Neste capítulo são apresentados os resultados da pesquisa bibliográfica desenvolvida a fim de se estabelecer o estado da arte da aplicação aeronáutica das entradas de ar submersas, e no que se refere especificamente às entradas do tipo *NACA*.

2.1 Considerações iniciais

As entradas de ar submersas tipo *NACA*, tal como a mostrada na Figura 1-1, têm sido amplamente usadas como fonte de ar externo para os sistemas de ar condicionado, ventilação e refrigeração. Os critérios de projeto deste tipo de entradas foram estabelecidos entre os anos 1940 e 1960. Os principais objetivos dos trabalhos experimentais desenvolvidos nestes anos, os quais foram conduzidos pela NACA, *National Advisory Committee for Aeronautics*, foram determinar a influência sobre o desempenho deste tipo de entradas de ar dos parâmetros aerodinâmicos e geométricos. Os parâmetros aerodinâmicos que foram avaliados foram: o número de Mach (M), o ângulo de ataque, a vazão mássica e a espessura da camada limite. O posicionamento da entrada, o ângulo do bordo da entrada, a forma da rampa da entrada e dos defletores de escoamento, foram os principais parâmetros geométricos das entradas de ar, cuja influência sobre seu desempenho foi avaliada.

Dentre as referências analisadas, apenas uma pequena quantidade contém informações sobre o escoamento a montante da entrada de ar. Estas informações são indispensáveis quando se deseja realizar comparações entre resultados experimentais e aqueles obtidos através de simulações numéricas. Além disto, os procedimentos experimentais adotados nem sempre são detalhados.

A maior parte dos trabalhos recentes empregam técnicas de *CFD* para a modelagem do escoamento em entradas de ar para o motor da aeronave, tanto em

condições de escoamento subsônico como em condições de escoamento supersônico.

Diversas tentativas foram realizadas a fim de melhorar o desempenho das entradas de ar submersas, as quais utilizam diferentes técnicas: (i) geradores de vórtices, (ii) defletores de escoamento, (iii) otimização de parâmetros geométricos e (iv) jatos pulsantes. No que tange ao uso de geradores de vórtices especificamente, dois trabalhos se destacam: o primeiro usa um gerador de vórtices tipo asa delta,¹ e o segundo usa uma técnica diferente de geração de vórtices.⁷ Os autores não mostram os detalhes do gerador de vórtices utilizado neste segundo trabalho. A característica comum às técnicas usadas com a finalidade de aumentar o desempenho das entradas de ar submersas, e cujos resultados foram satisfatórios, é a modificação do conteúdo da energia da camada limite que se desenvolve à montante da entrada.

A maneira clássica de avaliar o desempenho das entradas de ar leva em conta três parâmetros. O primeiro é vazão mássica de ar que ingressa na entrada, ou mais precisamente, a razão entre esta vazão mássica e vazão mássica teórica que ingressaria na entrada em condições de escoamento não perturbado. O segundo é a eficiência de recuperação de pressão dinâmica da entrada, a qual é definida como a razão entre a pressão dinâmica na garganta da entrada e a pressão dinâmica no escoamento não perturbado. O terceiro parâmetro é o coeficiente de arrasto na entrada. Mais detalhes em relação aos parâmetros de desempenho das entradas de ar e a suas definições são dados na seção 2.4.

2.2 Primeiros trabalhos

Hall e Barclay⁶ reportaram os resultados de um trabalho experimental utilizando entradas de ar submersas tipo *NACA*, as quais foram posicionadas em quatro diferentes locais da fuselagem de um modelo de avião de caça, para números de Mach de 0,30 a 0,875. As medições da camada limite sobre a fuselagem indicaram que a espessura de camada limite cresce com o aumento do número de Mach. Este resultado foi atribuído ao deslocamento à montante do ponto de transição de escoamento laminar/turbulento ao longo da fuselagem com o incremento do número de Reynolds. As conclusões mais importantes do

trabalho foram que a eficiência de recuperação de pressão dinâmica é grandemente afetada pelas variações na vazão mássica na entrada, e que em geral a influência das variações do número de Mach é pequena.

Posteriormente Hall e Frank⁸ complementaram este trabalho experimental, incluindo o estudo da influência do ângulo do bordo da entrada (*lip angle*) e do uso de defletores de escoamento. Os detalhes da entrada *NACA* testada são mostrados na Figura 2-1.



Figura 2-1. Detalhe da entrada NACA com defletores.⁸

Os autores concluíram que os maiores valores de eficiência de recuperação de pressão dinâmica são obtidos nas posições mais próximas ao nariz da aeronave; que, ao incrementar a espessura de camada limite a eficiência diminui. Além disto, a presença dos defletores de escoamento resultou em um aumento do valor máximo da eficiência de recuperação de pressão dinâmica e a vazão mássica onde este valor ocorreu.

Delany⁹ testou um modelo de avião de caça em escala ¹/₄ equipado com entradas *NACA*. Neste trabalho foram testados diferentes comprimentos do duto que une as entradas e o motor, e também foram consideradas entradas *NACA* com defletores, conforme mostrado na Figura 2-2. Os testes foram realizados nas duas posições longitudinais da entrada *NACA* ao longo da fuselagem: a primeira localizada a montante da asa do modelo, e a segunda situada sobre o ponto de espessura máxima da asa, onde a camada limite é mais espessa do que na primeira posição.



Figura 2-2. Representação esquemática dos defletores de escoamento.9

Os resultados obtidos indicaram maiores valores de eficiência de recuperação de pressão dinâmica nas posições dianteiras do modelo, como era esperado. Por outro lado, os estudos das características do escoamento indicaram a formação de regiões de baixa velocidade perto das paredes da rampa da entrada *NACA*. Testes com fumaça mostraram que o escoamento de ar ao longo a rampa seguia a direção das paredes divergentes da rampa, enquanto que o escoamento de ar ao longo a fuselagem era praticamente paralelo ao escoamento não perturbado. Consequentemente, na parte superior da rampa ocorria uma mudança repentina na direção do escoamento de ar, o que finalmente originava a formação de escoamento rotacional, tal como pode ser observado na Figura 2-3.



Figura 2-3. Representação esquemática do escoamento rotacional ao longo de uma entrada NACA.⁹

Duas entradas de ar submersas foram testadas por Mossman,¹⁰ as quais possuíam uma razão largura/altura de 4,2 e ângulo de inclinação da rampa de 7°. A diferença entre estas duas entradas consistia na forma das paredes da rampa, paralelas ou divergentes. Os testes foram feitos variando o número de Mach entre 0,2 e 0,9. Os resultados mostraram que a entrada com rampa de paredes divergentes possui melhor desempenho em altos números de Mach, quando comparada à entrada com rampa de paredes paralelas. Isto foi atribuído às

diferenças nas características da camada limite sobre a entrada. Para ambas as entradas, a diminuição da eficiência de recuperação de pressão dinâmica com a diminuição da vazão mássica foi atribuída ao espessamento da camada limite, como conseqüência dos gradientes de pressão adversos ao longo da rampa da entrada. Para números de Mach entre 0,8 e 0,9, ondas de choque ocorreram em ambas as entradas, o que sugere que modificações das geometrias das entradas deveriam ser feitas a fim de deslocar a onda de choque para o mais próximo possível do início da rampa inclinada.

Frank e Taylor¹¹ compararam as características transônicas de uma entrada de ar tipo scoop e uma entrada de ar tipo NACA através de testes de túnel de vento. Os testes foram feitos variando-se o número de Mach entre 0,79 e 1,12, para os ângulos de ataque de 0, 3, 6 e 9°. A fim de prover diferentes vazões mássicas, restrições na área de saída do duto foram impostas. Para valores da razão entre esta vazão mássica que ingressa na entrada e vazão mássica teórica que ingressaria na entrada em condições de escoamento não perturbado menores do que 0,5, a eficiência da entrada NACA foi superior que a correspondente da entrada scoop, para todos os números de Mach e ângulos de ataque testados. Para baixos ângulos de ataque e números de Mach subsônicos as entradas submersas apresentaram eficiência maior ou igual do que as entradas scoop. Porém, incrementos do ângulo de ataque originaram efeitos negativos maiores sobre a eficiência da entrada submersa do que sobre a eficiência da entrada scoop. O efeito do número de Mach foi pequeno em ambos os tipos de entradas. Testes realizados com camadas limites mais espessas mostraram que as perdas na eficiência e vazão mássica foram maiores para a entrada scoop.

Taylor¹² apresenta uma análise comparativa das medições do arrasto e eficiência de recuperação de pressão dinâmica para uma entrada *NACA* e outras duas configurações resultantes de modificações das paredes laterais da mesma. Este trabalho foi conduzido em um túnel de vento, para uma faixa de números de Mach entre 0,8 e 1,11. Resultados anteriores mostraram que os vórtices formados sobre as paredes divergentes da rampa, os quais permitiam uma maior ingestão de ar quando comparado ao caso de uma rampa com paredes paralelas, também induziam ar de baixa energia proveniente da camada limite para dentro da entrada *NACA*, afetando assim negativamente os valores da eficiência de recuperação de pressão dinâmica na entrada. A fim de verificar a possibilidade de reduzir a

intensidade dos vórtices nas paredes laterais da rampa, deslocando-os da região central, o ângulo entre o chão e as paredes laterais da rampa da entrada *NACA* foi aumentado, conforme mostrado na Figura 2-4.



Figura 2-4. Representação esquemática de uma entrada NACA modificada.¹²

Os resultados obtidos mostraram que para o valor mais alto de vazão mássica testado as versões modificadas da entrada geralmente levaram a maiores valores de eficiência de recuperação de pressão dinâmica do que a entrada não modificada. Esta melhoria na eficiência foi atribuída ao efeito conjunto do deslocamento lateral dos vórtices gerados nas paredes da rampa e pela fuga da camada limite acumulada nas paredes da rampa, parte da qual deixa de ser ingerida pela entrada. Com relação aos efeitos do número de Mach e ângulo de ataque, as comparações realizadas indicaram que, para todos os casos testados, as duas entradas modificadas resultaram em valores iguais ou maiores de eficiência de recuperação de pressão dinâmica. No que diz respeito ao arrasto, as mudanças não foram significativas para números de Mach menores do que um (M < 1).

Dennard¹³ testou várias formas de entradas de ar auxiliares em um túnel de vento para números de Mach na faixa de 0,55 a 1,3. Os testes foram feitos usando duas formas diferentes de entrada submersa, uma com rampa de paredes paralelas, e a outra com rampa de paredes divergentes. A inclinação do duto de saída foi variada entre 15° e 90°. A entrada com 15° levou aos melhores resultados, em termos de eficiência, para números de Mach menores do que um, $M \le 1$.

2.3 Trabalhos recentes

A pesquisa bibliográfica realizada a fim de estabelecer o estado da arte das entradas *NACA* mostrou que existe uma enorme lacuna entre a metade dos anos

1950 e o final dos anos 1990, durante a qual aparentemente não foram realizados trabalhos relacionados às entradas submersas, razão pela qual não se encontraram referências disponíveis para consulta. Se os trabalhos feitos durante os anos 1940 e 1950, como é esperado, envolveram experimentos, com o advento das técnicas de Dinâmica dos Fluidos Computacional (*CFD*) e o incremento da potência computacional, os trabalhos mais recentes aliam freqüentemente esforços experimentais aos numéricos. Esta seção apresenta um resumo das publicações recentes mais importantes e, especificamente, as desenvolvidas entre os anos 1994 e 2004.

Farokhi¹⁴ discute o conceito dos geradores de vórtices inteligentes e suas variantes, os geradores de vórtices inteligentes tetraédricos (STVG), mostrados na Figura 2-5, e sua aplicação ao projeto de componentes de turbinas a gás usadas nas aplicações aeronáuticas. O principal objetivo deste trabalho foi estudar como os geradores de vórtices inteligentes poderiam evitar as perdas que comumente afetam o desempenho da entrada de ar do motor. Os testes usando *STVG* foram realizados sobre um aerofólio e uma nacele.

Geradores de vórtices inteligentes tetraédricos, *STVGs*, são geradores de vórtices tipo rampa e equipados com um controlador pneumático que ajusta a altura do gerador de vórtices através de um sistema de controle fechado. Estes *STVGs* foram testados sobre um aerofólio de perfil *NACA* 4415. As medições de arrasto indicaram uma diminuição muito pequena do coeficiente de arrasto, porém o coeficiente de sustentação aumentou significativamente para ângulos de ataque do aerofólio maiores que 8,7°.



Figura 2-5. Estrutura do escoamento a jusante o gerador de vórtices *doublet* e *wishbone*(a) e (b) *Doublet* VG em camada limite laminar e turbulenta, respectivamente; (c) e (d) *Wishbone* VG em camada limite laminar e turbulenta, respectivamente.¹⁴

Um gerador de vórtices com uma cavidade de abertura de 60° e ângulo de inclinação da rampa de 8° foi posicionado sobre uma nacele supersônica bidimensional tipo convergente-divergente e a razão de pressão no bocal, *NPR* (*Nozzle Pressure Ratio*), foi variada de 2 até 10. Os resultados obtidos mostraram que, para baixos valores da *NPR* (2-4) ondas de choque ocorrem e que a interação dos vórtices com a onda de choque afasta a onda em direção à montante dos vórtices.

Rodriguez¹⁵ apresenta um método usado para o projeto de entradas de ar para o motor, o qual integra um modelo numérico baseado nas equações de Navier-Stokes, um simulador de motor e um otimizador não linear. A ingestão de camada limite, *BLI (Boundary Layer Ingestion)*, é um conceito de projeto para um sistema de propulsão que poderia melhorar a eficiência propulsiva. Ao ingerir escoamento com baixa quantidade de movimento, proveniente da camada limite, reduz-se o arrasto de pressão do motor. Este conceito é utilizado para o projeto do chamado *Blended-Wing-Body (BWB)*, um exemplo do qual é mostrado na Figura 2-6, que é uma configuração de aeronave prevista para o transporte de passageiros.



Figura 2-6. Projeto conceitual do BWB.¹⁵

Para todos os casos testados no trabalho de Rodriguez¹⁵, a função objetivo adotada foi a quantidade de combustível a ser utilizada. O conjunto de variáveis de projeto incluiu variáveis geométricas da entrada e sua configuração, o ângulo de ataque para controlar a sustentação, e os valores de pressão de saída para garantir compatibilidade entre o simulador do motor e do fluido. Os resultados obtidos indicaram que o método é efetivo para a otimização deste tipo de configuração, e também permite identificar que o espaçamento lateral entre as naceles é a maior fonte de arrasto.

Uma análise computacional de uma entrada tipo *NACA*, inicialmente projetada com o objetivo de maximizar a eficiência de pressão de recuperação dinâmica, à qual foi adicionado um gerador de vórtices tipo asa delta, é descrita no trabalho de Faria e Oliveira.¹ A geometria considerada foi de uma placa plana com 10 m de comprimento no centro da qual uma entrada *NACA* é posicionada. O domínio de cálculo foi limitado por um hemisfério com 10 m de raio, onde condições de escoamento não perturbado foram estabelecidas. Tanto a entrada *NACA* convencional como a entrada *NACA* com gerador de vórtices foram simuladas usando CFD. Modificações da configuração básica do gerador de vórtices, mostrada na Figura 2-7, também foram testadas. De uma maneira geral, a inclusão do gerador de vórtices nas diversas configurações não foi benéfica, já que foram reportadas perdas na eficiência de recuperação de pressão dinâmica da ordem de 5 a 23%, quando comparado à entrada *NACA* sem gerador de vórtices, e aumento de arrasto de 25 e 53%.



Figura 2-7. Entrada NACA com gerador de vórtices.¹

Devine *et al.*⁷ pesquisaram, experimental e numericamente, a influência de um par de geradores de vórtices tipo aleta, cuja geometria não é detalhada, posicionados a montante de uma entrada submersa com rampa de paredes paralelas. Os resultados correspondentes à entrada sem o gerador de vórtices mostram que a eficiência de recuperação de pressão dinâmica é baixa, quando comparada à outras publicações. Acredita-se que isto tenha ocorrido devido à alta razão entre a espessura da camada limite e a profundidade da entrada, 1,42. Com o uso dos geradores de vórtices, a espessura da camada limite parece ter diminuído e o ar com alta energia forçado a ingressar na entrada como conseqüência do *downwash* gerado pelos vórtices produzidos a montante da entrada. Este aspecto foi constatado tanto nos resultados numéricos como nos experimentais, nos quais a eficiência de recuperação de pressão dinâmica mostrou aumentos de 34 a 37%.

Taskinoglu *et al.*¹⁶ estudaram o comportamento do escoamento do ar em uma entrada de ar submersa através de simulações numéricas. O trabalho considerou uma configuração de entrada genérica, mostrada na Figura 2-8. As condições de escoamento não perturbado corresponderam a uma pressão de 73 kPa, a uma temperatura de 273 K, e a um número de Mach de 0.7. Dois valores diferentes de pressão estática na saída do duto foram considerados: 73 e 80 kPa..



Figura 2-8. Entrada de ar submersa genérica.¹⁶

Dos resultados foi observado que, quando a pressão estática na saída do duto é baixa o suficiente para o escoamento acelerar até velocidades supersônicas, uma onda de choque ocorre na parede superior da entrada, a qual cria distorção do escoamento e perdas de pressão total de cerca de 30% a jusante da garganta da entrada. Por outro lado, se a pressão estática na saída é aumentada a fim de manter o escoamento em velocidades subsônicas, estas altas pressões provocam uma desaceleração do escoamento nas partes inferiores do duto e o escoamento "escapa" para as regiões de baixa pressão, criando turbilhões ao longo das paredes do duto. Isto origina problemas de separação da camada limite e distorção do escoamento.

Taskinoglu *et al.*¹⁷ aplicaram um processo de otimização da forma de uma entrada de ar submersa subsônica, cuja representação esquemática é mostrada na Figura 2-9, a fim de obter alta qualidade do escoamento de ar a montante do compressor. As variáveis escolhidas para medir a qualidade do escoamento foram a distorção do mesmo e o índice de turbilhonamento (*swirl index*). Para uma ampla faixa de possíveis deformações da configuração geométrica básica (a altura, o comprimento e o ângulo de incidência da aleta), a mudança das dimensões da aleta retangular posicionada na entrada do canal levou a uma baixa distorção do escoamento e/ou índice de turbilhonamento na seção de saída do canal.



Figura 2-9. Parâmetros usados na otimização da entrada.¹⁷

Os resultados das simulações numéricas para a entrada convencional, i.e., sem a aleta, mostraram que as variações na pressão total na seção de saída são da ordem de 1%. Porém, as variações em termos de velocidade são da ordem de 60%, indicando uma alta distorção do escoamento. O estudo de otimização levou à escolha de duas entradas ótimas, para as quais a altura e comprimento das aletas encontravam-se na faixa de 9 a 12 e 18 a 24 mm, respectivamente. Também foi determinado que o ângulo de incidência da aleta é o principal parâmetro que determina o valor do índice de turbilhonamento.

2.4 Projeto atual das entradas NACA

Como foi mencionado na seção 2.3, um dos recursos pelos quais se tem procurado aumentar a eficiência das entradas tipo *NACA* é a utilização de geradores de vórtices.^{1,7} Sabe-se também que algumas indústrias aeronáuticas já têm utilizado esta tecnologia com resultados desconhecidos. Em particular, alguns modelos de Boeing 737 contam com este tipo de entrada de ar para alimentar o gerador auxiliar (APU, *Auxiliary Power Unit*) situado na cauda do avião. Porém, muito pouca, ou quase nenhuma, informação encontra-se disponível na literatura aberta sobre a influência dos principais parâmetros geométricos que determinam curvas de eficiência e arrasto destes tipos de entradas de ar.

O pouco conhecimento que atualmente encontra-se disponível é referente às entradas de ar convencionais, conhecimento este oriundo de resultados empíricos, os quais encontram-se publicados no ESDU (*Engineering Sciences Data Unit*).¹⁸

Esta base de dados resultou da compilação de um grande número de resultados experimentais, os quais foram obtidos entre os anos de 1940 e 1950. Os trabalhos realizados durante este período concluíram que (i) a eficiência de recuperação de pressão dinâmica é fortemente influenciada por variações de vazão mássica, (ii) um aumento da espessura da camada limite acarreta uma diminuição da eficiência e (iii) que escoamento uniforme e permanente na garganta da entrada é requerido para se obter entradas de ar mais eficientes.

Atualmente, o projeto de uma entrada de ar tipo *NACA* com rampa curvada divergente e operando em máxima eficiência de recuperação de pressão dinâmica é realizado seguindo as metodologias preconizadas pelo ESDU. Para uma determinada condição de vôo, e baseado em parâmetros pré-estabelecidos, tais como a geometria da entrada (forma da rampa, alongamento da garganta da entrada e outros), são determinados através de ábacos a espessura de camada limite, a eficiência de recuperação de pressão dinâmica, a vazão mássica, e o arrasto.

Na Figura 2-10, é mostrada uma representação esquemática em corte transversal de uma entrada *NACA* convencional, na qual se indicam as condições no escoamento não perturbado ou de corrente livre, assim como também a seção da garganta da entrada de ar (A_{TH}) .



Figura 2-10. Representação esquemática em corte transversal de uma entrada NACA convencional.

Um dos parâmetros chave para o projeto da entrada de ar é a sua eficiência de recuperação de pressão dinâmica, a qual pode ser definida como a razão entre a pressão dinâmica na garganta da entrada de ar e a pressão dinâmica no escoamento não perturbado,

$$\eta_{fl} = \frac{p_{t_{fl}} - p_0}{p_{t_0} - p_0}.$$
(2.1)

onde p_t é a pressão total e p é a pressão estática.

A variação de eficiência da entrada é usualmente expressa em função da razão entre a vazão mássica que ingressa na entrada de ar e o valor de referência $(\dot{m_0})$, que corresponde ao valor máximo teórico que atravessaria a garganta da entrada de ar em escoamento não perturbado, ou de corrente livre,

$$m_0 = \rho_0 V_0 A_{TH} \,, \tag{2.2}$$

onde ρ_0 é a densidade do ar, V_0 é a velocidade do escoamento e A_{TH} é a área da garganta da entrada de ar.

O coeficiente de arrasto total (C_{Dfl}) de uma entrada de ar, definido como

$$C_{Dfl} = \frac{D}{(p_{t_0} - p_0)A_{TH}},$$
(2.3)

é decorrente da soma de dois termos: um termo de arrasto de pressão (*ram drag*), proporcional à vazão mássica que ingressa na entrada de ar; e um termo de arrasto viscoso (*spillage drag*), função da razão entre as vazões mássicas $\dot{m}/\dot{m_0}$. Nesta equação, *D* é o arrasto total, componente da força na direção da velocidade do escoamento não perturbado, e $(p_{t_0} - p_0)$ é a pressão dinâmica no escoamento não perturbado.

Maiores detalhes na determinação destes parâmetros de desempenho das entradas de ar convencionais podem ser encontrados no ESDU 86002.¹⁸