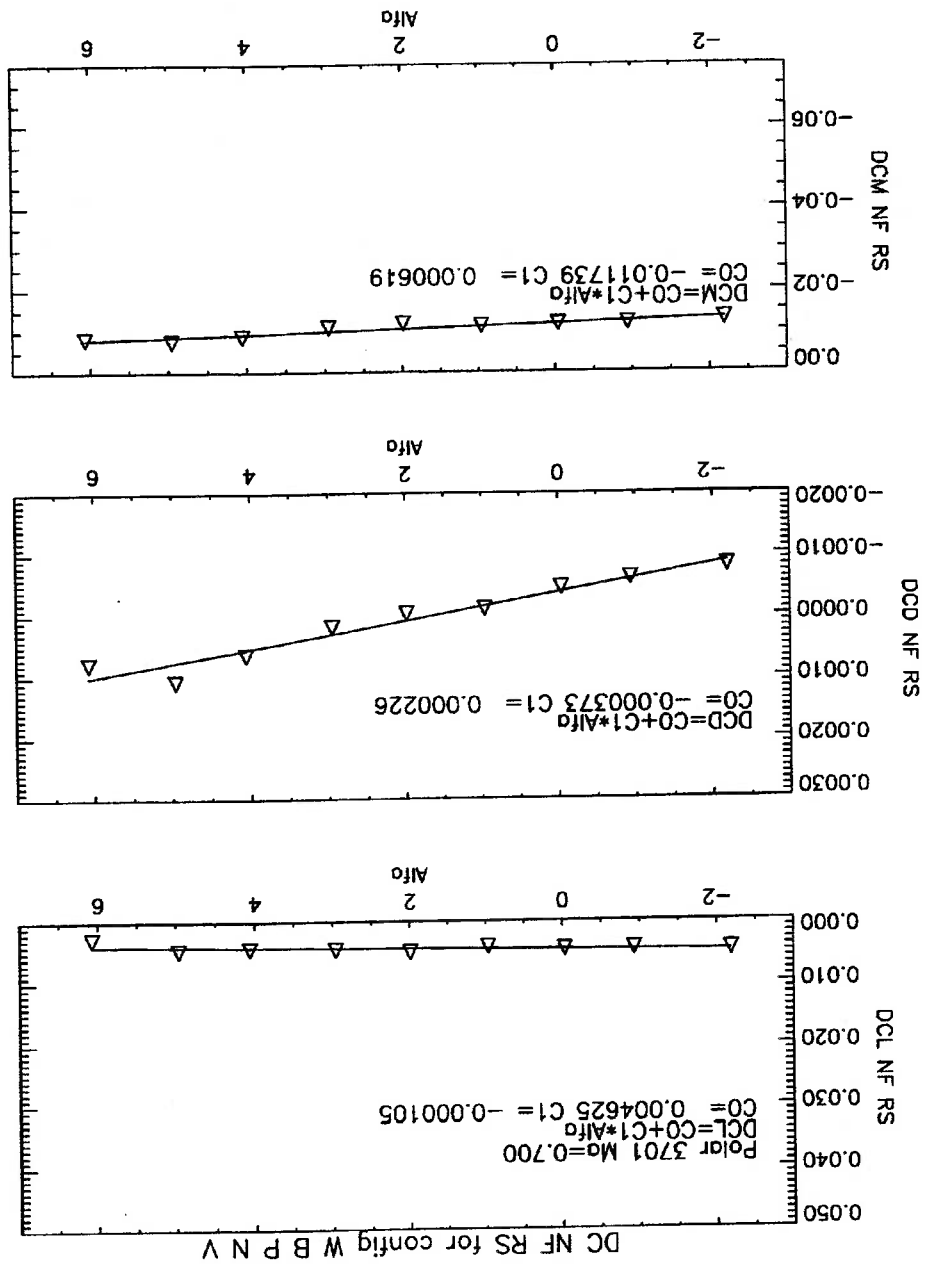


Figura 4.46. Correções de interferência do sting ("nearfield") para suporte traseiro como função de ângulo de incidência à Mach=0.70 para configuração WBPNVZ

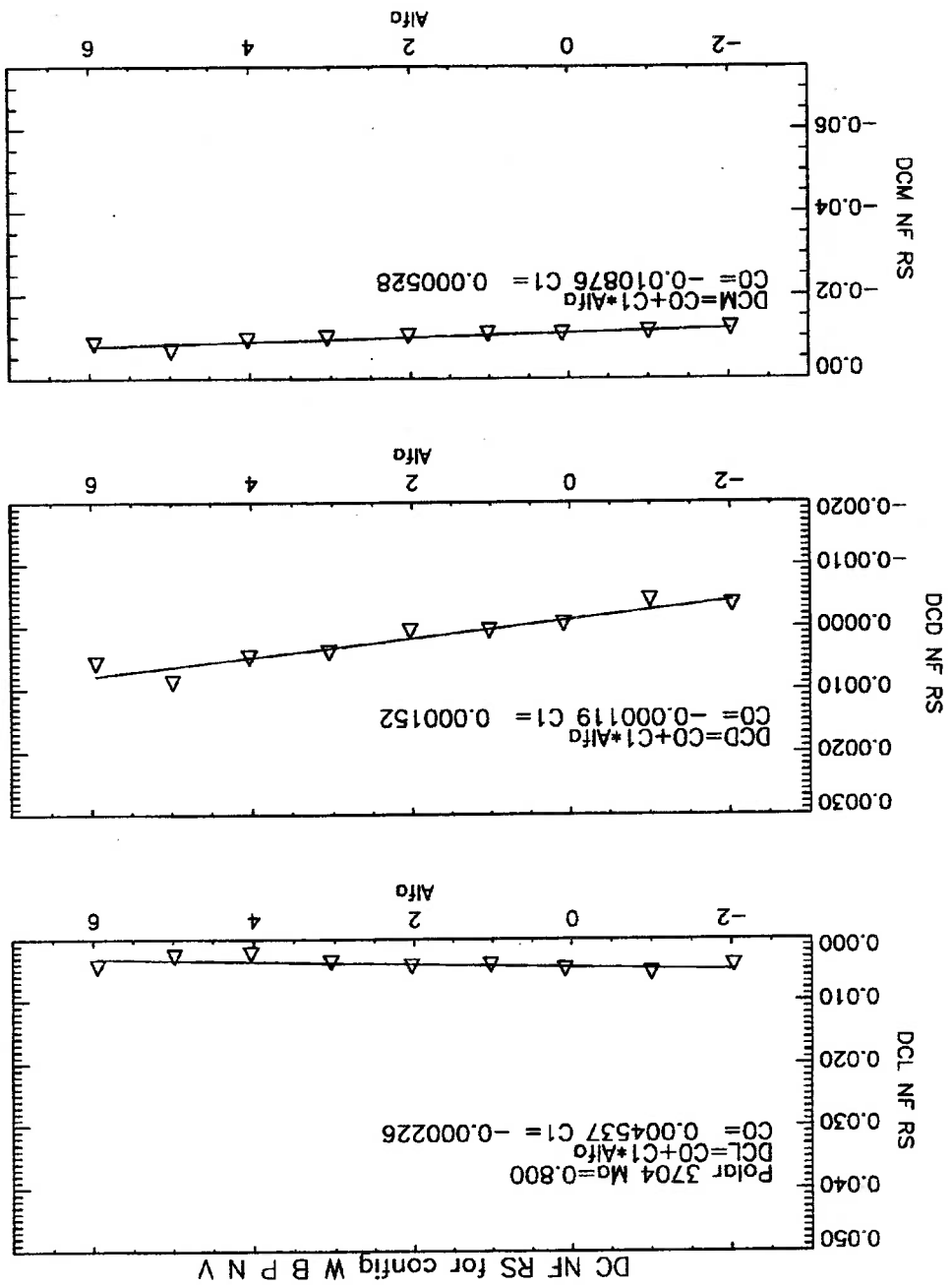


Figura 4.47. Correções de interferência do sting ("nearfield") para suporte traseiro como função de ângulo de incidência à $Mach=0.80$ para configuração WBPNVZ

4.2.4.2. Efeito de Mach na Interferência Aerodinâmica Sobre a Empenagem Horizontal.

As figuras 4.48-49 mostram o efeito de Mach na interferência causada na empenagem horizontal para sustentação e momento de arfagem. Observa-se que os valores de $\Delta C_{L_{interferência}}$ e $\Delta C_{M_{interferência}}$ para Mach=0.70 são menores que para Mach=0.80.

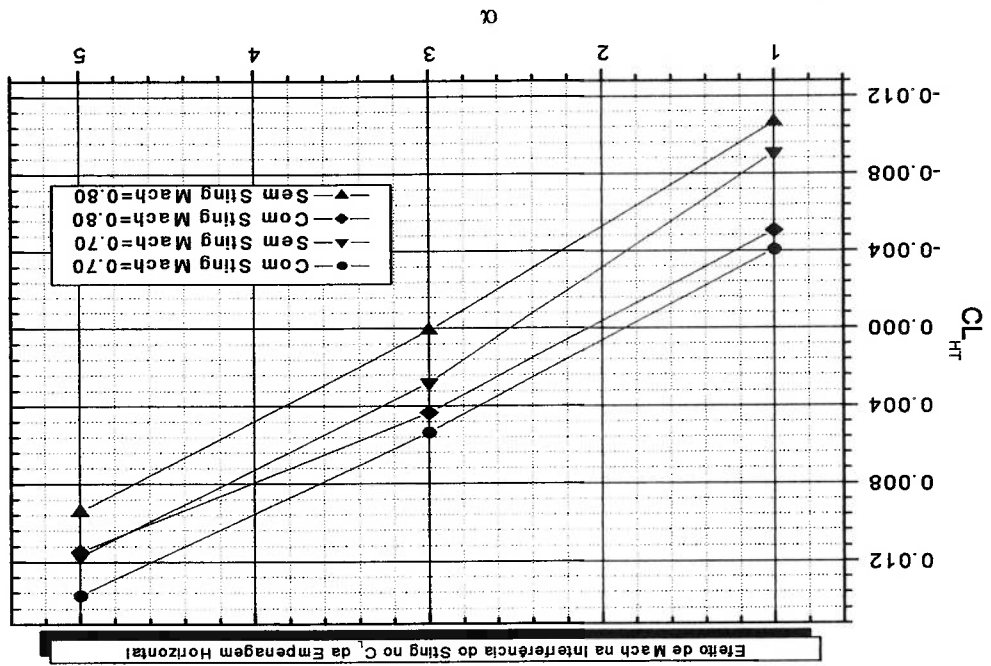


Figura 4.48. Efeito de Mach na interferência do sting sobre a empenagem horizontal (C_L).

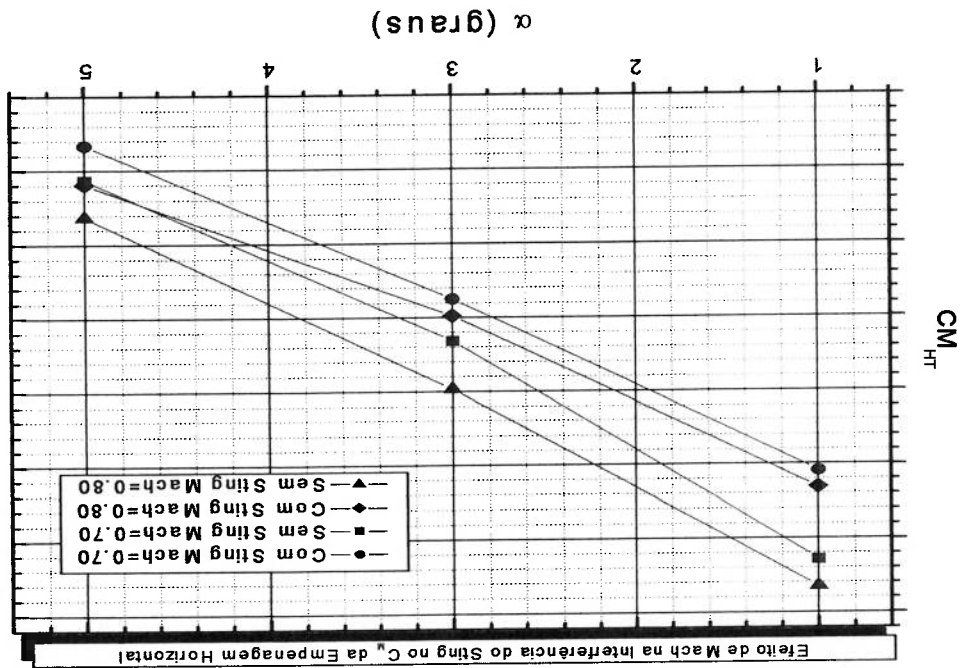


Figura 4.49. Efeito de Mach na interferência do sting sobre a empenagem horizontal (C_M) .

No entanto, como o parâmetro mais importante para interferência na empenagem horizontal é o ângulo induzido equivalente, devemos obtê-lo das figuras 4.48-49 para Mach=0.70 da mesma forma que foi obtido para Mach=0.80, Assim:

C_L		$\Delta\alpha$	$\Delta\epsilon$	$\Delta\alpha_{HT}$
0.40°	0.60°	0.92°	0.40°	0.52°
0.17°	0.26°	0.26°	0.26°	0.34°
0.23°	0.34°	0.40°	0.40°	0.23°

Tabela 4.5. Ângulo induzido equivalente obtido da simulação numérica (C_L)

C_M		
$\Delta\alpha$	$\Delta\epsilon$	$\Delta\alpha_{HT}$
0.40°	0.17°	0.23°
0.55°	0.35°	0.20°
0.80°	0.43°	0.37°

Tabela 4.6. Ângulo induzido equivalente obtido da simulação numérica (C_M)

Então quando comparamos os resultados de Mach=0.70 e 0.80 as figura 4.50-51 nos mostra que o ângulo induzido equivalente aumenta com o Mach.

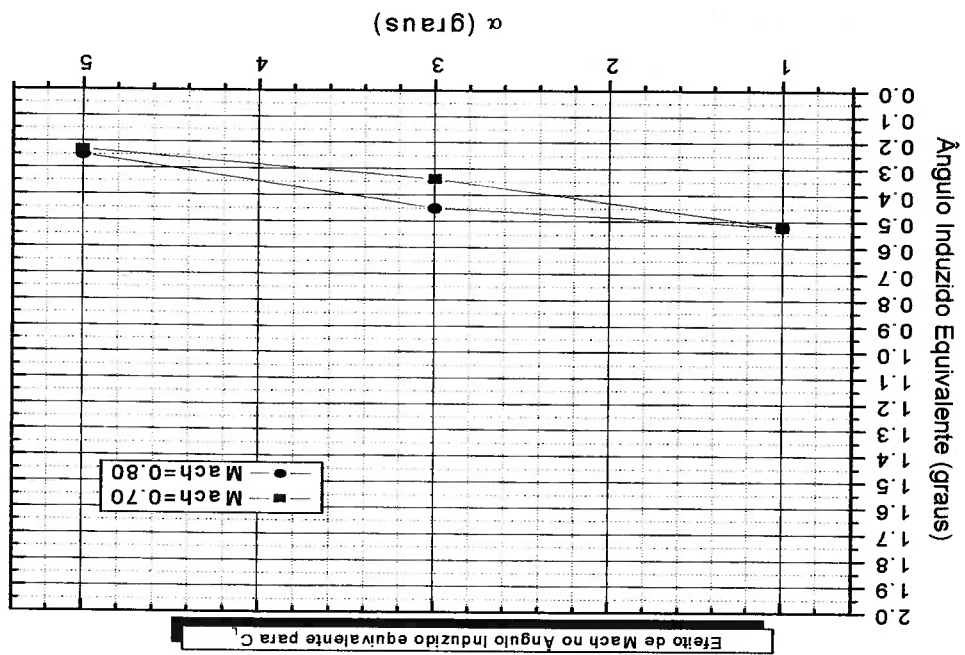
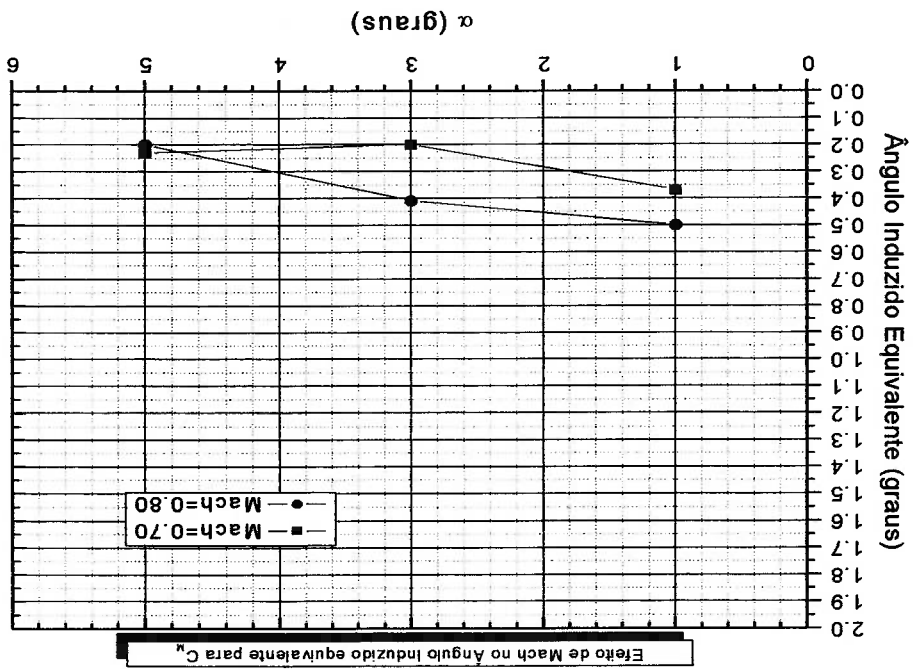


Figura 4.50. Efeito de Mach no ângulo induzido equivalente (C_L)

Foi obtido dos resultados de túnel de vento o efeito Mach para interferência na empenagem horizontal da configuração completa (WBPNVH, IH=-3.0) para Mach=0.70 e 0.80.

Para obtermos os ângulos induzido equivalente, primeiramente temos das configurações (WBPNV) e (WBPNVH, IH=-3.0) as correções $\Delta C_{L\text{interferência}}$ e $\Delta C_{M\text{interferência}}$ para empenagem horizontal. Posteriormente, utilizando os dados de túnel de vento de $\frac{\partial C_{L\text{HT}}}{\partial IH} = 0.0155$ e $\frac{\partial C_{M\text{HT}}}{\partial IH} = -0.0750$ para Mach=0.70 e $\frac{\partial C_{L\text{HT}}}{\partial IH} = 0.0177$ e $\frac{\partial C_{M\text{HT}}}{\partial IH} = -0.0800$ para Mach=0.80, obtemos a tabela 4.1:

Figura 4.51. Efeito de Mach no ângulo induzido equivalente (C_m).



α	$\Delta\alpha_1(C_L)_{Mach=0.70}$	$\Delta\alpha_1(C_M)_{Mach=0.70}$	$\Delta\alpha_1(C_L)_{Mach=0.80}$	$\Delta\alpha_1(C_M)_{Mach=0.80}$
-2°	0.55°	0.49°	0.59°	0.55°
-1°	0.56°	0.50°	0.61°	0.55°
0°	0.57°	0.51°	0.63°	0.56°
1°	0.57°	0.52°	0.65°	0.56°
2°	0.58°	0.53°	0.68°	0.57°
3°	0.59°	0.54°	0.70°	0.57°
4°	0.60°	0.55°	0.72°	0.57°
5°	0.60°	0.56°	0.74°	0.58°

Tabela 4.7. Efeito de Mach no ângulo induzido equivalente (DNW-HST)

Dessa forma as figuras 4.52-53 baseadas na tabela 4.7 mostram que o ângulo induzido equivalente aumenta com o Mach, assim como na simulação numérica. Comparações quantitativas não são válidas, pois a configuração de túnel de vento (WBPVH, IH=3.0) é diferente da configuração para simulações numéricas (WBPVH, IH=0.0).

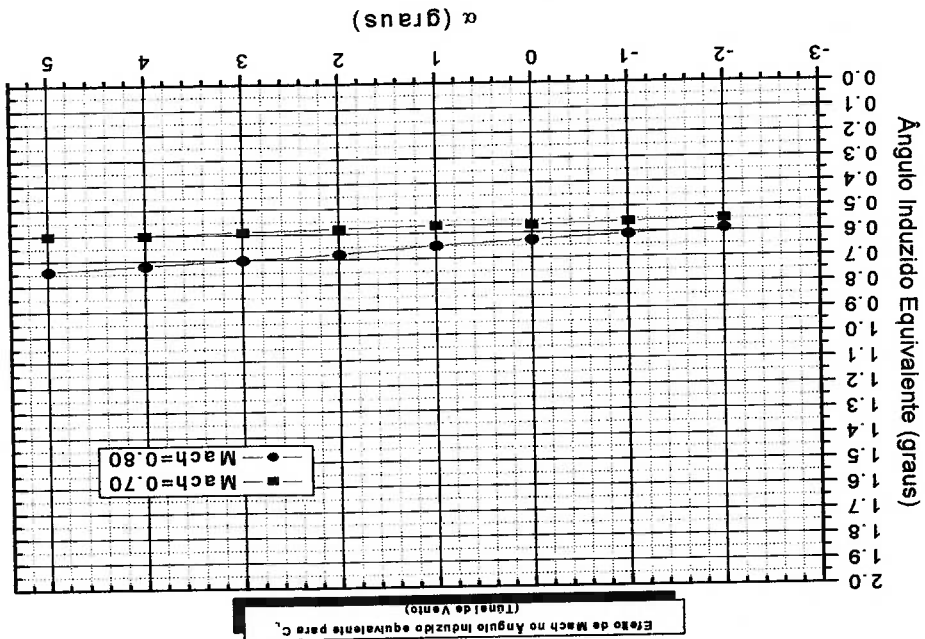
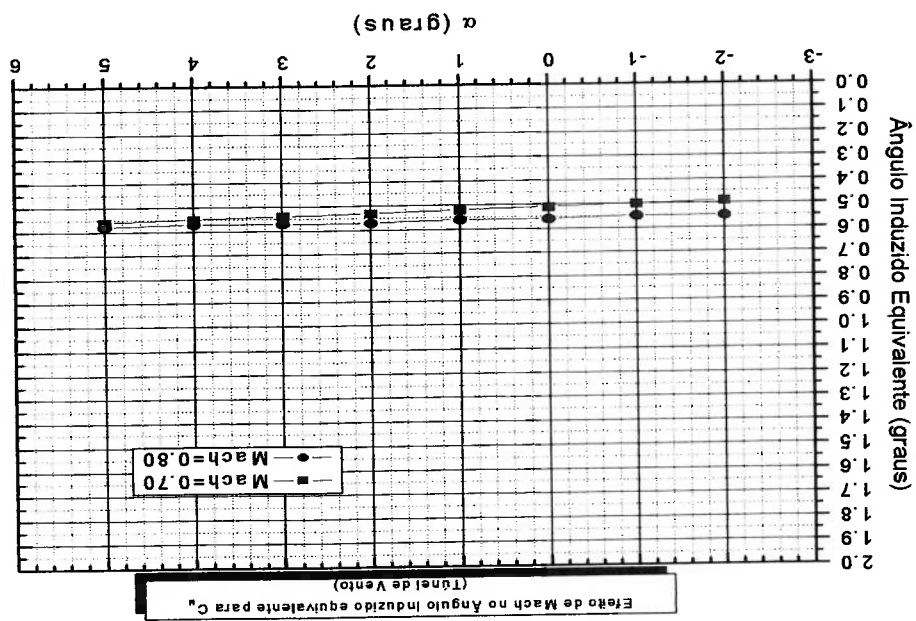


Figura 4.52. Efeito de Mach no ângulo induzido equivalente para C_L (DNW-HST)

Figura 4.53. Efeito de Mach no ângulo induzido equivalente para C_M (DNW-HST)



4.3. Correções Finais de Interferência Aerodinâmica Devido a Presença do Sting no Modelo X-RJ

As correções finais de interferência aerodinâmica do sting serão baseadas nos procedimentos utilizados para obter as correções finais de túnel de vento.

4.3.1. Correções Finais de Interferência Para a Fuselagem

Como foi observado, os resultados de túnel para interferência na fuselagem tiveram pouca variação de $\Delta C_{Linterferência}$ e $\Delta C_{Minterferência}$ por alfa. Assim devido a este fato, foi escolhida uma correção constante independente de alfa para ser aplicada nos ensaios normais de túnel para o X-RJ. O valor de correção escolhido é a correção de túnel para $\alpha=1.0^\circ$ (condição próxima a de cruzeiro), utilizaremos o mesmo procedimento para simulações numéricas e escolheremos os valores para $\alpha=1.0^\circ$ das figuras 4.23-24. Assim para $\alpha=1.0^\circ$, temos:

- Valores de correções finais de fuselagem para simulações numéricas

$$\Delta C_{Linterferência} = 0.0035$$

$$\Delta C_{Minterferência} = -0.0112$$

- Valores de correções finais de fuselagem para túnel de vento

$$\Delta C_{Linterferência} = 0.0043$$

$$\Delta C_{Minterferência} = -0.0103$$

4.3.2. Correções Finais de Interferência Para a Empenagem Horizontal

A metodologia utiliza para empenagem horizontal como parâmetro de correção o ângulo induzido equivalente e para esse parâmetro também escolhemos um valor constante independente da variação de alfa. Os ângulos induzidos equivalentes de correção serão obtidos para $\alpha=1.0^\circ$ das figuras 4.42-43.

- Valores de ângulo induzido para simulações numéricas

$$\Delta\alpha_{i c_L} = 0.52^\circ$$

$$\Delta\alpha_{i c_M} = 0.50^\circ$$

- Valores de ângulo induzido para túnel de vento

$$\Delta\alpha_{i c_L} = 1.04^\circ$$

$$\Delta\alpha_{i c_M} = 0.70^\circ$$

Agora utilizando os dados de túnel de vento para Mach=0.80

$$\frac{\partial C_{L_M}}{\partial H} = 0.0177 \text{ e } \frac{\partial C_{M_M}}{\partial H} = -0.0800, \text{ temos:}$$

- Valores de correções finais da empenagem para simulação numérica

$$\Delta C_{L_{interferência}} = 0.0092$$

$$\Delta C_{M_{interferência}} = -0.0400$$

- Valores de correções finais da empenagem para túnel de vento

$$\Delta C_{M_{interferência}} = -0.0560$$

4.3.3. Correções Finais de Interferência Aerodinâmica Total no Modelo X-RJ

Considerando a hipótese do primeiro capítulo sobre a interferência aerodinâmica do sting sobre o modelo X-RJ, temos que:

$$\Delta C_{interferencia\ total} = \Delta C_{interferencia\ fuselagem} + \Delta C_{interferencia\ empennagem\ horizontal}$$

Assim,

- Valores de correções finais de interferência total para simulação numérica

$$\Delta C_{L\ interferencia} = 0.0035 + 0.0092 = 0.0127$$

$$\Delta C_{M\ interferencia} = (-0.0112) + (-0.0400) = -0.0512$$

- Valores de correções finais de interferência total para túnel de vento

$$\Delta C_{L\ interferencia} = 0.0043 + 0.00184 = 0.0227$$

$$\Delta C_{M\ interferencia} = (-0.0103) + (-0.0560) = -0.0663$$

Dessa forma as correções de interferência da simulação numérica e do túnel de vento para Mach=0.80 são mostradas nas figuras 4.54-55

Figura 4.54. Comparação entre túnel de vento e simulação numérica da interferência aerodinâmica total no modelo para C_L à $Mach=0.80$.

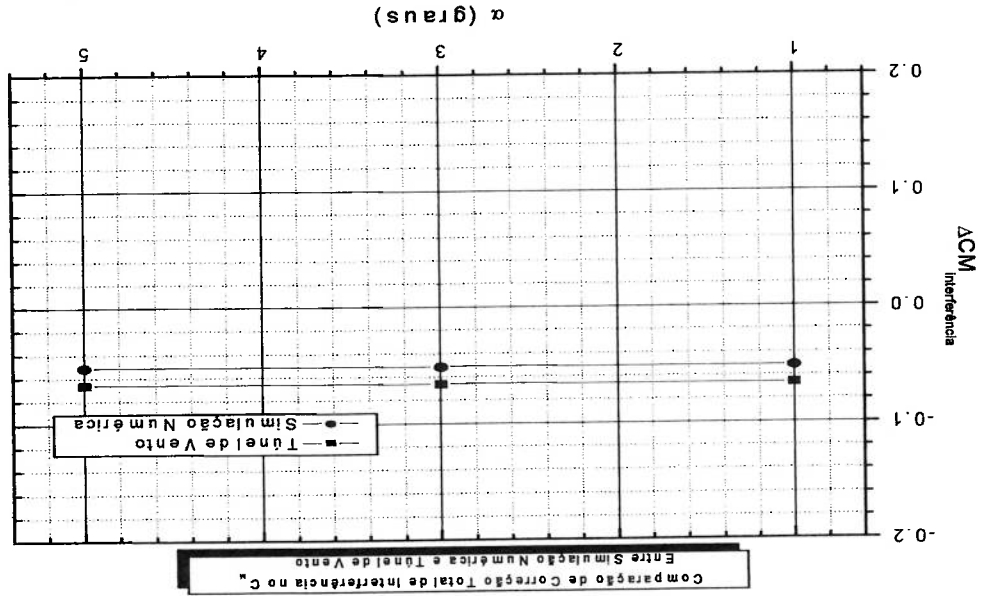
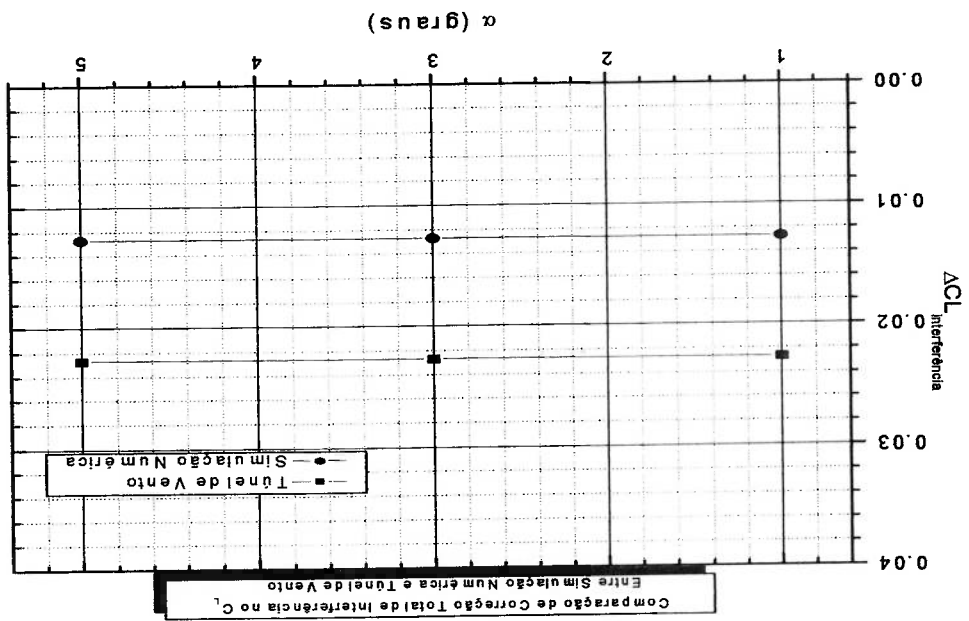


Figura 4.55. Comparação entre túnel de vento e simulação numérica da interferência aerodinâmica total no modelo para C_M à $Mach=0.80$.



4.4. Análise da Metodologia de Cálculo de Interferência da Empenagem Horizontal.

A metodologia de cálculo da interferência aerodinâmica na empenagem horizontal foi fundamentada no critério de diminuir as imprecisões do método numérico, visto que utiliza dados de túnel para minimizar estas imprecisões. As figuras 4.56-57 comprovam esta hipótese, visto que são comparados resultados de interferência de túnel de vento, da simulação numérica direta e do método proposto por este trabalho e observa-se que o resultado do método se aproxima mais do resultado de túnel.

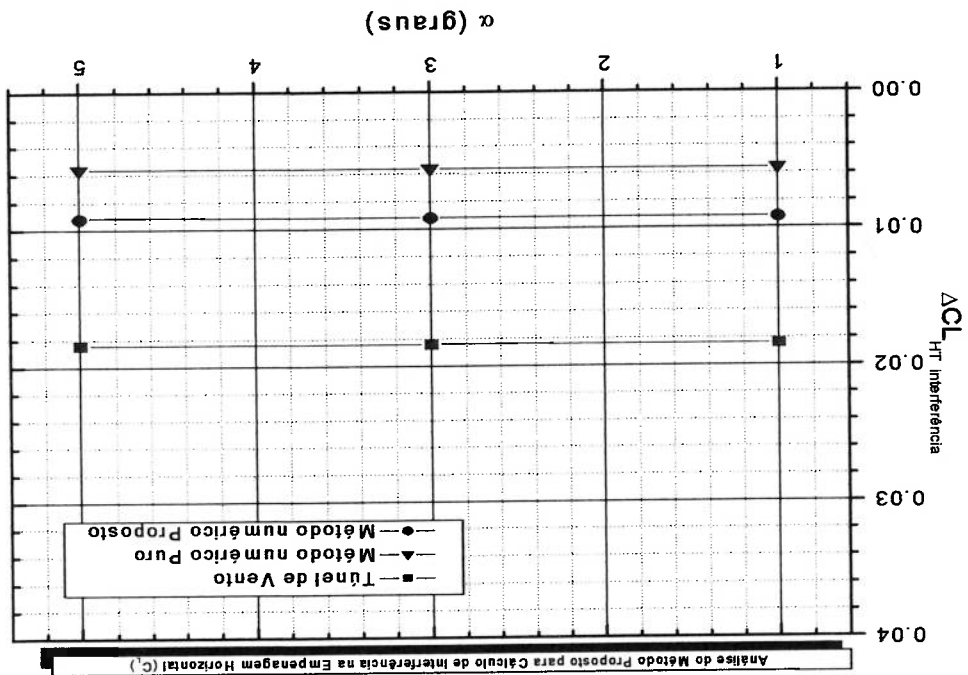


Figura 4.56. Comparação entre túnel de vento, método numérico puro e método numérico proposto para a interferência na empenagem horizontal (C_L).

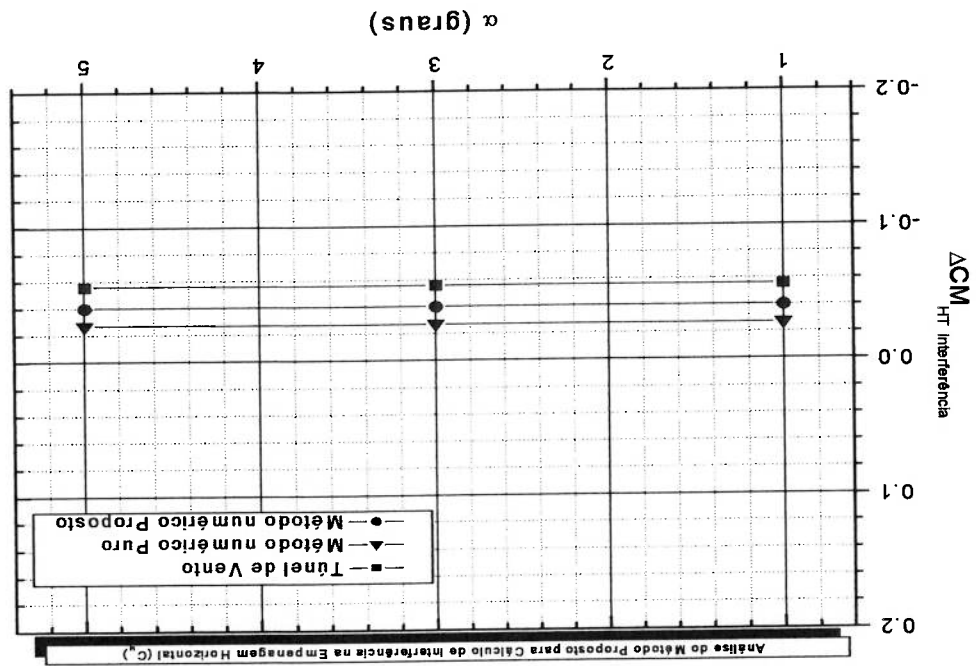


Figura 4.57. Comparação entre túnel de vento, método numérico puro e método numérico proposto para a interferência na empenagem horizontal (C_M).

CONCLUSÃO E RECOMENDAÇÕES PARA TRABALHOS POSTERIORES

CAPÍTULO 5

6.1. Conclusão

Este trabalho mostra os resultados de túnel de vento (DNW-HST) dos ensaios de interferência aerodinâmica do suporte tipo sting para o modelo do X-RJ. Estes ensaios foram de fundamental importância para caracterizar o fenômeno de interferência, visto que o mesmo depende das características particulares do conjunto modelo + suporte e para avaliá-los com precisão deve-se realizar ensaios específicos.

Do ponto de vista da simulação numérica, os ensaios em túnel de vento nos deram a possibilidade de entender o fenômeno de interferência e assim poderemos avaliar o quanto a simulação representa o fenômeno. Observamos nas simulações que o fenômeno de interferência aerodinâmica foi caracterizado através das maiores distribuições de C_p na parte inferior da fuselagem para a configuração com sting que gerou maior sustentação (C_L) e um momento mais picador (C_M). Foram observadas também distribuições de C_p nas estações da empenagem horizontal que indicam um aumento no ângulo local da empenagem (α_{HT}). A diminuição do efeito de distorção do escoamento também foi observada à medida que se distancia da raiz da empenagem na direção de sua envergadura. Foi identificado como caracterização do fenômeno de interferência também a mudança das direções dos vetores velocidade no plano XZ sempre no sentido de aumentar o ângulo. Detalhes observados em resultados de túnel de vento, como o efeito da interferência, afetam mais fortemente os valores de C_L na empenagem do que C_M através do ângulo induzido equivalente, foram observados nas simulações. O efeito Mach na interferência também se mostrou de acordo com resultados

de túnel, foi observado que na fuselagem o efeito pode ser desprezado e na empenagem horizontal o ângulo induzido equivalente aumenta com o Mach. Após serem identificados todos estes efeitos através da simulação numérica pode ser entendido que os resultados se mostram bons na caracterização do fenômeno de interferência aerodinâmica do sting.

Analisando os resultados do ponto de vista das correções de interferência na fuselagem, conclui-se que eles foram bastante satisfatórios, com dispersões entre 0% e 20% quando comparados a resultados de túnel de vento, principalmente se levarmos em consideração a magnitude dos valores absolutos das correções e a possibilidade de erros numéricos influenciarem estes resultados. Analizando os possíveis efeitos do modelamento não-viscoso que afetariam a fuselagem, pode ser dito que para fenômenos transônicos este modelamento teria imprecisões minimizadas, visto que a aeronave X-RJ é projetada para que toda a sua fuselagem seja subsônica nas condições de voo de cruzeiro. Possíveis diferenças causadas pelo modelo Euler (não-viscoso) aparecerão através de efeito subsônico da fuselagem.

Para os resultados de interferência sobre a empenagem horizontal, os valores de ângulo induzido equivalente obtidos tem valores 50% menores para sustentação (C_L) e 29% para momento de arfagem (C_M), assim caracterizando os resultados deste método numérico, não-viscoso, como valores subestimados para o efeito de interferência. As discrepâncias encontradas em relação aos resultados de túnel podem ser relacionadas à hipótese de um modelamento não-viscoso, sendo assim desconsidera a interação da camada limite no cone de cauda da aeronave particularmente na região próxima a junção entre sting e fuselagem. Erros numéricos provenientes do método numérico de CFD (esquemas de discretização) podem ocorrer, assim como resultados influenciados pela malha do modelo.

Outro ponto que deve ser considerado é a simplificação do modelo *aeronave* + *suporte* utilizado na simulação numérica que diferentemente do modelo de túnel não tem a caverna de conexão para fuselagem se adaptar ao sting, ou seja, sua junção é compacta. Então há a possibilidade de um possível efeito da caverna influenciar a interferência na empenagem horizontal, no entanto acredita-se que esse efeito é de menor ordem. O efeito de caverna na fuselagem foi desconsiderado visto que foram feitas correções de cavidade na fuselagem para resultados de túnel.

A metodologia para cálculo de interferência sobre a empenagem horizontal proposta por este trabalho, independentemente dos resultados absolutos, se mostrou mais eficiente quando comparada a dados de túnel de vento do que resultados obtidos diretamente da simulação através de $\Delta C_{Linterferência}$ e $\Delta C_{Minterferência}$.

Mesmo considerando as discrepâncias encontradas para resultados de correções de interferência na empenagem, essas podem ser consideradas satisfatórias. Principalmente em relação ao C_M , que podem ser mais relevantes, e como já foi dito tendo um erro de correção de 0.2° na incidência da empenagem horizontal pode ser admitido como incerteza de todo processo envolvido no projeto aerodinâmico. Assim a metodologia de simulação apresentada neste trabalho, dentro de suas condições restritas e limitações de modelamento, mostraram-se uma ferramenta útil para correções do tipo sting para o modelo do X-RJ. É importante relembrar que a análise numérica diminui os custos de desenvolvimento do projeto aerodinâmico através da redução de horas de túnel de vento (ensaios de interferência), o que pode levar a economia de centenas de milhares de dólares.

Diante dos resultados e de uma possível melhoria do modelamento, como por exemplo utilizar uma simulação viscosa (Navier-Stokes) e um detalhamento melhor do modelo quando comparado ao de túnel, esses fatos reforçam a possibilidade do uso da simulação numérica como uma ferramenta de análise de interferência aerodinâmica de suporte de túnel de vento.

6.2. Recomendações para trabalhos posteriores

A seguir serão listadas algumas recomendações para o desenvolvimento de trabalhos posteriores, visando aprimorar e utilizar a metodologia para simular a interferência aerodinâmica do sting em um modelo de túnel de vento como foi apresentado neste trabalho:

- Obter resultados para um maior número de α 's para que se confirmem tendências.
- Simular casos para Mach's mais baixos como Mach=0.30, para dessa forma analisarmos o comportamento das discrepâncias em condições subônicas e transônicas e assim correlacionarmos com limitações do modelamento.
- Obter os efeitos de interferência na empenagem horizontal na configuração BH, pois assim eliminamos o efeito da esteira da asa e não se precisa utilizar dados de "downwash" de túnel de vento.
- Simular casos para configuração WB, assim poderá ser analisada a mudança no escoamento da região do cone de cauda sem a interferência do "upwash" da empenagem o que nos dará uma medida da mudança do ângulo local devido ao sting.
- Avaliação da independência dos resultados em relação à malha, através de refinamento adaptativo.
- Avaliação do efeito das simplificações geométricas (região de conexão entre sting e fuselagem) nos resultados.
- Simulação de um modelo viscoso (Navier-Stokes). Para isso deve ser criada uma nova malha adaptada a condição viscosa, desta forma avaliar os efeitos viscosos na região do cone de cauda próxima ao sting e de que forma eles contribuem para a melhoria da metodologia, já que neste presente trabalho não foi considerado.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- AGARD-AR-303 vol II. A Selection of Experimental Test Cases for the Validation of CFD Codes, 1994
- AGARD-CP-535. Wall Interference, Support Interference and Flow Field Measurements, 1994
- Baughman, L.E; Jack, J.R. NACA-RM E53E28-Experimental Investigation of the Effects of Support Interference on the Pressure Distribution of a Body of Revolution at a Mach Number of 3.12 and Reynolds Numbers from 2×10^6 to 14×10^6 , 1953
- Chakravarthy, S. R. CFD++ Technical Notes, Metacomp Technologies.
- DNW. Annual Report, 2002.
- Jr, J.D. A Computation Fluid Dynamics – The Basics With Application. ed McGrawhill, 1995.
- Jr, J.D. A Fundamentals of Aerodynamics. ed McGrawill, 1985.
- Kaptejn, C. Test Plan for the Wind Tunnel Test of the Transonic Complete Model of the X-RJ in the DNW-HST, 2001.
- Love, E.S. NACA-RM L53K12-A Summary of Information on Support Interference at Transonic and Supersonic Speeds, 1954
- Muijden, J. V; Elsenaar, A. Transonic Aerodynamic Efficiency Assessment of an Optimised Supersonic Civil Transport Using CFD, ECCOMAS Paper, 2000.
- Ochi, A; Shima, E. A Hybrid Unstructured Grid System for viscous and Inviscid Aerodynamic Analysis, 2002.
- Pateron, J.H; MacWilkinson, D.G; Blakerby W.T. Blakerby A Survey of Drag Prediction Techniques Applicable to Subsonic and Subsonic and Transonic Aircraft Design.

- Pope, A., Goin, K.L. High Speed Wind Tunnel Testing. Reprint edition, New York, 1978
- Pope, A., Jr, W.H.R. Low Speed Wind Tunnel Testing. 2 ed, Washington, 1984.
- Roskam, Jan. Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls. 3 ed, Lawrence, 2001.
- Rozendal, D. Analysis of Results of the X-RJ Complete Model Tests in the DNW HST wind Tunnel, 2001.
- Taylor, G.S; Gursul, I. Investigation of Support Interference in High-Angle-of-Attack Testing, 2003.
- TRA3. A Strategic Approach to Aerodynamics Research and Technology Development at the European Level, 2002.

APÊNDICE A - MÉTODO NUMÉRICO

A abordagem do problema físico (fundamentalmente aerodinâmico) por um método numérico segue a tendência de se estimar problemas aerodinâmicos na indústria aeronáutica através de códigos comerciais genéricos que normalmente são amplamente testados, desta forma conhecida suas vantagens e limitações.

O código utilizado será o **CFD++** que vêm sendo muito utilizado na indústria aeronáutica e assim dando suporte principalmente para as fases de ante-projeto e projeto de aeronaves comerciais.

O **CFD++** resolve pelo Método dos Volumes Finitos (MVF) as equações de transporte, na forma conservativa acoplada, que representam o escoamento no problema físico.

A.1. Método Numérica (CFD++)

Inicialmente, vale dizer que a descrição sobre o método numérico do programa **CFD++** é totalmente baseada em notas técnicas publicadas pela "MetaComp Technologies" responsável por este código de CFD.

Será apresentada a abordagem numérica do programa **CFD++** para as leis da dinâmica dos fluidos. Essa abordagem é baseada no algoritmo que pode ser de precisão maior que segunda ordem o qual é utilizado para geometrias muito flexíveis que incluem malhas estruturadas e não-estruturadas. As geometrias das células podem ser de qualquer tipo. A estratégia de "contabilidade" é do tipo não estruturado e é mais versátil que a abordagem popular de malha não estruturada. A interpolação ENO ("Essentially NonOscillatory") é usada para facilitar a construção do algoritmo numérico o qual pode capturar descontinuidades como onda de choque.

A.1.1. Forma integral das Leis Conservativas

Temos a aplicação do algoritmo citado anteriormente para o sistema hiperbólico das

leis conservativas representado por

$$(A.1) \quad \frac{\partial q}{\partial t} + \frac{\partial f_1}{\partial x} + \frac{\partial f_2}{\partial y} + \frac{\partial f_3}{\partial z} = 0$$

a qual está na "forma conservativa". As variáveis dependentes (conservadas) são denotadas por q . As direcções das coordenadas cartesianas (variáveis independentes) são x, y, z . As componentes de fluxo na direcção das três coordenadas são f_1, f_2 e f_3 .

A forma conservativa mostrada na equação 3.1 está na forma diferencial. Agora será

mostrada a forma integral das leis de conservação, a qual pode facilmente ser derivada da

forma diferencial pela integração da equação 3.1 em x, y e z sobre qualquer célula de

conservação de volume V .

$$(3.2) \quad \iiint_V \left(\frac{\partial q}{\partial t} + \frac{\partial f_1}{\partial x} + \frac{\partial f_2}{\partial y} + \frac{\partial f_3}{\partial z} \right) dx dy dz = 0$$

A equação pode ser reescrita na notação vetorial como

$$(A.3) \quad \iiint_V q dx dy dz + \iiint_V \nabla \cdot \vec{F} dx dy dz = 0$$

onde

$$(A.4) \quad \vec{F} = f_1 \hat{i} + f_2 \hat{j} + f_3 \hat{k}$$

Aplicando o teorema da divergência de Gauss, pode-se transformar a integral de volume para uma integral de superfície.

$$e(\underline{q}/V) + \iint_S (\underline{F} \cdot \underline{n}) dS = 0 \tag{A.5}$$

Na equação acima, a célula média das variáveis dependentes é denotada por \underline{q} . O vetor normal externo em qualquer ponto da superfície da célula pode ser denotada por $\underline{n} = n_x \underline{j} + n_y \underline{k} + n_z \underline{l}$

$$\frac{\iiint_V q dV}{\iiint_V dV} = \bar{q} \tag{A.6}$$

A forma integral das leis de conservação é dada pela equação 3.5 que define um sistema de equações para valores de uma célula média das variáveis dependentes. Para construir um método numérico que resolve a forma integral das leis de conservação, descreveremos a metodologia utilizada para definir geometria de célula, aproximação da variável dependente, desenvolvimento de procedimento de discretização espacial, desenvolvimento do procedimento de integração no tempo para atualização das células médias, etc.

A.1.2. Geometria de célula

Baseado numa formulação numérica flexível e bastante geral para a solução da forma integral das leis de conservação vários tipos de forma de célula podem ser usados, sendo que detalharemos aqui para três tipos em particular: (1) tetraédrica, (2) prisma triangular e (3) hexaédrica (figura 3.1). O nome elemento pode ser mudado para célula de conservação. O espaço físico de interesse será todo dividido por um número finito de células de conservação, onde em cada qual será aplicada a forma integral das leis de conservação. A

celula hexaédrica é consistente para formulação de malha estrutura. O prisma triangular pode ser útil em situações onde a geração de malha pode ocorrer plano a plano. Os elementos tetraédricos estão ligados à formulação tridimensional. Combinando estes três tipos de elementos temos flexibilidade na abordagem de geometrias complexas.

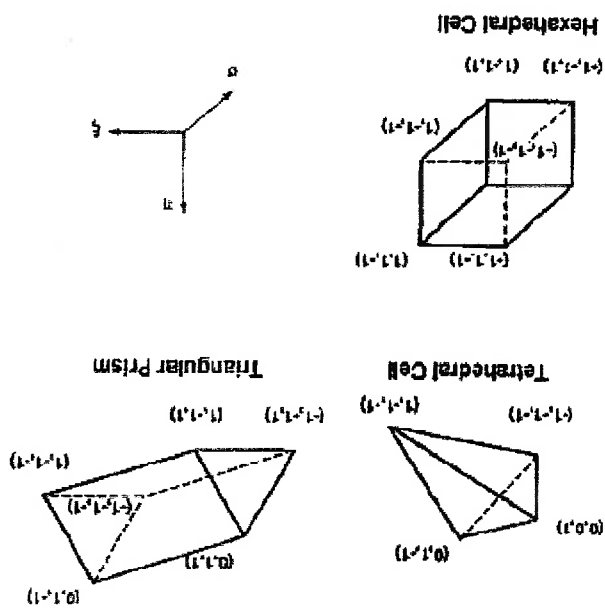


Figura A.1. Tipos de células.

Os elementos utilizam um sistema de coordenada local ϵ , η , σ (figura 3.1), sendo que dentro da célula as coordenadas físicas (x,y,z) são expressas como polinômios em termos de sistema de coordenada local.

$$P(\epsilon, \eta, \sigma) = \text{Polinômio (3D)}$$

$$P(\epsilon, \eta) = \text{Polinômio (2D)}$$

(3.7)

$$P(\epsilon) = \text{Polinômio (1D)}$$

Uma função de forma apropriada é muito útil na definição da célula geométrica. As coordenadas x,y,z são expandidas em termos de uma função de forma apropriada para cada

tipo de célula. Os polinômios geométricos são definidos para cada célula e sua aplicação é restrita à célula. Descontinuidades em geometria podem existir através das fronteiras. Dentro delas, por definição, a geometria será suave.

O mais simples elemento tetraédrico é composto por 4 nós e 4 faces triangulares. As variáveis geométricas são expandidas em termos de um simples polinômio tridimensional nas variáveis locais.

$$f(\xi, \eta, \sigma) = P^3(\xi, \eta, \sigma) = \sum_{n=1}^{n_{ds}} N_i(\xi, \eta, \sigma) f_i \quad (A.8)$$

O mais simples elemento de prisma triangular é composto de 6 nós, 2 faces triangulares e 3 faces quadrilateras (um total de 5 faces). As variáveis geométricas são expandidas em termos do produto tensor de um polinômio bi-dimensional e um uni-dimensional

$$f(\xi, \eta, \sigma) = P^2(\xi, \eta) P^1(\sigma) = \sum_{n=1}^{n_{ds}} N_i(\xi, \eta, \sigma) f_i \quad (A.9)$$

O mais simples elemento hexaédrico é composto de 8 nós, 6 faces quadrangulares. As variáveis geométricas são definidas em termos do produto tensor de três polinômios unidimensional.

$$f(\xi, \eta, \sigma) = P^1(\xi) P^1(\eta) P^1(\sigma) = \sum_{n=1}^{n_{ds}} N_i(\xi, \eta, \sigma) f_i \quad (A.10)$$

Elementos de ordens maiores (figura 3.2) podem também ser definidos e usados, mas não discutiremos neste presente trabalho. Nas equações acima f pode ser x, y, z . Os polinômios do lado direito das equações podem ser de grau arbitrário.

Dados valores nodais de x, y, z pode ser avaliado o polinômio geométrico em qualquer ponto da célula que esteja definido em termos do sistema de coordenadas local. Em particular, é necessário obter as coordenadas (x, y, z) do conjunto de pontos em cada

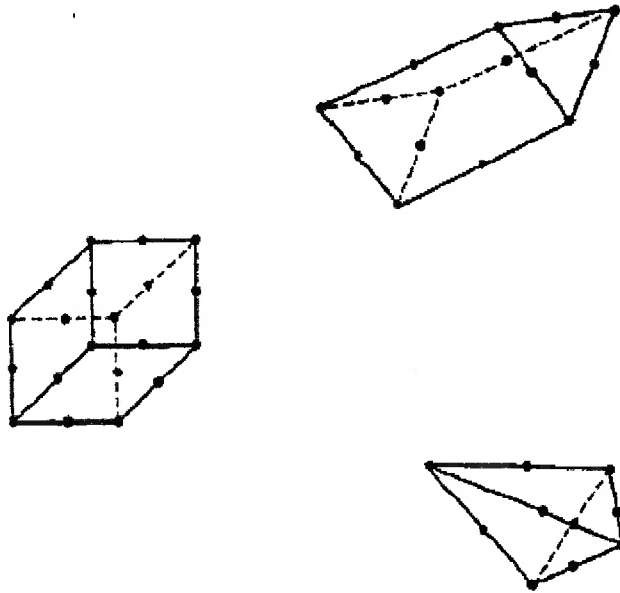


Figura A.2. Células de ordem maiores.

face, bem como os componentes dos pontos externos, normais ao referido conjunto de pontos. Os polinômios geométricos também capturam a métrica. Para calcular os pontos externos em qualquer ponto da face de uma célula dada, os passos seguintes são definidos:

(I) Obter dois vetores linearmente independentes na face passando através do ponto dado. Vetores podem ser facilmente definidos em termos de métricas locais dadas anteriormente.

(II) O produto dos dois vetores está na direção da normal da face.

A.1.3. Formulação Com Elementos finitos

O esquema numérico básico é baseado em uma formulação com elementos finitos

- (I) Já vimos que a célula de conservação é um elemento finito.
- (II) Será aproximada a variação das variáveis independentes dentro de cada célula usando polinômios das variáveis independentes físicas x, y, z .

(III) A abordagem CFD (FEL) usa interpolação de polinômio características para variáveis dependentes. Esse polinômio pode ser descontínuo através da fronteira da célula; para solução de comportamento suave, a diferença entre valores esquerdo e direito na face comum da célula para duas células deve ser pequeno, desse modo esta abordagem facilita a captura de descontinuidades.

(IV) A discretização das equações governantes vem diretamente da forma integral das leis de conservação.

(V) Os polinômios de variável dependente são diretamente escritos em termos de x, y, z e não em termos de variáveis das coordenadas do sistema do elemento ξ, η, α O domínio e a variação do polinômio geométrico estão restritos à célula. O domínio do polinômio de variável dependente não é restrito. Para avaliação dos coeficientes polinomiais, os polinômios de variáveis dependentes são avaliados para várias células vizinhas. Nas faces comuns para duas ou mais células, as definições do polinômio de “overlapping” leva a abordagem do polinômio característico e ajuda a definir os estados esquerdo e direito antes de solucioná-los usando a solução Riemann.

Para obter capacidade de calcular escoamentos 1D, 2D e 3D eficientemente, os polinômios de variável dependente são definidos assim:

$$\begin{aligned}
 f(x, y, z) &= P^3(x, y, z) \\
 f(x, y) &= P^2(x, y) \\
 f(x) &= P^1(x)
 \end{aligned}
 \tag{A.11}$$

A geometria é definida sempre em espaço tridimensional. Usando um tipo apropriado de polinômio de variável dependente, a solução pode ser forçada a ser 1D, 2D E 3D. Assim podemos calcular soluções para as três dimensões com a mesma solução. Será utilizada uma hierarquia de polinômios dependente da precisão desejada.

$$P^3(x, y, z) = P^0
 \tag{A.12}$$

O próximo nível inclui termos lineares.

$$P^3(x, y, z) = P^0 + P^1x + P^2y + P^3z
 \tag{A.13}$$

O próximo nível inclui termos quadráticos também

$$\begin{aligned}
 P^3(x, y, z) &= P^0 + P^1x + P^2y + P^3z + P^4x^2 + P^5y^2 + P^6z^2 + P^7xy + P^8yz + P^9zx \\
 &= \sum_{l=0}^{\infty} P^l x^{f(l)} y^{k(l)} z^{l(l)}
 \end{aligned}
 \tag{A.14}$$

Dentro de um esquema geral, mesmo polinômios de maior grau podem ser utilizados. Polinômios lineares característicos resultam em segunda ordem de precisão. Polinômios quadráticos levam a terceira ordem de precisão. Para aplicações de engenharia segunda ordem é usual. Na abordagem da forma integral das leis de conservação, devemos tratar como médias de células das variáveis dependentes. Se forem expressas as variáveis dependentes como polinômios, deve ser tratado também como médias de células dos polinômios.

Utilizando o teorema da divergência simplificamos a integral de volume para uma de superfície, e o que mostra a equação 3.18. Comparando as equações 3.5 e 3.18 observamos que a fórmula da integral de superfície é aplicada para ambos o vetor de fluxo de variável dependente \vec{F} e o "vetor fluxo geométrico" \vec{X} .

$$a_i = \frac{1}{V} \iiint_V (\vec{\nabla} \cdot \vec{X}) dV \quad (A.17)$$

$$= \frac{1}{V} \iint_S \vec{X} \cdot \vec{n} dS \quad (A.18)$$

Em termos desse vetor, os pesos a_i são dados por

$$\vec{X}_i = \frac{1}{V} \left[\frac{3}{2} x_{j(i)} y_{k(i)} z_{l(i)} + x_{j(i)} y_{k(i)} z_{l(i)} + x_{j(i)} y_{k(i)} z_{l(i)} + 1 \right] \quad (A.17)$$

É conveniente definir os pesos em termos de gradiente do vetor \vec{X} definido a seguir

$$a_i = \frac{\iiint_V dV}{\iiint_V x_{j(i)} y_{k(i)} z_{l(i)} dV} \quad (A.16)$$

definida.

Observamos que o valor médio do polinômio obtido sobre um elemento ou uma célula de conservação pode ser expresso como uma soma ponderada de coeficientes polinomiais. Os pesos de a_i dependem da forma particular da célula sobre a qual a média é

$$\frac{1}{V} \iiint_V P(x, y, z) dV = \frac{1}{V} \left(\sum_{i=0}^I a_i P_i \right) \iiint_V x_{j(i)} y_{k(i)} z_{l(i)} dx dy dz \quad (A.15)$$

Os procedimentos numéricos desenvolvidos para aproximar integrais de superfície devem considerar a aplicação de um tipo de vetor. Primeiramente divide-se a superfície em partes componentes que é aplicada sobre cada face distinta ou lado de qualquer célula considerada. Então é substituída a integral em cada face por uma soma numérica.

$$\iint_S (\vec{F} \cdot \hat{n}) dS = \sum_{\text{faces}} \iint_{f_i} (\vec{F} \cdot \hat{n}) dS = \sum_{\text{faces}} \sum_{i=1}^{\text{faces}} \vec{F}_i \cdot \hat{n}_i S_i \quad (A.19)$$

Para aplicações de segunda ordem, é usada a lei do ponto médio para soma da solução de integração de fluxo e uma soma Gaussiana de 4 pontos para calcular o peso geométrico de a_i . Para ordens maiores de precisão, a fórmula de soma, para precisão de ordens maiores, será usado para solução da integral de fluxo. Os pesos da fórmula de soma devem incluir o efeito de área de superfície de célula correspondente a face dada. Os pesos são denotados por S_i na equação que se segue. A fórmula do ponto médio pode ser representada por:

$$\iint_S (\vec{F} \cdot \hat{n}) dS = \sum_{\text{faces}} \vec{F}_m \cdot \hat{n}_m \cdot S_m \quad (A.20)$$

Onde m representa centróide de cada face.

A.1.4. Procedimento de solução “outline”

O problema do valor inicial (PVI) original para a forma diferencial das leis de conservação específica valores iniciais de variáveis dependente. No PVI para forma integral

das leis de conservação, valores iniciais de médias de célula das variáveis dependente podem ser definidos. Dados valores iniciais, os três passos usados para o procedimento de discretização para a forma integral das leis de conservação são os seguintes.

- (I) Definir polinômios de variável dependente em cada célula, assim a média de célula da aproximação polinomial compara a média de célula da variável dependente a qual é dada como parte da especificação do valor inicial ou obtida pela atualização da média de célula durante subsequentes passos do processo de solução. Esse processo de definição do comportamento do polinômio para valores conhecidos das médias de células é chamado de “processo de reconstrução”.

- (II) Avaliar os polinômios em todos pontos da soma. Isso levará a valores da esquerda e da direita em cada ponto da soma o qual é colocado em face comum para duas células.

- (III) Construir a solução do problema de Riemann local usando estados esquerdo e direito e avaliação do fluxo numérico. Usar também fluxo numérico nas equações 3.19 e 3.20 para avaliar o lado direito de

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{q}V) = -\iint_S(\bar{F}n) dS \quad (A.21)$$

- (IV) Passos (I)...(III) completam a discretização do lado direito da equação 3.21. Para resultar num sistema de equações semi-discreta, será aplicado um procedimento adequado de integração no tempo, assim como um método de Heun (para Segunda ordem de precisão) ou para Quarta ordem de precisão um esquema Runge-Kutta.

A.1.5. Reconstrução de polinômios característicos

Para a célula C, o correspondente polinômio pode ser escrito como

$$P_c^3(x, y, z) = \sum_{i=0}^{np} x_{j(i)} y_{k(i)} z_{l(i)} d_i^3 \tag{A.22}$$

Com o objetivo de definir este polinômio, será necessário conhecer os coeficientes do polinômio P_c^3 o qual deve ser determinado por um procedimento adequado. Uma das condições que o polinômio deve satisfazer é

$$\overline{P}_c^3 = \sum_{i=0}^i a_i^3 d_i^3 = \overline{q}_c \tag{A.23}$$

Adicionalmente em relação a equação 3.23, é necessário np equações apropriadas adicionais para resolver $d_i^3, i = 0, \dots, np$. Por exemplo, se compararmos a média da célula de $P_c^3(x, y, z)$ sobre np células vizinhas assim como para célula C , será obtido um total de np+1 equações as quais serão suficientes para resolver para todos (np+1) coeficientes dos polinômios.

$$\sum_{i=0}^{np} a_i^3 d_i^3 = \overline{q}_c \quad N = C, N_1, N_2, \dots, N_{np} \tag{A.24}$$

O sistema de matrizes da equação dada.

$$AP = \tilde{Q} \tag{A.25}$$

Onde A é a matriz de tamanho (np + 1) x (np+1), P é o conjunto de coeficientes desconhecidos do polinômio, e \tilde{Q} é a coleção de conhecidas médias de células das variáveis dependentes para (np+1) células incluídas e na vizinhança da célula C . Similares reconstruções são possíveis para nós e faces.

A.1.6. Solução Riemann

Para cada soma de pontos, nós temos um problema local de Riemann. Será usada uma solução de Riemann apropriada exata ou aproximada para resolver os estados esquerdos e direitos e construir o fluxo numérico. Por exemplo: Lax-Friedrichs ou Rusanov. Outra solução de Riemann pode ser Harten e Lax. A importância da solução de Riemann diminui com aumento do grau de interpolação para problemas suaves.

A.1.7. Esquema de passo no tempo

Nesta descrição nós consideramos uma abordagem semi-discreta. Uma formulação de segunda ordem é dada como exemplo. Utiliza-se o método de Heun ou Runge-Kutta de segunda ordem (RK2). O RK4 pode ser implementado de forma similar. Para resultados de precisão espacial maior que segunda ordem, ocorre uma redução na dissipação numérica e algumas vezes há a necessidade do uso da formulação de Runge-Kutta de quarta ordem a qual tem uma faixa maior de estabilidade que o método de segunda ordem.

Solução da equação para forma semi-discreta

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{q}) = \text{RHS}(\bar{q}, t) \quad (A.26)$$

O correspondente método de marcha no tempo pode ser escrito como

$$\begin{aligned} (\bar{q})_n^{n+1} &= (\bar{q})_n^n + \Delta t \text{RHS}(\bar{q})_n^n \\ (\bar{q})_n^{n+1} &= \frac{1}{2} \left[(\bar{q})_n^n + (\bar{q})_n^{n+1} \right] + \Delta t \text{RHS}(\bar{q})_{n-1}^{n+1} \end{aligned} \quad (A.27)$$

$$\begin{aligned}
k_1 &= RHS(q_n, t_n) \\
(qV)_1 &= (qV)_n + \frac{\Delta t}{2} k_1 \\
k_2 &= RHS(q_{n-1}, t_n + \frac{\Delta t}{2}) \\
(qV)_2 &= (qV)_n + \frac{\Delta t}{2} k_2 \\
k_3 &= RHS(q_{n-2}, t_n + \frac{\Delta t}{2}) \\
(qV)_3 &= (qV)_n + \Delta t k_3 \\
k_4 &= RHS(q_{n-3}, t_{n+1}) \\
(qV)_{n+1} &= (qV)_n + \frac{\Delta t}{6} (k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4)
\end{aligned}$$

Para esquema de Runge-Kutta com precisão de quarta ordem podemos escrever como

APÊNDICE B – CONFIABILIDADE DO CÓDIGO CFD++

O código comercial CFD++ é bastante difundido tanto no meio acadêmico como na indústrias sendo que seus resultados mostram boa confiabilidade científica. Serão mostradas comparações entre simulações numéricas realizadas pelo CFD++ e resultados experimentais para que possa ser caracterizado o bom comportamento do software.

B.1. Simulação do Modelo de Túnel do AGARD-AR-303

O AGARD-AR-303 tem por finalidade a análise computacional (CFD) de um modelo de túnel de vento, ensaiado em vários túneis, para validação de vários códigos de CFD. Nesta Análise o CFD++ mostrou excelentes resultados como mostram as figuras

B.1eB.2

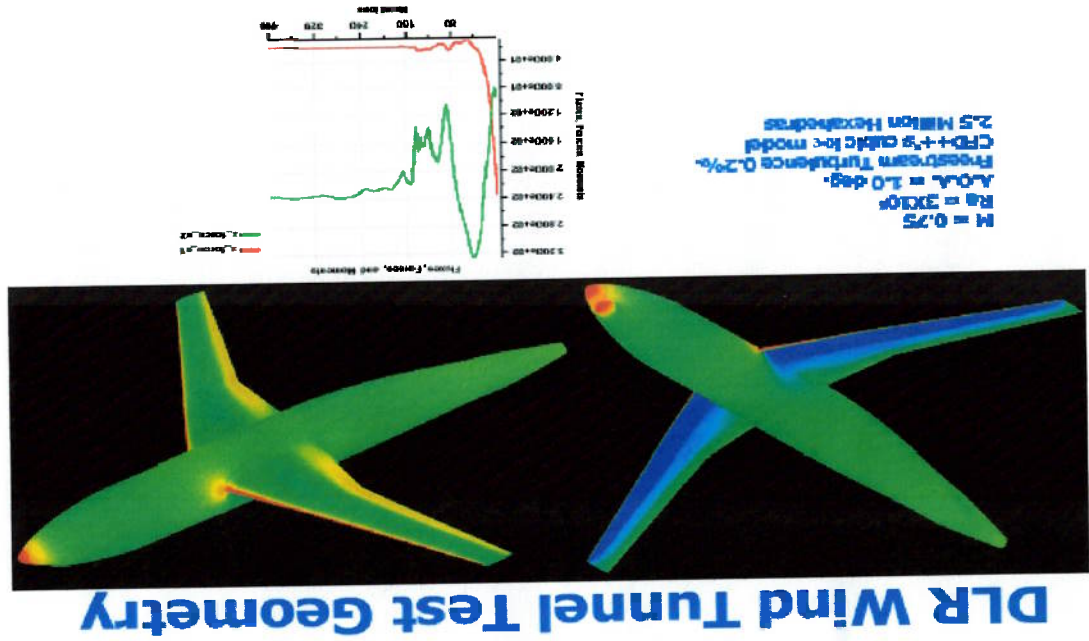


Figura B.1. Condições simuladas para configuração asa-fuselagem.

Wing Cp Distributions

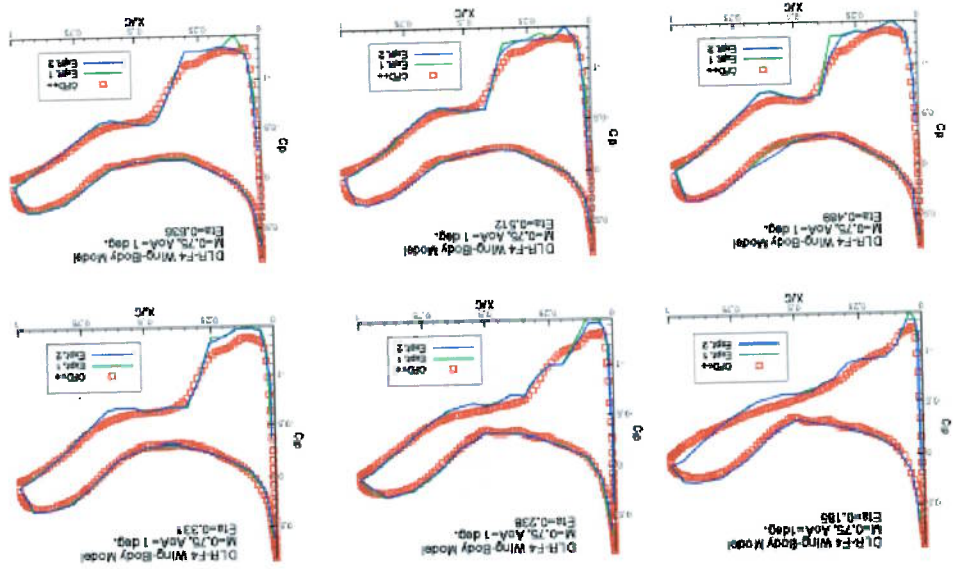


Figura B.2. Comparações de distribuição de pressão de dados experimentais e simulação numérica.

B.2. Distribuição de Cp na Asa do X-RJ

Foram feitas comparações para Mach=0.65 e $\alpha=1.0^\circ$ (estação 21.9%) para distribuições de pressão na asa do X-RJ entre simulação numérica e resultados experimentais. Analisando a figura xx e considerando que a simulação é euleriana e o objetivo do presente trabalho é obter resultados relativos (efeito do sting), o resultado pode ser considerado satisfatório.

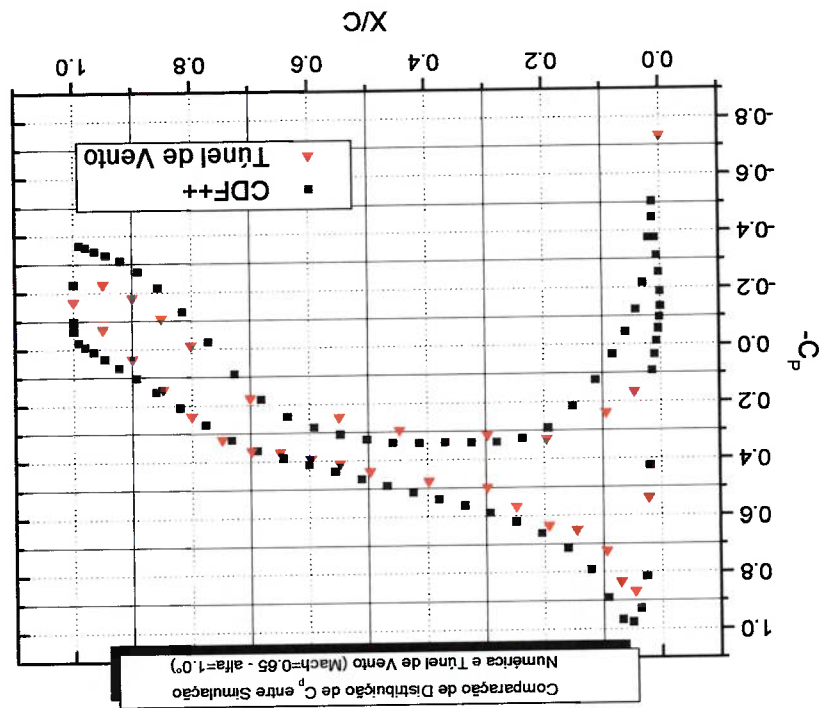


Figura B.3. Comparação de distribuição de pressão entre dados experimentais e simulação numérica do X-RJ.