

**UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO ESCOLA POLITÉCNICA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

**ESTUDO NUMÉRICO DO ESCOAMENTO EM ENTRADAS DE AR DE
MOTORES AERONÁUTICOS EM ALTO ÂNGULO DE ATAQUE**

Leonardo Costa Almeida

São Paulo
2014

**UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO ESCOLA POLITÉCNICA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

**ESTUDO NUMÉRICO DO ESCOAMENTO EM ENTRADAS DE AR DE
MOTORES AERONÁUTICOS EM ALTO ÂNGULO DE ATAQUE**

Trabalho de formatura apresentado à Escola
Politécnica da Universidade de São Paulo para
obtenção do título de Graduação em Engenharia

Leonardo Costa Almeida

Orientador: Bruno Souza Carmo

Área de Concentração:
Engenharia Mecânica

São Paulo
2014

Almeida, Leonardo Costa

Estudo Numérico do Escoamento em Entradas de Ar de Naceles Aeronáuticas em Alto Ângulo de Ataque / L.C. Almeida. -- São Paulo, 2014.

Trabalho de formatura – Escola Politécnica da Universidade de São Paulo.
Departamento de Engenharia Mecânica.

1.Projeto de nacele 2.Separação do escoamento 3.Distorção de entrada de ar
4.Dinâmica dos fluidos computacional I.Universidade de São Paulo. Escola
Politécnica. Departamento de Engenharia Mecânica II.t.

Dedico este trabalho aos meus
pais, que sempre apoiaram
minhas decisões.

AGRADECIMENTOS

Ao longo da graduação, algumas pessoas foram fundamentais em contribuir para o verdadeiro despertar do meu interesse pela ciência e pela Engenharia Mecânica.

Aos professores e colegas do NDF, em especial ao Prof. Dr. Bruno Souza Carmo, pela orientação e confiança depositada neste trabalho de formatura, estando sempre aberto a dúvidas e discussões; e ao Prof. Dr. Julio Romano Meneghini, que me abriu as portas do NDF ao me orientar em um trabalho de iniciação científica no terceiro ano de graduação.

Aos colegas da Embraer, que proveram o suporte e o conhecimento prático necessário à condução deste trabalho durante o meu estágio na empresa, em especial ao Eng. Dr. Luis Gustavo Trapp, que me orientou durante o projeto que viria a se tornar este trabalho de formatura e que possibilitou que parte do meu tempo de trabalho na empresa fosse dedicado à realização do mesmo; e ao Eng. Andre M. H. Lombardi, que sempre esteve disposto a tirar as dúvidas mais difíceis e mais simples que um estagiário pode ter.

Aos meus pais, Isis e Eduardo, que sempre destacaram a importância de uma boa educação e que possibilitaram a minha entrada na Universidade, além de terem sempre apoiado e confiado nas minhas escolhas no decorrer destes longos anos de graduação.

RESUMO

O escoamento na entrada de ar de naceles exerce papel fundamental para o correto desempenho da aeronave. Dentre os principais problemas relacionados à sua operação destaca-se a separação do escoamento no lábio em situações de alto ângulo de ataque e vento de través.

Distorção do escoamento surge em decorrência destas condições e ocasiona instabilidades na operação de *fan* e compressor, comprometendo a geração de tração e prejudicando o rendimento e desempenho da aeronave. Outros problemas decorrentes da separação são *surge* e *stall* de compressor, além de comprometimento estrutural.

O presente trabalho de conclusão de curso primeiramente apresenta a validação de metodologias numéricas usadas para simulação de condições de voo em alto ângulo de ataque que provocam descolamento de camada limite em entradas de ar utilizando a Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD), projeto este realizado pelo autor em estágio realizado na Embraer – Empresa Brasileira de Aeronáutica. Em seguida foi realizado um estudo de caso e são apresentadas simulações numéricas do escoamento com a nacele DLR-F6 (DLR, 2003), geometria amplamente difundida e investigada em congressos e nos seminários do *Drag Prediction Workshop* realizado pela AIAA – *American Institute of Aeronautics and Astronautics*. Por fim, foi realizada uma investigação paramétrica com o objetivo de compreender as influências que mudanças na geometria do lábio da entrada de ar exercem sobre o escoamento, em que sugere-se uma configuração que expanda o envelope de operação e aumente o ângulo em que ocorra a separação, ocasionando um fluxo de ar mais uniforme e menos distorcido para as turbomáquinas, em última instância elevando a eficiência termodinâmica do ciclo motor e contribuindo para menores consumos de combustível e emissão de gases.

Palavras-chave: projeto de nacele, distorção de entrada de ar, separação do escoamento, dinâmica dos fluidos computacional.

ABSTRACT

The flow over the nacelle intake plays crucial role on the correct operation of the aircraft. One of the main issues regarding engine nacelle intake is the flow separation which can occur at high angles of attack and crosswind conditions.

Inlet distortion arises from these conditions and causes fan and compressor operational instabilities, reducing the amount of available thrust and compromising overall aircraft efficiency and performance. Compressor surge and stall can also occur along with structural issues.

The present undergraduation final year project firstly presents a validation of numerical methodologies to simulate high angle of attack conditions which can lead to inlet flow separation using CFD – Computational Fluid Dynamics. This topic was done by the author during his internship at Embraer – Empresa Brasileira de Aeronáutica. A study case was then done and numerical simulations were performed using the DLR-F6 nacelle geometry (DLR, 2003), widely investigated in congresses and seminars of the Drag Prediction Workshop by AIAA – *American Institute of Aeronautics and Astronautics*. Finally a parametric investigation was performed which aims to understand the influence changes in lip geometry impart to the flow, suggesting an inlet design which reduces the geometry's proneness to separation and increases its ability to perform at higher angles of attack with milder levels of distortion, leading to a more homogeneous, uniform and better-quality flow to the turbomachinery, ultimately enhancing the thermodynamic cycle efficiency and contributing to a better fuel-consumption and lower levels of exhaust gases.

Keywords: nacelle design, inlet distortion, flow separation, computational fluid dynamics.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Algumas metas operacionais impostas por agências governamentais (NASA, 2012).	15
Figura 2. À esquerda, componentes de nacele. À direita, ilustração em corte de nacele instalada em motor do tipo <i>turbofan</i>	16
Figura 3. Nacele não-axisimétrica com raio variável entre diferentes posições circunferenciais.	17
Figura 4. Inlet Vortex sendo succionado pelo motor em alta potência.	18
Figura 5. Típica instrumentação de pressão estática e total em túnel de vento subsônico (Luidens; Abbot, 1976).	22
Figura 6. Dados de túnel típicos para estudo da detecção do ângulo de separamento para condições de velocidade de escoamento constante e vazão em massa constante (Luidens; Abbot, 1976).	23
Figura 7. Relação da separação do escoamento com variação da pressão estática no lábio da nacele e da pressão total no fim do difusor (Miller; Abbot, 1973).	24
Figura 8. Dados experimentais de separação em naceles do tipo STOL (Boles; Luidens; Stockman, 1978).	26
Figura 9. Volume de controle (célula) típico sobre a qual as equações de transporte são discretizadas.	31
Figura 10. Esquema do algoritmo de solução <i>Density-Based</i>	32
Figura 11. Configuração típica de ensaio em túnel de vento de nacele em ângulo de ataque (Wesoky et al, 1974).	34
Figura 12. Forma típica da curva de distorção com relação ao ângulo de ataque (Anderson; Baust; Agrell, 2002).	35
Figura 13. Topologia da malha no plano de simetria do domínio computacional.	37
Figura 14. Distribuição da pressão estática no lábio inferior da entrada de ar para $AoA = 0^\circ$ e $\theta = 180^\circ$	38
Figura 15. Análise de sensibilidade dos resultados de CFD com relação à vazão em massa imposta para $AoA = 0^\circ$ e $\theta = 180^\circ$	39
Figura 16. Comparação da distribuição de pressão entre duas vazões diferentes para $AoA = 17^\circ$ e $\theta = 180^\circ$	40

Figura 17. Distribuição da pressão no lábio em aparente efeito de <i>blockage</i> em $\theta = 10^\circ$ e $\theta = 180^\circ$ (lábio inferior).....	41
Figura 18. Distribuição da pressão no lábio em aparente efeito de <i>blockage</i> em $\theta = 10^\circ$ e $\theta = 0^\circ$ (lábio superior).....	41
Figura 19. Distribuição da pressão estática no lábio inferior em $\theta = 180^\circ$ para $AoA = 10^\circ$	42
Figura 20. Contornos de Mach isentrópico e linhas de corrente superficiais em $AoA = 10^\circ$	43
Figura 21. Distribuição da pressão estática no lábio inferior da entrada de ar para diversos AoA e $\theta = 180^\circ$	43
Figura 22. Colapso de camada limite e avanço da separação em direção ao <i>highlight</i>	44
Figura 23. Comparação do coeficiente de distorção DC60 previsto pelos modelos de turbulência investigados.....	44
Figura 24. Comparação da separação entre os modelo SST e Rke em $AoA = 10^\circ$..	45
Figura 25. Comparação da separação entre os modelo SST e Rke em $AoA = 15^\circ$..	45
Figura 26. Comparação da separação entre os modelo SST e Rke em $AoA = 17^\circ$..	46
Figura 27. Comparação da separação entre os modelo SST e Rke em $AoA = 21^\circ$..	46
Figura 28. Comparação da separação entre os modelo SST e Rke em $AoA = 24^\circ$..	47
Figura 29. Comparação da separação entre os modelo SST ($AoA = 27^\circ$) e Rke ($AoA = 26^\circ$).....	47
Figura 30. Parâmetros geométricos para o projeto de entradas de ar de naceles aeronáuticas (Chou; Luidens; Stockman, 1977).	50
Figura 31. Nacele DLR-F6 <i>Baseline</i> com inclusão de <i>spinner</i>	51
Figura 32. Comparação entre os perfis modificados da entrada de ar da nacele DLR-F6 <i>Baseline</i>	52
Figura 33. Topologia da malha hexaédrica usada na investigação paramétrica.	54
Figura 34. Detalhe da malha no lábio da entrada de ar e visualização dos elementos de camada limite.	54
Figura 35. Curvas de distorção DC60 para as três entradas de ar investigadas.	56
Figura 36. Contornos de Mach isentrópico e linhas de corrente superficiais em $AoA = 10^\circ$ (esquerda) e 11° (direita) - DLR-F6 <i>Baseline</i>	57

Figura 37. Contornos de Mach isentrópico e linhas de corrente superficiais em AoA = 14° (esquerda) e 15° (direita) - DLR-F6 <i>Baseline</i>	57
Figura 38 - Distribuição da pressão total no <i>rake</i> posicionado circunferencialmente em $\theta = 180^\circ$	58
Figura 39 - Isolinhas de recuperação de pressão no plano <i>fan</i> para a nacele DLR-F6 <i>baseline</i> (esquerda) e nacele DLR-F6-P1 (direita).....	59
Figura 40 - Comparação do Mach isentrópico na superfície da entrada de ar das naceles <i>baseline</i> e DLR-F6-P1.....	59
Figura 41 - Linhas de corrente que configuram o escoamento separado na entrada de ar.....	60
Figura 42. Coeficiente de atrito axial para as 3 configurações de nacele em AoA = 10°	61
Figura 43. Coeficiente de atrito axial para as 3 configurações de nacele em AoA = 16°	62

LISTA DE TABELAS

Tabela 1. Dimensões físicas da nacele DLR-F6 <i>Baseline</i>	51
Tabela 2. Denominação e parâmetros das naceles modificadas.	52
Tabela 3. Valores usados nas configurações de condições de contorno.	55
Tabela 4 - Envelope de operação com base no parâmetro DC60.	56
Tabela 5. Coeficiente de Arrasto para as geometrias de nacele investigadas.	63

SUMÁRIO

LISTA DE TABELAS

LISTA DE FIGURAS

1	INTRODUÇÃO	14
1.1	Motivação	14
1.2	Problemas	17
1.3	Objetivos	19
2	FENOMENOLOGIA E REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	21
2.1	Parâmetros para Detecção de Escoamentos Separados	21
3	CFD – <i>COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS</i>	29
3.1	Equações Governantes	29
3.2	Modelagem de Turbulência	30
3.3	O Método dos Volumes Finitos e a Resolução das Equações Diferenciais	30
4	VALIDAÇÃO DA METODOLOGIA NUMÉRICA	33
4.1	Configuração Experimental	34
4.2	Configuração Numérica	36
4.2.1	Configurações do <i>Solver</i>	36
4.2.2	Geometria, Condições de Contorno e Malha Computacional.....	36
4.3	Resultados e Análises	38
5	ESTUDO PARAMÉTRICO	49
5.1	O Projeto de Nacele - Parâmetros Geométricos	49
5.2	Apresentação das Geometrias de Estudo.....	50
5.3	Configuração Numérica	53
5.3.1	Configurações do <i>Solver</i>	53
5.3.2	Condições de Contorno e Malha Computacional	53

5.4	Resultados de Desempenho	55
6	CONCLUSÕES	64
7	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	66

1 INTRODUÇÃO

1.1 Motivação

O Brasil atualmente é um dos principais líderes na fabricação de aeronaves, tendo a Embraer – Empresa Brasileira de Aeronáutica – como a terceira maior fabricante de aeronaves comerciais em escala global. O surgimento de um parque tecnológico em São José dos Campos é reflexo da consolidada e crescente cooperação entre a indústria aeronáutica brasileira e a academia. Esta união foi fundamental para o desenvolvimento do centro de excelência aeroespacial que configura-se no local, além de promover os incentivos técnico-financeiros necessários à manutenção de sua posição de destaque em um mercado altamente restritivo e competitivo, dominado em grande parte por empresas estrangeiras de grande tradição.

Existe uma crescente preocupação em certificar aeronaves que atendam requisitos cada vez mais severos de operação impostos por agências reguladoras do tráfego aéreo – ANAC (Agência Nacional de Aviação Civil) no Brasil e FAA (*Federal Aviation Administration*) nos EUA – e por órgãos governamentais, preocupados com o impacto ambiental decorrente do aumento do número de vôos domésticos e internacionais.

Dentre diversos projetos que visam explorar novas tecnologias para o desenvolvimento da indústria aeronáutica, pode-se citar o *Environmentally Responsible Aviation (ERA)*, projeto da NASA que visa a investir em pesquisa e desenvolvimento e a amadurecer tecnologias promissoras para o futuro sustentável da aviação. O programa estipula metas operacionais a serem atingidas pelas novas gerações de aeronaves no curto-médio prazo para redução de arrasto, peso, consumo de combustível e emissões de óxidos de nitrogênio e carbono, conforme mostrado na Figura 1.

CORNERS OF THE TRADE SPACE	N+1 = 2015*** Technology Benefits Relative To a Single Aisle Reference Configuration	N+2 = 2020*** Technology Benefits Relative To a Large Twin Aisle Reference Configuration	N+3 = 2025*** Technology Benefits
Noise (cum below Stage 4)	-32 dB	-42 dB	-71 dB
LTO NO _x Emissions (below CAEP 6)	-60%	-75%	better than -75%
Performance: Aircraft Fuel Burn	-33%**	-50%**	better than -70%
Performance: Field Length	-33%	-50%	exploit metro-plex* concepts

***Technology Readiness Level for key technologies = 4-6

** RECENTLY UPDATED. Additional gains may be possible through operational improvements

* Concepts that enable optimal use of runways at multiple airports within the metropolitan area

Figura 1. Algumas metas operacionais impostas por agências governamentais (NASA, 2012).

Aliada à preocupação com o impacto ambiental que um rápido crescimento industrial pode causar, existe a contínua procura em favor da progressiva melhora da eficiência de processos e atividades ligadas ao funcionamento de aeronaves e veículos aéreos. A indústria depara-se com a necessidade de encontrar soluções de projeto que satisfaçam restrições operacionais conflitantes: por exemplo, se por um lado exige-se a diminuição do ruído às comunidades no entorno de aeroportos e a redução das emissões de gases de exaustão, por outro lado investe-se em tecnologias que permitam alcançar as crescentes especificações de potência necessária para satisfazer a demanda de operação a longo alcance.

O escopo deste trabalho restringe-se a análise de sistemas de propulsão, um dos vários que compõem uma aeronave. Sistemas de propulsão são os responsáveis pela criação de tração (*thrust*), a força que move a aeronave em vôo. Existem diversos sistemas de propulsão para aplicações aeronáuticas e cada um produz tração de forma própria, de acordo com suas peculiaridades e tecnologias. No entanto, todos têm a característica em comum de usar o ar atmosférico como fluido de trabalho e dele obter o oxigênio necessário para a queima do combustível. Uma exceção a esta característica são os foguetes (*rocket engines*), que armazenam o próprio oxigênio em compartimentos específicos devido à pequena quantidade deste em altitudes elevadas e à sua completa ausência no espaço.

O componente do sistema de propulsão responsável por direcionar o fluxo de ar atmosférico às turbomáquinas – os componentes rotativos que produzem trabalho e, em última instância, tração – é a entrada de ar (*intake/inlet*).

A entrada de ar de motores aeronáuticos é uma das diversas partes que somadas constituem a nacele da aeronave. A nacele é a estrutura aerodinâmica que engloba o motor a jato, sendo formada por, além da entrada de ar (*intake/inlet cowl*), pelo *fan cowl*, reversos, *core cowl* e bocal de exaustão, conforme ilustra a Figura 2. Desde aeronaves subsônicas de transporte civil a jatos supersônicos de combate, a entrada de ar, de uma forma geral, constitui-se basicamente por um duto que orienta o fluxo de ar com o objetivo de minimizar as perdas de pressão total desde o plano de entrada até o *fan* e/ou compressor, assegurando que o escoamento seja o mais uniforme possível em todas as condições operacionais de voo e garantindo assim a correta geração de tração pelo motor.

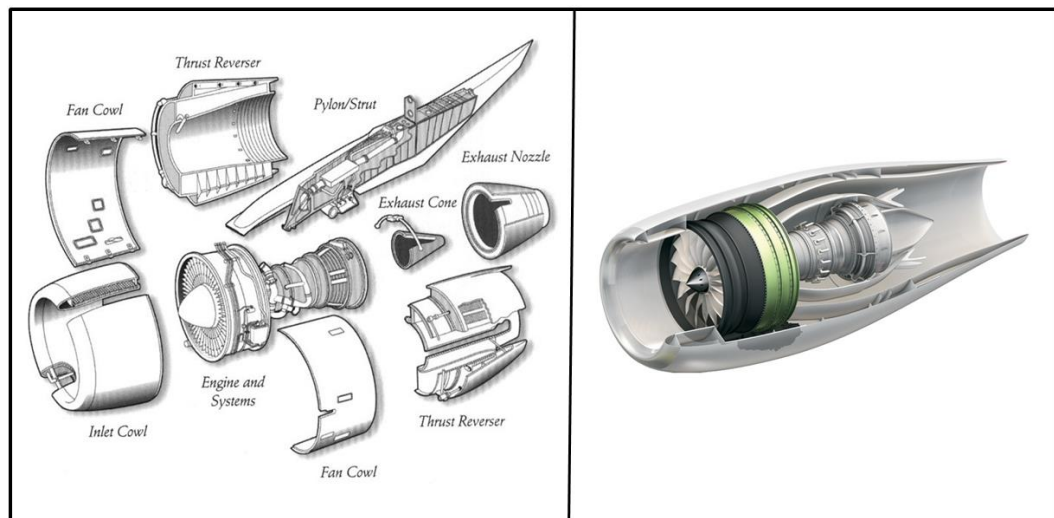


Figura 2. À esquerda, componentes de nacele. À direita, ilustração em corte de nacele instalada em motor do tipo turbofan.

O escoamento na entrada de ar de naceles exerce papel fundamental no desempenho da máquina como um todo. Em aplicações aeronáuticas, um extenso trabalho conjunto entre o fabricante do motor e da aeronave ocorre para que uma solução otimizada seja encontrada. Esta solução otimizada na maioria das vezes ocasionará uma entrada de ar

assimétrica que melhor compactue com o escoamento em condições de subida, cruzeiro e vento de través. Um exemplo real é mostrado na Figura 3.



Figura 3. Nacele não-axisimétrica com raio variável entre diferentes posições circunferenciais.

O projeto de nacele constitui uma etapa crucial no desenvolvimento de aeronaves eficientes devido às várias funções que desempenha para assegurar a não ocorrência de possíveis problemas durante a missão, descritos a seguir.

1.2 Problemas

Dentre os principais problemas relacionados a entradas de ar de motores aeronáuticos, destacam-se a formação do *inlet-vortex* e a separação do escoamento.

O *inlet-vortex*, ilustrado na Figura 4, ocorre com o motor em alta potência e velocidades baixas ou nulas, condições típicas de decolagem. Somado a isso, a existência de vento de través intensifica o fenômeno do descolamento do escoamento no lado da nacele que sofre a maior influência do vento (*windward side*).



Figura 4. Inlet Vortex sendo succionado pelo motor em alta potência.

Por outro lado, em operações que requerem velocidades maiores, caso haja o posicionamento da aeronave em alto ângulo de ataque como em subida para cruzeiro no pós-decolagem, criam-se condições de separação do escoamento, desta vez no lado inferior do lábio da nacele.

Diversos problemas surgem em decorrência destes fenômenos. Distorção do escoamento no plano do *fan* (*inlet distortion*) é um fenômeno altamente indesejável resultante da não homogeneidade do fluxo de ar separado e ocasiona perdas de pressão de estagnação e consequente menores valores de recuperação de pressão (*inlet recovery*). Dessa forma, instabilidades na operação do fan e do compressor acontecem uma vez que as lâminas enxergam ângulos de ataque locais muito maiores do que o escoamento. Isso diminui a eficiência desses componentes e acabam por diminuindo a quantidade de empuxo gerado. Além disso, possíveis regimes de ressonância das lâminas do *fan* são alcançados caso a bolha de recirculação do escoamento descolado seja extensa, reduzindo a vida por fadiga e aumentando os valores de tensão atuantes. Dessa forma, evidencia-se que entradas de ar constituem sistemas de propulsão críticos para o correto funcionamento de motores, sendo responsável tanto pela eficiência e rendimento do motor quanto pela segurança da aeronave. Um bom projeto de nacele, especificamente da entrada de ar, ocasiona ganhos de operação dos componentes que formam o motor como um todo, contribuindo para o correto funcionamento das turbomáquinas e assim para um aumento de eficiência do ciclo termodinâmico, em última instância refletido por menores consumos de combustível.

1.3 Objetivos

Exposto um panorama geral do projeto da entrada de ar de naceles aeronáuticas, apresenta-se o escopo e objetivos deste trabalho de formatura, que surgiu do envolvimento do autor em um projeto realizado durante seu estágio na Embraer em que realizou análises computacionais do escoamento em naceles. Há muito interesse por parte da indústria no desenvolvimento e aprimoramento de ferramentas computacionais que auxiliem na resolução de problemas de engenharia, uma vez que testes de túnel de vento são caros e demorados. Com o desenvolvimento e aprimoramento de recursos computacionais, grande parte do projeto de nacele atualmente é conduzido com o auxílio de simulações numéricas, caracterizando a chamada engenharia assistida por computador, ou *computer-aided engineering* (CAE). O presente trabalho de formatura apresenta uma investigação do complexo escoamento que se configura em entradas de ar de naceles em alto ângulo de ataque por meio da Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD – *Computational Fluid Dynamics*). Primeiramente, realizou-se uma avaliação quanto à capacidade e à eficiência que metodologias de simulação convencionais possuem para resolver o escoamento em entradas de ar de naceles no limite do envelope de operação, próximo a condições de *stall*. Para tanto, utilizou-se uma geometria de nacele proprietária à Embraer – Empresa Brasileira de Aeronáutica – e comparou-se os resultados obtidos com dados experimentais provenientes de ensaios de túnel de vento da referida geometria. Foram confrontados diferentes modelos de turbulência comumente usados na indústria e suas habilidades em prever o complexo escoamento que se configura em condições de alto ângulo de ataque para condições de decolagem. Uma vez escolhida uma abordagem satisfatória para simulações em CFD com base em julgamentos de engenharia, investigou-se o escoamento na entrada de ar da nacele DLR-F6, geometria amplamente investigada pela comunidade científica no âmbito do *Drag Prediction Workshop*, conjunto de seminários e *workshops* realizados pela AIAA (*American Institute of Aeronautics and Astronautics*) para predição de arrasto em corpos aerodinâmicos. Buscou-se estabelecer o envelope de operação da nacele com base em parâmetros de desempenho de uso comum na indústria aeronáutica para por fim realizar um estudo paramétrico, visando à compreensão da influência que certos parâmetros geométricos exercem sobre o escoamento e buscando uma configuração de entrada de ar,

especificamente do lábio da nacele, menos propensa à separação do escoamento em condições de alto ângulo de ataque.

2 FENOMENOLOGIA E REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Operação de aeronaves em alta potência e alto ângulo de ataque constituem, juntamente com operação sob vento de través, as principais condições em que ocorre separação do escoamento em entradas de ar de motores aeronáuticos. A operação de naceles nas fronteiras do envelope em condições de *stall* constituem escoamentos altamente complexos e transientes. Como já discutido, a separação resulta em consequências indesejadas tais como diminuição da recuperação de pressão na face do *fan* e níveis elevados de distorção do escoamento, este último responsável por aumento significativo do ruído emitido e das tensões atuantes nas lâminas, ocasionando perda de desempenho. Estes fatores em conjunto provocam consequente redução da quantidade de tração gerada pelo motor, de tal forma que mostra-se essencial o entendimento das causas do descolamento bem como um conhecimento sobre os limites de incidência angular a partir dos quais o fenômeno ocorre.

2.1 Parâmetros para Detecção de Escoamentos Separados

Diversos autores investigaram o fenômeno da separação do escoamento em naceles aeronáuticas e possuem estudos disponíveis na literatura. A precisa detecção do fenômeno em entradas de ar não é trivial, na medida que alguns parâmetros apresentam maior fundamentação matemática em descrevê-lo, enquanto outros indicam-no de forma mais qualitativa. O descolamento é definido matematicamente por meio do coeficiente de atrito superficial C_f , que torna-se zero no ponto de separação. O coeficiente de atrito superficial é definido da seguinte forma:

$$C_f = \frac{\tau_w}{\frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot U_\infty^2} \quad (2.1)$$

em que τ_w é o módulo do vetor tensão de cisalhamento, ρ_∞ é a densidade do fluido e U_∞ a velocidade do escoamento ao longe.

Uma separação bem caracterizada possui $C_f = 0$ e $dC_f/ds \neq 0$, sendo s geralmente a coordenada do lábio da nacele axial ao escoamento. Tipicamente na literatura, o valor do ângulo de separação é tido como o ângulo em que $C_f = 0$ e $dC_f/ds = 0$, o que

caracteriza a iminência da separação (*separation onset*). Este ângulo geralmente é estimado de casos que correspondam aos dois lados do *onset*.

No entanto, é difícil a monitoração de C_f em vôo. Dessa forma, o estabelecimento de uma relação entre separação e grandezas do escoamento mais facilmente monitoradas mostra-se relevante.

A distribuição da pressão estática no lábio da nacele apresenta características bem definidas em alguns casos de separação, sendo facilmente medida em vôo com uso de tubos de *pitot*. Luidens; Abbot (1976) conduziram ensaios em túnel de vento em baixas velocidades (números de Mach entre 0,08 e 0,22) para verificar o fenômeno em entradas de ar de naceles de aeronaves do tipo *STOL* (*short takeoff and landing*), utilizando a instrumentação da Figura 5.

Por meio de tomadas de pressão estáticas no lábio da nacele e de tomadas de pressão total dispostos em *rakes* na saída do difusor (coincidente ao plano do *fan*), os autores foram capazes de observar separação do escoamento ao variar positivamente o ângulo de incidência e verificar o comportamento das medidas.

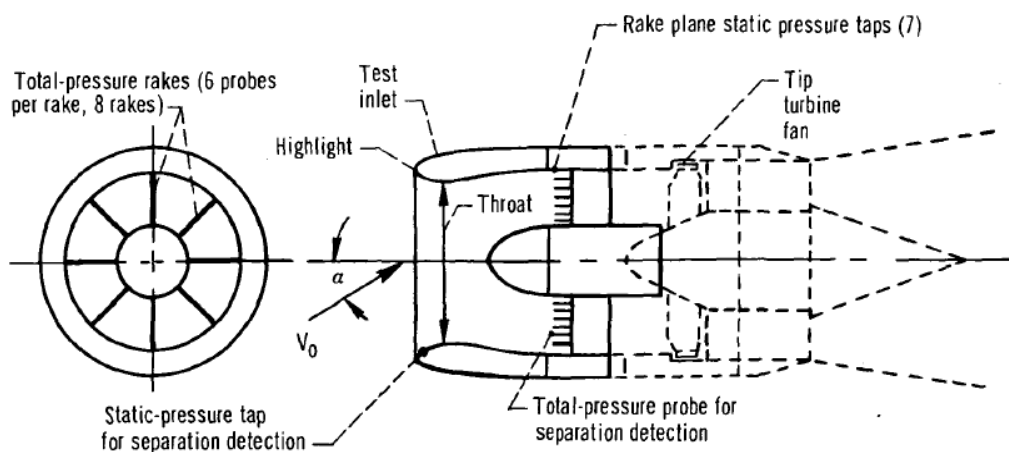


Figure 2. - Test model and instrumentation.

Figura 5. Típica instrumentação de pressão estática e total em túnel de vento subsônico (Luidens; Abbot, 1976).

O método utilizado pelos autores para detecção do ângulo de separação consistiu em monitorar uma tomada de pressão estática instalada em determinada posição no lábio interno (na instrumentação dos autores, em $x/L = 0,035$ ou $x/x_T = 0,20$, em que L

é o comprimento axial da nacele e x_T é o comprimento axial da garganta) e uma tomada de pressão total na saída do difusor (posicionada em uma altura correspondente a 0,82 da distância *hub to tip*¹), ao mesmo tempo em que o ângulo de ataque é variado. Em condições de velocidade de escoamento e vazão em massa constantes, verificou-se, para aumento gradual do ângulo, uma diminuição contínua da pressão estática no lábio da entrada de ar até o ângulo de separação, ocorrido em aproximadamente 55° no experimento dos autores, momento em que houve uma mudança do comportamento e a pressão estática na tomada de pressão analisada no lábio da nacele aumentou subitamente (Figura 6(a)). No final do difusor, a pressão total permanece praticamente constante até um certo ângulo de incidência, a partir do qual há uma ligeira queda. Esta queda associa-se ao engrossamento da camada limite. A separação é associada com a queda brusca do valor de pressão total como pode ser observado na Figura 6(b).

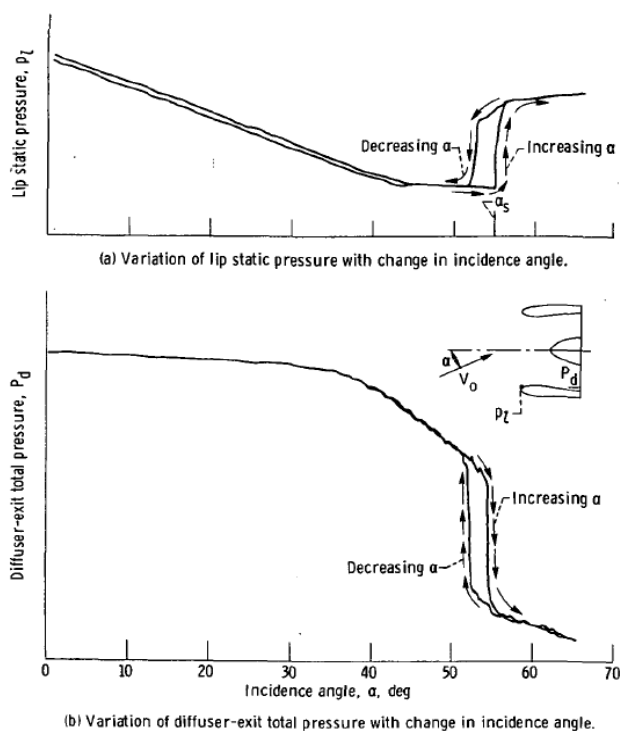


Figure 5. - Typical inlet-lip separation detection data. Free-stream velocity, constant; throat Mach number, constant.

Figura 6. Dados de túnel típicos para estudo da detecção do ângulo de separamento para condições de velocidade de escoamento constante e vazão em massa constante (Luidens; Abbot, 1976).

¹ Distância *hub to tip* corresponde à distância existente na passagem de ar entre a superfície do *spinner* e a superfície interna da nacele.

De forma similar, outra forma de evidenciar a separação mostra-se presente nos dados do estudo de Miller; Abbott (1973) registrados na Figura 7. Percebe-se que, para cada respectiva tomada de pressão estática (estação x/L , distância axial relativa ao *highlight*²), o valor da pressão diminui com aumento do ângulo de ataque. Isso significa que com o aumento da incidência o pico de sucção intensifica-se, resultando em maiores valores de Mach superficial. No ângulo de separação (40°), a pressão estática na região entre o *highlight* e a garganta aumentou (Figura 7(a)), indicando as baixas velocidades do escoamento na região descolada. Com relação à pressão total na saída do difusor, na separação há uma severa diminuição que pode alcançar alturas elevadas da passagem de ar no lado crítico (*windward side*) dependendo da intensidade e comprimento da separação, como mostrado na Figura 7(b).

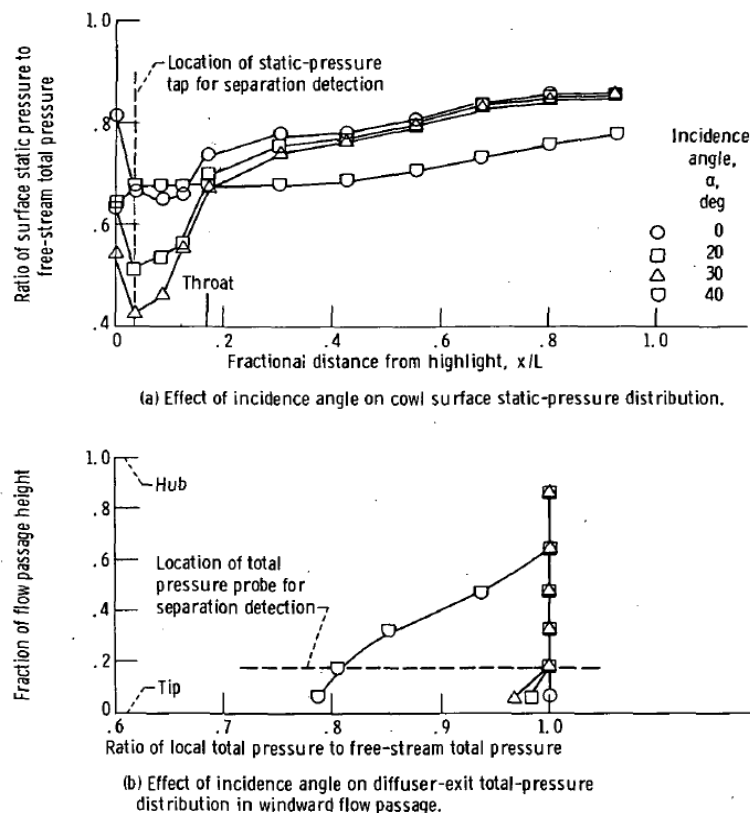


Figure 3. - Selection of lip surface static-pressure tap and diffuser-exit total-pressure probe for lip flow separation detection. Free-stream velocity, 45 meters per second.

Figura 7. Relação da separação do escoamento com variação da pressão estática no lábio da nacele e da pressão total no fim do difusor (Miller; Abbot, 1973).

² Por *highlight*, entende-se a curva sobre a qual define-se o bordo de ataque da entrada de ar da nacele.

É necessário destacar que as duas regiões, lábio e difusor/plano do *fan*, devem ser monitoradas para prever a separação total do escoamento na entrada de ar, situação de interesse e mais crítica para o funcionamento do motor. Em alguns casos, pode ocorrer apenas separação no lábio da nacele e um posterior recolamento, configurando uma pequena zona de recirculação que não estende-se até o plano do *fan*. Essa situação aumentaria a pressão estática no lábio, mas não alteraria valores de pressão total ao fim do difusor, o que caracteriza uma condição mais aceitável e menos danosa ao motor. Uma situação pior ocorreria caso houvesse apenas separação no difusor, que acarretaria em diminuição da pressão total no plano do fan, mas não alteraria a pressão estática no lábio da entrada de ar.

Na ocorrência de grandes separações, a pressão em determinadas estações axiais subitamente aumenta. Entretanto, pequenas e localizadas separações não são facilmente identificadas com a simples monitoração de valores de pressão. Outras grandezas do escoamento, mais diretas em indicar ou não a possibilidade de ocorrência do descolamento, mostram-se necessárias para aplicação prática. Parâmetros como o número de Mach superficial e coeficientes de distorção do escoamento são bons indicadores e são amplamente utilizados pela indústria como critério de projeto.

Boles; Luidens; Stockman (1978) conduziram extensas investigações experimentais sobre a separação do escoamento em entradas de ar de naceles e sugeriram que dois os mecanismo induzem o fenômeno. Casos em que o motor opera em máxima potência e com elevados valores de vazão teriam o escoamento limitado pelo valor de pico do número de Mach, ao passo que, no caso oposto, em que o motor opera em baixa potência e exige pouca vazão mássica, o escoamento seria limitado pela difusão. Os gráficos da Figura 8 mostram dados experimentais de naceles do tipo STOL (*short takeoff and landing*). Cada ponto corresponde ao valor da grandeza imediatamente na iminência da separação, traçados em função da razão entre o número de Mach da garganta e o número de Mach da corrente livre ao longe, M_t/M_0 .

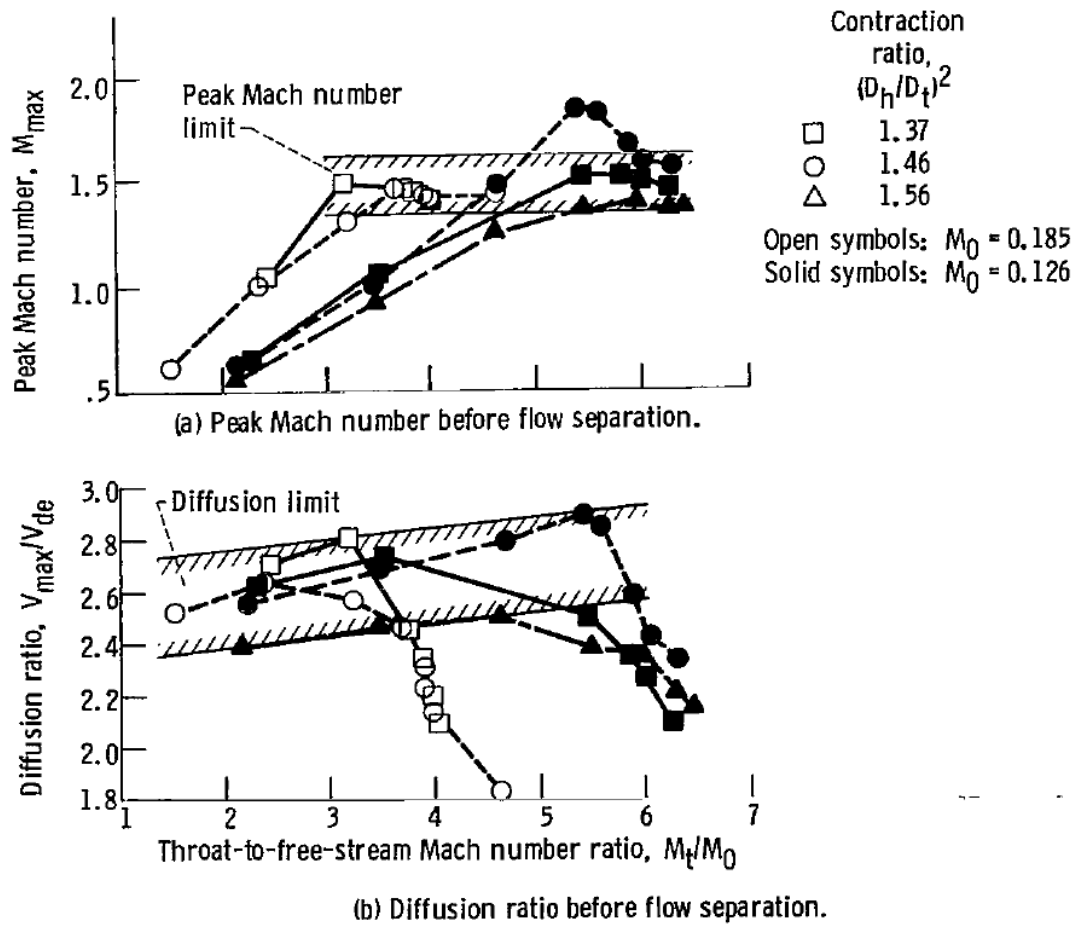


Figure 4. - Experimental separation data for STOL inlets (from ref. 9).

Figura 8. Dados experimentais de separação em naceles do tipo STOL (Boles; Luidens; Stockman, 1978).

Na Figura 8(a), valores máximos de número de Mach superficial aumentam com M_t/M_0 até um limite a partir do qual o escoamento separa, limite este que configura uma banda de 1,4 a 1,6. Elevados valores de número de Mach da garganta decorrem de elevados valores de vazão mássica, típicos de operação em alta potência. Escoamentos que se configuram dentro deste limite apresentam uma interação entre choque e camada limite de tamanha intensidade que a camada limite descola. Dessa forma, diz-se que o escoamento colado (*separation-free flow*) em casos de alta potência motora é limitado pelo valor de pico do número de Mach superficial. O Mach superficial, ou Mach isentrópico, é calculado por meio de uma transformação isentrópica de acordo com a equação (2.2):

$$M_{isen} = \sqrt{\left(\left(\frac{PI0}{p} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \cdot \frac{2}{\gamma-1}} \quad (2.2)$$

em que $PI0$ é a pressão total da corrente livre ao longe, p é a pressão estática local e $\gamma = 1,4$ é razão de calores específicos do ar.

Pontos fora dessa banda, por sua vez, apresentam separação induzida pela difusão, ou gradiente adverso de pressão. Diferentemente do caso de alta potência, em baixa potência o motor exige menores valores de vazão, o que implica menores valores de número de Mach da garganta. Os limites de difusão neste caso apresentam-se numa bande de valores entre 2,4 e 2,9 como mostrado pela Figura 8(b). Isso significa que a camada limite do escoamento não resiste ao gradiente adverso de pressão sob a qual está submetida e colapsa antes que o número de Mach superficial chegue ao limite anteriormente descrito. Assim, diz-se que o escoamento colado, neste caso, é limitado pela razão de difusão (ou, analogamente, pelo gradiente adverso de pressão).

Coeficientes de distorção do escoamento por sua vez são parâmetros industriais importantes, pois medem a qualidade do fluxo de ar direcionado ao motor e seu impacto, sendo portanto diretamente relacionado ao desempenho do ciclo termodinâmico. Fabricantes como GE e Pratt & Whitney definem limites de distorção para o correto funcionamento de seus motores, que devem operar de acordo com exigências certificatórias estipuladas por agências reguladoras da aviação civil, como a norte-americana FAA – *Federal Aviation Agency*. O DC60 é um parâmetro usado pela Rolls-Royce que foi utilizado ao longo do trabalho para avaliação da distorção por questões de consistência com dados do ensaio de túnel analisados. É calculado por meio da equação (2.3):

$$DC60 = \frac{\min_n \bar{p}_{t,60} - \bar{p}_t}{\bar{p}_d} \quad (2.3)$$

em que calcula-se a pressão total em setores circulares de 60 e subtrai-se da pressão total média no plano do *fan*, e dimensionaliza-se o valor obtido pela pressão dinâmica do escoamento ao longe.

A Rolls-Royce define o valor de $DC60 = -0,07$ como uma fronteira entre operação de *fan* livre de separação, de tal forma que $DC60 < -0,07$ indica grandes separações, que estendem-se para além do plano do *fan*, ao passo que $DC60 > -0,07$ indica pequenas e localizadas separações, que provavelmente recolam antes do escoamento chegar ao *fan*. O valor de $DC60 = -0,07$ dessa forma pode ser usado para certificação de motores e também para definição de envelopes de operação em que a aeronave atua ocasionando pequenas distorções ao escoamento.

3 CFD – COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS

3.1 Equações Governantes

São apresentadas nesta seção as equações matemáticas que modelam o escoamento de fluidos viscosos compressíveis monofásicos em um volume de controle infinitesimal sob hipótese de meio contínuo.

Sendo ρ a massa específica do fluido, \mathbf{v} o vetor de velocidades que atravessa o volume de controle e E a energia total, as equações da continuidade (conservação da massa), Navier-Stokes (momento) e energia podem ser escritas na forma conservativa como:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0 \quad (3.1)$$

$$\frac{\partial \rho \mathbf{v}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) = -\nabla p + \mu \nabla^2 \mathbf{v} + \frac{\mu}{3} \nabla (\nabla \cdot \mathbf{v}) + \mathbf{f} \quad (3.2)$$

$$\rho \frac{\partial E}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} E) = -\nabla \cdot \mathbf{q} - \nabla \cdot (\boldsymbol{\sigma} \cdot \mathbf{v}) + \mathbf{f} \cdot \mathbf{v} + Q_w \quad (3.3)$$

em que $\boldsymbol{\sigma} = p\mathbf{I} - \boldsymbol{\tau}$ é o tensor das tensões, onde $p\mathbf{I}$ e $\boldsymbol{\tau} = \mu \left(\nabla \mathbf{v} + \frac{1}{3} (\nabla \cdot \mathbf{v}) \right)$ são respectivamente a parcela isotrópica devido ao carregamento hidrostático e a parcela deviatórica devido à viscosidade do fluido. O vetor \mathbf{f} constitui forças de campo, \mathbf{q} é o vetor de fluxo de calor e Q_w é um termo fonte de energia térmica por unidade de volume.

Existem 9 incógnitas ($\rho, u, v, w, p, E, q_x, q_y, q_z$) e 5 equações, sendo necessário o uso de equações suplementares. São utilizadas a equação de estado e a Lei de Fourier:

$$p = \rho RT \quad (3.4)$$

$$\mathbf{q} = -k \nabla T \quad (3.5)$$

em que R é a constante do gás, T é a temperatura e k é sua condutividade térmica.

3.2 Modelagem de Turbulência

A extensa maioria das aplicações industriais em que recorre-se a simulações em CFD para projeto ou análise lida com escoamentos turbulentos. A turbulência é descrita pelas equações de Navier-Stokes (NS) transientes e todas as escalas podem ser resolvidas numericamente sem modelagem, técnica conhecida por DNS – *Direct Numerical Simulation*. O custo computacional envolvido, entretanto, é enorme, sendo proporcional ao número de Reynolds.

A abordagem mais amplamente usada pela indústria consiste nas equações RANS (*Reynolds Averaged Navier-Stokes*), a média temporal das equações da dinâmica dos fluidos. Todas as escalas de turbulência são modeladas e nenhuma efetivamente resolvida, ao contrário de outra abordagem existente para simulação de escoamentos turbulentos: SRS (*Scale Resolving Simulations*), em que as maiores escalas de turbulência são resolvidas e as menores escalas (menores do que os tamanhos dos elementos de malha) são modeladas. O modelo LES – *Large Eddy Simulation* – inclui-se nessa categoria.

A abordagem utilizada neste trabalho de conclusão de curso consiste em RANS.

3.3 O Método dos Volumes Finitos e a Resolução das Equações Diferenciais

O Método dos Volumes Finitos consiste na discretização espacial do domínio em pequenos volumes de controle sobre os quais as equações governantes em sua forma conservativa são integradas na forma:

$$\int_{VC} \frac{\partial \rho \phi}{\partial t} dV + \int_{VC} \nabla \cdot (\rho \phi \mathbf{v}) dV = \int_{VC} \nabla \cdot (\Gamma \nabla \phi) dV + \int_{VC} S_\phi dV \quad (3.6)$$

sendo ϕ um escalar qualquer.

O Teorema de Gauss pode ser utilizado para converter algumas integrais de volume em integrais de superfície, de tal forma que a equação pode ser reescrita como:

$$\int_{VC} \frac{\partial \rho \phi}{\partial t} dV + \oint_A \rho \phi \mathbf{v} \cdot d\vec{A} = \oint_A \Gamma \nabla \phi \cdot d\vec{A} + \int_{VC} S_\phi dV \quad (3.7)$$

Esta equação é aplicada em cada volume de controle, ou célula, do domínio computacional cuja forma bidimensional típica é ilustrada na Figura 1 Figura 9.

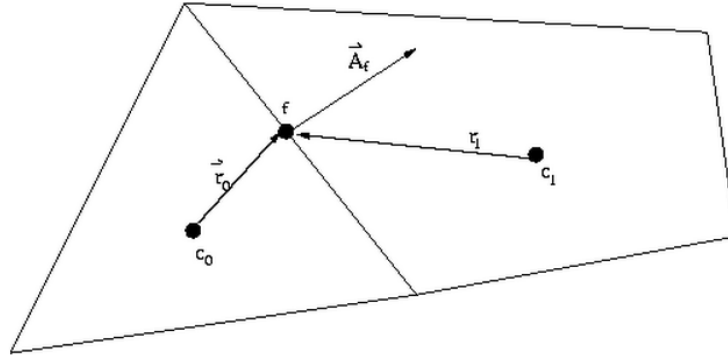


Figura 9. Volume de controle (célula) típico sobre a qual as equações de transporte são discretizadas.

A discretização da equação na célula fornece:

$$\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} V + \sum_f^{N \text{ faces}} \rho_f \phi_f \mathbf{v}_f \cdot \vec{A}_f = \sum_f^{N \text{ faces}} \Gamma_f \nabla \phi_f \cdot \vec{A}_f + S_\phi V \quad (3.8)$$

em que $N \text{ faces}$ é o número de faces da célula, ϕ_f é o valor de ϕ que sofre convecção através da face f , $\rho_f \mathbf{v}_f \cdot \vec{A}_f$ é o fluxo mássico através da face, \vec{A}_f é a área da face, $\nabla \phi_f$ é o gradiente de ϕ na face e V é o volume da célula.

A discretização da derivada temporal é feita com base no esquema *backward differences* de primeira ordem:

$$\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} = \frac{\rho^{n+1} \phi^{n+1} - \rho^n \phi^n}{\Delta t} \quad (3.9)$$

em que Δt é o intervalo temporal.

O algoritmo utilizado é denominado *Density-Based*, que discretiza e resolve as equações da continuidade, momento e energia simultaneamente (isto é, acopladas) em cada célula. Equações governantes adicionais como os escalares de turbulência são resolvidos em sequência e de forma segregada, ou seja, separada do conjunto acoplado. Devido à não-linearidade e acoplamento das equações, diversas iterações devem ser realizadas para que a solução convirja. Cada iteração consiste nos passos descritos na Figura 10:

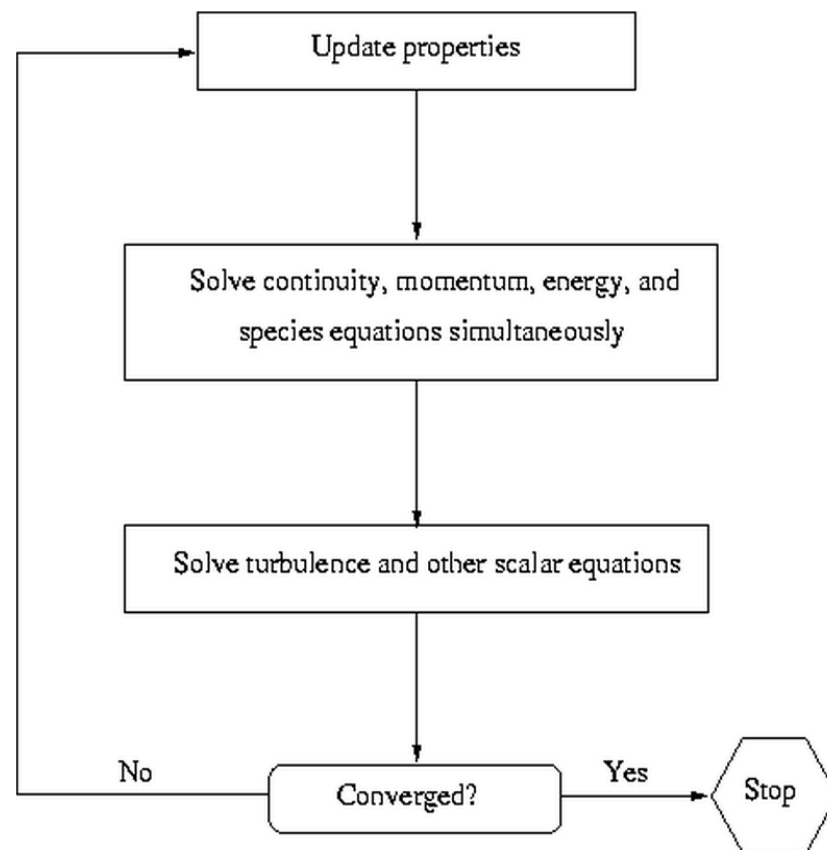


Figura 10. Esquema do algoritmo de solução *Density-Based*.

4 VALIDAÇÃO DA METODOLOGIA NUMÉRICA

A validação de metodologias e de códigos de CFD é a principal forma de assegurar precisão, fidelidade e confiabilidade de simulações computacionais.

Principalmente em função da necessidade do uso de modelos de turbulência, a solução numérica nunca será igual à solução analítica das equações. A etapa da validação é importante para avaliar o quão próxima a solução numérica é da real, e, com base em critérios de engenharia, é necessário julgar se a aproximação é satisfatória ou não para o uso de simulações computacionais como ferramenta de projeto e análise de problemas industriais.

Diversas grandes empresas de engenharia possuem seus próprios códigos de CFD desenvolvidos *in-house*, o que confere à etapa de validação ainda mais importância. Códigos não comerciais são mais flexíveis e podem ser ajustados, em especial os parâmetros dos modelos de turbulência, para que suas simulações produzam resultados mais próximos de resultados de ensaios experimentais. Códigos comerciais não possibilitam tamanha flexibilidade, apesar de alguns permitirem a alteração de, por exemplo, parâmetros de sub-relaxação para facilitação de convergência numérica e de alguns parâmetros relativos aos modelos de turbulência.

Esta seção compara resultados de simulações em CFD do escoamento em entradas de ar de naceles de aeronaves subsônicas em ângulo de ataque elevado com medições realizadas em túnel de vento. Os resultados apresentados aqui foram extraídos do trabalho ([1]) feito pelo autor durante seu estágio na Embraer – Empresa Brasileira de Aeronáutica. Para evitar divulgação de informação proprietária, os dados referentes aos ensaios de túnel foram trabalhados para possibilidade de divulgação externa.

As simulações numéricas foram realizadas utilizando o código comercial CFD++ da *Metacomp Technologies, Inc.* Distribuições de pressão estática no lábio inferior da nacele foram comparadas e analisadas, buscando-se estabelecer maior entendimento sobre a topologia e o padrão da separação do escoamento que ocorre em entradas de ar. De um ponto de vista industrial, características do estado do escoamento podem ser analisadas por meio de parâmetros de medição mais globais, como é o caso do coeficiente de distorção DC60 e do valor de pico do número de Mach, que também foram investigados numericamente. Três modelos de turbulência comumente

utilizados em simulações RANS de escoamentos aeronáuticos foram comparados para avaliar a relativa acurácia em resolver escoamentos separados: o κ -epsilon Realizável (Rke), a versão aprimorada (com correção de curvatura e inclusão de relação constitutiva quadrática, QCR) do modelo Spalart-Allmaras (SAcc) e o κ - ω SST de Menter.

4.1 Configuração Experimental

Uma nacele *long-duct* em escala reduzida proprietária à Embraer foi ensaiada em túnel de vento para determinação do seu envelope de operação em alto ângulo de ataque em condições próximas a *stall*, em configuração similar à mostrada na Figura 11.

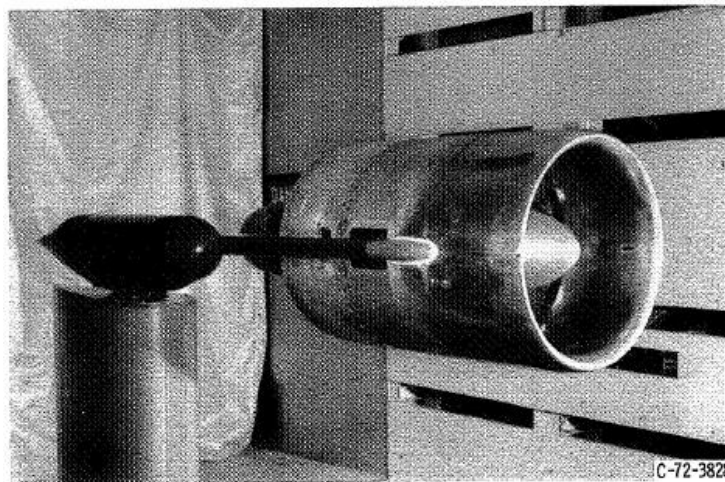


Figura 11. Configuração típica de ensaio em túnel de vento de nacele em ângulo de ataque (Wesoky et al, 1974).

A nacele foi acoplada a um canal de sucção (ejetor) de tal forma que condições reais de decolagem – máxima tração e elevados valores de vazão em massa (*rolling takeoff*) – puderam ser impostas. Diferentes números de Mach do escoamento foram ensaiados, sendo que valores no entorno de $Ma = 0,3$ são de interesse para a investigação apresentada neste trabalho. Sob estas condições de escoamento e com vazão mássica $\dot{m} \cong 2 \text{ kg/s}$ imposta no duto de sucção, o número de Reynolds baseado no diâmetro D_H do highlight da nacele é de aproximadamente $Re_D \cong 2 \cdot 10^5$. Este valor é relativamente baixo se comparado a condições reais de decolagem, entretanto prévios

estudos [1] indicam pequena sensibilidade da dinâmica da separação na entrada de ar com relação ao Reynolds. O modelo da nacele incluiu a presença de *spinner*, garantindo fidelidade na representação da área da seção transversal de um motor.

A instrumentação consistiu em medidores de pressão estática distribuídos ao longo do lábio da entrada de ar em diferentes posições circunferenciais, que fornecem informações relevantes para investigar a topologia da separação e seu desenvolvimento com o aumento do ângulo de ataque. Medidores de pressão estática e total no plano do *fan* foram usados por sua vez para cálculo do coeficiente de distorção do escoamento, instalados de forma muito semelhante àquela apresentada na Figura 5.

O experimento em túnel consistiu em calcular o nível de distorção no plano do *fan* com o aumento do ângulo de ataque da nacele. A curva típica da distorção em relação ao ângulo de ataque é ilustrada na Figura 12.

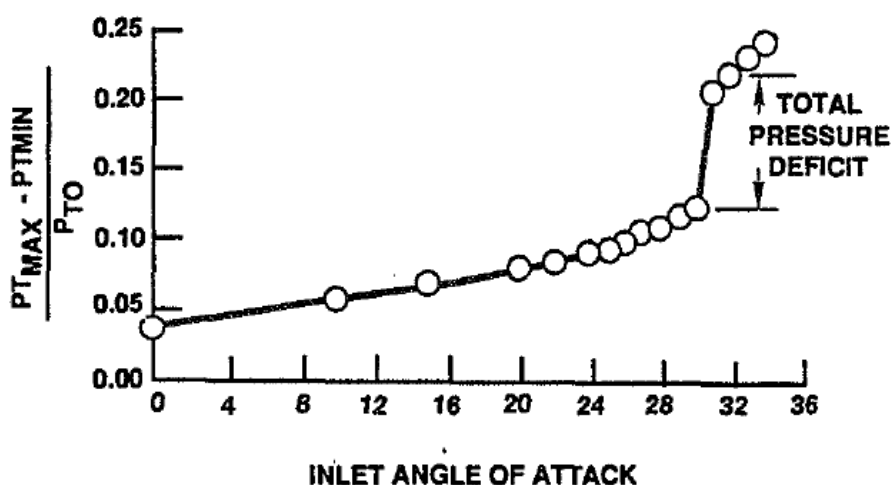


Figura 12. Forma típica da curva de distorção com relação ao ângulo de ataque (Anderson; Baust; Agrell, 2002).

4.2 Configuração Numérica

4.2.1 Configurações do Solver

As equações de Navier-Stokes em sua forma tridimensional, compressível e em regime permanente foram resolvidas pelo código comercial baseado em volumes finitos CFD++ v.14.1.1. A abordagem RANS foi escolhida em função do menor custo computacional para a indústria como justificado anteriormente.

Devido às características do fenômeno estudado, em que ocorre intenso acoplamento entre pressão e velocidade, todos os casos foram rodados utilizando o solver *Density-Based* implícito, que resolve as equações de momento, continuidade e energia de forma acoplada e simultânea, enquanto que as equações de turbulência são resolvidas de forma segregada conforme introduzido na Seção 3.3. Discretizações espaciais de segunda ordem foram utilizadas.

Três modelos de turbulência foram comparados: κ -epsilon Realizável (Rke), o κ - ω SST de Menter e a versão com correção de curvatura do modelo Spalart-Allmaras (SAcc). O número de Courant–Friedrichs–Lewy (CFL) foi gradualmente aumentado até 55 em rampas de 600 iterações.

4.2.2 Geometria, Condições de Contorno e Malha Computacional

As simulações foram configuradas com o uso de duas condições de contorno (CC). A nacele foi colocada isoladamente em um *farfield* semiesférico de tal forma que detalhes da instrumentação e do canal de sucção não foram incluídos. Em seu lugar, a geometria utilizada foi ligeiramente modificada no software de CAD (*Computer-Aided-Design*) Catia V5 para incluir uma superfície de saída (*outlet*) que desempenhe o papel da sucção do motor. Esta superfície foi deslocada axialmente para jusante a fim de não influenciar na resolução do escoamento próximo ao lábio da nacele, região investigada de interesse. É importante ressaltar que a região separada do escoamento nunca alcançou a superfície de condição de contorno, ou seja, não há fluxo reverso ou entrada de fluido no domínio através desta superfície. Somente meio modelo de nacele com uso de plano de simetria foi simulado para redução de custos computacionais uma vez que a comparação de resultados com um caso teste realizado

com o modelo completo não apresentou diferenças significativas que justifiquem o dobro do tempo necessário às simulações. Informações sobre a configuração das condições de contorno são fornecidas a seguir:

- Um domínio semiesférico foi imposto e utilizou-se *pressure-far-field*, simulando-se condições atmosféricas padrão à nível do mar. O número de Mach do escoamento foi em torno de 0,3 e o ângulo de ataque foi incrementado de 10 a 30° em intervalos definidos, usando-se a solução do caso anterior como condição inicial do próximo.
- Como condição de saída foi imposto *pressure-outlet* com pré-estabelecimento de vazão mássica. Esta condição busca, de forma iterativa, um valor de pressão na superfície de contorno que ocasione o fluxo de massa desejado.

Uma malha estruturada hexaédrica multi-blocos com aproximadamente 4 milhões de elementos foi elaborada com o emprego do código comercial ICEM 14.5, com especial cuidado em relação à camada limite. Valores de y^+ , parâmetro que revela a capacidade da malha resolver o escoamento próximo a paredes, foram menores que 1 para todos os casos rodados. Detalhes da topologia são mostradas na Figura 13.

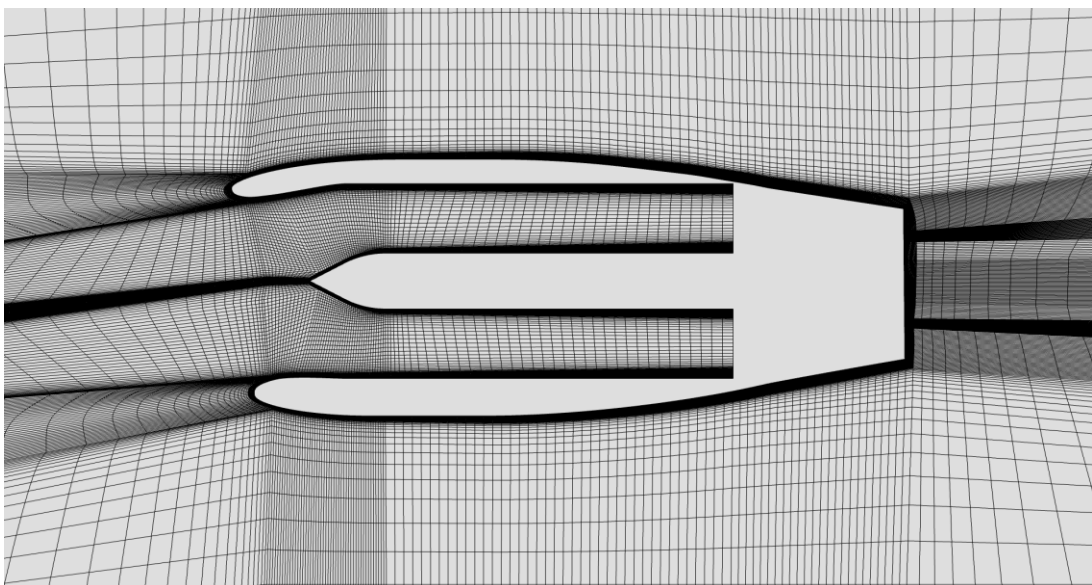


Figura 13. Topologia da malha no plano de simetria do domínio computacional.

4.3 Resultados e Análises

A fim de preservação de informação privada, valores discretos de grandezas do escoamento foram omitidos e em seu lugar traçaram-se linhas de tendência. Alguns eixos também foram omitidos, preservando-se a escala.

A avaliação dos modelos de turbulência quanto às suas capacidades em resolver o escoamento iniciou-se primeiramente com uma análise da distribuição da pressão estática no lábio da entrada de ar, que fornece informações a respeito da topologia geral do escoamento. Para manter consistência com os dados de túnel disponíveis, a pressão estática no lábio é adimensionalizada pelo valor da pressão total no *farfield*, $PI0$. O eixo horizontal consiste em posições axiais, x , normalizado pelo comprimento axial da entrada de ar, L , em que 0 refere-se ao *highlight* e 1 à saída do difusor (que coincide com o plano do *fan*). Para baixos AoA todos os modelos de turbulência investigados apresentaram resultados muito semelhantes de tal forma que as curvas praticamente se sobrepuseram. Por este motivo, estudos iniciais referentes à análises de sensibilidade e *blockage* foram conduzidas com um modelo de turbulência específico (SST), porém sem perda de generalidade. A Figura 14 mostra esta distribuição para $AoA = 0^\circ$ na posição $\theta = 180^\circ$.

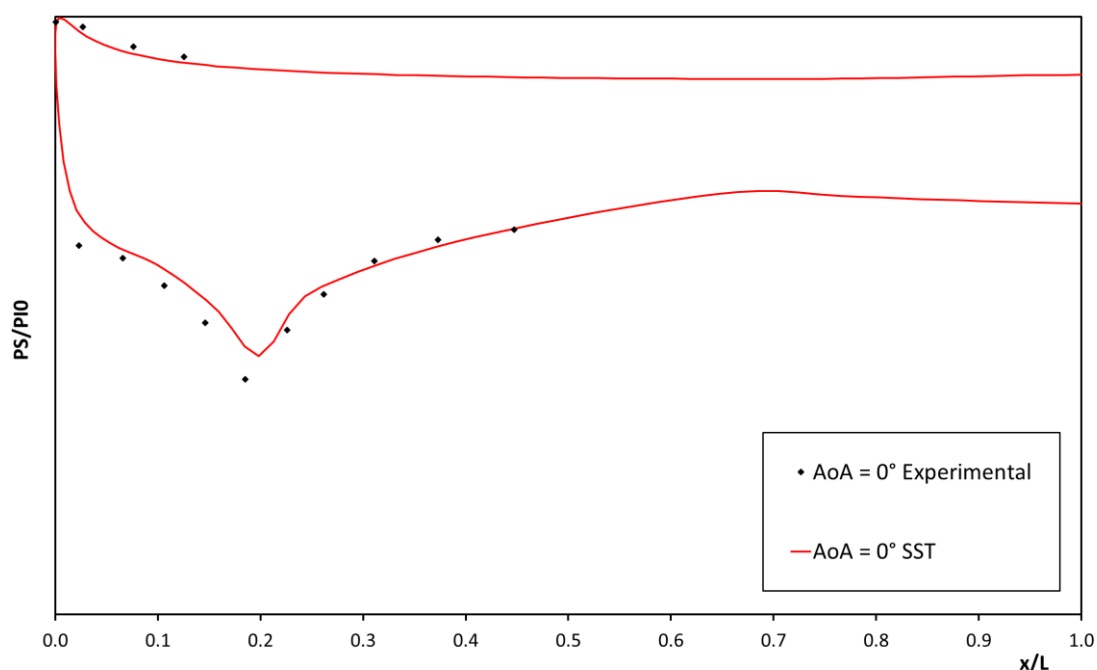


Figura 14. Distribuição da pressão estática no lábio inferior da entrada de ar para $AoA = 0^\circ$ e $\theta = 180^\circ$.

Verifica-se boa concordância entre o resultado de CFD e as medições de túnel, principalmente na região externa à nacele. Na região interna existem pequenas diferenças, principalmente com relação à intensidade do pico de sucção. Com o aumento do AoA, as rodadas de CFD continuaram a fornecer resultados em que o pico de sucção foi subestimado. Este fato justificou a condução de uma análise de sensibilidade dos resultados de CFD com relação ao valor da vazão em massa imposta na CC. A Figura 15 mostra o resultado para $AoA = 0^\circ$.

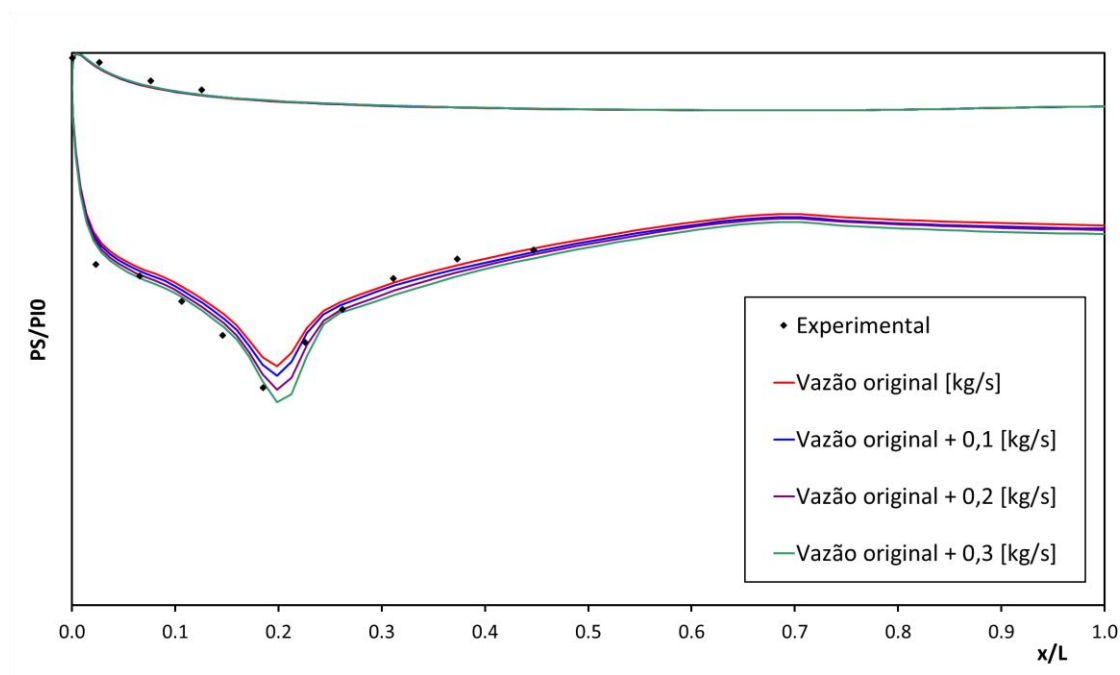


Figura 15. Análise de sensibilidade dos resultados de CFD com relação à vazão em massa imposta para $AoA = 0^\circ$ e $\theta = 180^\circ$.

A observação das curvas mostra que a configuração correspondente à vazão original + 0,2 kg/s a princípio aproxima-se mais da curva de túnel. Assim, conduziu-se um *sweep* de AoA e comparou-se a distribuição de pressão em 17° , mostrado na Figura 16.

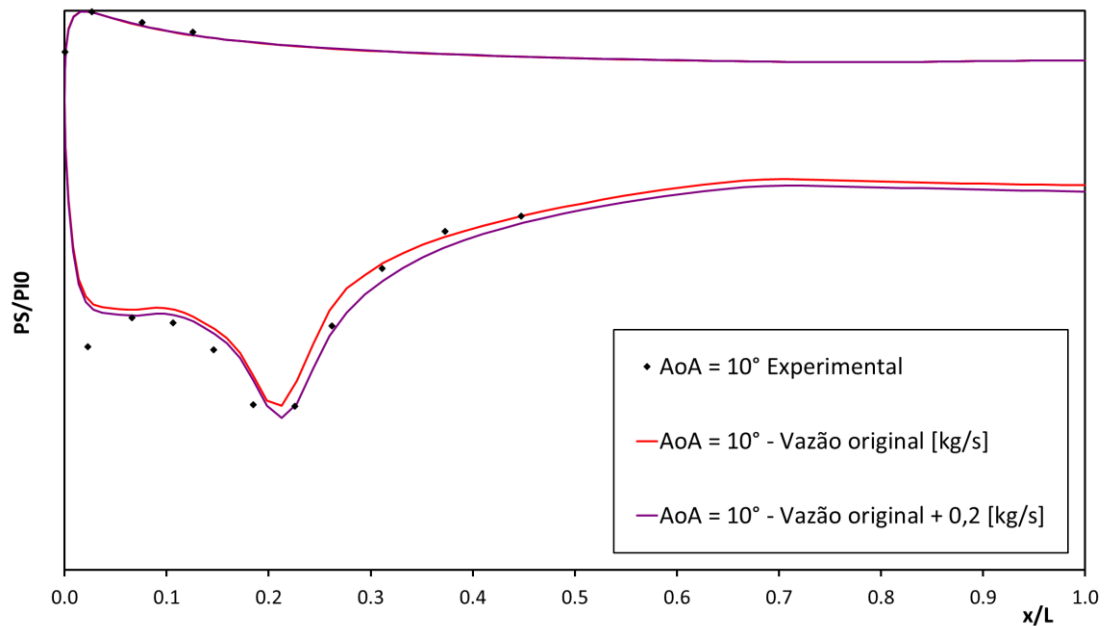


Figura 16. Comparação da distribuição de pressão entre duas vazões diferentes para $AoA = 17^\circ$ e $\theta = 180^\circ$.

Ao contrário do que seria inicialmente esperado, a maior vazão em massa não implicou maior intensidade de sucção em AoA superiores. Além disso, na última *probe* de túnel, posicionada em $x/L = 0,45$ (posição axial mais a jusante do escoamento em que tem-se medições experimentais disponíveis para comparação), verifica-se que o valor de pressão e suas tendências afastam-se mais dos dados experimentais, o que sugere que este valor de vazão (vazão original + 0,2 kg/s) afasta-se do valor de túnel.

Buscando-se eliminar suspeitas sobre eventuais inconsistências entre o ensaio em túnel e as rodadas de CFD, investigou-se a possível ocorrência de *blockage* devido às instalações e suportes do modelo de túnel que foram ausentes nas simulações em condição de voo, onde a nacele é colocada isoladamente em um *farfield*. Efeitos de *blockage* são mais intensos em testes de naceles *flow-through*, uma vez que o escoamento é imposto a jusante do modelo e pode ter seus perfis de velocidade e pressão alterados na seção de teste por efeito de Venturi. Para contornar estes efeitos, geralmente as medições são corrigidas com relação ao ângulo de ataque para que o ensaio seja consistente a condições reais de voo. A suspeita iniciou-se em função da existência de um aparente *offset* de aproximadamente $\Delta AoA = 3^\circ$ na distribuição de pressão do lábio, conforme indicado na Figura 17.

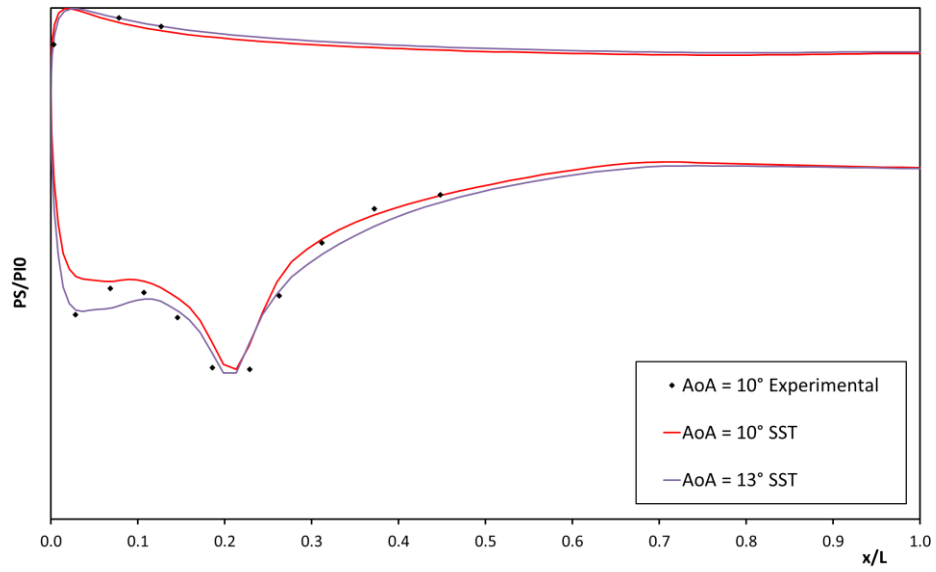


Figura 17. Distribuição da pressão no lábio em aparente efeito de *blockage* em $\theta = 10^\circ$ e $\theta = 180^\circ$ (lábio inferior).

Em caso afirmativo, as distribuições de pressão em outras posições circunferenciais no lábio da entrada de ar deveriam apresentariam o mesmo *offset*. A investigação da distribuição de pressão em $\theta = 0^\circ$, posição correspondente à porção superior do lábio da entrada de ar, coincidente ao plano de simetria, revelou os resultados mostrados na Figura 18.

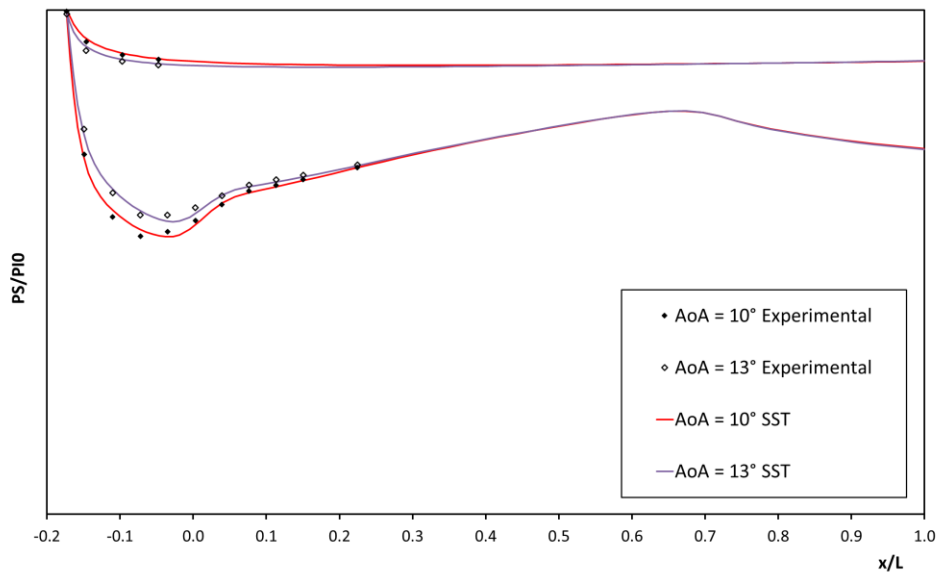


Figura 18. Distribuição da pressão no lábio em aparente efeito de *blockage* em $\theta = 10^\circ$ e $\theta = 0^\circ$ (lábio superior).

Existe ótima concordância entre os valores obtidos pelas simulações e medições nesta posição circunferencial, fato que foi tido como suficiente para eliminar as suspeitas que efeitos de *blockage* estariam presentes.

A Figura 19 compara a distribuição da pressão estática no lábio da nacele para $AoA = 10^\circ$ na posição $\theta = 180^\circ$ prevista pelos três modelos de turbulência investigados.

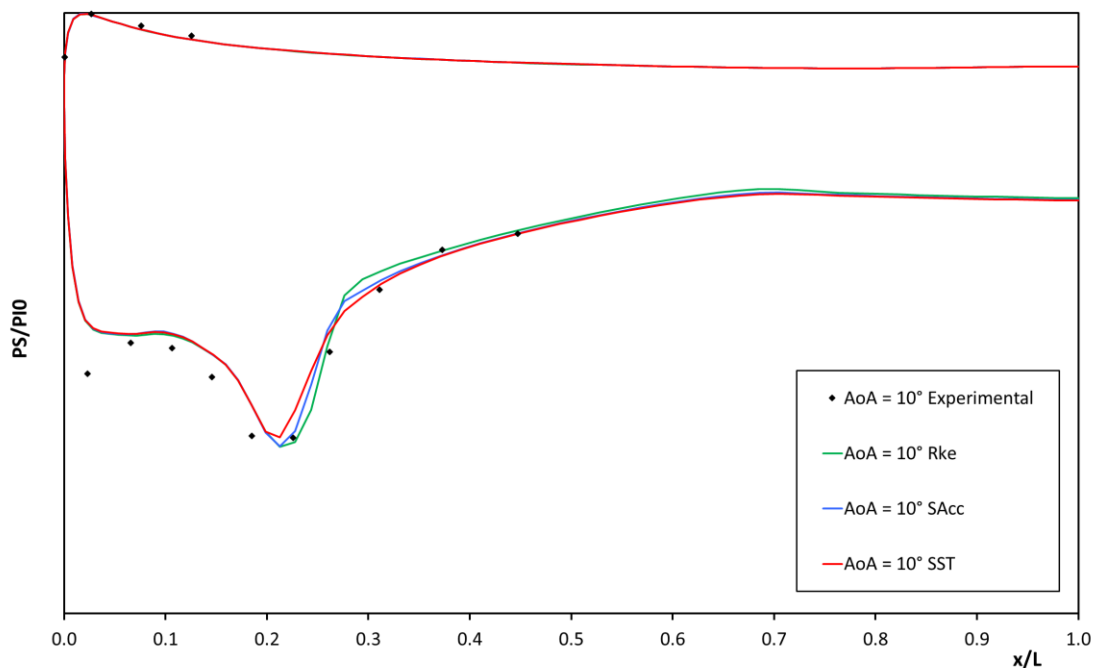


Figura 19. Distribuição da pressão estática no lábio inferior em $\theta = 180^\circ$ para $AoA = 10^\circ$.

A Figura 20 mostra os contornos de Mach isentrópico e as linhas de corrente superficiais que ocorrem em 10° , revelando o estreito formato do descolamento que é característico de separações induzidas por interação entre choque e camada limite devido a existência de zonas localmente supersônicas no lábio. A presença desta região separada já em 10° contribui para a diferença encontrada entre os resultados numéricos e as medições de túnel.

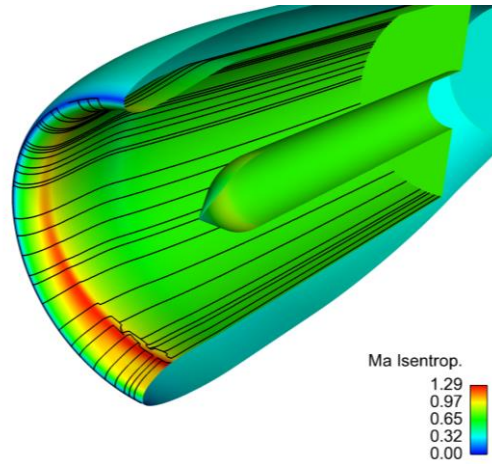


Figura 20. Contornos de Mach isentrópico e linhas de corrente superficiais em $AoA = 10^\circ$.

A Figura 21 mostra a evolução com o ângulo de ataque da distribuição de pressão no lábio na posição $\theta = 180^\circ$. A diferença entre a solução numérica e as medições é pronunciada devido ao crescimento do citado descolamento, que gradualmente avança no sentido em direção ao plano do *fan*.

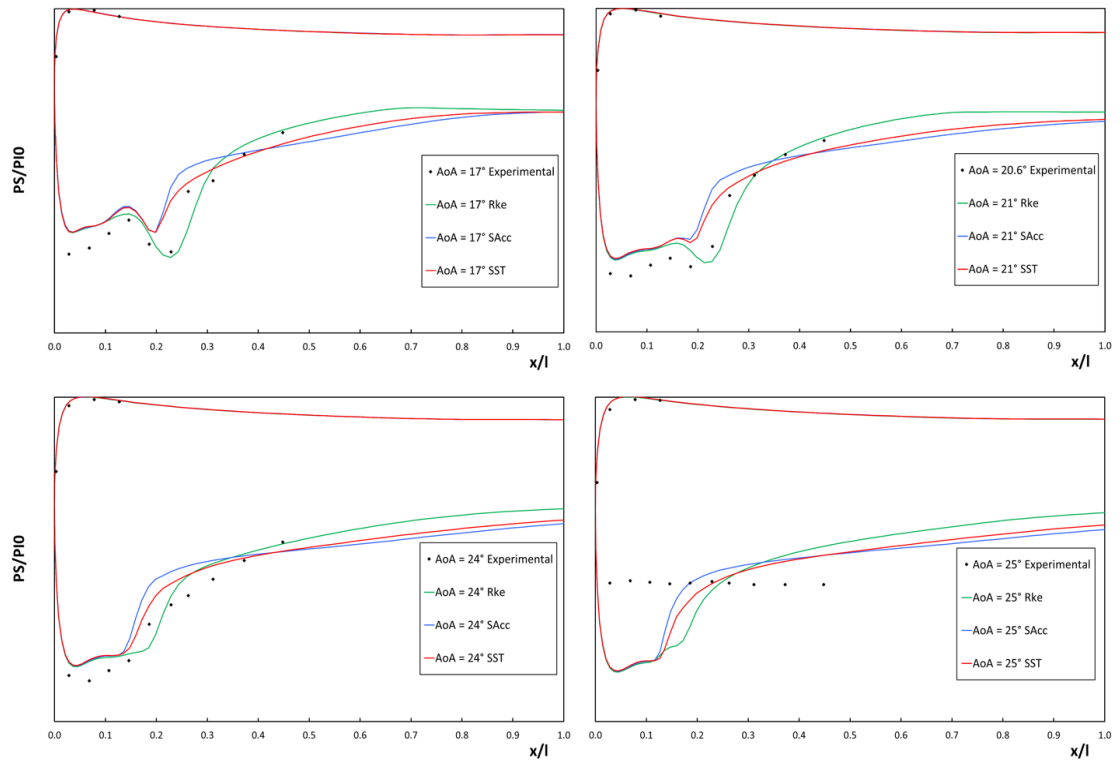


Figura 21. Distribuição da pressão estática no lábio inferior da entrada de ar para diversos AoA e $\theta = 180^\circ$.

Em 25° o escoamento em túnel colapsou, aspecto evidenciado pela forma horizontal da curva experimental de pressão estática. Este colapso de camada limite fisicamente apresenta-se como um súbito avanço da separação em direção ao *highlight* conforme ilustrado pela Figura 22.

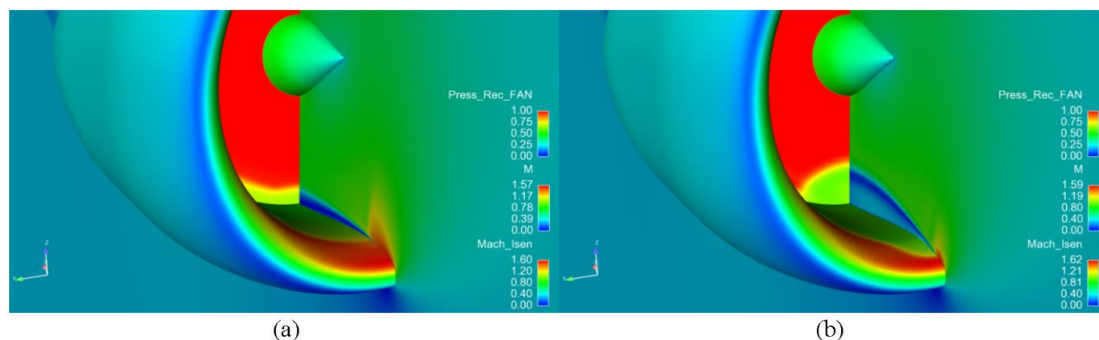


Figura 22. Colapso de camada limite e avanço da separação em direção ao *highlight*.

Este súbito avanço da separação é representado na curva do coeficiente DC60 como um grande salto no valor da distorção, aspecto evidenciado com clareza pela curva experimental mostrada na Figura 23. No gráfico são indicadas as linhas referentes aos valores de $DC60 = -0,07$.

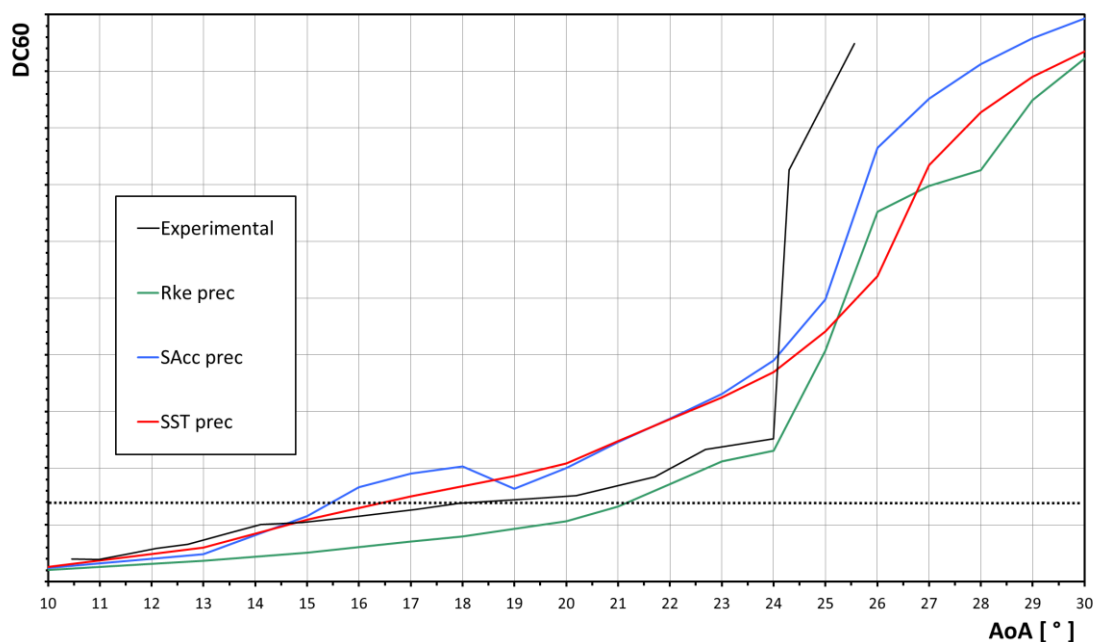


Figura 23. Comparação do coeficiente de distorção DC60 previsto pelos modelos de turbulência investigados.

A predição deste ângulo via CFD é tardia. Os modelos Rke e SAcc indicaram o colapso em 26° , enquanto o modelo SST indicou 27° . As Figuras 24 a 29 ilustram o desenvolvimento e a topologia da região separada com o aumento do AoA para os modelos de turbulência SST e Rke.

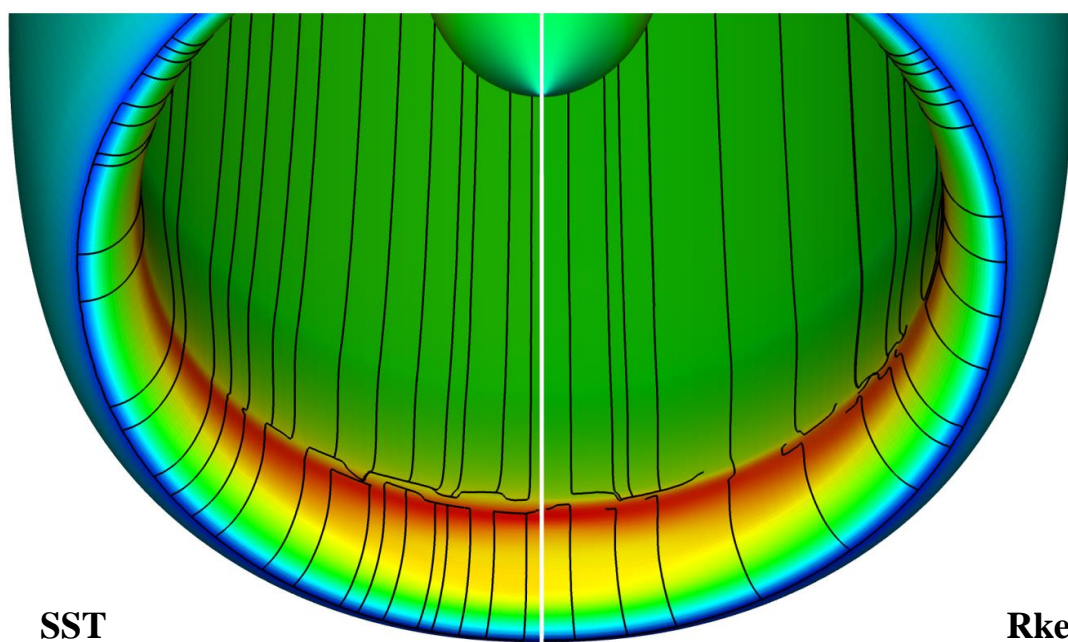


Figura 24. Comparação da separação entre os modelo SST e Rke em $\text{AoA} = 10^\circ$.

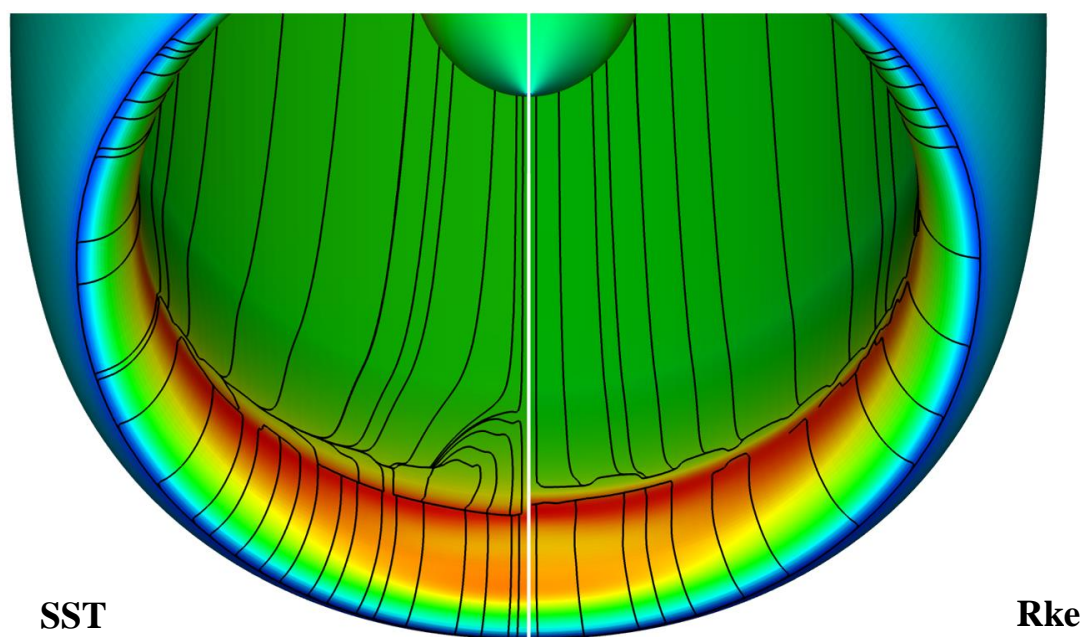


Figura 25. Comparação da separação entre os modelo SST e Rke em $\text{AoA} = 15^\circ$.

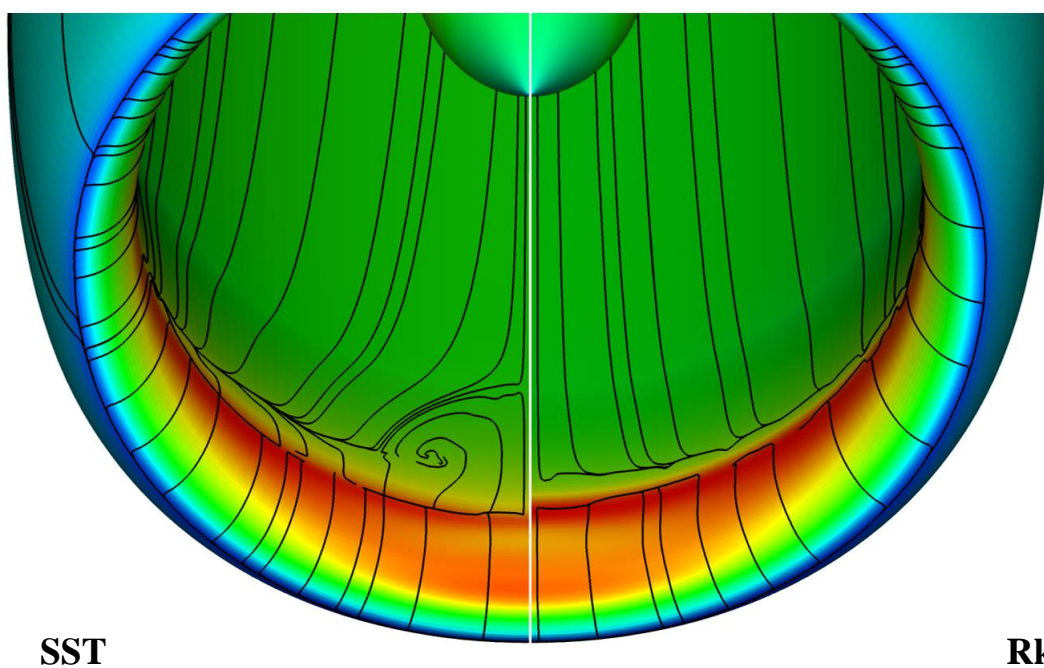


Figura 26. Comparação da separação entre os modelo SST e Rke em $AoA = 17^\circ$.

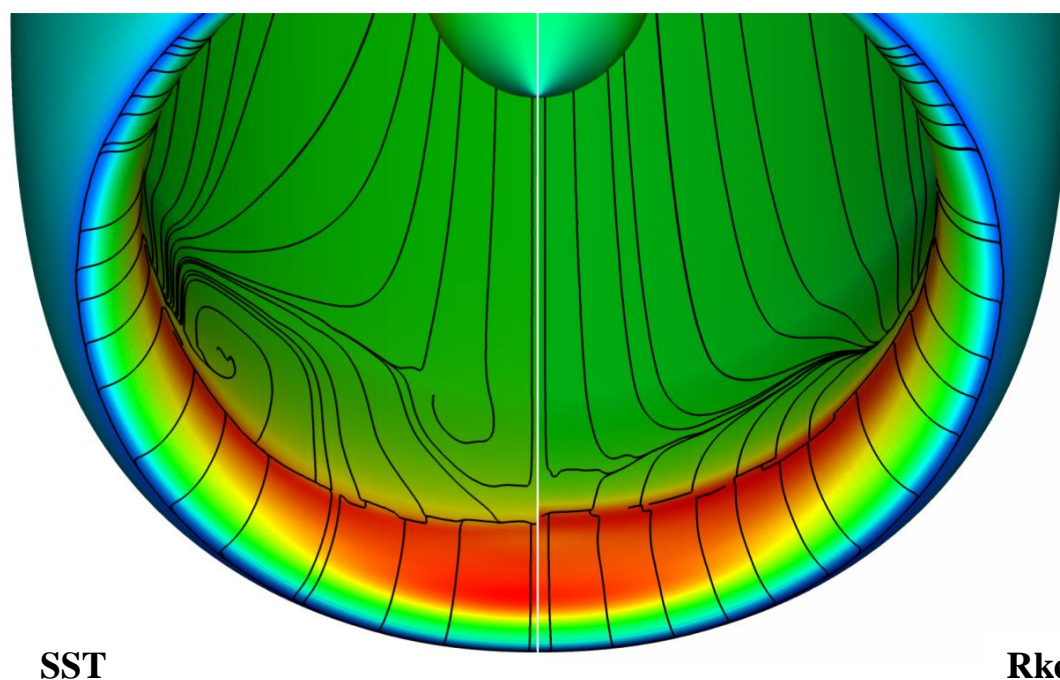


Figura 27. Comparação da separação entre os modelo SST e Rke em $AoA = 21^\circ$.

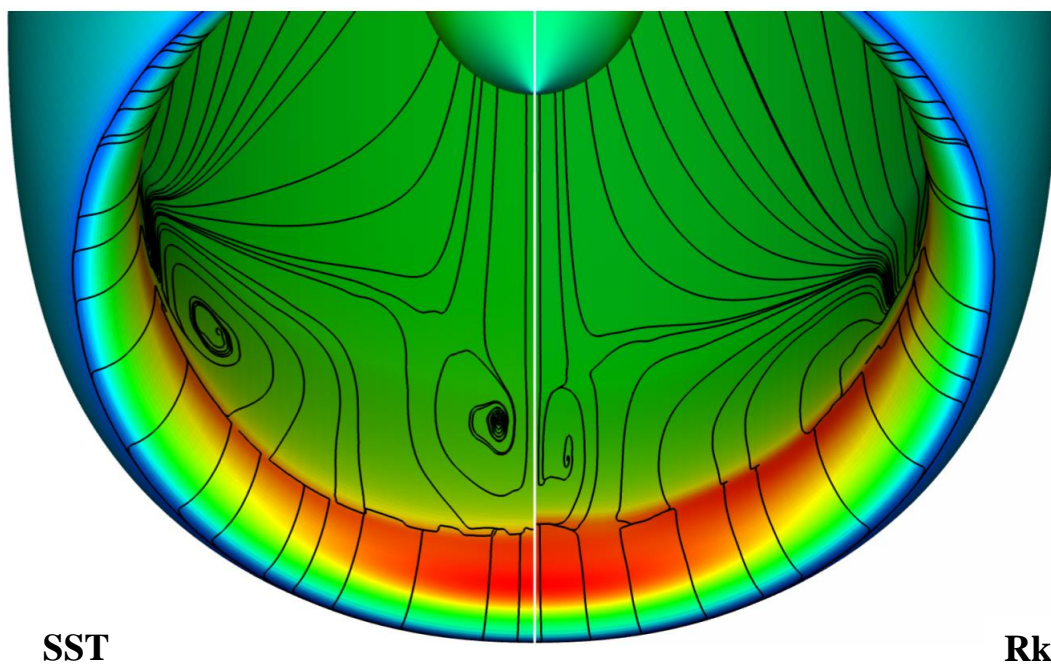


Figura 28. Comparação da separação entre os modelo SST e Rke em $AoA = 24^\circ$.

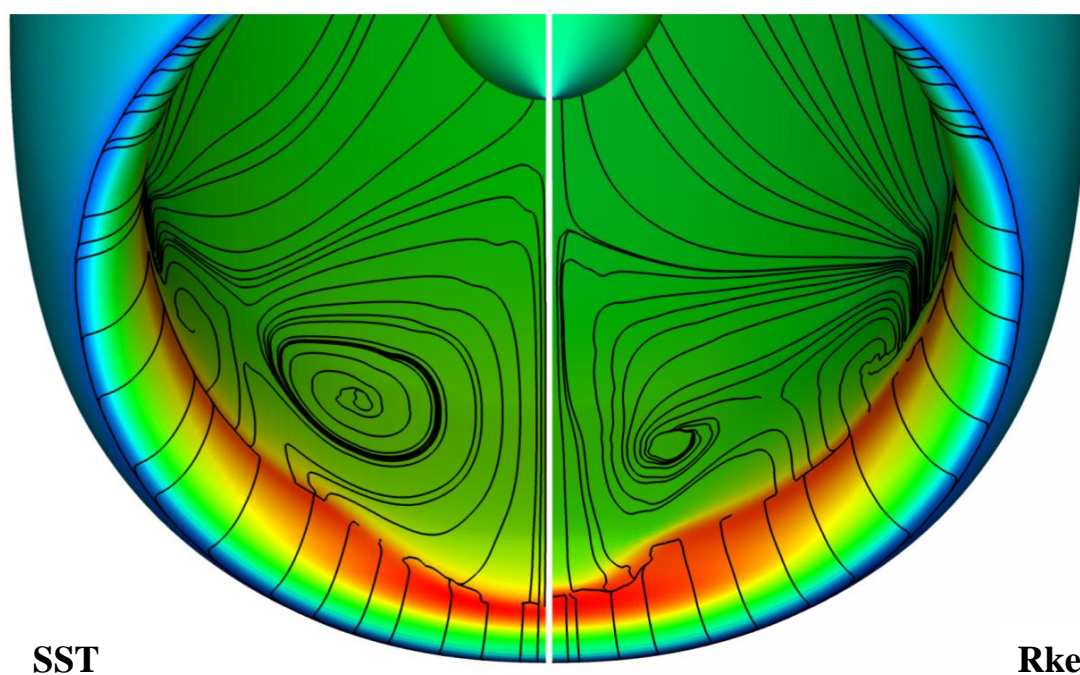


Figura 29. Comparação da separação entre os modelo SST ($AoA = 27^\circ$) e Rke ($AoA = 26^\circ$).

As rodadas de CFD exibem boa representatividade e em geral concordam bem com as medições para baixos ângulos de ataque. A intensificação da separação com o aumento do AoA contribui para que diferenças entre resultados numéricos e experimentais aumentem devido a especificidades de cada modelo de turbulência, que resolvem o fenômeno modelando diferentes parâmetros e equações para descrever as flutuações no escoamento, conforme visto nas Figuras 24 a 29, que mostram diferentes padrões da bolha de recirculação para os mesmos ângulos de ataque. Atualmente, muitos esforços têm sido realizados para desenvolver e aperfeiçoar ferramentas computacionais que tragam melhorias neste sentido. Probst et al (2013) afirmam que a hipótese de turbulência isotrópica não é consistente para *stall* de asa e de nacele, reforçando o fato que metodologias típicas de simulação em RANS com uso de modelos de turbulência de 2 equações falharão em resolver a região separada com grande fidelidade. Estudos recentes realizados pelos autores mostram que modelos baseados na tensão de Reynolds, conhecidos como *Reynolds Stress Models* (RSM), lidam melhor com estes fenômenos.

Com base nos resultados apresentados neste estudo de validação e ciente das limitações de simulações RANS, adotou-se uma metodologia com a qual o estudo paramétrico foi conduzido. Buscando-se conservadorismo, o modelo de turbulência $\kappa\text{-}\omega$ SST pré-condicionado foi adotado uma vez que, ao prever maiores níveis de distorção e, conseqüentemente, um envelope de operação mais restrito, fornece margem de segurança para o projeto preliminar de nacele conduzida via CFD. Esta metodologia portanto foi adotada para a investigação paramétrica realizada neste trabalho.

5 ESTUDO PARAMÉTRICO

Investigações experimentais a respeito dos parâmetros geométricos de entradas de ar de naceles e suas influências sobre o escoamento foram conduzidas na década de 70 por diversos autores, motivados à época pelo desenvolvimento da ora ainda crescente indústria aeronáutica. Ensaio em túnel consistiam na principal ferramenta de projeto aerodinâmico e poucos estudos acerca do problema foram realizados utilizando uma abordagem numérica, em função da pouca tecnologia existente. Atualmente, em função do rápido avanço das ferramentas computacionais, a crescente necessidade da indústria por soluções cada vez mais otimizadas em favor da diminuição do arrasto e da expansão do envelope de operação, somadas às exigências certificatórias, tornaram as simulações numéricas uma das principais ferramentas de projeto de nacele.

Esta seção aplica a metodologia numérica apresentada no estudo de validação que foi adotada de acordo com critérios considerados satisfatórios para análise de escoamentos em naceles que operam próximo a condições de *stall* para realizar o estudo paramétrico da geometria do lábio da entrada de ar, tendo como geometria de estudo uma nacele não proprietária e disponível para a comunidade científica.

Primeiramente, simulações foram conduzidas com o objetivo de determinar o desempenho e o envelope de operação da nacele original. De posse de resultados, foram realizadas alterações no formato da entrada de ar com o objetivo de melhor compreender a influência que certos parâmetros geométricos exercem sobre o escoamento.

5.1 O Projeto de Nacele - Parâmetros Geométricos

Recentes estudos numéricos a respeito de desempenho de naceles de aeronaves comerciais têm sido publicados na comunidade científica. Colin et al (2007), interessados em prever desempenho de nacele em condições de vento de través, avaliaram a eficiência com que diversos modelos de turbulência lidam com o problema. Trapp (2012) conduziu extensa investigação numérica sobre a dinâmica envolvida na separação do escoamento também em condições de vento de través e chegou à conclusão que dois parâmetros exercem grande influência: o *contraction-ratio* e a razão de elipse. O *contraction-ratio* é definido pela equação (5.1):

$$CR = \left(\frac{D_H}{D_T} \right)^2 \quad (5.1)$$

em que D_H é o diâmetro do *highlight* e D_T é o diâmetro da garganta.

A razão de elipse por sua vez é definida como a razão entre o comprimento do semi-eixo maior (axial à linha de centro da nacele), a , e o comprimento do semi-eixo menor (perpendicular à linha de centro), b , da elipse que constitui a forma do lábio, de tal forma que:

$$\text{Razão de elipse} = \frac{a}{b} \quad (5.2)$$

A Figura 30(a) mostra a localização dos parâmetros geométricos na entrada de ar de naceles, ao passo que a Figura 30(b) fornece detalhes dos parâmetros do lábio.

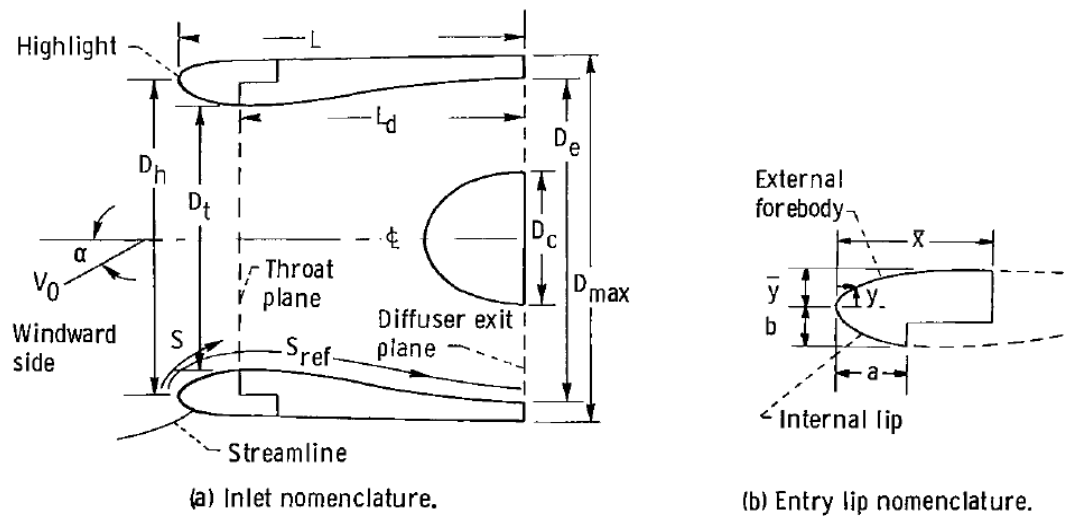


Figura 30. Parâmetros geométricos para o projeto de entradas de ar de naceles aeronáuticas (Chou; Luidens; Stockman, 1977).

5.2 Apresentação das Geometrias de Estudo

A presente investigação foi feita com base em uma versão modificada da nacele DLR-F6 (DLR, 2003), nacele de túnel de vento utilizada pela comunidade científica nos *Drag Prediction Workshops* da AIAA. Originalmente uma nacele *flow-through*

(simplesmente permite o escoamento passar através, escoamento este imposto a montante pelo túnel, ao contrário das denominadas *powered*, que são conectadas a um canal de sucção que impõe a vazão, simulando o efeito do motor), foi ligeiramente alterada de forma a ser axisimétrica, e foram adicionadas superfícies de condições de contorno de saída para auxiliar nas simulações. Além disso, foi incorporado um *spinner* à nacele para melhor representar a área da seção transversal de um motor real, conforme mostra a Figura 31. Para evitar confusões com as diferentes naceles criadas no decorrer do estudo paramétrico, a nacele DLR-F6 será referenciada daqui em diante neste trabalho como DLR-F6 *Baseline*.

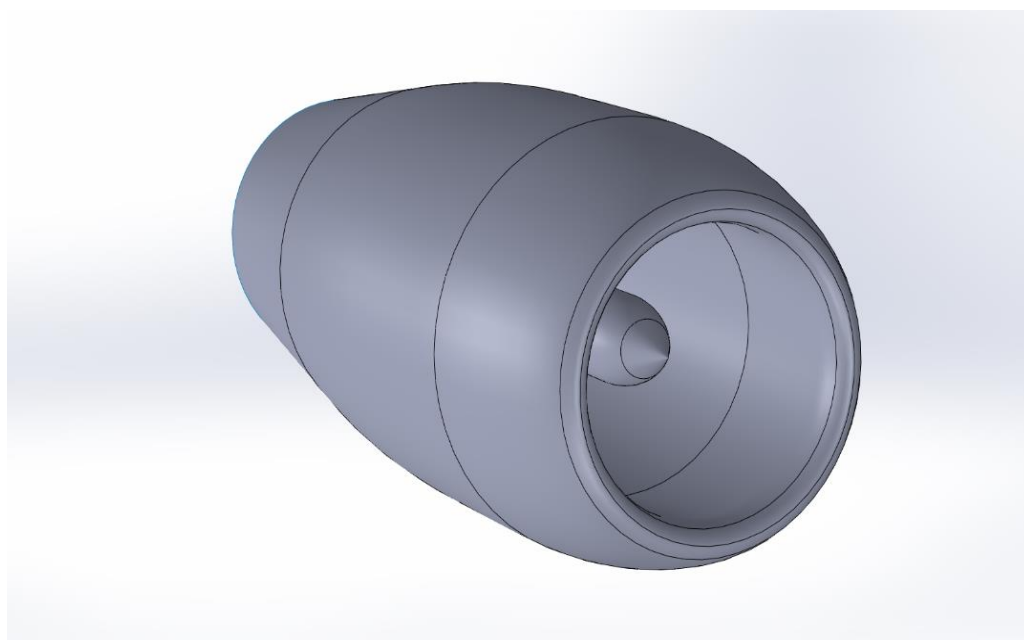


Figura 31. Nacele DLR-F6 *Baseline* com inclusão de *spinner*.

Dimensões gerais da nacele são indicadas na Tabela 1.

Tabela 1. Dimensões físicas da nacele DLR-F6 *Baseline*.

Característica	Dimensão [mm]
Diâmetro do <i>highlight</i>	159,7
Diâmetro da garganta	143,3
Diâmetro do <i>fan</i> (saída do difusor)	159,0
Diâmetro do bocal de exaustão	149,1

Comprimento da nacele	521,8
Diâmetro do <i>spinner</i>	45,4
Ângulo do <i>spinner</i>	57°
Distância axial da ponta do <i>spinner</i> ao <i>highlight</i>	58,4

Duas geometrias foram criadas modificando-se o lábio da entrada de ar da nacele DLR-F6 *Baseline*. O primeiro caso investigado consistiu na alteração do *contraction-ratio* original de 1,24 para 1,3, e mantendo-se a razão de elipse. No segundo caso, alterou-se a razão de elipse original de 2,16 para 2,5, mantendo-se o *contraction-ratio* original. A Tabela 2 apresenta as denominações e valores dos parâmetros do lábio para as 3 naceles analisadas.

Tabela 2. Denominação e parâmetros das naceles modificadas.

Geometria	Contraction-ratio	Razão de elipse
DLR-F6 <i>Baseline</i>	1,24	2,16
DLR-F6-P1	1,30	2,16
DLR-F6-P2	1,24	2,50

A Figura 32 mostra os perfis das entradas de ar modificadas em comparação com a forma *baseline*.

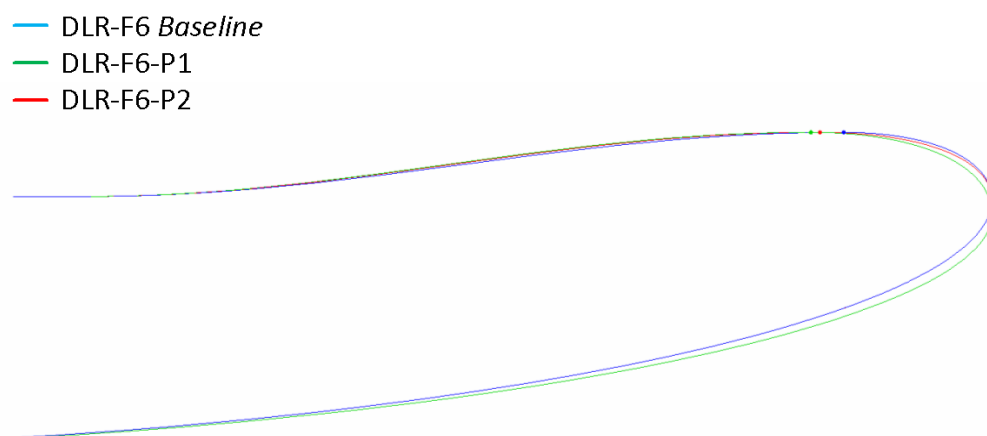


Figura 32. Comparação entre os perfis modificados da entrada de ar da nacele DLR-F6 *Baseline*.

A parametrização da geometria foi realizada de forma a manter o comprimento total da nacele constante, bem como o diâmetro da garganta e do diâmetro da saída do difusor. Dessa forma, a alteração na razão de elipse implica em alteração conjunta do comprimento do difusor e de seu ângulo efetivo.

A seguir são fornecidos detalhes das configurações de solver e aspectos de malha utilizados nas simulações da investigação paramétrica.

5.3 Configuração Numérica

5.3.1 Configurações do Solver

A mesma configuração de *solver* empregada na etapa de validação foi utilizada em todos os casos investigados. O modelo de turbulência κ - ω SST de Menter foi usado, escolhido como o mais apropriado, dentre os analisados, para simulações de nacele em alto ângulo de ataque de acordo com critérios expostos na Seção 4.3.

5.3.2 Condições de Contorno e Malha Computacional

A mesma topologia de malha estruturada da etapa de validação foi utilizada nesta investigação paramétrica. Foi elaborado um arquivo *script* no código comercial ICEM 14.5 a fim de assegurar os mesmos parâmetros de malha em todas as geometrias, garantindo assim consistência na comparação de resultados e tornando-os independente de variações de malha. O volume consiste em aproximadamente 4 milhões de elementos e valores de y^+ foram mantidos inferiores a 5. A Figura 33 mostra em aspectos da topologia de malha, enquanto a Figura 34 mostra em detalhes a região do lábio.

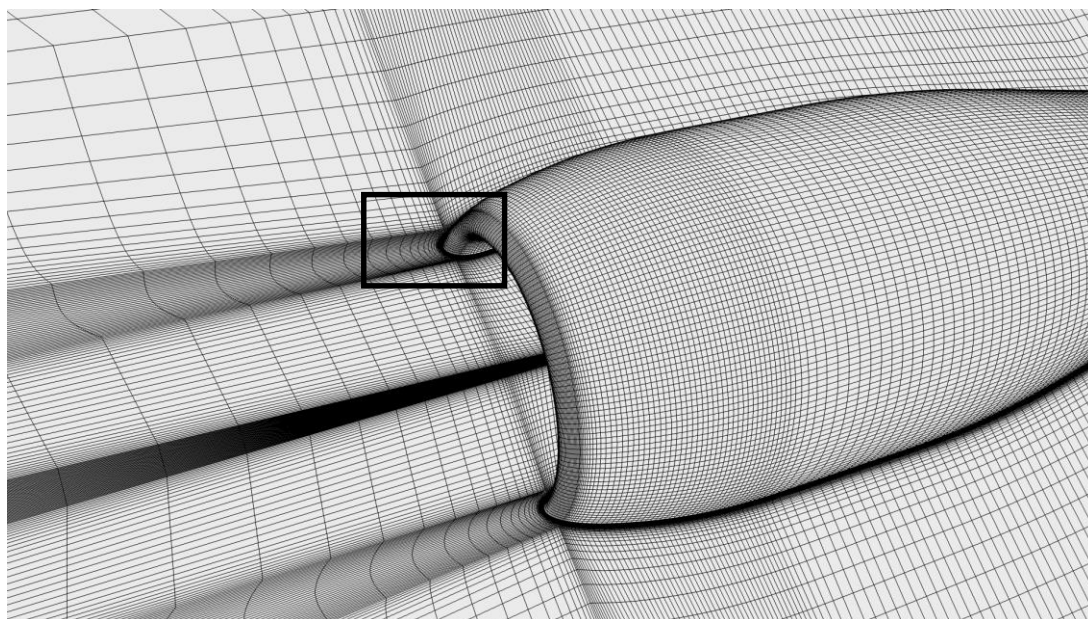


Figura 33. Topologia da malha hexaédrica usada na investigação paramétrica.

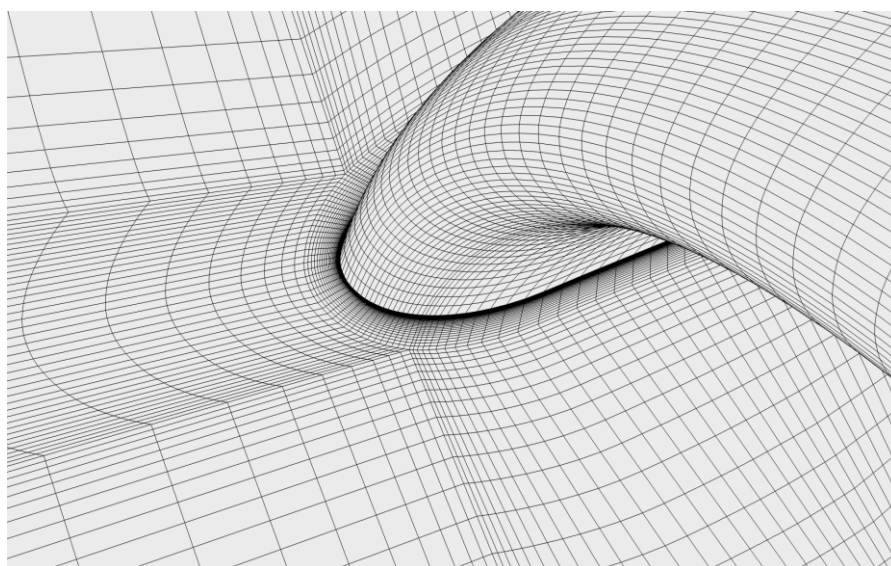


Figura 34. Detalhe da malha no lábio da entrada de ar e visualização dos elementos de camada limite.

Foram utilizados no lábio da nacele 40 elementos uniformes na direção axial e 100 na direção circunferencial. Na camada limite foram utilizados 50 elementos obedecendo a uma lei bigeométrica de crescimento, sendo a altura do primeiro elemento junto à superfície igual a 0,005mm.

Condições de contorno semelhantes aos casos de validação foram utilizadas:

- Sobre o domínio semi-esférico estabeleceu-se *pressure-far-field*. O número de Mach foi mantido constante em 0,27 e variou-se o ângulo de ataque de 5 a 20° em intervalos definidos.
- Como condição de saída do domínio, impôs-se *pressure-outlet* com imposição de 1,80 kg/s de vazão mássica, de tal forma que o fluxo mássico referente à área da garganta corresponda a $116 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$, valor típico de motores *turbofan* de alto *bypass* operando em máxima potência e semelhante ao caso de validação.

Os valores utilizados nas simulações são resumidos na Tabela 3.

Tabela 3. Valores usados nas configurações de condições de contorno.

<i>Pressure-far-field</i>	Valores
Pressão estática absoluta	101325 Pa
Temperatura estática	288,15 K
Ângulo de ataque	5 a 20°
Intensidade de turbulência	3%
Razão de viscosidade turbulenta	5
Mach	0,24
<i>Pressure-outlet</i>	Valores
Vazão em massa especificada	1,80 kg/s

5.4 Resultados de Desempenho

Os resultados das simulações mostraram que as duas configurações modificadas de nacele implicaram a expansão do envelope de operação, ou seja, o valor $DC60 = -0,07$ foi atingido em um ângulo de ataque superior à nacele *baseline*. A Figura 35 compara as curvas de distorção das três geometrias investigadas obtidas pelas rodadas de CFD.

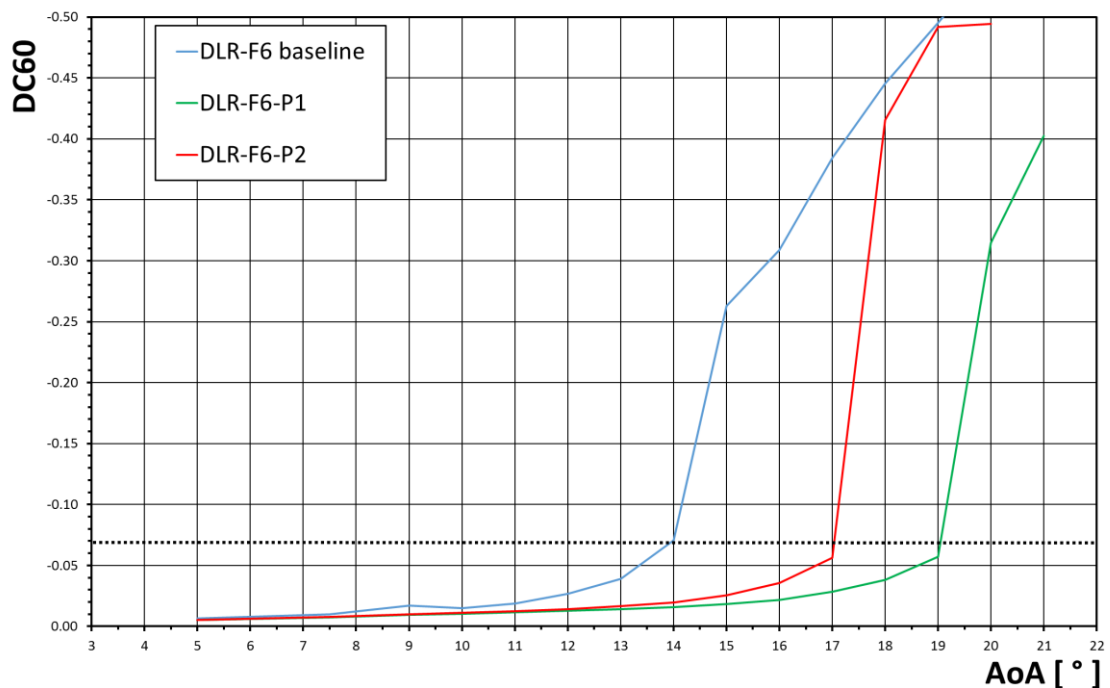


Figura 35. Curvas de distorção DC60 para as três entradas de ar investigadas.

Comparando a forma *baseline*, que atinge o valor de $DC60 = -0,07$ em 14° , as configurações P1 e P2 atingem em respectivamente 19° e 17° aproximadamente. A Tabela 4 resume o envelope de operação com base neste critério de desempenho.

Tabela 4 - Envelope de operação com base no parâmetro DC60.

Geometria de Nacele	AoA (°) para $DC60 = -0,07$
<i>DLR-F6 Baseline</i>	14
<i>DLR-F6-P1</i>	19
<i>DLR-F6-P2</i>	17

Para a configuração *baseline*, os contornos de Mach isentrópico e as linhas de corrente para 10° e 11° são mostrados na Figura 36. Os contornos de pressão total (em que alta recuperação de pressão é representada pela cor vermelha e baixas recuperações pelas cores amareladas) junto ao *spinner* são mostrados para indicação da posição relativa

do *fan* e para indicação qualitativa e visual da influência da separação a jusante do escoamento.

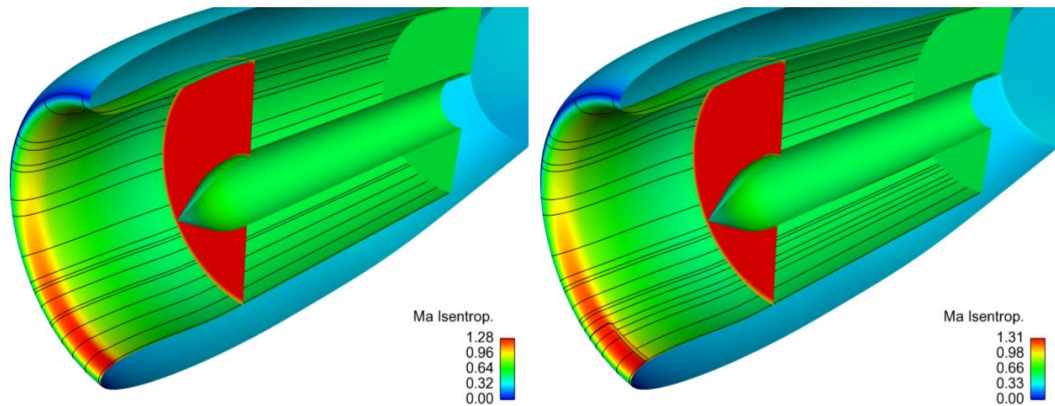


Figura 36. Contornos de Mach isentrópico e linhas de corrente superficiais em $AoA = 10^\circ$ (esquerda) e 11° (direita) - DLR-F6 *Baseline*.

O escoamento encontrou-se completamente colado em 10° , ao passo que uma pequena separação aparentemente induzida por choque inicia-se em 11° , identificada pelo surgimento de uma estreita bolha na região de pico de número de Mach isentrópico. Com o aumento do ângulo de ataque, porém, enxerga-se que além da separação próxima à garganta, que naturalmente expandiu em comprimento, uma segunda separação inicia-se no difusor da entrada de ar, conforme mostrado na Figura 37. Em 15° a separação finalmente colapsa, justificando o salto no valor da distorção apresentado pelo gráfico de DC60 na Figura 35.

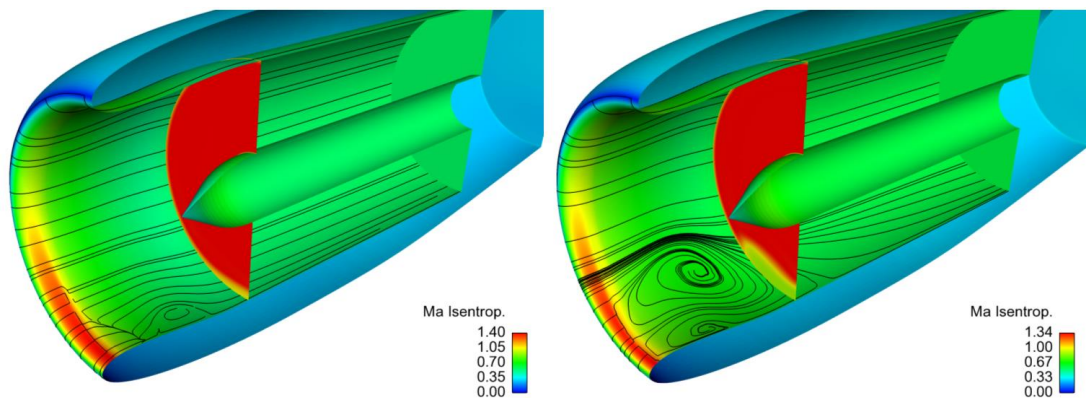


Figura 37. Contornos de Mach isentrópico e linhas de corrente superficiais em $AoA = 14^\circ$ (esquerda) e 15° (direita) - DLR-F6 *Baseline*.

Como explicado na Seção 2.1 referente à Fenomenologia, o monitoramento de uma determinada *probe* de pressão total pode ser usado para auxiliar na detecção do ângulo de separação. Confirmando numericamente o experimento de Miller; Abbot (1973), uma tomada de pressão localizada em 0,82 da distância *hub to tip* fornece bons indicativos sobre a completa separação de lábio, que inicia em 15° na nacele DLR-F6 *baseline* conforme mostra a Figura 38:

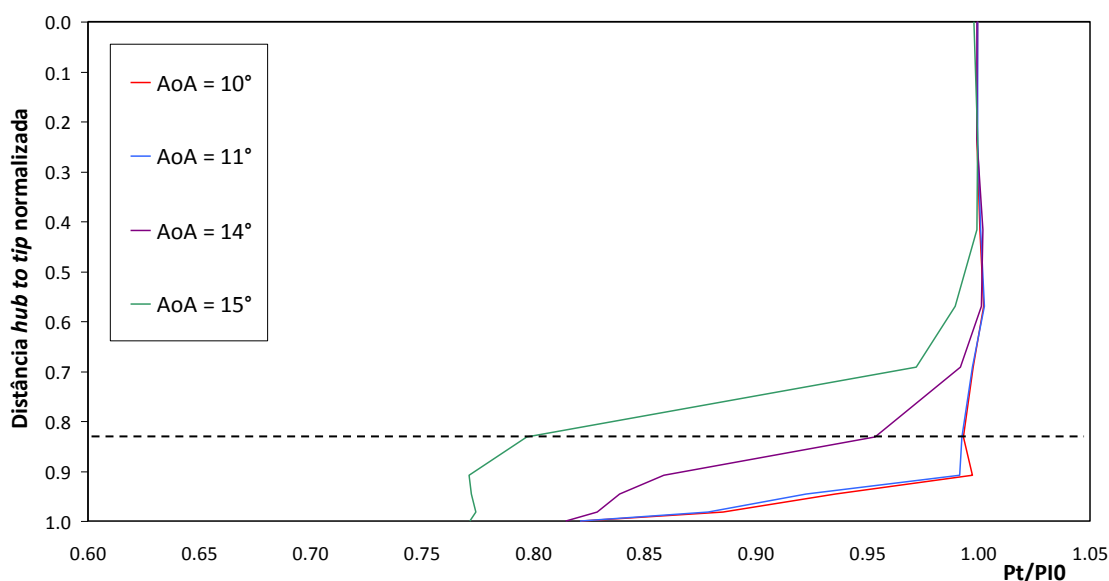


Figura 38 - Distribuição da pressão total no *rake* posicionado circunferencialmente em $\theta = 180^\circ$.

Os contornos de isolinhas de recuperação de pressão na face do *fan* são representados na Figura 39, que compara o desenvolvimento da distorção do escoamento com o ângulo de ataque para a geometria *baseline* e para a configuração P1. É visível que a modificação no *contraction-ratio* do lábio da nacele fornece maiores valores de recuperação de pressão para o *fan* para as mesmas condições de operação, o que ocasiona ganhos na eficiência térmica do ciclo motor.

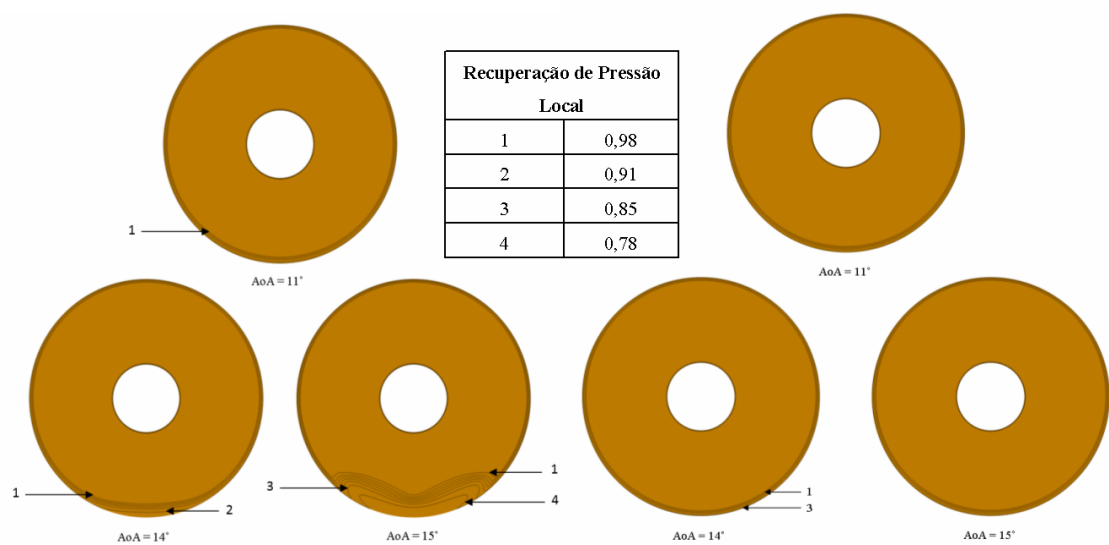


Figura 39 - Isolinhas de recuperação de pressão no plano *fan* para a nacele DLR-F6 *baseline* (esquerda) e nacele DLR-F6-P1 (direita).

Comparando-se o Mach isentrópico na superfície das entradas de ar para as duas geometrias, é possível observar que, para um mesmo AoA, a configuração P1 apresenta menores valores, o que significa menor propensão à separação induzida por choque, conforme pode ser visto na Figura 40.

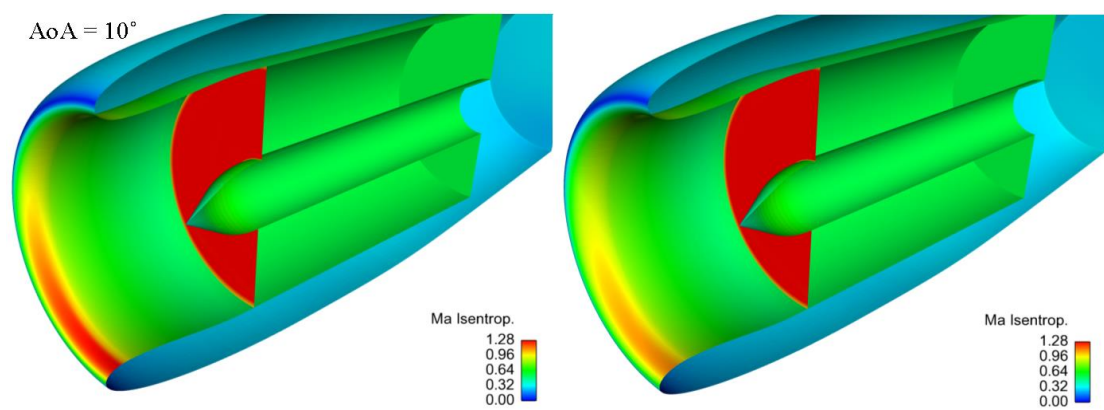


Figura 40 - Comparação do Mach isentrópico na superfície da entrada de ar das naceles *baseline* e DLR-F6-P1.

A topologia da separação é mostrada na Figura 41, em que se comparam-se as linhas de corrente superficiais (em cinza), linhas restritas ao plano de simetria e tridimensionais (em preto).

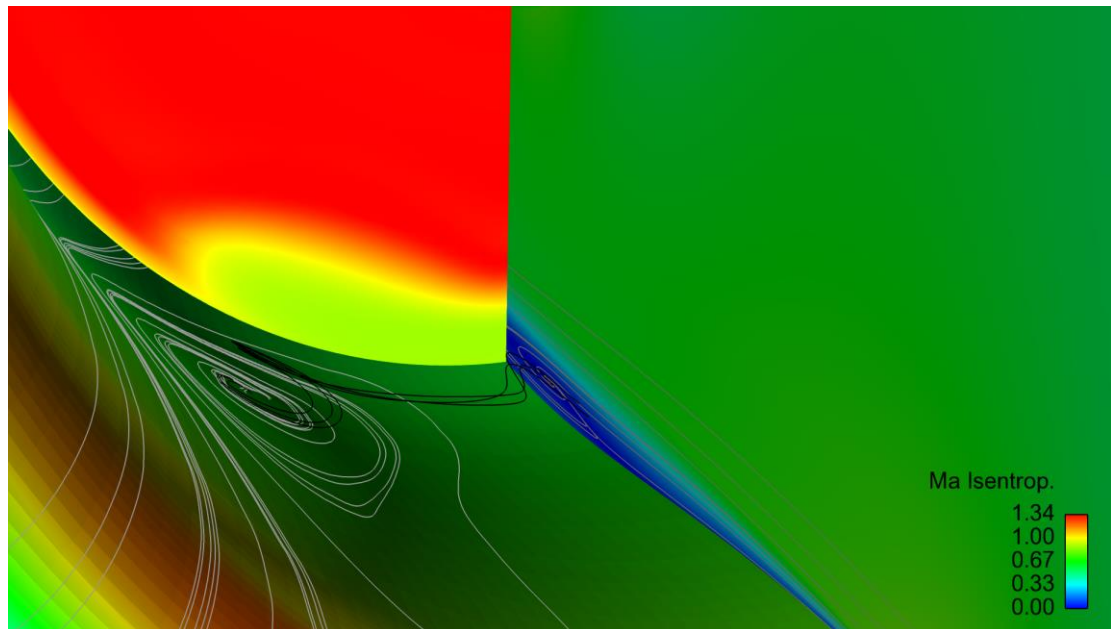


Figura 41 - Linhas de corrente que configuram o escoamento separado na entrada de ar.

A análise da distribuição do coeficiente de atrito axial (C_{fx}) e sua evolução com o ângulo de ataque confirma as observações e fornecem indicações mais quantitativas sobre a tendência do escoamento à separação. O coeficiente de atrito axial é definido da mesma forma que na equação (2.1), porém considera apenas a componente axial do vetor cisalhamento.

O resultado para $AoA = 10^\circ$ é mostrado na Figura 42.

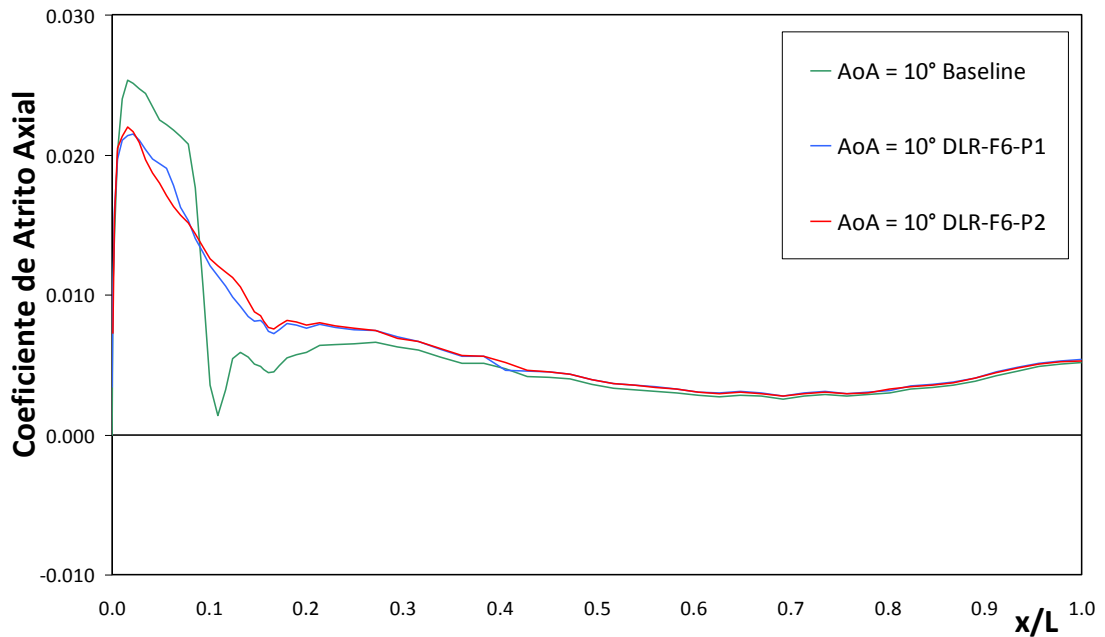


Figura 42. Coeficiente de atrito axial para as 3 configurações de nacele em $AoA = 10^\circ$.

A forma *baseline* apresenta uma estação axial em que o valor do coeficiente de atrito é bem próximo de zero, indicando grande tendência à separação e a aproximação do chamado *separation-onset*. Para o mesmo AoA de 10° , as duas configurações modificadas apresentam valores superiores e mais afastados do zero, indicando mais resistência à separação do escoamento. É possível também identificar outra estação axial da entrada de ar que mostra tendências a separar (ou seja, o coeficiente de atrito tende a zero): no difusor, em aproximadamente $x/L = 0,7$.

As mesmas curvas, agora para 16° , são mostradas na Figura 43.

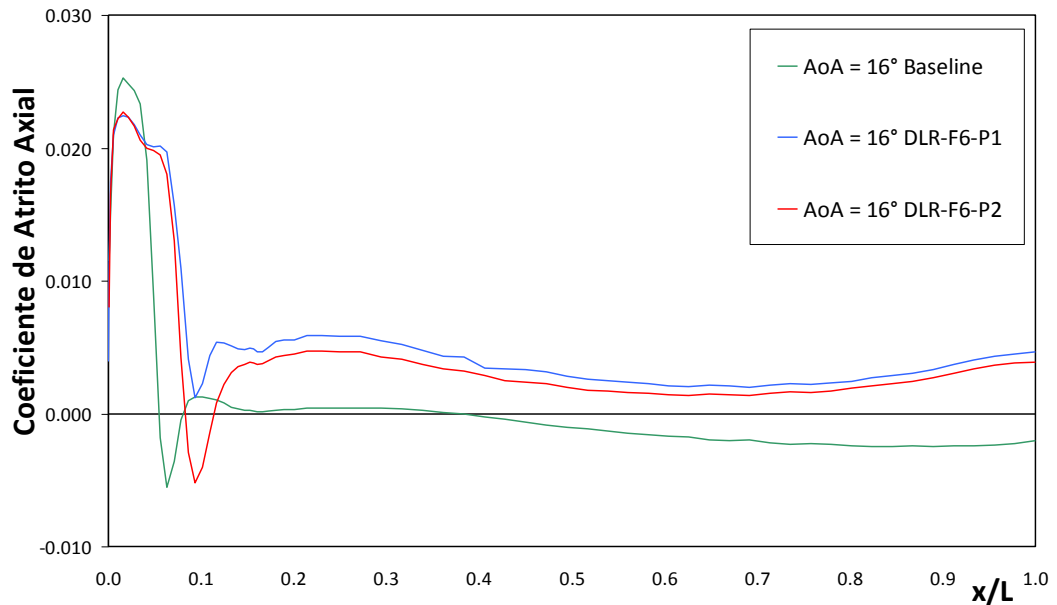


Figura 43. Coeficiente de atrito axial para as 3 configurações de nacele em $AoA = 16^\circ$.

Os resultados são interessantes na medida que é possível identificar todas as configurações de escoamento que podem ocorrer em entradas de ar. A nacele *baseline* encontra-se completamente descolada, com valores negativos de C_{fx} em quase toda a extensão da entrada de ar, do *highlight* à saída do difusor (a não ser por uma pequena região positiva entre $x/L = 0,1$ e $0,4$ que ocorre devido ao fato do fluido estar recirculando no sentido positivo). A nacele DLR-F6-P1 encontra-se próximo ao *separation-onset*, com C_{fx} aproximando-se de zero na região da garganta. A nacele DLR-F6-P2 por sua vez apresenta-se separada apenas na região próxima à garganta. O ganho no envelope de operação é acompanhado de um aumento no valor do arrasto de nacele. A Tabela 5 registra os coeficientes de arrasto C_D obtidos com base em na área da maior seção transversal das naceles (igual para todas as configurações).

Tabela 5. Coeficiente de Arrasto para as geometrias de nacele investigadas.

Geometria de Nacele	Coeficiente de Arrasto
<i>DLR-F6 Baseline</i>	1,70185
<i>DLR-F6-P1</i>	1,70260
<i>DLR-F6-P2</i>	1,70305

É importante ressaltar que os valores são somente qualitativos, uma vez que na indústria o coeficiente de arrasto de componente aeronáuticos é geralmente calculado com base na área projetada da asa da aeronave. De uma forma ou de outra, os valores somente indicam que há um aumento no valor do C_D para as configurações modificadas, o que seria natural devido ao espessamento do lábio e à maior contribuição do arrasto viscoso.

6 CONCLUSÕES

Este trabalho apresentou uma investigação sobre metodologias numéricas para simulação utilizando CFD de escoamentos em entradas de ar de naceles de motores aeronáuticos em condições operacionais de alto ângulo de ataque e alta potência, situações críticas para o desempenho da aeronave. Foram conduzidas simulações RANS para avaliar a fidelidade com a qual modelos de turbulência convencionais resolvem o escoamento separado, tendo sido comparados resultados numéricos com medições de ensaio de túnel de vento, projeto realizado pelo autor durante seu estágio na empresa. Verificou-se que o modelo $\kappa - \omega SST$ de Menter resolve bem o escoamento para pequenas separações e prevê valores superiores de distorção. Dessa forma, é um bom modelo para projeto de nacele preliminar, mostrando-se conservativo.

Conceitos relativos ao projeto de nacele foram introduzidos e investigações paramétricas mostraram a influência de certos parâmetros geométricos sobre o escoamento. Confirmou-se que o *contraction-ratio* e a razão de elipse do lábio constituem parâmetros geométricos que exercem crucial importância sobre a operação da nacele, sendo responsáveis pelos valores de pressão de recuperação e distorção direcionados ao plano do *fan*. Estes parâmetros controlam a espessura do lábio, de tal forma que um lábio mais espesso e arredondado apresenta curvaturas menos acentuadas, o que contribui para valores de pico de número de Mach superficial menores. Constatou-se o aumento do envelope de operação definido com base no coeficiente de distorção $DC60 = -0,07$ para as duas naceles investigadas.

Os ganhos de desempenho associados a pequenas modificações geométricas no lábio da entrada de ar foram acompanhados por um consequente aumento do coeficiente de arrasto em decorrência da maior espessura da geometria do lábio. Como todo projeto de engenharia, há um *tradeoff* entre o ganho de desempenho associado a um determinado critério (operação em alto AoA) e a perda de desempenho associado a outro critério (vôo em cruzeiro, por exemplo). Verifica-se que o projeto aerodinâmico de naceles é altamente contrastante e multidisciplinar, na medida que a solução mais otimizada com relação a determinado critério é uma escolha de projeto que deve ser

analisada com base no desempenho esperado para a aeronave, que deve cumprir determinados requerimentos de missão.

7 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Almeida, L. C., “Relatório de Validação de Metodologias RANS para Simulação em CFD de Naceles em alto AoA” Embraer Relatório de Estágio, 2014.
- [2] Anderson, B. H., Baust, H. D., and Agrell, J., “Management of Total Pressure Recovery, Distortion and High Cycle Fatigue in Compact Air Vehicle Inlets” NASA TM-212000, 2002.
- [3] Boles, M. A., Luidens, R. W., and Stockman, N. O., “Theoretical Flow Characteristics of Inlets for Tilting-Nacelle VTOL Aircraft” NASA TP-1205 c.1, 1978.
- [4] Bradley, M. K., Droney, C. K., “Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase II Advanced Concept Development” NASA CR-2011-216847, 2012.
- [5] Colin, Y., Aupoix, B., Boussuge, J.F., Chanez, P.: “Numerical Simulation of the Distorsion Generated by Crosswind Inlet Flows”. 18th ISABE Conference, Beijing, China, Sep. 2-7, 2007.
- [6] Chou, D. C., Luidens, R. W. and Stockman, N. O., “Prediction of Laminar and Turbulent Boundary Layer Flow Separation in V/STOL Engine Inlets” NASA TMX-73575, 1977.
- [67] Luidens, R. W., Abbot, J. M., “Incidence Angle Bounds for Lip Flow Separation of three 13.97-centimeter-diameter Inlets” NASA TMX-3351, 1976.
- [8] Luidens, R. W., Stockman, N. O., and Diedrich, J. H., “An Approach to Optimum Subsonic Inlet Design” NASA TM-79051, 1979.
- [9] Luidens, R. W., Stockman, N. O., and Diedrich, J. H., “Optimum Subsonic, High-Angle-of-Attack Nacelles” NASA TM-81491, 1980.

- [10] Probst, A., Schulze, S., Kahler, C.J., Radespiel, R.: “Reynolds Stress Modelling of Subsonic and Transonic Inlet Stall Compared to Measurements”. Third Symposium of Wing and Nacelle Stall, Braunschweig, www.for1066.tu-bs.de, 2012.
- [11] Saravanamuttoo, H.I.H., Rogers, G.F.C. and Cohen, H., “Gas Turbine Theory” Prentice Hall, New York, United States, 491 p., 2001.
- [12] Schulze, S., Kahler, C.J., Radespiel, R.: “On the Comparison of Stalling Flow-Through Nacelles and Powered Inlets at Take-Off Conditions”. 1st CEAS European Air and Space Conference, Berlin, Germany, Sep. 10-13, 2007.
- [13] Trapp, L. G., "Flow Analysis of an Engine Nacelle in Crosswind: Inlet Vortices and their Interactions" Tese de Doutorado em Engenharia Mecânica e Aeronáutica, Instituto Tecnológico da Aeronáutica, São José dos Campos, 2012.
- [14] Versteeg, H.K., Malalasekera, W., “An Introduction to Computational Fluid Dynamics: the Finite Volume Method” Pearson Educated Limited, London, England, 257p., 2007.