Campus de São Carlos

VARIAÇÃO DA DISTRIBUIÇÃO DE PRESSÃO EM UM
AEROFÓLIO DEVIDO AO EFEITO COANDA

JOÃO DA SILVA SOARES

Orientador: Prof. Dr. Michael George Maunsell

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO

**ESCOLA DE ENGENHARIA
DE SÃO CARLOS**

Serviço de Pós-Graduação EESC/USP

EXEMPLAR REVISADO

Data de entrada no Serviço: 09 / 04 / 02

Ass.: *Guilherme*

**VARIAÇÃO DA DISTRIBUIÇÃO DE PRESSÃO EM UM
AEROFÓLIO DEVIDO AO EFEITO COANDA**

JOÃO DA SILVA SOARES

Dissertação apresentada à Escola de Engenharia de São Carlos, da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

ORIENTADOR: Prof. Dr. Michael George Maunsell

DEDALUS - Acervo - EESC

31100036916

São Carlos

2001

Class.	TESE-EESC
Cutl.	5708
Tombo	T0083/02

at 1238735

Ficha catalográfica preparada pela Seção de Tratamento
da Informação do Serviço de Biblioteca – EESC/USP

S676v Soares, João da Silva
Variação da distribuição de pressão em um aerofólio
devido ao efeito coanda / João da Silva Soares. -- São
Carlos, 2001.

Dissertação (Mestrado) -- Escola de Engenharia de
São Carlos-Universidade de São Paulo, 2001.
Área: Engenharia Mecânica.
Orientador: Prof. Dr. Michael George Maunsell.

1. Efeito coanda. 2. Distribuição de pressão.
3. Aerofólio. 4. Super circulação. . I. Título.

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidato: Engenheiro **JOÃO DA SILVA SOARES**

Dissertação defendida e julgada em 11-12-2001 perante a Comissão Julgadora:

Prof. Dr. **MICHAEL GEORGE MAUNSELL (Orientador)**
(Escola de Engenharia de São Carlos/USP)

Aprovado

Prof. Dr. **FERNANDO MARTINI CATALANO**
(Escola de Engenharia de São Carlos/USP)

APROVADO

Prof. Tit. **WOODROW NELSON LOPES ROMA**
(Escola de Engenharia de São Carlos/USP)

aprovado

Prof. Associado **ARTHUR JOSÉ VIEIRA PORTO**
Coordenador do Programa de Pós-Graduação
em Engenharia Mecânica

JOSÉ CARLOS A. CINTRA
Presidente da Comissão de Pós-Graduação da EESC

Dedico Este Trabalho...

Ao Meu DEUS, que me sustentou nas horas difíceis,

“ Não temas, porque Eu sou contigo; não te assombres porque Eu sou o teu DEUS; Eu te fortaleço, e te ajudo, e te sustento com a minha destra fiel ” ISAIAS Cap.41, Versículo 10

Aos Meus Pais Antonio e Zezina

A Minha querida esposa Ana Maria a quem tanto amo.

AGRADECIMENTOS

- A minha amada esposa Ana, pela compreensão e auxílio nas horas difíceis.
- Aos meus Pais pela educação recebida.
- Ao Professor Mike, que me acolheu quando eu era um total desconhecido a este grupo.
- Ao Professor Fernando Catalano pela ajuda prestada.
- Aos Professores Paulo Greco e Prof. Belo, pela atenção dispensada sempre que requisitado.
- Aos funcionários do LAE, Osnan, Otávio, Helenita e Carlinhos, pelo grande auxílio e apoio prestados.
- A secretária do departamento Ana Paula, que sempre esteve pronta para nos ajudar.
- Aos colegas estudantes que também compartilharam da grata experiência de estar neste grupo, pelo espírito de equipe e companheirismo.
- Ao Dr. Raphe, meu cardiologista, com certeza, ele é um dos responsáveis pelo término deste trabalho.
- E, acima de tudo à DEUS

SUMÁRIO

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS.....	i
LISTA DE SÍMBOLOS.....	ii
LISTA DE FIGURAS.....	iii
RESUMO.....	iv
ABSTRACT.....	v
1. INTRODUÇÃO.....	1
2. REVISÃO TEÓRICA.....	9
2.1 TEORIAS DE SUSTENTAÇÃO APLICADAS AO EFEITO COANDA.....	9
3. DESCRIÇÃO DOS EXPERIMENTOS.....	17
3.1 CONSTRUÇÃO DO BOCAL CONVERGENTE.....	17
3.2 SISTEMA DE CONTROLE DO ESCOAMENTO DE AR DO SOPRADOR.....	19
3.3 SISTEMA DE AVALIAÇÃO DO ESCOAMENTO DO BOCAL CONVERGENTE.....	19
3.4 AEROFÓLIO UTILIZADO.....	20
3.5 PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL.....	23
4. APRESENTAÇÃO DOS RESULTADOS E DISCUSSÃO.....	24
4.1 PERFIL DO ESCOAMENTO NA SAÍDA DO BOCAL DE CONTRAÇÃO ..	24

4.2.1 DISCUSSÃO DO PERFIL DO ESCOAMENTO NO EXTRADORSO DO AEROFÓLIO.....	39
4.3 PERFIL DE PRESSÃO DO AEROFÓLIO SOB EFEITO COANDA.....	39
4.3.1 DISCUSSÃO DO PERFIL DE PRESSÃO DO AEROFÓLIO SOB EFEITO COANDA.....	42
5. CONCLUSÃO.....	44
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	45
ANEXOS	
A – O AVIÃO À REAÇÃO DE COANDA	
B – FOTOGRAFIAS DO BOCAL CONVERGENTE E DO FAN UTILIZADO NO EXPERIMENTO DO EFEITO COANDA	
C – CONSTRUÇÃO DO BOCAL CONVERGENTE	

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

P_t = Pressão total

$P_{estática}$ = Pressão estática

$P_{hidráulica}$ = Pressão hidráulica

$P_{dinâmica}$ = Pressão dinâmica

L = sustentação total do aerofólio

C_L = coeficiente de sustentação do aerofólio

V = velocidade de escoamento do ar

V_L = velocidade de escoamento do ar livre

S_{asa} = área da asa considerada

D_1 = diâmetro contraído da esteira de uma hélice

C = corda da asa imersa na esteira

C_f = corda do flap

N = Quantidade de hélices

C_M = Coeficiente de momento

T = Empuxo de cada hélice

q = Pressão dinâmica do empuxo livre

m = Fluxo de massa que atravessa a asa

C_{L1} = coeficiente de sustentação que a asa produz fora da esteira da hélice

$C_{L1'}$ = coeficiente de sustentação devido à circulação ao redor da asa

C_d = Coeficiente de arrasto

Re = Número de Reynolds

SIMBOLOGIA

ρ = densidade do ar

α_p = ângulo de ataque da hélice

α_s = ângulo de ataque da esteira

α = ângulo de ataque da asa

δ = ângulo de deflecção do flap

θ = ângulo na qual o escoamento é desviado.

α_p = ângulo de ataque da hélice

α_s = ângulo de ataque da esteira

θ = ângulo na qual o escoamento é desviado

δ = Parcela de incremento

ν = viscosidade cinemática

LISTA DE FIGURAS

- FIGURA 1 Um jato de ar é desviado em 180 graus através de superfícies de um corpo gerando assim uma vorticidade no ar que se encontra ao redor deste corpo, ventilando desta forma o ambiente.
<http://www.ozemail.com.au/~jetfan/fandixd.htm>2
- FIGURA 2 O ar pode ser desviado em ângulos de até 360 graus quando soprado sobre superfícies, quando impulsionado por uma hélice gerando um grande movimento do ar que esteja ao seu redor.
<http://www.ozemail.com.au/~jetfan/fandixd.htm>3
- FIGURA 3 Ventilador de teto em forma de disco que mostra claramente como ocorre o efeito Coanda e qual a influência deste na porção de ar imediatamente colocada ao seu redor
<http://www.ozemail.com.au/~jetfan/fandixd.htm>4
- FIGURA 4 Diagrama mostrando uma fenda anular que serve para geração de vórtices com o intuito de gerar um escoamento turbulento para que este possa perturbar o ar que esteja ao redor da superfície.
<http://www.ozemail.com.au/~jetfan/fandixd.htm>5
- FIGURA 5 Helicóptero leve baseado no modelo Hughes 500 na qual um jato de ar substitui o rotor de cauda e aonde o Efeito Coanda auxilia para a estabilidade direcional do helicóptero
<http://www.ozemail.com.au/~jetfan/fandixd.htm>6
-
- FIGURA 6 A primeira decolagem do avião da Boeing/NASA utilizando o conceito de sopro sobre a superfície da asa Gunston, 1986.....7
- FIGURA 7 Avião protótipo da Boeing YC-14 cargueiro que utiliza o conceito de sopro sobre a superfície da asa em vôo Gunston ,19867
- FIGURA 8 Diagrama mostrando o funcionamento do conceito U.S.B. (Uper Surface Blowing) utilizando um motor a jato soprando sobre a asa. Gunston ,1986.....8
- FIGURA 9 Coeficientes de sustentação obtidos no centro de pesquisa Ames da N.A.S.A. com aplicação do Efeito Coanda. Gunston, 19868
- FIGURA 10 Diagrama ilustrando uma asa imersa na esteira de uma hélice aonde pode se observar as componentes, α_p ângulo de ataque da hélice, α_s ângulo de ataque da esteira, α ângulo de ataque da asa, δ ângulo de deflecção do flap, θ 10

FIGURA 11. Diagrama ilustrando com uma relação entre θ e C_l/D_1 , a variação de performance de alguns tipos de flaps. McCormick, Jr. Barnes W, 1967.....	11
FIGURA 12 Diagrama os vetores de velocidade de um escoamento antes e logo depois de passar por uma asa aonde se definem os componentes, α_p ângulo de ataque da hélice, α_s ângulo de ataque da esteira, θ ângulo na qual o escoamento é desviado, T é a sustentação total, V_R $2w$ são componentes da velocidade. McCormick, Jr. Barnes W. 1967.....	12
FIGURA 13 Diagrama da função F/T para o cálculo da sustentação decrescida do arrasto da asa para: - - - - - uma hélice por semi envergadura, ----- - ---- - ---- duas hélices por semi envergadura sobrepostas, e ----- duas hélices por semi envergadura não sobrepostas. McCormick, Jr. Barnes W 1967.....	13
FIGURA 14 Diagrama de sustentação de algumas asas elípticas para o cálculo de C_L segundo três teorias.....	15
FIGURA 15 Fotografia mostrando o ventilador (fan) utilizado na construção do soprador do bocal convergente utilizado para o estudo do Efeito Coanda, foto do autor.....	17
FIGURA 16 Desenho esquemático mostrando os graus de movimentação que o aerofólio deve possuir quando colocado à frente da saída de ar do bocal convergente.....	18
FIGURA 17 esquema de fixação do aerofólio em frente do bocal de contração.....	18
FIGURA 18 Fotografia do bocal de contração juntamente com o suporte para o aerofólio.....	18
FIGURA 19 Desenho esquemático da montagem do pente de tubos de pitot localizado logo à frente do bocal convergente, e conectado ao multimanômetro para a leitura das pressões ao longo da cota da saída de ar.....	20
FIGURA 20 Fotografia mostrando o multimanômetro utilizado para a tomada de pressão nos testes de adequação do bocal convergente utilizado no experimento do Efeito Coanda.	20
FIGURA 21 Terminologia de um aerofólio típico.....	21
FIGURA 22 Perfil do aerofólio GAW-1 com o ângulo de inclinação do bordo de fuga θ do extradorso.....	22

FIGURA 23 Fotografia mostrando a saída dos tubos das tomadas de pressão que serão ligadas ao manômetro para a leitura dos diversos pontos de tomada de pressão localizados na superfície do aerofólio.....	22
FIGURA 24 Distribuição de pressão sobre aerofólios simétricos (a) Fluido perfeito com ângulo de ataque $\alpha = 0$, Força aerodinâmica resultante é nula (b) Fluido real com ângulo de ataque $\alpha = 0$, Força aerodinâmica resultante para trás (resistência ao avanço), (c) Fluido real com ângulo de ataque positivo, forças resultantes positivas para cima e para trás.....	22
FIGURA 25 Esquema de multi-manômetro utilizado para determinação de pressão em um escoamento Kamal A.R.I., Gonçalves M.M., Benevenuto F.J., 1994.....	22
FIGURA 26 Tabela utilizada pelo programa Excel para plotagem de gráficos, e cálculos de áreas.....	25
FIGURA 27 Gráfico mostrando o perfil de velocidade a distância de 0 mm do bocal de contração	25
FIGURA 28 Gráfico mostrando o perfil de velocidade a distância de 50 mm do bocal de contração	26
FIGURA 29 Gráfico mostrando o perfil de velocidade a distância de 100 mm do bocal de contração.....	26
FIGURA 30 Gráfico mostrando o perfil de velocidade a distância de 200 mm do bocal de contração	27
FIGURA 31 Gráfico mostrando o perfil de velocidade a distância de 300 mm do bocal de contração.....	27
FIGURA 32 Gráfico mostrando os perfis de velocidade as distâncias de 0, 50, 100, 200 e 300 mm do bocal de contração.....	27
FIGURA 33 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 0% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 0°	29
FIGURA 34 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 25% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 0°	30

FIGURA 35 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 50% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 0°.....	30
FIGURA 36 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 75% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 0°.....	31
FIGURA 37 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 0% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 10°.....	31
FIGURA 38 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 25% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 10°.....	32
FIGURA 39 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 50% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 10°.....	32
FIGURA 40 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 75% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 10°.....	33
FIGURA 41 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 0% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 20°.....	33
FIGURA 42 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 25% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 20°.....	34
FIGURA 43 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 50% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 20°.....	34
FIGURA 44 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 75% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 20°.....	34
FIGURA 45 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 0% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 30°.....	35
FIGURA 46 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 25% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 30°.....	36
FIGURA 47 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 50% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 30°.....	36
FIGURA 48 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 75% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 30°.....	37
FIGURA 49 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 0% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 45°.....	37

FIGURA 50 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 25% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 45°	38
FIGURA 51 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 50%.....	38
FIGURA 52 Gráfico do Coeficiente C_N , para um ângulo de ataque de 0°.....	39
FIGURA 53 Gráfico do Coeficiente C_N , para um ângulo de ataque de 10°.....	40
FIGURA 54 Gráfico do Coeficiente C_N , para um ângulo de ataque de 20°.....	40
FIGURA 55 Gráfico do Coeficiente C_N , para um ângulo de ataque de 30°.....	41
FIGURA 56 Gráfico do Coeficiente C_N , para um ângulo de ataque de 45°.....	41
FIGURA 57 Tabela do programa Excel utilizada para os gráficos e comparação dos dados obtidos.....	43
FIGURA 58 Gráfico comparativo dos coeficientes C_L obtidos deste trabalho	43

RESUMO

SOARES, JOÃO DA SILVA (2001) – *Variação da Distribuição de Pressão em um Aerofólio devido ao Efeito Coanda.*

São Carlos, 2001 Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo.

O Objetivo básico deste trabalho era verificar e quantificar o Efeito Coanda quando aplicado a um ambiente de atmosfera estagnada na qual a velocidade do escoamento livre é igual a zero.

Um aparelho constituído da combinação de um motor e uma hélice combinados com um revestimento externo originalmente utilizado como um componente básico em um túnel de vento experimental. Uma seção de contração de madeira foi projetada e construída para ser unida logo à frente do conjunto hélice/motor, formando um jato retangular. Um aerofólio de seção constante foi testado, fixado imediatamente à frente do escoamento do bocal de saída, utilizando uma envergadura igual à largura do jato do bocal de saída.

Foram feitas medições do perfil do limite do jato sobre uma distância que excedesse aquelas incluindo (ambas) as medidas da corda (conhecida do aerofólio). O perfil de velocidade do escoamento induzido sobre a superfície superior de um aerofólio de seção NASA GA(w)-1 foi tomado para um aerofólio limpo e com uma faixa com rugosidade num ponto próximo ao bordo de ataque. O aerofólio foi testado com e sem a faixa de rugosidade, com pontos de tomada de pressão estática ao longo de sua corda fornecendo assim sua distribuição de pressão. O aerofólio foi testado para ângulos de ataque entre zero a quarenta e cinco graus referentes à linha do escoamento do jato.

Os resultados foram registrados e analisados consequentemente.

Palavras chave: efeito coanda, distribuição de pressão, aerofólio, super circulação

ABSTRACT

SOARES, JOÃO DA SILVA (2001) – *Variação da Distribuição de Pressão em um Aerofólio devido ao Efeito Coanda.*

São Carlos, 2001 Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo.

The basic objective of this work was to verify and quantify the Coanda Effect when applied to a stagnant atmosphere in which the free stream velocity was zero.

An apparatus consisting of a motor and fan combination combined with external fairings originally used in an experimental wind tunnel was used as the basic component. A wooden contraction section was designed and built to be joined immediately downstream of the fan/motor combination, providing a rectangular jet. A constant section airfoil was tested, suspended immediately downstream of the outlet mouth using a span length equal to that of the mouth of the jet.

Measurements were made of the jet limit profile over a distance that exceeded that including the aerofoil chord. The velocity profile induced by the jet flow over the upper surface of a NASA GA(W)-1 section aerofoil was measured for the clean one and with a roughness strip in place near the leading edge. The aerofoil was tested with chordwise static pressure points along the centerline giving the respective pressure distribution, also with and without a roughness strip added. There were different tests for angles of attack with reference to the jet centerline between zero and forty five degrees.

The results were registered and analysed accordingly.

Key Words: coanda effect, pressure distribution, aerofoil, super circulation

1.INTRODUÇÃO

Dentre os vários entusiastas do vôo do mais pesado do que o ar, que efetivamente contribuíram para a idealização do avião, sem dúvida, se destacou entre várias razões Henry Coanda (1886-1972), um jovem engenheiro romeno que contribuiu para esta nova ciência que tratava desse novo tipo de vôo.

Entre as suas descobertas e invenções podemos destacar o primeiro avião com motor à reação do mundo, descrito no Anexo "A" em diante.

Coanda descobriu em suas pesquisas algumas características inerentes dos fluídos, e na qual uma em particular será tratada pôr este trabalho, ou seja o chamado " Efeito Coanda ", que consiste no fato de que um jato de fluído, neste caso o ar, permanece colado à superfície de um corpo sólido quando soprado sobre este.

Como demonstração da importância científica dada ao Efeito Coanda podemos citar o congresso " First European Colloquium of the Coanda Effect ", na qual demonstra a profundidade da análise do assunto em que Willie e Fernholtz dão uma síntese das contribuições das 40 pessoas "convidadas na base de seu interesse ativo no assunto" como diz o trabalho é feito referente ao "First Europeam Colloquium of the Coanda Effect" apresentado em Berlim em 1965 na qual 96 referências são citadas que incluem nomes de pesquisadores de destaque tais como: Acheret, Busemann, Bradshaw, Glauert, Kuchemann, Lighthill, e Schlichting entre outros. No entanto os autores deixam entendido que o fenômeno representado pelo efeito Coanda não estava conclusivamente analisado, ou seja, o fenômeno ainda carecia de total entendimento.

E desta maneira este trabalho tem como objetivo uma contribuição nesta área de pesquisa, na qual constam a realização de experimentos laboratoriais envolvendo o chamado Efeito Coanda.

O Efeito Coanda é em si só de grande potencial futuro, pois ao contrário do que poderia parecer a princípio, envolve várias áreas do conhecimento científico humano, principalmente aquelas ligadas a dinâmica dos fluidos.

FIGURA 1 Um jato de ar é desviado em 180 graus através de superfícies de um corpo gerando assim uma vorticidade no ar que se encontra ao redor deste corpo, ventilando desta forma o ambiente.

<http://www.ozemail.com.au/~jetfan/fandixd.htm>

FIGURA 2 O ar pode ser desviado em ângulos de até 360 graus quando soprado sobre superfícies, ao ser impulsionado por uma hélice gerando um grande movimento do ar ao seu redor. <http://www.ozemail.com.au/~jetfan/fandixd.htm>

Na figura 1 pode se observar a capacidade de desvio do ar, devido ao fato de se ter uma baixa pressão junto à superfície causada pela passagem do jato primário (setas vermelhas) como pode ser visto, o ar que está ao redor e próximo à superfície do corpo, também é influenciado pela movimentação do ar que está sendo soprado próximo à esta, e que seguindo-a dá uma volta de 180 graus, para cada faceta que o ar passe, aparentemente criando vorticidade, (sendo a direção dos vórtices normal ao papel) a qual mantenha o escoamento colado na superfície do aparelho, de acordo com esta informação, pode-se então idealizar um aparelho de ventilação na qual não exista uma hélice que movimente o ar diretamente, e como consequência o ruído é muito diminuído.

Na figura 2, observa se que o ar pode ser virado ou girado em ângulos de 360 graus, na qual um escoamento (setas vermelhas), é formado por um pequeno

ventilador, novamente se percebe aí a influência das facetas criadoras de vórtices, no escoamento aderido à superfície, quando o ar externo entra no ar que está escoando pela superfície, a se adicionar ao fluxo sobre a superfície, aumentando a quantidade de movimento) e então recebe um aumento de massa que ajuda a deixar o escoamento aderido à superfície, na parte inferior deste corpo.

Observa se que as dimensões e as velocidades do fluxo atingido não estão especificados no endereço eletrônico <http://www.ozemail.com.au/~jetfan/fandixd.htm> onde estes diagramas foram encontrados e a impressão é que o movimento do ar seja de baixa velocidade, no entanto, sem dúvida refere se ao efeito Coanda de uma forma muito criativa.

FIGURA 3 Ventilador de teto em forma de disco que mostra claramente como ocorre o efeito Coanda e qual a influência deste na porção de ar imediatamente colocada ao seu redor <http://www.ozemail.com.au/~jetfan/fandixd.htm>

A demonstração do escoamento de fumaça parece constatar a veracidade dos diagramas mostrados acima, e mais ainda, pode-se observar a rugosidade da superfície, o que mantém a camada limite de ar colada à superfície e ajuda o desenvolvimento do escoamento que esteja colado nesta superfície, para que este permaneça o mais tempo possível colado.

Pelo exposto na foto acima, e também com o diagrama de setas, pode-se perceber que mesmo em um corpo real, o escoamento permanece colado à superfície, e que em sua parte inferior, há o desprendimento.

Convém que se note também uma fenda logo após a saída de ar do disco, esta fenda é responsável pela energização do ar que esteja próximo do jato primário, como demonstrado no diagrama a seguir.

FIGURA 4 Diagrama mostrando uma fenda anular que serve para geração de vórtices com o intuito de gerar um escoamento turbulento para que este possa perturbar o ar que esteja ao redor da superfície.

<http://www.ozemail.com.au/~jetfan/fandixd.htm>

Na figura 4 está mostrado o funcionamento da pequena fenda localizada logo após a saída de ar. Esta saída tem a finalidade de gerar vórtices no escoamento que esteja saindo impulsionado pelo compressor, Criam vórtices que aparentemente aumentam sua massa com o ar atraído pela baixa pressão desde a massa de ar em

redor. O artigo não esclarece se do jato consiste um meio de empuxo do fluxo inicial interno só sabemos que existe uma hélice dentro do aparelho.

O Efeito Coanda foi aplicado pela indústria aeronáutica em aviões a jato como os MIG-21 Russos ou Phantom F-4 Americanos, e ainda no avião inglês Blackburn Buccaneer, A companhia Americana McDonnell Douglas desenvolveu e já está no mercado a sua versão de um helicóptero que utiliza o Efeito Coanda para controlar os movimentos deste helicóptero, como pode ser visto na figura 5

FIGURA 5 Helicóptero leve baseado no modelo Hughes 500 na qual um jato de ar substitui o rotor de cauda e aonde o Efeito Coanda auxilia para a estabilidade direcional do helicóptero <http://www.ozemail.com.au/~jetfan/fandixd.htm>

Um outro caso de aplicação do Efeito Coanda é o avião "YC – 14" da empresa Boeing, um avião protótipo da categoria de transporte pesado, construído para a força aérea Americana, que fez o seu primeiro voo em Agosto de 1976, na qual se aplica o conceito do Efeito Coanda, por meio do conceito U.S.B. sigla inglesa que significa sopro na superfície superior (Upper Surface Blowing). Um avião que continuou a pesquisa do conceito U.S.B., voando pela primeira vez em julho de 1978 foi o chamado QSRA, um avião de pesquisa de baixo ruído e de

decolagens e pouso curtos, projeto este que a N.A.S.A. vem estudando desde 1959, e que é um avião de série de Havilland Buffalo na qual foram substituídos os motores originais por motores a jato de maneira que o sopro de saída dos bocais dos jatos passe tangente à superfície superior do aerofólio das asas, como o YC – 14, desta maneira, conseguiu-se coeficientes de sustentação muito maiores do que aqueles que seriam obtidos em condições normais de operação, vide figuras 7 e 8.

FIGURA 6 Avião protótipo da Boeing YC-14 cargueiro que utiliza o conceito de sopro sobre a superfície da asa em vôo Gunston ,1986

FIGURA 7 A primeira decolagem do avião da Boeing/NASA utilizando o conceito de sopro sobre a superfície da asa Gunston, 1986

FIGURA 8 Diagrama mostrando o funcionamento do conceito U.S.B. (Uper Surface Blowing) utilizando um motor a jato soprando sobre a asa. Gunston ,1986

Gunston (1986) enfatiza os resultados dos testes do QSRA, incluindo em um gráfico o valor medido de C_{Lmax} de 11.4. A indicação é que este valor se refere ao C_{max} tridimensional. No entanto, mesmo que se refira ao C_{max} bidimensional ao longo da corda imediatamente atrás do eixo de um dos motores a jato, este valor, demonstra o enorme potencial do Efeito Coanda em termos de resultados experimentais em escala natural.

FIGURA 9 Coeficientes de sustentação obtidos no centro de pesquisa Ames da N.A.S.A. com aplicação do Efeito Coanda. Gunston, 1986

2. REVISÃO TEÓRICA

2.1 TEORIAS DE SUSTENTAÇÃO APLICADAS AO EFEITO COANDA

Da equação de Bernoulli para fluídos tem se que:

$$\text{Pressão Total} = P_{\text{estática}} + P_{\text{hidráulica}} + P_{\text{dinâmica}}$$

ou seja:

$$P_t = P + \rho gh + \frac{1}{2} \rho v^2$$

Para o caso, que não se considerar a pressão hidráulica tem se:

$$P_t = P + \frac{1}{2} \rho v^2$$

É sabido que as forças aerodinâmicas são uma função da área do sólido imerso no ar, portanto:

$$F_a = \text{Coeficiente do objeto} + P + \frac{1}{2} \rho v^2 + \text{Área do objeto imersa no ar}$$

Como as cotas do corpo em estudo não são grandes o suficiente ao ponto de haver uma diferença de pressão estática entre os valores de suas cotas, a pressão estática pode ser desprezada, portanto pode se escrever:

$$F_a = \text{Coeficiente do objeto} \times \frac{1}{2} \rho v^2 \times \text{Área do objeto imersa no ar}$$

Em se tratando de forças de sustentação e definindo se a área do objeto imersa no ar com a letra "S " pode se então descrever a força aerodinâmica como sendo uma força de sustentação (lift) em função da área de uma asa imersa no ar e com um coeficiente de sustentação C_L que é determinado experimentalmente em laboratórios dentro de túneis de vento, sendo assim obtém se a expressão:

$$L = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S_{asa}$$

Em que L é a sustentação total do aerofólio, C_L é o coeficiente de sustentação do aerofólio, ρ é a densidade do ar, V é a velocidade de escoamento do ar e S_{asa} é a área da asa considerada.

Devido as características peculiares da aplicação do efeito Coanda, não se pode aplicar simplesmente esta equação para a asa que está sob a influência do efeito Coanda, uma série de aproximações deve ser levada em conta para o problema de uma seção de asa imersa em um escoamento.

Como ponto de partida, consideramos o diagrama a seguir

FIGURA 10 Diagrama ilustrando uma asa imersa na esteira de uma hélice aonde pode se observar as componentes, α_p ângulo de ataque da hélice, α_s ângulo de ataque da esteira, α ângulo de ataque da asa, δ ângulo de deflecção do flap, θ ângulo na qual o escoamento é desviado. McCormick, Jr. Barnes W. 1967

Do diagrama da figura 10 pode se definir D_1 como sendo o diâmetro contraído da esteira de uma hélice, C como sendo a corda da asa imersa na esteira,

C_f como sendo a corda do flap, segundo Kuhn R.E. no trabalho "Semi- Empirical Procedure for Estimating Lift and Drag Characteristics of Propeler – Wing – Flap Configuration for Vertical and Short Take-off and Landing Airplanes" NASA memo 1-16-59L, com base em dados experimentais, o valor do ângulo δ e uma função do valor da medida da corda do flap e da dimensão do diâmetro da contração da esteira, o diagrama da figura 14 nos mostra uma relação entre os valores de θ e C_f/D_1 .

FIGURA 11. Diagrama ilustrando com uma relação entre θ e C_f/D_1 , a variação de performance de alguns tipos de flaps. McCormick, Jr. Barnes W, 1967

Neste estudo considerar se a que D_1 diminua proporcionalmente a medida que se aumenta a quantidade de hélices N , desta maneira, a asa estará submersa em um fino jato de ar que deve seguir o contorno do aerofólio e o deixa tangente ao bordo de fuga sendo portando esta análise análoga à de um flap soprado.

Segundo McCormick,, o Coeficiente de quantidade de movimento C_μ para o flap soprado pode ser definido como sendo:

$$C_\mu = NT/qS_{asa}$$

Em que T é definido como sendo o empuxo de cada hélice, q é a pressão dinâmica do empuxo livre, S_{asa} é a área da asa imersa no escoamento, o ângulo de ataque na qual o escoamento deixa o aerofólio pode ser determinado através do diagrama da figura 12.

No diagrama da figura 12 está mostrado um esquema vetorial na qual se observa o escoamento logo antes e logo após o momento em que é desviado pela asa.

FIGURA 12 Diagrama os vetores de velocidade de um escoamento antes e logo depois de passar por uma asa aonde se definem os componentes, α_p ângulo de ataque da hélice, α_s ângulo de ataque da esteira, θ ângulo na qual o escoamento é desviado, T é a sustentação total, V_R $2w$ são componentes da velocidade. McCormick, Jr. Barnes W. 1967

Analisando o diagrama verifica se que $V_R \sin \alpha$ é igual a $2w \sin \alpha_p$ assim como a componente vertical da sustentação é dada por $T \sin \alpha_p$ e que é igual a $m V_R \sin \alpha_s$, aonde "m" é o fluxo de massa que atravessa a asa portanto, a componente vertical do empuxo, ou seja a sustentação é dada pela relação:

$$L = m V_R \sin(\alpha_s + \theta)$$

de maneira adimensional tem se:

$$C_L = C_{\mu}(\sin\alpha_p/\sin\alpha_s)\sin(\alpha_s + \theta)$$

Desta forma segundo McCormick, Jr. Barnes W. 1967, a sustentação da combinação de uma asa juntamente com uma hélice pode ser equacionada como sendo:

$$C_L = C_{Lt} + C_{L\Gamma} + C_{\mu}(\sin\alpha_p/\sin\alpha_s)\sin(\alpha_s + \theta)$$

Em que C_L é o coeficiente de sustentação, C_{Lt} é o coeficiente de sustentação que a asa produz fora da esteira da hélice, que neste caso é igual a zero, $C_{L\Gamma}$ é o coeficiente de sustentação devido à circulação ao redor da asa, e finalmente $C_{\mu}(\sin\alpha_p/\sin\alpha_s)\sin(\alpha_s + \theta)$ é a componente de sustentação resultante do desvio do escoamento realizado pelo aerofólio.

Contudo, ao fazemos o somatório das componentes não podemos esquecer de que C_L deve ser reduzido da componente horizontal do arrasto do perfil da asa imersa no escoamento, arrasto este proporcional ao vetor V_R^2 que deve reduzir a componente V_R de um incremento de δV_R , desta forma teremos então o arrasto definido como:

$$D = \frac{1}{2} \rho V_R^2 S C_D = m \Delta V_R$$

Ou ainda podemos definir uma relação entre ΔV_R e V_R como:

$$\Delta V_R / V_R = D / T \sin\alpha_p / \sin\alpha_s$$

Portanto podemos escrever a equação do coeficiente de sustentação como sendo:

$$C_L = C_{Lt} + C_{L\Gamma} + C_{\mu}(\sin\alpha_p/\sin\alpha_s)\sin(\alpha_s + \theta)(\sin\alpha_p/\sin\alpha_s - D/T)$$

Podemos também estimar o coeficiente de arrasto C_d para se obter D/T ou utilizar o que McCormick, Jr. Barnes W. 1967, chama de fator de desvio de escoamento para uma velocidade externa igual a zero:

$$D/T = (D/T)_{V=0} V_R^2 / 4V'w$$

Na qual temos:

$$V' = [(V \times \cos \alpha_p)^2 + (w \sin \alpha_p)^2]^{1/2}$$

A parcela 1- $(D/T)_{V=0}$ é definida como um fator de cobertura de empuxo, e desta forma pode se escrever finalmente a equação de sustentação como sendo:

$$C_L = C_{L_t} + C_{L_f} + C_{\mu} \sin(\alpha_s + \theta) [(\sin \alpha_p / \sin \alpha_s) - (F/T) V_R^2 / 4V'w]$$

Aonde a relação F/T está apresentada para alguns casos no diagrama da figura 13

FIGURA 13 Diagrama da função F/T para o cálculo da sustentação decrescida do arrasto da asa sendo os diagramas: - - - - - uma hélice por semi envergadura, - . - . - - duas hélices por semi envergadura sobrepostas, e duas hélices por semi envergadura não sobrepostas. McCormick, Jr. Barnes W. 1967

Contudo há ainda dois pontos que devem ser considerados, o primeiro diz respeito ao fato de que a esteira deve a princípio diminuir a componente $C_L=0$, a aceleração do escoamento resulta então em uma condição na qual retarda se a separação da camada limite.

E C_L pode ser calculado de uma forma bidimensional segundo McCormick através da teoria do jato soprado corrigida por uma razão de aspecto dada no diagrama da figura 14.

FIGURA 14 Diagrama de sustentação de algumas asas elípticas para o cálculo de C_L segundo três teorias descritas no diagrama. McCormick, Jr. Barnes W. 1967

Segundo o desenvolvimento de Spence, 1956, o equacionamento de C_L para um flap soprado bidimensional é dado pela relação:

$$C_{L\Gamma} = C_{L\alpha}\alpha + C_{L\delta}\delta$$

Aonde

$$C_{L\alpha} = 1.152\sqrt{C_{\mu}} + 0.106C_{\mu} + 0.051C_{\mu}^{3/2} \text{ por radiano}$$

$$C_{L\delta} = 3.54\sqrt{C_{\mu}} - 0.675C_{\mu} + 0.156C_{\mu}^{3/2} \text{ por radiano}$$

Neste caso, a parcela de sustentação do empuxo do jato de ar e do ângulo de ataque para o coeficiente de momento C_μ igual a zero, não está presente.

Neste trabalho, não se tem as componentes do empuxo da hélice, (empuxo, número de hélices e α_p), assim como não foi possível considerar um ângulo de ataque de um flap conforme sugerido anteriormente no estudo do flap soprado ($C_{L\delta}$), considerou se que da expressão

$$C_\mu = NT/qS_{asa}$$

As parcelas N e T trocadas pelo fluxo de massa m, obtido na saída do bocal de contração pela expressão:

$$m = V_{sopro} \rho_{ar} S_{saída}$$

Portanto a equação do coeficiente de quantidade de movimento tornou se:

$$C_\mu = m/qS_{asa}$$

Da mesma maneira a expressão de C_l foi re escrita como:

$$C_L = C_\mu \sin(\alpha_s + \theta)$$

Devido ao fato de que a parte experimental realizou se em ambiente com escoamento estagnado fora do campo de saída do jato de ar, considerou se que a parcela θ , (ângulo de desvio do escoamento quando deixa o bordo de ataque do aerofólio), fosse igual ao ângulo de incidência da parcela final do extradorso do aerofólio, facilmente determinado.

Desta maneira então já se tem o fundamento para o cálculo teórico da sustentação gerada por um aerofólio quando submetido ao Efeito Coanda.

3 DESCRIÇÃO DOS EXPERIMENTOS

3.1 CONSTRUÇÃO DO BOCAL CONVERGENTE

Para a realização da parte prática do experimento do efeito Coanda, tornou-se necessário que projetasse e construísse um bocal convergente que seria utilizado para acelerar e direcionar o escoamento do ar procedente do conjunto de hélice e motor a ser utilizado anteriormente em um túnel de vento experimental.

FIGURA 15 Fotografia mostrando o ventilador utilizado na construção do soprador do bocal convergente utilizado para o estudo do Efeito Coanda, foto do autor.

Para tal, e considerando-se as peculiaridades de se conseguir uma contração do escoamento sem que se defrontasse com problemas de descolamento de camada limite, escoamento turbulento na contração, foi utilizado como base o estudo feito por THOMAS MOREL, aonde trata do equacionamento e do desenho de contrações para túnel de vento bidimensionais, levando-se em conta gráficos de coeficientes de pressão levantados em túnel de vento, assim como as equações levantadas de uma forma bastante empírica, como pode ser visto em anexo.

A partir de então, para a realização dos testes previstos com aerofólios localizados logo a frente da saída de ar do bocal convergente verificou-se a necessidade de um sistema que seja capaz de ao mesmo tempo em que segure

firmemente o aerofólio, permita que este tenha movimentos de translação horizontal, translação vertical e rotação ao longo de seu eixo transversal, conforme esquematizado na figura 16.

FIGURA 16 Desenho esquemático mostrando os graus de movimentação que o aerofólio deve possuir quando colocado à frente da saída de ar do bocal convergente.

Para tal, construiu se uma estrutura de madeira, mostrada no esquema da figura 17, que ao mesmo tempo que possibilita ao aerofólio os graus de liberdade mencionados anteriormente, esteja fixando o à saída de ar do bocal convergente, como ilustrado na fotografia da figura 18

FIGURA 17 esquema de fixação do aerofólio em frente do bocal de contração

FIGURA 18 Fotografia do bocal de contração juntamente com o suporte para o aerofólio.

3.2 SISTEMA DE CONTROLE DO ESCOAMENTO DE AR DO SOPRADOR

Foi muito importante que se conseguisse um controle eficiente da velocidade de saída do ar no bocal e consequentemente, outros parâmetros tais como o número de Reynolds, uma opção utilizada foi através do controle de rotações alcançadas pelo fan do túnel de vento, para tal utilizou se de um variador de frequência de alimentação elétrica acoplado ao motor do ventilador utilizado para poder variar a velocidade do escoamento de maneira confiável e com infinitos pontos em uma escala graduada de zero à velocidade máxima, para o controle da rotação do ventilador.

3.3 SISTEMA DE AVALIAÇÃO DO ESCOAMENTO DO BOCAL CONVERGENTE

Para a verificação experimental do escoamento do bocal, utilizou se de um "pente" de tubos de pitot que serviu para que se pudesse verificar a maneira pela qual o escoamento estava saindo do bocal, com o objetivo de determinar quão bom era a saída do ar do mesmo, conforme pode ser visto na figura abaixo.

FIGURA 19 Desenho esquemático da montagem do pente de tubos de pitot localizado logo à frente do bocal convergente, e conectado ao multimanômetro para a leitura das pressões ao longo da cota da saída de ar.

Na figura 20 pode ser vista uma fotografia do multimanômetro utilizado para a realização das leituras de pressão na saída do escoamento de ar do bocal.

FIGURA 20 Fotografia mostrando o multimanômetro utilizado para a tomada de pressão nos testes de adequação do bocal convergente utilizado no experimento do Efeito Coanda.

3.4 AEROFÓLIO UTILIZADO

O aerofólio deve ser escolhido, em primeiro plano, por atender de um modo

geral, razoavelmente bem todos os pontos abordados, e claro, evidenciando o seu objetivo (velocidade elevada, pouso curto, uso geral, planeio, ou qualquer outro).

FIGURA 21 Terminologia de um aerofólio típico

É comum que se escolha um aerofólio devido a suas características de sustentação e arrasto, assim como cada um destes aerofólios tenham um envelope de especificações que se adequem ao uso para a qual uma aeronave está designada, deve se levar em conta que as características do aerofólio escolhido serão determinantes quando se fala em desempenho de uma aeronave, não se pode esquecer de que por exemplo, que o aerofólio utilizado nas asas rotativas de um helicóptero são diferentes do utilizado em uma aeronave de asa fixa.

É pela escolha do aerofólio utilizado em uma asa que podemos conhecer e controlar as características de voo de uma aeronave, características estas que envolvem vários fatores tais como arrasto, velocidade, estabilidade em voo, stall de asa, velocidade de cruzeiro, velocidade de stall.

Em função disto, existem alguns padrões que foram estabelecidos e que são aceitos pela grande maioria dos projetistas aeronáuticos, assim como uma relação entre as classificações numérica e alfanumérica, classificação esta que pode ser arbitrária ou que siga alguns padrões que servirão para facilitar a sua completa identificação, contudo, este não é o objetivo deste estudo, e sendo assim, este trabalho utilizou o aerofólio GAW-1. existente no laboratório da universidade.

FIGURA 22 Perfil do aerofólio GAW-1 com o ângulo de inclinação θ no bordo de fuga do extradorso.

Entre os motivos determinantes para a utilização deste aerofólio estava o fato de já estar preparado e em condições de ser utilizado experimentalmente em um túnel de vento (pontos de tomada de pressão, elementos de suporte), conforme pode ser visto na fotografia seguinte.

FIGURA 23 Fotografia mostrando a saída dos tubos das tomadas de pressão que serão ligadas ao manômetro para a leitura dos diversos pontos de tomada de pressão localizados na superfície do aerofólio.

O aerofólio foi construído de madeira com uma seção de tomada de pressão ao longo da corda, seção esta situada na parte central do aerofólio, para que as tomadas de pressão possam ser caracterizadas como bidimensionais, ou seja, para

que não haja a interferência das extremidades da asa nas tomadas de pressão, prejudicando assim os resultados obtidos no experimento.

Com o suporte do aerofólio montado e devidamente instalado, foram medidas as tomadas de pressão para o aerofólio com ângulos de ataque estabelecidos de 0° a 45°, verificando desta maneira o comportamento do aerofólio quando submetidos a estes ângulos de ataque, que indicou a potencialidade de utilização deste artifício, no tocante à geração de forças aerodinâmicas.

3.5 PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL

Para a reprodução deste experimento, elaborou-se uma descrição passo a passo das medidas tomadas para a obtenção dos valores dos coeficientes desejados, visando a comparação destes com os valores obtidos teoricamente.

Montou-se o bocal convergente acoplado ao duto, com respectivo ventilador em local apropriado, de maneira que se pudesse acioná-lo com o mínimo de interferências externas.

Fixou-se o “pente de tubos de pitot” em um suporte de maneira que este, devidamente conectado ao multimanômetro, pudesse variar a sua posição horizontal logo a frente do bocal e logo acima do extradorso do aerofólio.

Testou-se o ventilador para valores de frequência de alimentação do aparelho entre 10, 20, 30, 40, 50 e 60 Hz, a fim da checagem de segurança do motor.

Colocou-se o “pente de Pitot” em posições de 0, 50, 100, 200 e 300mm à frente da saída de ar do bocal, para se determinar como se comportava o escoamento na saída do bocal, ocasião em que foi aferido o equipamento e obteve-se o valor da velocidade máxima alcançada através da relação $P_{din} = \frac{1}{2} \rho V^2$, decidiu-se por utilizar a velocidade máxima, devido às oscilações verificadas nas leituras do multimanômetro.

Fixou-se o suporte do aerofólio com o mesmo logo à frente do bocal convergente, de maneira que o escoamento se desse somente sobre a superfície do extradorso, e que o ângulo de ataque do aerofólio variasse de 0° , 10° , 20° , 30° e 45° .

Fixou-se o “pente de pitot” sobre o aerofólio para valores de porcentagem da corda a partir do bordo de ataque, entre 0%, 25%, 50% e 75%, repetindo esta operação para os ângulos de ataque de 0° , 10° , 20° , 30° e 45° , desta maneira conseguiu-se o perfil de pressão do escoamento no extradorso do aerofólio, por último.

Acoplou-se os tubos de saída dos pontos de tomada de pressão do aerofólio ao multimanômetro e, com este fixado logo à frente da saída de ar do bocal convergente.

Realizou-se a leitura das tomadas de pressão para os ângulos de 0° , 10° , 20° , 30° e 45° , afim de se calcular a curva de pressão no extradorso, e poder comparar estes resultados com os resultados teóricos.

4 APRESENTAÇÃO DOS RESULTADOS E DISCUSSÃO

4.1 PERFIL DO ESCOAMENTO NA SAÍDA DO BOCAL DE CONTRAÇÃO.

Como ponto de partida deste trabalho, verificou-se o comportamento do escoamento na saída do bocal de contração, para um número de Reynolds na ordem de 190.000, através da medição dos perfis de velocidades do fluxo de ar, a distâncias pré estabelecidas de 0, 50, 100, 200 e 300mm, com uma velocidade de escoamento máxima de 14,15 m/s, os gráficos foram compilados utilizando-se o programa Excel, assim como as tabelas de aquisição de dados, conforme pode ser observado no exemplo abaixo.

VL=14,15m/s		
altura pitot mm	veloc 0mm	V/VL
0,5	10	0,706714
2	12,11	0,8558
4	13,25	0,9364
4,6	13,75	0,9717
8	14	0,9894
9,8	14,1	0,9965
11	14,12	0,9979
12	14,15	1,0000
13	14,15	1,0000
14	14,15	1,0000
16	14,15	1,0000
18	14,15	1,0000
20	14,15	1,0000
22	14,15	1,0000
24	14,15	1,0000
26	14,15	1,0000
28	14,15	1,0000
30	14,15	1,0000
35	14,15	1,0000
40	14,15	1,0000
45	14,15	1,0000
50	14,15	1,0000

FIGURA 26 Tabela utilizada pelo programa Excel para confecção de gráficos, e os cálculos das áreas

FIGURA 27 Gráfico mostrando o perfil de velocidade a distância de 0 mm do bocal de contração

FIGURA 28 Gráfico mostrando o perfil de velocidade a distância de 50 mm do bocal de contração

FIGURA 29 Gráfico mostrando o perfil de velocidade a distância de 100 mm do bocal de contração

FIGURA 30 Gráfico mostrando o perfil de velocidade a distância de 200 mm do bocal de contração

FIGURA 31 Gráfico mostrando o perfil de velocidade a distância de 300 mm do bocal de contração

FIGURA 32 Gráfico mostrando os perfis de velocidade as distâncias de 0, 50, 100, 200 e 300 mm do bocal de contração

4.1.1 DISCUSSÃO DO ESCOAMENTO NA SAÍDA DO BOCAL DE CONTRAÇÃO

Através da análise dos gráficos dos perfis de velocidade (V/V_L), observou-se que, nas distâncias estabelecidas, o escoamento se manteve relativamente estável, havendo uma variação no perfil nos locais próximos à fronteira entre o ar que saiu do bocal com velocidade e o ar estagnado do ambiente de testes.

O ponto de referência para a tomada dos valores obtidos, foi o plano horizontal definido pela borda inferior da saída do bocal de contração.

Verificou-se também a perda de carga à medida que se afastava da saída do jato no plano horizontal, o valor máximo (300 mm) das tomadas de velocidade foi

determinado em função da corda do aerofólio utilizado (275 mm), qualquer medida tomada além desta cota, não teria valor significativo.

4.2 PERFIL DO ESCOAMENTO NO EXTRADORSO DO AEROFÓLIO

Verificou-se o comportamento do escoamento soprado sobre o extradorso do aerofólio com $Re \cong 214.000$, para a constatação da ocorrência da separação da camada limite aerodinâmica, e em quais ocasiões isto ocorreu, conforme já descrito.

As aquisições dos dados foram realizadas para as porcentagens de cota pré estabelecidas para os ângulos de ataque determinados.

Os gráficos estão na sequência crescente de ângulos de ataque e porcentagens da corda respectivamente.

FIGURA 33 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 0% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 0°

FIGURA 34 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 25% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 0°

FIGURA 35 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 50% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 0°

FIGURA 36 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 75% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 0°

FIGURA 37 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 0% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 10°

FIGURA 38 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 25% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 10°

FIGURA 39 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 50% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 10°

FIGURA 40 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 75% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 10°

FIGURA 41 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 0% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 20°

FIGURA 42 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 25% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 20°

FIGURA 43 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 50% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 20°

FIGURA 44 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 75% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 20°

FIGURA 45 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 0% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 30°

FIGURA 46 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 25% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 30°

FIGURA 47 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 50% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 30°

FIGURA 48 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 75% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 30°

FIGURA 49 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 0% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 45°

FIGURA 50 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 25% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 45°

FIGURA 51 Gráfico mostrando o coeficiente de velocidade sobre o aerofólio a 50% do comprimento da corda, para um ângulo de ataque de 45°

4.2.1 DISCUSSÃO DO PERFIL DO ESCOAMENTO NO EXTRADORSO DO AEROFÓLIO

Foi observado o que parece ser a ocorrência da separação da camada limite já a partir de um ângulo de ataque de 10° , fato este que certamente interferiu no passo seguinte, a obtenção dos coeficientes de sustentação. Com a ocorrência da separação, ficou bastante claro que os valores de C_l esperados dificilmente seriam alcançados, percebeu se claramente pela observação das curvas obtidas, entre 20° e 45° que houve um período de transição na estabilidade do escoamento até que este definiu claramente as fronteiras de seu comportamento a 50% da corda para um ângulo de 45° .

4.3 PERFIL DE PRESSÃO DO AEROFÓLIO SOB EFEITO COANDA

Para comparar os valores teóricos deste trabalho, foi necessária a obtenção de valores dos coeficientes, obtidos em condições laboratoriais a fim de verificar os resultados. Para tal, comparou-se uma série de curvas dos coeficientes de pressão do aerofólio proposto, nas condições do efeito Coanda. Isto forneceu um parâmetro de comparação.

FIGURA 52 Gráfico do Coeficiente C_n , para um ângulo de ataque de 0°

FIGURA 53 Gráfico do Coeficiente C_n , para um ângulo de ataque de 10°

FIGURA 54 Gráfico do Coeficiente C_n , para um ângulo de ataque de 20°

FIGURA 55 Gráfico do Coeficiente C_N , para um ângulo de ataque de 30°

FIGURA 56 Gráfico do Coeficiente C_N , para um ângulo de ataque de 45°

4.3.1 DISCUSSÃO DO PERFIL DE PRESSÃO DO AEROFÓLIO SOB EFEITO COANDA

Verificou-se que a melhor relação entre o coeficiente normal (C_N), obtida pela integração das áreas dos gráficos, e o ângulo de ataque α foi a com o ângulo de ataque α_s de 30° , notou-se aí também, um acentuado decréscimo nos valores obtidos, o que evidenciou a ocorrência do descolamento da camada limite.

Já eram conhecidos os valores das áreas dos gráficos, desta maneira nos forneceriam os valores do coeficiente normal da superfície, para que se obtivesse o coeficiente de sustentação (C_L), deveria se multiplicar o valor da área obtido pelo cosseno do ângulo de ataque do aerofólio. Para este cálculo não foi considerada a parcela relativa ao arrasto por ser esta de valor desprezível em relação aos valores encontrados. Desta maneira foi possível a comparação dos valores dos coeficientes teóricos e os experimentais, obtidos no experimento.

$$C_L = C_\mu \sin(\alpha_s + \theta)$$

$$C_\mu = m/qS_{asa}$$

$$m = V_{sopro} \rho_{ar} S_{saída}$$

$$q = V_{sopro} \rho_{ar}$$

Neste caso obtivemos:

$$m = 14.15 \text{ m/s } 1.15 \text{ kg/m}^3 0.1 \text{ m}^2 = 1.62725 \text{ kg/s}$$

$$q = 14.15 \text{ m/s } 1.15 \text{ kg/m}^3 = 16.2725 \text{ kg/m}^2\text{s}$$

$$C_\mu = \frac{1.62725}{16.2725 \times 0.275} = 0.373748$$

$$C_L = 0.373748 \sin(\alpha_s + 18^\circ)$$

Pode-se então, montar a tabela e o gráfico para que seja possível comparar os valores obtidos.

ângulo de ataque	CL = area x cos(ângulo)	CL teorico
0	0,138	0,1155
10	0,3043	0,1755
20	0,4915	0,2301
30	0,4512	0,2778
45	0,1527	0,333

FIGURA 57 Tabela do programa Excel utilizada para a comparação dos dados obtidos

FIGURA 58 Gráfico comparativo dos coeficientes C_L obtidos deste trabalho

Claramente se percebe que o coeficiente de inclinação das curvas ficou bastante diferente entre os valores obtidos em laboratório e os valores calculados pela abordagem proposta neste trabalho.

5 CONCLUSÃO

O presente trabalho estudou um efeito aerodinâmico, o Efeito Coanda e para este fim foi construído um bocal de contração para assim criar um jato de ar com perfil de velocidade uniforme sobre a superfície superior (extradorso) do aerofólio.

Os resultados experimentais mostraram uma curva de C_L versus Angulo de Ataque do perfil que aumentou quase linearmente desde um valor perto daquele da curva teórica a 0° até 20° demonstrando um valor $dC_L/d\alpha$ bem maior que o valor teórico, sendo que com o continuado aumento do Angulo de Ataque, a camada limite superior sofreu os efeitos de separação e a curva experimental subseqüentemente desceu para cruzar a curva teórica em descendente a um valor de aproximadamente 35° , veja Figura 58. Essa diferença entre teoria e resultados experimentais demonstra o real Efeito Coanda, comparado à aplicação de uma adaptação da teoria do McCormick (1967).

Os resultados acima descritos indicarem que a abordagem teórica foi ineficaz.

Devido às circunstâncias, não houve a possibilidade de uma abordagem mais exata dentro desse trabalho, a qual poderia considerar a situação aerodinâmica por meio da aplicação, por exemplo, da Teoria Munk Glauert dos Aerofólios Finos, ou futuramente por meio de uma análise numérica que também incluiria o escoamento do sopro, ou seja o Efeito Coanda.

Referências bibliográficas

- Anderson, John. D., Fundamentals of Aerodynamics, McGraw Hill
- Bowers P.M. "Aeronaves não Convencionais" Editora Lutécia Ltd, Rio de Janeiro R.J.1984
- Elliot K., Wilbur B. V/STOL Logistic Transport Lifting Fan Design Selection and Performance, Aerospace Engineering. Abril 1961
- Feng J.; Joseph D. D., The Motion of a Solid Sphere Suspended by a Newtonian or Viscoelastic Jet, Journal of Fluid Mechanics, vol 315, Dezembro 1995
- Gunston, Bill "Aviões do futuro" Editora Nova Cultural Ltda, 1986
- Hilton Eduardo, Dinâmica e Aerodinâmica de Aviões para a aviação Experimental, Edição independente. 1986
- Houghton, (Houghton E.L. Carruthers N.B. Aerodynamics for Engineering Students, Edward Arnold Editora, Londres Inglaterra 3a Edição, 1982
- Holman J.P. "Transferência de calor", McGraw-Hill do Brasil 1983
- Jones R.T., Wing Theory Princeton University Press, Princeton New Jersey 1990
- Kamal A.R.I., Gonçalves M.M., Benevenuto F.J., Instrumentação Básica para Engenharia, Campinas S. P. Ed. do autor 1994 pg. 16
- Kroes M. J.; Watkins W. A.; Delp F., Aircraft Maintenance & Repair, McGraw Hill Book Co., Sixth Edition 1993, Singapore
- Kuhn R.E. "Semi- Empirical Procedure for Estimating Lift and Drag Characteristics of Propeller – Wing – Flap Configuration for Vertical and Short Take-off and Landing Airplanes" NASA memo 1-16-59L,
- Malavard L.; Poisson-Quinton, Ph.;e Jousserandot, P., Jet induced Circulation Control part I, Aero Digest, Setembro 1956
- Malavard L.; Poisson-Quinton, Ph.;e Jousserandot, P., Jet induced Circulation Control part II, Aero Digest, Outubro 1956
- McCormick, Jr. Barnes W. Aerodynamics of V/STOL Flight Academy Press, inc. 1967 New York
- Moran J., An Introduction to Theoretical and Computational Aerodynamics, John Wiley & Sons, Inc., 1984 Estados Unidos

Control part II, Aero Digest, Outubro 1956

McCormick, Jr. Barnes W. Aerodynamics of V/STOL Flight Academy Press, inc.
1967 New York

Moran J., An Introduction to Theoretical and Computational Aerodynamics, John
Wiley & Sons, Inc., 1984 Estados Unidos

Morel T., Comprehensive Design of Axisymmetric Wind Tunnel Contractions, Journal
of Fluid Mechanical Engineering, June 1975.

Nickel K.; Wohlfahrt M., Tailless Aircraft in Theory and Practice, American
Institute of Aeronautics and Astronautics, inc. Washington, DC United State
of America, 1994

Rogers Mike, VSTOL Military Research Aircraft, Editor, Mansur Darlington, 1989

Saunders G.H. A Dinâmica de Vôo do Helicóptero L.T.C. Livros técnicos e
Científicos Editora Rio de Janeiro R.J. 1985

Sawada K.; Asami K., Numerical Study on the Underexpanded Coanda Jet,
Journal of Fluid Mechanics, vol 34, Setembro – Outubro 1997

Schmitz F.W. Aerodynamik des Flugmodells, Duisberg, Alemanha

Simons M., Model Aircraft Aerodynamics, Ed. Argus Books.

Smelt R, and Davies, H., Estimation of Increase in Lift due to Slipstream, A.R.C., R &
M
1788, 1937.

Spence D. A., The Lift of a Thin, Jet – Flapped Wing, Proceedings of the Royal
Society,
A 238, 46 – 68, 1956

Stribling C. B., Basic Aerodynamics, Butterworth & Co (Publishers) Ltd, Great
Britain, 1984

Vieira Rui Carlos C., Mecânica dos Fluidos, Publicação nº 55, Serviço de
publicação da Escola de Engenharia de São Carlos, 1961

Wille R.; Fernholz H., Report on the first European Mechanics Colloquium, on
the Coanda Effect, Journal of Fluid Mechanics, vol 23, Setembro 1965

ANEXO “A”

O AVIÃO À REAÇÃO DE COANDA

O AVIÃO À REAÇÃO DE COANDA

Este avião aguçou a curiosidade de todos os que estavam presentes, pelo fato de não possuir hélice, e ser totalmente diferente do formato que se conhecia como o padrão para os aviões da época.

Tratava-se de um biplano, monoplace, ou seja, com um assento, equipado com um motor à reação e cujas características principais eram:

Envergadura.....	10.32 metros
Comprimento.....	12.50 metros
Superfície de sustentação.....	32.70 metros quadrados
Peso.....	420 kg
Força propulsiva ao nível do mar.....	220 kgf

As notícias da época sobre este estranho avião são as que seguem abaixo:

“Pela primeira vez os suportes das asas são feitos de metal e não de madeira, as asas foram pela primeira vez equipadas com superfícies móveis colocadas a frente das asas para aumentar a sustentação.

O perfil das asas tem uma curvatura estranha, seu contorno era retangular exceto que eles eram, obviamente, circular nas pontas.”

A gasolina e o óleo lubrificante eram armazenados dentro da asa superior. Essa foi a primeira vez que tal resolução, no início do século, para o armazenamento de combustível foi utilizado e possivelmente utilizado pelo próprio Coanda mais tarde quando então projetista da fábrica de aviões britânica Bristol Aircraft Company. Hoje esse método é considerado o normal, sendo, por motivos de aproveitamento de espaço útil, o mais pratico.

As duas asas tinham diferentes comprimentos, e a superior estava fixada acima da asa inferior que era menor, e desta maneira, a interferência aerodinâmica entre as duas asas era reduzida.

Esta configuração de construção para aviões, aplicada pôr Henry Coanda foi mais tarde chamada de " Sesquiplano ", e foi reinventada dez anos depois, sendo usada nos aviões de Fokker, Brequet, e Potez entre outros.

Paul Painleve – 1863-1933, Professor em Sorbone, um dos pioneiros na mecânica aeronáutica, o qual também voou com Wilbur, Wright e Henri Farman ainda em 1908 – Sestrioux e Gustave Eiffel – 1832-1923 – um pioneiro da aerodinâmica experimental, sua primeira experiência sendo levado para fora da torre que leva o seu nome- estava particularmente interessado na máquina de Henry Coanda. No entanto, ele a realizou em um horário no qual o avião à reação não havia ainda aparecido.

Mais tarde Eiffel comentaria " Este garoto deveria ter nascido trinta anos mais tarde ".

A parte mais interessante do avião de Coanda era o sistema de propulsão adotado, uma revolução real no sistema de propulsão utilizado até então na construção de motores de aviões, que seria considerada como uma solução para problemas futuros.

O " motor à reação aéreo ", inventado e construído pela primeira vez pôr Henry Coanda, composto de um motor à explosão de quatro cilindros, refrigerado à água e que desenvolvia a potência de 50 H.P. (horse-power) a 1000 rotações por minuto.

Este motor a pistão era conectado a uma haste multiplicadora de rotações, e cujo movimento era transmitido a um compressor que girava a uma rotação de 4000 rotações por minuto, em frente a este compressor estava localizado um obturador - muito similar ao utilizado em equipamentos fotográficos – que deveria ser controlado pelo piloto a fim de limitar a quantidade de ar ingerido pelo

compressor, o ar entraria para as câmaras de combustão, o qual tinham uma seção anelar localizadas em ambos os lados da fuselagem, e pela qual através de alguns tubos, seriam expelidos e desta maneira teríamos então uma força de empuxo gerada.

A força de empuxo gerada pôr este motor ao nível do mar era de 220 kgf, muito maior do que a força obtida então pôr qualquer motor existente até então que movimentasse uma hélice.

Muitos visitantes estavam com grande expectativa quanto as possibilidades desta nova aeronave que podia decolar sem hélice e que nunca ouviram nada a respeito desta nova forma de propulsão.

Depois do término da exposição em 16 de dezembro de 1910, Henry Coanda transportou seu aeroplano para Issy-Les-Moulineaux, onde pretendia apenas verificar o funcionamento do motor, e não voar. Contudo quando Coanda entrou em seu avião, com a intenção de verificar o funcionamento do motor e, após alguns minutos de aquecimento do motor, empurrou os botões que comandavam a abertura do carburador, e desse modo a velocidade de rotação do compressor, o avião começou a se mover cada vez mais rápido, enquanto que fagulhas e fumaça podiam ser vistas ao longo da fuselagem, logo após a exaustão do motor.

Após um curto espaço de tempo, antes mesmo que Coanda pudesse realizar o que realmente pretendia, o avião já se encontrava no ar, impressionado com as fagulhas e horrorizado com o fato de que nunca havia pilotado um avião com motor, mas somente planadores até então, Coanda perdeu o controle de seu avião, o qual começou a perder velocidade e altura e em pouco tempo o avião bateu no solo e rodou.

Este primeiro vôo foi descrito pelo próprio Coanda em 1964 como segue: " A máquina ganhou altura muito rápido quando eu percebi, não foi minha culpa, mas depois de um instante ela entrou em uma descida, bateu no solo e girou por completo. "Foi muita sorte eu não estar fixado na cadeira, por causa disto é que eu

fui jogado para fora do avião quando este bateu no solo e começou a girar, caso contrário eu poderia ser queimado com o avião ”.

Esta tentativa constitui no primeiro vôo de um avião movido com motor a reação no mundo, contudo, devido a falta de recursos financeiros, Coanda não pode continuar a sua pesquisa com a construção de um segundo protótipo de motor a reação, e este novo tipo de avião não pode voar pôr intermédio de Henry Coanda.

Isto significa que trinta anos antes de Heinkel, Campini e Whittle, Coanda construíra e voara o primeiro avião movido com um motor à reação. Fato que seria mencionado mais tarde por algumas revistas importantes de aviação.

A revista “America Aviation” , em sua edição de 5 de Dezembro de 1955 incluiu um artigo com o título “ Quem foi o pai da aviação à reação?” o qual, dava a Coanda, a primazia do vôo a reação.

A revista de aviação “ Aviation Magazine ” número 160 de 1955 incluiu um artigo escrito por Andre Bie “ O Primeiro Avião Turbo-Propelido do mundo ” , o qual, descreve o avião de Coanda.

Green e Cross, em seu livro “ The jet Aircraft of the world ” Londres 1955 também mencionam o avião “ Coanda-1910 ”.

A revista “ Flying ” na edição de setembro de 1956 Inclui o artigo “ The flew in 1910 ” pôr Rene Aubrey, o qual também descreve o avião de Coanda e o seu vôo.

ANEXO “B”

**FOTOGRAFIAS DO BOCAL CONVERGENTE E DO FAN UTILIZADO DO
EXPERIMENTO DO EFEITO COANDA**

FIGURA B1 Fotografia mostrando o modelo construído em escala 1/10 do bocal de contração montado para o experimento do Efeito Coanda

FIGURA B2 Fotografia mostrando o bocal convergente em perspectiva frontal a esquerda e traseira a direita, juntamente com o suporte de apoio.

FIGURA B3 Fotografia mostrando o suporte do aerofólio montado à frente do bocal convergente, sem estar com o aerofólio fixado

FIGURA B4 Fotografia mostrando o compartimento do fan, antes de colocada a "colmeia".

FIGURA B5 Fotografia mostrando o fan (ventilador) utilizado para a movimentação do ar pelo sistema de escoamento do bocal de contração, pode ser visto em segundo plano, a colmeia de equalização do escoamento

FIGURA B6 Fotografia mostrando uma visão em perspectiva do sistema utilizado no estudo do Efeito Coanda, na qual pode ser visto o bocal convergente, o fan (ventilador) utilizado para a movimentação do ar através do sistema e os suportes do fan e do aerofólio à frente

FIGURA B7 Fotografia mostrando o fan (ventilador), em seu primeiro teste de funcionamento, aonde pode ser vista a colmeia de equalização do escoamento em segundo plano.

FIGURA B8 Fotografia mostrando a colmeia de equalização do escoamento montada na saída do bocal do fan (ventilador), ainda no túnel de vento

FIGURA B9 Fotografia mostrando o compartimento do fan e o bocal de contração em preparação para montagem.

FIGURA B10 Fotografia mostrando o Fan antes de ser instalado o bocal de contração, já com a "colmeia" para a uniformização do escoamento

FIGURA B11 Fotografia mostrando uma visão geral da montagem do bocal de contração no suporte do fan (ventilador) utilizado para a movimentação do ar pelo sistema de escoamento

FIGURA B 12 Fotografia do sistema de fixação do aerofólio, com um aerofólio Gaw-1 posto logo à frente da saída do bocal de convergência (foto do autor)

FIGURA B13

FIGURA B14

FIGURA B15

FIGURAS B13, B14 e B14, São fotografias mostrando o aerofólio GAW - 1 utilizado neste trabalho, com os pontos de tomada de pressão e os tubos de ligação ao manômetro de leitura.

ANEXO “C”

CONSTRUÇÃO DO BOCAL CONVERGENTE

CONSTRUÇÃO DO BOCAL CONVERGENTE

Para a realização da parte prática do experimento do efeito Coanda, se tornou necessário que se projetasse e construísse um bocal convergente que foi utilizado para se acelerar o escoamento do ar de saída do túnel de vento, que esteve soprando sobre o aerofólio.

FIGURA C1 Fotografia mostrando o desenho feito com base no estudo de MOREL para o projeto e dimensionamento do bocal convergente utilizado para a realização do Efeito Coanda.

Para tal, e considerando-se as peculiaridades de se obter uma contração do escoamento sem se defrontar com problemas de descolamento de camada limite, o escoamento turbulento na contração foi utilizado como base o estudo feito por Thomas Morel, 1975, onde tratou-se do equacionamento e do desenho das possíveis contrações para túnel de vento bidimensionais, levando-se em conta gráficos de coeficientes de pressão levantados em túnel de vento, assim como as equações, de uma forma bastante empírica.

DIMENSIONAMENTO

Basicamente as dimensões do bocal estavam condicionadas ao tamanho da saída de ar do túnel de vento, que foi utilizado para o sopro para o escoamento sobre o aerofólio. Essas dimensões foram cuidadosamente calculadas a fim de não se observarem fenômenos indesejáveis à influência do escoamento de ar através das paredes deste bocal, vide figura.

FIGURA C2 Fotografia tirada no Laboratório de Aeronaves U.S.P. aonde pode ser visto a saída do fan do túnel de vento que será utilizado como soprador do bocal de contração para o experimento do Efeito Coanda (foto do autor)

Sendo que esta seção do túnel tinha como medidas um metro de altura, por um metro de largura, e a partir destas cotas é que foram estabelecidos todos os outros parâmetros dimensionais, tais como curvaturas das paredes, comprimento do bocal, etc.

CRITÉRIOS DIRECIONADORES DAS EQUAÇÕES

Baseados no estudo de Thomas Morel, 1975, a contração do nosso bocal pôde ser obtida. Convém ainda lembrar que Morel aplicou os cálculos a razões de contração na ordem de oito vezes a área de entrada do ar, e que nesse caso, a ordem estava fixada em dez vezes a área de entrada de ar e, desta maneira necessariamente tivemos que extrapolar alguns parâmetros gráficos sugeridos por Morel. Contudo, em vista dos resultados obtidos nos testes preliminares realizados com o bocal construído, pudemos afirmar que o dimensionamento satisfaz os requisitos necessários para a elaboração dos testes.

Segundo as diretrizes estabelecidas para o escoamento, da variação do número de Reynolds, (ou seja controle da velocidade de saída do ar no bocal), a capacidade de se manter um escoamento uniforme por um período de tempo relativamente longo, e a mínima interferência externa ao escoamento na entrada e na saída de ar do bocal convergente, é que se delimitou as características do projeto do bocal convergente e das relações de compressão adotadas para este bocal.

CONTORNO DA CONTRAÇÃO BIDIMENSIONAL

Como foi observado anteriormente, a contração do bocal convergente é feita seguindo-se critérios pré-estabelecidos para que não ocorram efeitos indesejáveis no escoamento, o qual estaria sendo contraído. Para que se chegasse a um valor e a um desenho satisfatório do bocal, foram feitas maquetes do bocal e discutidas as vantagens e desvantagens de cada forma, até que se chegou a um denominador no qual pôde-se avaliar de maneira mais precisa o comportamento do fluido quando que escoando dentro da contração, uma grande parte desta verificação foi realizada de maneira empírica ou seja diretamente no laboratório com o acionamento do bocal.

Para o cálculo teórico da contração adotada, conforme já mencionado anteriormente, utilizou-se dos critérios de Morel 1975, conforme demonstrado a seguir.

Primeiramente devíamos considerar que o escoamento é bidimensional, pois o critério utilizado trata de escoamento em duas dimensões, tivemos que levar ainda em consideração que o fluido não seja viscoso.

Conforme pode ser visto na figura C3, o desenho lateral da contração foi baseado em dois arcos cúbicos, aonde pode-se observar as componentes geométricas laterais do bocal convergente.

FIGURA C3 Desenho esquemático da lateral da contração do bocal convergente aonde podem ser vistas as componentes geométricas do bocal, L comprimento total do bocal, X_m comprimento do ponto de inflexão, U_1 entrada de ar do bocal, U_2 saída de ar do bocal, H_1 dimensão da entrada de ar, H_2 dimensão da saída de ar, r_c raio de curvatura das curvas das paredes do bocal, $X = x_m/L$ relação entre o ponto de inflexão e o comprimento total do bocal.

Um problema que foi levado em conta, era o fato de estar relacionado com a não uniformidade do escoamento de ar na saída do bocal convergente, Nos gráficos dados, temos um maior rendimento do sistema sem que aja a separação da camada limite e consequentemente uma maior uniformidade na saída do ar.

Outro problema que era relacionado ao projeto de contrações em túneis de vento estava relacionado à necessidade de um escoamento uniforme na saída de ar e à separação da camada limite que ocorre durante o processo de contração

Podemos então definir uma boa contração como sendo aquela em que se diminua ao máximo a área de saída sem que haja uma separação da camada limite, segundo Morel,1975, isto se consegue através de processos matemáticos, como por exemplo a aplicação da teoria de Laplace. Contudo, na prática, é bastante difícil a construção de uma contração que satisfaça todas as hipóteses preiminares.

Outro recurso pode ser a utilização do perfil de distribuição de velocidades como uma função analítica, semelhantemente como é tratado o perfil do escoamento do ar quando deixa o disco de uma hélice, deve-se ter em mente que o desenho da parede da contração deve seguir a distribuição de pressão, contudo, verificou-se que este método não é prático.

Morel, 1975, trata basicamente do problema pelo ponto de vista do escoamento, para tal deve-se estabelecer limitações tais como, o perfil de velocidade na saída deve ser uniforme, e ainda que a distribuição de velocidades na parede também deve ser uniforme.

A abordagem do problema levando-se uma solução numérica em contraste com uma solução analítica, que seja satisfatória em consideração à velocidade, tem duas vantagens, a primeira está relacionada com o fato de que esta solução serve para todos os contornos, e a segunda está relacionada com o fato de que esta solução serve para uma contração de comprimento finito, entre estas vantagens, está o fato de que não há uma utilização de cálculos muito complexos, tornando assim a compreensão dos resultados e do método utilizado mais simples, basicamente, utiliza-se de uma família de gráficos que dão a orientação para a elaboração do projeto.

Para a definição do perfil do bocal convergente, foram utilizadas duas curvas cúbicas, como pode ser visto na figura D4, este é sem dúvida o melhor resultado bidimensional para a montagem do soprador, com cálculos realizados via computador.

CRITÉRIOS PARA A ELABORAÇÃO DO DESENHO

Foram levados em conta quatro parâmetros básicos para a confecção do bocal convergente:

O fluxo de saída deve ser uniforme

Deve-se evitar a separação da camada limite

Deve-se ter o menor comprimento do bocal possível

A camada limite deve ser a mais fina possível na saída

Os parâmetros de contração são considerados a partir da forma do bico e do comprimento (X e L)

Verifica-se que os dois primeiros parâmetros são satisfeitos quando se aumenta o comprimento L, contudo, isto aumenta também a espessura da camada limite.

Para solucionar o problema da espessura da camada limite na distribuição de pressão nas paredes, dois coeficientes de pressão da parede são definidos como:

$$C_{p_e} = 1 - (U_{2,\infty}/V_e)^2$$

$$C_{p_i} = 1 - (V_i/U_{1,\infty})^2$$

Os índices "e " e "i " se referem a máxima e a mínima velocidade da parede respectivamente.

Portanto, o gradiente de pressão pode ser representado por estas duas fórmulas descritas acima.

RESULTADOS NUMÉRICOS

MOREL realizou alguns cálculos baseados em três valores de geometria:

$$L/H = 0,85; 1,00; 1,21; 1,50$$

Para valores de:

$X = 0,2; 0,3; 0,425; 0,575; 0,700$ e $0,800$ para uma razão de compressão CR de 2 e 4

e

$X = 0,30; 0,45; 0,55; 0,65; 0,75; 0,85$ para uma razão de compressão CR de 6, 8 e 10

Mais de 120 configurações foram testadas, e para um CR de 4 e 8, os resultados estão nas figuras C4 e C5.

FIGURA C4 Gráfico para a determinação dos coeficientes de pressão C_{pi} e C_{pe} para uma razão de compressão (CR) de oito vezes

coeficientes de pressão C_{pi} e C_{pe} para $CR = 4$

FIGURA C5 Gráfico para a determinação dos coeficientes de pressão C_{pi} e C_{pe} para uma razão de compressão (CR) de quatro vezes

A inclinação dos C_{ps} com CR ; L/H e X , é similar ao caso de eixos simétricos.

Um dos critérios de separação de Stratford para o gradiente de pressão na parede é dado através da relação matemática mostrada abaixo:

$$DC_p/d(x/H_1) = 0.4(C_{pi}/s/H_1)$$

O gráfico da figura C6 mostra um bom decaimento da curva quando plotada contra C_{pi} para um valor grande de CR e pequeno C_p .

FIGURA C6 Gráfico mostrando o decaimento da curva dos gradientes de pressão interna para as curvas de CR variando de 2 a 10

Para valores pequenos de C_{Pe} temos: $2,5 C_{Pe}$

A não uniformidade U_2 proporcional a C_{Pe} encontra-se na figura C7, e a constante de proporcionalidade está entre 0,19 e 0,01, enquanto que a relação $U_2 = 0,19 C_{Pe}$ satisfaz a prática

FIGURA C7 Diagrama dos coeficientes de pressão

Foram encontrados três pontos de decaimento da curva entre a saída e a distância de $0,4H_2$ escoando segundo a relação:

$$\text{Exp}(-6,3 x/H_2)$$

Concluiu-se então, que os parâmetros são satisfatórios para este experimento.