UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO–USP
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA AERONÁUTICA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Pedro David Bravo-Mosquera

**Projeto Conceitual e Análise de
Desempenho do Sistema de Admissão
de Ar em uma Aeronave Não
Convencional de Combate**

Pedro David Bravo-Mosquera

**Projeto Conceitual e Análise de
Desempenho do Sistema de Admissão
de Ar em uma Aeronave Não
Convencional de Combate**

Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) apresentada ao Programa de Engenharia Mecânica da Escola de Engenharia de São Carlos como parte dos requisitos para a obtenção do título de Mestre em Ciências.

Área de concentração: Aeronaves

Orientador: Prof. Tit. Fernando Martini Catalano

São Carlos

2017

ESTE EXEMPLAR TRATA-SE DA VERSÃO CORRIGIDA. A VERSÃO ORIGINAL ENCONTRA-SE DISPONÍVEL JUNTO AO DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECANICA DA EESC-USP.

AUTORIZO A REPRODUÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO,
POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS
DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

B826p Bravo-Mosquera, Pedro David
Projeto Conceitual e Análise de Desempenho do
Sistema de Admissão de Ar em uma Aeronave Não
Convencional de Combate / Pedro David Bravo-Mosquera;
orientador Fernando Martini Catalano; coorientador
Alvaro Martins Abdalla. São Carlos, 2017.

Dissertação (Mestrado) - Programa de Pós-Graduação
em Engenharia Mecânica e Área de Concentração em
Aeronaves -- Escola de Engenharia de São Carlos da
Universidade de São Paulo, 2017.

1. Aeronaves não convencionais. 2. Projeto
conceitual. 3. Dorsal intake. 4. MDO. 5. CFD. 6. Asa
delta. 7. Recuperação de pressão total. 8. Distorção.
I. Título.

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidato: Engenheiro **PEDRO DAVID BRAVO MOSQUERA**.

Título da dissertação: "Projeto conceitual e análise de desempenho do sistema de admissão de ar em uma aeronave não convencional de combate".

Data da defesa: 22/05/2017.

Comissão Julgadora:

Resultado:

Prof. Titular **Fernando Martini Catalano**
(Orientador)
(Escola de Engenharia de São Carlos/EESC)

APROVADO

Profa. Dra. **Maria Luisa Bambozzi de Oliveira**
(Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação/ICMC)

Aprovado

Prof. Dr. **Roberto Gil Annes da Silva**
(Instituto Tecnológico de Aeronáutica/ITA)

APROVADO

Coordenador do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica:
Prof. Associado **Gherhardt Ribatski**

Presidente da Comissão de Pós-Graduação:
Prof. Associado **Luís Fernando Costa Alberto**

*Este trabajo es dedicado a mis padres (Hermes Bravo y Fabiola Mosquera) y a mi
hermana (Maria Laura Bravo Mosquera).*

Agradecimentos

Eu quero agradecer a Deus por me abençoar durante a minha vida, oferecendo me oportunidades para demonstrar as minhas capacidades, e por ter colocado pessoas muito valiosas que têm me acompanhado nos tempos fáceis e difíceis.

Ao professor Dr. Fernando Martini Catalano, por ter me aceitado e orientado durante o mestrado. Ao professor Dr. Alvaro Martins Abdalla, por ter me co-orientado no direcionamento deste trabalho na área de projeto de aeronaves e otimização multidisciplinar. Ao professor Dr. Paulo Celso Greco Junior, por me oferecer sua experiência científica na área de propulsão e CFD para a realização deste trabalho.

Um agradecimento especial ao professor Dr. Hernán Darío Cerón Muñoz, pela sua amizade e pelo incentivo nos momentos de dificuldade.

Aos meus pais e minha irmã, pelo seu amor, compreensão e apoio tanto moral quanto econômico sempre.

A minha família aqui no Brasil, Paola e Tinto, sem sua paciência e companhia este trabalho teria sido mais complicado do que pensávamos.

Agradecimentos aos meus caros colegas da pós-graduação do departamento de engenharia mecânica por fazer mais agradável o ambiente de trabalho.

Agradeço aos professores e funcionários do departamento de engenharia aeronáutica, que sempre foram de pronta assistência quando precisei.

Agradeço a Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior (CAPES) pelo apoio financeiro.

*“No one can realize how substantial the air is,
until he feels its supporting power beneath him.
It inspires confidence at once.”
(Karl Wilhelm Otto Lilienthal, 1848-1896.)*

Resumo

BRAVO-MOSQUERA, P. D. **Projeto Conceitual e Análise de Desempenho do Sistema de Admissão de Ar em uma Aeronave Não Convencional de Combate.** 2017. 130 p. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2017.

A concepção de aeronaves não convencionais a fim de alcançar um determinado desempenho ou melhoria operacional é sem dúvida um dos objetivos mais importantes da engenharia aeronáutica. Tais melhorias envolvem: redução de arrasto, redução da seção transversal, redução de ruído, redução da distância de decolagem e pouso, aumento da eficiência aerodinâmica, aumento da carga útil, entre outros. Por tanto, métodos de otimização multidisciplinar se tornaram em ferramentas muito úteis para aprimorar o projeto conceitual destas aeronaves.

Neste contexto, este trabalho teve como objetivo o desenvolvimento do projeto conceitual de uma aeronave não convencional de combate e a análise de desempenho aerodinâmico do seu sistema de admissão de ar (Intake), tendo como principal característica, estar localizado na parte superior da fuselagem da aeronave (Dorsal Intake). O delineamento conceitual foi desenvolvido através da implementação de metodologias de otimização multidisciplinar de projeto (MDO) na fase de projeto paramétrico, integrando conceitos como: entropia estatística, desdobramento da função qualidade (QFD) e análise de restrições. Além disso, foram usados métodos analíticos e teóricos, ferramentas de desenho assistido por computador (CAD) e simulações da dinâmica dos fluidos computacionais (CFD) para otimizar e obter a configuração final da aeronave.

Posteriormente, 5 configurações de asa delta foram selecionadas para avaliar as mudanças de desempenho do dorsal intake sob a influência aerodinâmica das superfícies principais da aeronave (Asa e Fuselagem), em regimes de voo subsônico ($Mach = 0.4$), transônico ($Mach = 0.9$) e supersônico ($Mach = 1.7$; 2) a diversos ângulos de ataque (De $\alpha = -10^\circ$ a $\alpha = 30^\circ$).

Os resultados encontrados neste trabalho foram avaliados em separado, subsequentemente foram integrados, a fim de obter a nova concepção de aeronave não convencional de combate; a aplicação de MDO permitiu estimar as variáveis de projeto ideais para o desenvolvimento do projeto da aeronave, em relação a sua missão. Em contrapartida, os resultados da integração intake-estrutura mostram que apropriadas características de desempenho e compatibilidade foram mantidas durante as fases de voo subsônicas, para as 5 configurações de asa. No entanto, para velocidades transônicas, a configuração canard apresentou um acréscimo nos níveis de recuperação de pressão total, devido ao fluxo de alta energia na parte superior da fuselagem, o qual é produzido pelo vórtice do canard a moderados ângulos de ataque.

Finalmente, para velocidades supersônicas, a asa com dispositivos LEX (Leading Edge Extensions) obteve os melhores níveis de recuperação de pressão total, pois a implementação destes dispositivos apresentou uma montagem mais vantajosa com sua fuselagem para gerar o cone de Mach, aumentando os níveis de recuperação de pressão total e reduzindo a distorção na face do motor. No entanto, para velocidades maiores a $Mach = 2$, sem importar a configuração de asa, a expansão do escoamento sobre a fuselagem e as asas da aeronave produziu um aumento no número Mach local na entrada do intake, o que reduziu os níveis de desempenho e compatibilidade do mesmo. Em consequência, a posição do intake na parte superior da fuselagem representa uma opção de configuração viável para aeronaves que requerem apenas capacidades de ângulo de ataque razoáveis, tais como aeronaves de caça ar-terra, sendo a asa com dispositivos LEX a geometria que representa melhores qualidades de desempenho na maioria dos 3 regimes de voo avaliados.

Palavras-chave: Aeronaves Não Convencionais. Projeto Conceitual. Dorsal Intake. MDO. QFD. CFD. Asa Delta. Dispositivos LEX. Recuperação Total de Pressão. Distorção..

Abstract

BRAVO-MOSQUERA, P. D. **Conceptual Design and Performance Analysis of the Air Intake System in a Non-conventional Fighter Aircraft**. 2017. 130 p. Dissertation (Master in Mechanical Engineering) – São Carlos School of Engineering, University of São Paulo, São Carlos, 2017.

The conception of non-conventional aircraft with the aim of achieving a certain performance or operational improvement is undoubtedly, one of the most important objectives of the aeronautical engineering. These improvements involve: drag reduction, cross section reduction, noise reduction, shortening of take-off and landing distance, increase of aerodynamic efficiency, payload increase, among others. Therefore, optimization multidisciplinary methods became in very important tools to upgrade the conceptual design phase of these aircraft.

In this context, this work had as aim the development of the conceptual design of a non-conventional fighter aircraft and the aerodynamic performance analysis of its air intake, having as main characteristic to be located at the top of the fuselage (Dorsal Intake). The conceptual design was developed through the implementation of multidisciplinary design optimization (MDO) methods in the parametric design phase, integrating concepts of: statistical entropy, quality function deployment (QFD) and constraint analysis. Besides that, it was used analytical and theoretical methods, computer-aided design (CAD) tools and computational fluid dynamics (CFD) simulations to optimize and obtain the final aircraft configuration.

Subsequently, 5 delta wing configurations were selected to evaluate the dorsal intake performance changes under the aerodynamic influence of the main aircraft surfaces (Wings and Fuselage) in subsonic ($Mach = 0.4$), transonic ($Mach = 0.9$) and supersonic ($Mach = 1.7$; 2) flight regimes, at various angles of attack (From $\alpha = -10^0$ to $\alpha = 30^0$).

The results found in this work were evaluated separately, later these were integrated, in order to get the new conception of non-conventional fighter aircraft; the MDO application

allowed to estimate the ideal design variables for developing the aircraft design, regarding to its mission. On the other hand, the results of the intake-structure integration shown that appropriate performance and compatibility characteristics were maintained during the subsonic flight stages for the 5 wing configurations. However, for transonic velocities, the canard configuration presented an increase in the total pressure recovery levels, due to the high energy flux on the fuselage, which is produced by the canard vortex at moderate angles of attack.

Finally, for supersonic velocities, the wing with LEX (Leading Edge Extensions) devices got the best levels of total pressure recovery, because the implementation of these devices presented a more advantageous assembly with its fuselage to generate the Mach cone, increasing the total pressure recovery levels and reducing the distortion at the engine face. However, for velocities higher than $Mach = 2$, regardless the wing configuration, the flow expansion on the fuselage and the wings produced an increase in the local Mach number in the intake entrance, which reduced the performance and compatibility levels of it. As a consequence, the top mounted intake position represents an option of viable configuration to aircraft that require only reasonable angles of attack capabilities, such as air-to-ground fighter aircraft, being the wing with LEX devices the geometry that represents better performance qualities in the majority of the 3 evaluated flight regimes.

Keywords: Non-conventional Aircraft. Conceptual Design. Dorsal Intake. MDO. QFD. CFD. Delta Wing. LEX Devices. Total Pressure Recovery. Distortion..

Lista de ilustrações

Figura 1.1	Forças que atuam nas aeronaves de combate.	29
Figura 1.2	Tipos de asa delta.	32
Figura 1.3	Sistema de intake de compressão externa, operando na condição crítica.	33
Figura 1.4	Aeronaves com a configuração dorsal intake projetadas e fabricadas. a) North American F-107 Ultra Sabre, b) Avro 707, c) SE.2410 Grognaard I, d) Ryan XV-5. Fotos tomadas de http://www.militaryfactory.com	36
Figura 1.5	Modelos de aeronaves com a configuração dorsal intake. a) Northrop VATOL, b) Rockwell, c) Saab 1300-77A, d) Saab 2107 Project. Fotos tomadas de (NELMS, 1984); http://www.airplane-pictures.net	37
Figura 2.1	SANCA - Statistical Entropy Module.	42
Figura 2.2	Função de pertinência. (KAUFMANN; GUPTA, 1985)	44
Figura 2.3	Função Fuzzy.	45
Figura 2.4	Perfil típico de missão de combate (Ar-Terra).	46
Figura 2.5	Diagrama de Blocos.	49
Figura 2.6	Interseção do plano de cone de Mach com a geometria da aeronave.	50
Figura 2.7	Distribuição de área efetiva para números de Mach = 1 até Mach = 2.	50
Figura 2.8	Configurações de asa delta testadas. a) Ogival Delta Wing, b) Delta Wing com LEX, c) Compound Delta Wing, d) Canard Delta Wing, e) Double Delta Wing	52
Figura 2.9	Esboço do difusor supersônico na condição de projeto.	55
Figura 2.10	Esboço do difusor subsônico na condição de projeto.	57
Figura 2.11	Seções transversais do difusor subsônico em 3D.	59
Figura 2.12	Vista lateral do projeto do intake incluindo o desviador de camada limite e o sistema de sucção.	60
Figura 2.13	Vista inferior do projeto do intake incluindo o desviador de camada limite.	60
Figura 2.14	Geometria bidimensional da aeronave com duas localizações do intake.	61

Figura 2.15	Fuselagem-Intake interação das ondas de choque, vista lateral.	61
Figura 2.16	Variação da seção transversal no projeto da fuselagem.	62
Figura 2.17	a) Vista frontal da fuselagem da aeronave, b) Vista isométrica da fuselagem da aeronave.	62
Figura 2.18	Asa-Intake interação das ondas de choque, vista frontal.	63
Figura 2.19	Integração das configurações de asa delta com o dorsal intake. a) Ogival Delta Wing, b) Delta Wing com LEX, c) Compound Delta Wing, d) Canard Delta Wing, e) Double Delta Wing.	64
Figura 2.20	Domínio computacional principal.	66
Figura 2.21	Subdomínio computacional para a onda de choque de arco.	66
Figura 2.22	Subdomínio computacional para o escoamento interno do intake.	66
Figura 2.23	Análise de independência de malha para número Mach ao longo do intake.	68
Figura 2.24	Análise de independência de malha para distribuição de pressão estática ao longo do intake.	68
Figura 2.25	a) Malha computacional para o domínio principal, b) Malha computacional para o subdomínio da onda de choque, c) Malha computacional para o subdomínio na região do intake.	69
Figura 2.26	Características da malha computacional nas paredes do intake. a) Malha computacional na interação intake-estrutura, b) Malha computacional na garganta do intake e no sistema de sucção.	70
Figura 2.27	Características da malha computacional para as 5 configurações de asa delta projetadas. a) Ogival Delta Wing, b) Delta Wing com LEX, c) Compound Delta Wing, d) Canard Delta Wing, e) Double Delta Wing.	70
Figura 2.28	Condições de Contorno para as simulações da integração intake-estrutura.	72
Figura 2.29	Residual para o imbalance das forças no intake.	73
Figura 2.30	Convergência da força normal no intake.	73
Figura 2.31	Convergência da força tangencial no intake.	73
Figura 3.1	Resultados da entropia estatística.	75
Figura 3.2	Análise de restrições para o projeto conceitual da aeronave.	77
Figura 3.3	Comparação de (C_{WD}) para as 5 configurações de asa usando o software SOM e o software OPEN VSP. a) OGIVA, b) LEX, c) COMPOUND, d) CANARD, e) DUPLO.	79
Figura 3.4	C_{WD} Vs Mach, para as 5 configurações de asa projetadas a) Software SOM, b) Software OPEN VSP.	80
Figura 3.5	a) (η_R) do intake com e sem difusor subsônico, b) (η_R) em três configurações do intake.	82
Figura 3.6	Variação de (η_R) do intake a partir do ângulo de deflexão do lábio.	82
Figura 3.7	Arrasto do lábio e eficiência do intake em função do ângulo de deflexão do lábio.	82

Figura 3.8	Desempenho do intake em função do número Mach.	83
Figura 3.9	a) Contorno de número Mach para o intake em 2D, b) Contorno de pressão estática para o intake em 2D.	85
Figura 3.10	a) Contorno de número Mach para o intake em 3D, b) Contorno de pressão estática para o intake em 3D.	85
Figura 3.11	a) Contorno de número Mach nas seções transversais do intake em 3D, b) Contorno de pressão total nas seções transversais do intake em 3D. .	85
Figura 3.12	Recuperação de pressão total em função da vazão mássica para as 3 configurações testadas da integração intake - estrutura 2D.	87
Figura 3.13	Contorno de número Mach e aproximação do intake na posição 1. Condições: $\dot{m}_o/\dot{m}_1 = 1$, $\alpha = 0^\circ$	87
Figura 3.14	Contorno de número Mach e aproximação do intake na posição 2. Condições: $\dot{m}_o/\dot{m}_1 = 1$, $\alpha = 0^\circ$	88
Figura 3.15	Avaliação de desempenho do intake para as 5 configurações de asa. Condições: Mach = 2, a) η_R Vs α , b) DC_θ Vs α	91
Figura 3.16	Contorno de número Mach e aproximação da geometria do intake para as 5 configurações de asa projetadas. Condições: M = 2, $\alpha = 0^\circ$. a) OGIVA, b) LEX, c) COMPOUND, d) CANARD, e) DUPLO.	92
Figura 3.17	Contorno de pressão total ao redor das configurações e na face do motor para as 5 configurações de asa projetadas. Condições: M = 2, $\alpha = 0^\circ$. a,b) OGIVA. c,d) LEX. e,f) COMPOUND. g,h) CANARD. i,j) DUPLO.	93
Figura 3.18	Avaliação de desempenho do intake para as 5 configurações de asa. Condições: Mach = 1.7, a) η_R Vs α , b) DC_θ Vs α	95
Figura 3.19	Contorno de número Mach e aproximação da geometria do intake para as 5 configurações de asa projetadas. Condições: M = 1.7, $\alpha = 0^\circ$. a) OGIVA, b) LEX, c) COMPOUND, d) CANARD, e) DUPLO.	96
Figura 3.20	Contorno de pressão total ao redor das configurações e na face do motor para as 5 configurações de asa projetadas. Condições: M = 1.7, $\alpha = 10^\circ$. a,b) OGIVA. c,d) LEX. e,f) COMPOUND. g,h) CANARD. i,j) DUPLO.	97
Figura 3.21	Avaliação de desempenho do intake para as 5 configurações de asa. Condições: Mach = 0.9, a) η_R Vs α , b) DC_θ Vs α	101
Figura 3.22	Avaliação de desempenho do intake para as 5 configurações de asa. Condições: Mach = 0.4, a) η_R Vs α , b) DC_θ Vs α	101
Figura 3.23	Contorno de número Mach e aproximação da geometria do intake para as 5 configurações de asa projetadas. Condições: M = 0.9, $\alpha = 0^\circ$. a) OGIVA, b) LEX, c) COMPOUND, d) CANARD, e) DUPLO.	102

Figura 3.24	Linhas de corrente para as 5 configurações de asa. Condições: $M = 0.9$, $\alpha = 5^\circ$ (Esquerda), $\alpha = 15^\circ$ (Direita). a,b) OGIVA. c,d) LEX. e,f) COMPOUND. g,h) CANARD. i,j) DUPLO.	103
Figura 3.25	Contorno de pressão total ao redor das configurações e na face do motor para as 5 configurações de asa projetadas. Condições: $M = 0.9$, $\alpha = 10^\circ$. a,b) OGIVA. c,d) LEX. e,f) COMPOUND. g,h) CANARD. i,j) DUPLO.	104
Figura 3.26	Contorno de número Mach e aproximação da geometria do intake para as 5 configurações de asa projetadas. Condições: $M = 0.4$, $\alpha = 0^\circ$. a) OGIVA, b) LEX, c) COMPOUND, d) CANARD, e) DUPLO.	105
Figura 3.27	Contorno de pressão total ao redor das configurações e na face do motor para as 5 configurações de asa projetadas. Condições: $M = 0.4$, $\alpha = 10^\circ$. a,b) OGIVA. c,d) LEX. e,f) COMPOUND. g,h) CANARD. i,j) DUPLO.	106
Figura 3.28	Avaliação de desempenho do intake para as 5 configurações de asa. Condições: $Mach = 2$, $Mach = 1.7$, $Mach = 0.9$, $Mach = 0.4$. η_R Vs α (Esquerda), DC_θ Vs α (Direita). a,b) OGIVA, c,d) LEX, e,f) COMPOUND, g,h) CANARD, i,j) DUPLO.	108
Figura 3.29	Contornos de pressão total na face do motor para as configurações LEX (Esquerda), COMPOUND (Meio), CANARD (Direita). Condições: $Mach = 2$. a,b,c) $\alpha = -5^\circ$; d,e,f) $\alpha = 0^\circ$; g,h,i) $\alpha = 5^\circ$; j,k,l) $\alpha = 10^\circ$; m,n,o) $\alpha = 15^\circ$; p,q,r) $\alpha = 30^\circ$	109
Figura 3.30	Contornos de pressão total na face do motor para as configurações LEX (Esquerda), COMPOUND (Meio), CANARD (Direita). Condições: $Mach = 1.7$. a,b,c) $\alpha = -5^\circ$; d,e,f) $\alpha = 0^\circ$; g,h,i) $\alpha = 5^\circ$; j,k,l) $\alpha = 10^\circ$; m,n,o) $\alpha = 15^\circ$; p,q,r) $\alpha = 30^\circ$	110
Figura 3.31	Contornos de pressão total na face do motor para as configurações LEX (Esquerda), COMPOUND (Meio), CANARD (Direita). Condições: $Mach = 0.9$. a,b,c) $\alpha = -5^\circ$; d,e,f) $\alpha = 0^\circ$; g,h,i) $\alpha = 5^\circ$; j,k,l) $\alpha = 10^\circ$; m,n,o) $\alpha = 15^\circ$; p,q,r) $\alpha = 30^\circ$	111
Figura 3.32	Contornos de pressão total na face do motor para as configurações LEX (Esquerda), COMPOUND (Meio), CANARD (Direita). Condições: $Mach = 0.4$. a,b,c) $\alpha = -5^\circ$; d,e,f) $\alpha = 0^\circ$; g,h,i) $\alpha = 5^\circ$; j,k,l) $\alpha = 10^\circ$; m,n,o) $\alpha = 15^\circ$; p,q,r) $\alpha = 30^\circ$	112
Figura 3.33	Dimensões em [m] e vistas principais da aeronave BRAVO-1. a) Front view [1:1], b) Side view [1:1], c) Top view [1:1], d) Iso view [1:1.2].	117
Figura 3.34	Resultados da entropia estatística finais.	118

Lista de tabelas

Tabela 2.1	Opções para Motorização (PLANES, 2011)	64
Tabela 2.2	Tempo de simulação para cada arranjo de malha.	69
Tabela 2.3	Condições de Contorno.	72
Tabela 3.1	Aeronaves dominantes e competidoras da mesma categoria (Aeronaves de Combate).	75
Tabela 3.2	Avaliação dos Requisitos de Projeto para as Aeronaves dominantes . .	76
Tabela 3.3	Nomenclatura das 5 configurações sob avaliação.	78
Tabela 3.4	Condições atmosféricas das simulações do intake (Off Design Condition). .	83
Tabela 3.5	Índice de distorção da integração intake - estrutura 2D	86
Tabela 3.6	Características aerodinâmicas da aeronave BRAVO-1.	116
Tabela A.1	Codificação das características do tipo de intake e tipo de asa.	128
Tabela A.2	Base de dados para as aeronaves da década dos 60 e 70.	129
Tabela A.3	Base de dados para as aeronaves da década dos 80 e 90.	130

Sumário

1	Introdução	23
1.1	Revisão Bibliográfica.	26
1.1.1	Otimização Multidisciplinar e Projeto Conceitual de Aeronaves. . .	26
1.1.2	Arrasto de Onda de Choque.	29
1.1.3	Asas do Tipo Delta.	30
1.1.4	Projeto Aerodinâmico de Sistemas de Admissão de Ar.	32
1.1.5	Aplicações de Simulação Numérica nos Projetos de Sistemas de Admissão de Ar.	34
1.1.6	Aeronaves com Configuração Dorsal Intake.	35
1.2	Importância do Problema.	38
1.3	Objetivos.	39
1.3.1	Objetivo Geral.	39
1.3.2	Objetivos Específicos.	39
2	Metodologia	40
2.1	Otimização Multidisciplinar.	41
2.1.1	Entropia Estatística.	41
2.1.2	Desdobramento da Função Qualidade (QFD) e Teoria Fuzzy. . . .	42
2.1.3	Número Fuzzy Triangular.	44
2.1.4	Missão em Aeronaves de Combate (Caça Ar-Terra).	45
2.1.5	Análise de Restrições.	47
2.2	Predição do Arrasto de Onda de Choque.	49
2.3	Projeto Preliminar do Intake.	53
2.3.1	Projeto do Difusor Supersônico.	53
2.3.2	Projeto do Difusor Subsônico.	57
2.3.3	Projeto do Desviador de Camada Limite.	60
2.4	Integração Intake - Estrutura.	61
2.4.1	Projeto do Canopy e Fuselagem.	61

2.4.2	Projeto da Asa.	63
2.4.3	Seleção do Motor.	64
2.5	Projeto Numérico.	65
2.5.1	Domínio Computacional.	65
2.5.2	Geração da Malha Computacional.	67
2.5.3	Condições de Contorno.	71
3	Resultados	74
3.1	Otimização Multidisciplinar.	74
3.1.1	Entropia Estatística.	74
3.1.2	Desdobramento da Função Qualidade (QFD).	75
3.1.3	Análise de Restrições.	76
3.2	Arrasto de Onda de Choque.	78
3.3	Projeto Preliminar do Intake.	81
3.3.1	Projeto Analítico do Intake (On Design Condition).	81
3.3.2	Projeto Analítico do Intake (Off Design Condition).	83
3.3.3	Projeto Numérico do Intake (On Design Condition).	84
3.4	Integração Intake - Estrutura.	86
3.4.1	Análise Bidimensional.	86
3.4.2	Análise Tridimensional.	88
3.4.3	Desempenho a Velocidades Supersônicas.	90
3.4.4	Desempenho a Velocidades Transônicas e Subsônicas.	98
3.4.5	Considerações Finais da Análise de Integração Intake - Estrutura.	107
3.4.6	Apresentação do Conceito Final da Aeronave.	116
4	Conclusões	119
5	Trabalhos Futuros	121
	Referências	122
A	Base de Dados.	128

CAPÍTULO 1

Introdução.

O estudo da aviação militar é dividido em dois grandes grupos, os quais são classificados de acordo a sua missão: aviação militar destinada ao transporte de tropas e aviação militar para combate e treinamento. A maioria das aeronaves de transporte militar têm sido desenvolvidas com base a conceitos de aeronaves de transporte civil, as quais são projetadas conforme às normas de aero navegabilidade estabelecidas pela FAA (Federal Aviation Administration), que visam uma alta seguridade dos passageiros. Nesse sentido, os custos de produção e manutenção dos componentes estruturais destas aeronaves é inferior, em comparação com as aeronaves militares de combate, cujo processo de desenvolvimento deve passar por vários tipos de testes, antes de começar com a manufatura dos primeiros protótipos. Além disso, é necessário considerar que as novas regras nos cenários estratégicos, as mudanças do sistema econômico mundial e a revolução tecnológica têm impulsionado o progresso continuo das aeronaves de combate, principalmente na capacidade de detecção, potência e precisão de todos seus subsistemas.

Embora a aviação militar é independente da aviação civil em termos de regulamentos, a toma de decisão para a concepção, desenvolvimento e manufatura de uma nova aeronave é fortemente influenciada tanto pela rentabilidade econômica, quanto pelas inevitáveis consequências políticas e estratégicas relacionadas a defesa, as quais podem criar potenciais ameaças (OWEN; LEE; LIM, 2010).

Deste modo, a renovação da indústria militar está limitada pelas demandas estratégicas, as restrições da dinâmica econômica e os avanços tecnológicos, ou seja, os países que desejem maximizar a sua capacidade militar são forçados a escolher entre segurança e rentabilidade. Nesse sentido, o campo da aviação militar tem sofrido uma pressão constante da indústria, o que leva a realizar grandes esforços na área de pesquisa, com o objetivo de desenvolver projetos modernos e competitivos. Deste modo, surgiram as aeronaves não convencionais, que mostram uma baixa relação entre custo e manutenção, além de mostrar originalidade (LANGE, 1988).

Nesse contexto, este trabalho apresenta o projeto conceitual de uma aeronave de combate, cuja principal característica é possuir o intake localizado na parte superior da fu-

selagem (*Top Mounted - Dorsal Intake*). Para esse fim, foram implementados modelos teóricos, analíticos e numéricos no desenvolvimento do projeto, os quais são resumidos a continuação:

1. Métodos de otimização multidisciplinar de projeto (MDO): Neste processo, foram aplicados os conceitos de entropia estatística, QFD (Quality Function Deployment) e análise de restrições, com o objetivo de otimizar os valores da relação empuxo-peso (T/W) e carga alar (W/S) da aeronave, em função das fases de voo em uma missão de combate. Neste sentido, a determinação do empuxo do motor e a geometria da asa tiveram uma grande influência para avaliar o desempenho do intake desta pesquisa. Portanto, otimizar esses parâmetros foi a primeira etapa para projetar uma aeronave com o intake localizado na parte superior da fuselagem.
2. Avaliação analítica do arrasto de onda de choque da aeronave: Este estudo foi realizado usando as fórmulas lineares de arrasto de onda choque a velocidades supersônicas, através da técnica conhecida como regra das áreas (WHITCOMB, 1956) (JONES, 1956). Para avaliar o desempenho de um intake supersônico é muito importante conhecer o arrasto produzido pelas principais superfícies aerodinâmicas da aeronave. Portanto, após conhecer o valor da relação empuxo-peso e carga alar da aeronave, a segunda etapa desta pesquisa foi avaliar analiticamente o arrasto de onda de choque para uma aeronave com a mesma fuselagem. Porém, mudando a configuração da asa. Em vista disso, 5 configurações diferentes de asa delta foram projetadas em relação a suas capacidades para acrescentar o desempenho do intake montado na parte superior da fuselagem.
3. Desenvolvimento da configuração interna e externa do intake da aeronave: Nesta etapa, metodologias analíticas e numéricas foram usadas com o objetivo de determinar a configuração do intake que vai operar sobre a fuselagem da aeronave. Para esse fim, foi necessário determinar a condição de projeto (On - Design Condition) na qual o intake deve-se projetar. Portanto, foi selecionada a fase "Escape-Dash" (Trajetória de escape) de uma típica missão de combate, devido a que a aeronave deve acelerar até um trajeto de alta velocidade de $Mach = 2$, na qual, um motor a jato comum perde 8% da pressão total da corrente livre através do intake, sofrendo uma redução de empuxo de 13% e consequentemente um aumento de 5% no consumo de combustível (WHITFORD, 1987). Por esta razão, o intake projetado para a aeronave desta pesquisa visa otimizar a recuperação de pressão total nesta condição de voo, junto com uma distribuição uniforme na face do motor.

Neste contexto, foi projetado um intake retangular e bidimensional, pois é a configuração que mais tem sido empregada em aeronaves de combate com características similares à deste projeto.

De acordo com um estudo numérico recente proposto por Cui, Zhu e Zheng (2017), este tipo de configuração pode ser instalada de forma invertida e não invertida nas superfícies principais da aeronave. Esses resultados mostram que, embora um intake de configuração invertida possua a mesma dimensão interna do sistema de compressão, em comparação com um intake não invertido, o intake invertido pode capturar mais fluxo de ar, obtendo uma melhor capacidade para recuperar a pressão total da corrente livre (melhor desempenho) e reduzindo o arrasto externo do intake. Os resultados também mostram que, o intake invertido tem maior desempenho ao operar a elevados ângulos de ataque.

O anterior está apoiado por Goldsmith e Seddon (1993), pois os autores afirmam que a configuração de intake invertida possui maiores efeitos de compressão causados pela fuselagem e também pelo seu respectivo desviador de camada limite, de modo que o coeficiente de recuperação de pressão total é maior nesta configuração. Além disso, a distribuição de pressão do escoamento derramado pelo lábio é modificada pelo desviador de camada limite, portanto, o arrasto do ar derramado é menor, pois a força suportada no desviador de camada limite apresenta uma direção oposta à do escoamento.

Deste modo, uma configuração de intake invertido pode apresentar características de desempenho melhores em comparação com um intake não invertido, em aeronaves com o sistema de admissão de ar na parte superior da fuselagem, sempre e quando o desviador de camada limite nesta posição aja de maneira apropriada.

4. Análise da integração intake-estrutura da aeronave: Esta etapa pretendeu explicar a importância de uma apropriada integração do sistema motopropulsor com a estrutura da aeronave, através da avaliação dos critérios e características de projeto, ao analisar uma aeronave de combate (Caça - Bombardeiro) (SÓBESTER, 2007).

Nesse contexto, foi avaliado o desempenho do projeto do intake em termos da recuperação de pressão total (η_R) e índice parcial de distorção (DC) na face do motor, sobre uma aeronave que apresenta a mesma fuselagem, porém diferente configuração de asa. Para isso, foram executadas simulações numéricas bidimensionais e tridimensionais que envolveram diferentes tipos de malha, condições de contorno e modelos de turbulência, com o objetivo de obter maior precisão numérica da interação das ondas de choque e a camada limite dentro e fora do intake (DELERY, 1985; PRAT; SURPLY; GISQUET, 1997). O software utilizado para as simulações foi ANSYS - CFX 14.5 ®, o qual permitiu a imposição de valores aproximados de pressão e temperatura estática na saída do difusor subsônico, a fim de extrapolar um conjunto de variáveis para ajustar a vazão mássica pretendida nesta região (ANSYS, 2012).

1.1 Revisão Bibliográfica.

O processo de projeto de aeronaves está dividido em três etapas principais: Projeto conceitual, projeto preliminar e projeto detalhado. Cada etapa tem uma única característica, porém estão ligadas nos processos de cálculo para atingir o produto final (RAYMER, 1999),(ROSKAM, 1997). A prática diária da engenharia aeronáutica consiste em buscar um compromisso entre a precisão nos resultados da aeronave projetada e no tempo de cálculo necessário para estes, devido a que no mundo da indústria aeronáutica, o tempo se traduz diretamente em dinheiro. Portanto, as empresas aeronáuticas dedicam um esforço considerável para desenvolver metodologias de otimização na etapa de projeto conceitual, e desse modo, produzir aeronaves confiáveis em tempos reduzidos.

1.1.1 Otimização Multidisciplinar e Projeto Conceitual de Aeronaves.

O processo de otimização multidisciplinar no projeto de aeronaves é um processo complexo de iterações entre múltiplas disciplinas, que tem como objetivo encontrar a configuração ideal que satisfaz um determinado critério de projeto (SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI; HAFTKA, 1997).

Segundo Kroo et al. (1994), os métodos de projeto aeronáutico baseados em modelos de otimização, têm sido amplamente utilizados na projeção conceitual de aeronaves ao longo das últimas décadas. Estes métodos são muito eficazes quando comparados as metodologias tradicionais existentes, onde a experiência do projetista é fundamental para a realização do projeto. O maior problema que existe na hora de aplicar este tipo de metodologias é a obtenção da informação necessária para conduzir o procedimento de otimização até encontrar a solução ótima em um tempo razoável. Nesse sentido, vários métodos têm sido desenvolvidos para iniciar o dimensionamento de uma aeronave, permitindo ao projetista analisar o comportamento dos parâmetros em estudo e assim descrever uma abordagem que combina todos os aspectos das metodologias de otimização usadas durante as fases iniciais no projeto de aeronaves (PEREZ; CHUNG; BEHDINAN, 2000).

De acordo com Mistree et al. (1994) a seleção correta das variáveis de projeto a serem otimizadas, reduzem o tempo na construção do projeto conceitual de aeronaves. Portanto, o ambiente no projeto de otimização multidisciplinar de aeronaves, depende do número de variáveis que estarão envolvidas, com base em vários atributos. Assim, uma solução eficiente nos problemas de otimização, não depende unicamente do tamanho do problema em termos do número de restrições e variáveis de projeto, mas das características da função objetivo que estão diretamente relacionadas ao cumprimento dos requisitos de projeto e suas restrições estabelecidas para a missão proposta.

Neste contexto, a metodologia de otimização multidisciplinar desta pesquisa integra as disciplinas de entropia estatística, QFD e análise de restrições, onde o resultado da

solução da primeira disciplina é o começo da seguinte e assim por diante. O resultado final da etapa de otimização está documentado no diagrama de restrições obtido para a aeronave. Nesta fase, os principais detalhes para o projeto aerodinâmico são apresentados. Por exemplo, a distribuição dos pesos, o sistema motopropulsor e as geometrias iniciais da aeronave.

Existem alguns trabalhos que definem o conceito de entropia e que avaliam o sucesso das metodologias de otimização multidisciplinar baseados neste contexto. O conceito de entropia é usado na termodinâmica para indicar o grau de desordem de um sistema, no entanto Jaynes (1957) descreve a entropia como a incerteza relacionada a uma base de dados, fornecendo um critério construtivo para a criação de distribuições de probabilidade com base em um conhecimento parcial.

O trabalho desenvolvido por Frenken e Nuvolari (2004) relata que a entropia estatística é baseada na distribuição de probabilidade e apresenta resultados satisfatórios nos estudos de fenômenos evolutivos em qualquer tipo de população. Segundo esse autor, a entropia estatística é uma estrutura para analisar a evolução tecnológica de um sistema de crescimento econômico, podendo também ser usado em setores específicos da indústria aeronáutica devido à variedade de novos produtos que estão sendo desenvolvidos pela evolução tecnológica das aeronaves.

Frenken e Leydesdorff (2000), analisaram as mudanças das características de produto de 143 projetos em aeronaves civis, entre elas, dois modelos resultaram dominantes pelas suas características de projeto e seu sucesso comercialmente (*Douglas DC-3* e *Boeing 707*). Na época, o projeto aerodinâmico, as características de desempenho e a revolução no transporte de passageiros fizeram destas duas aeronaves dominantes em relação a suas concorrentes. Por esta razão, na atualidade algumas ainda estão em operação.

O trabalho desenvolvido por Abdalla (2009) é relevante neste contexto, pois consiste no desenvolvimento de uma metodologia de otimização multidisciplinar para obter as principais características de projeto conceitual em uma família de aeronaves da mesma categoria. Neste caso, o autor apresenta a solução da metodologia aplicada a aeronaves de treinamento militar, obtendo resultados satisfatórios em tempos reduzidos, quando é comparada com os métodos tradicionais existentes na área de projeto conceitual.

Por outro lado, para desenvolver um sistema de gestão de qualidade com base na metodologia QFD, e com um nível elevado de eficácia é necessário além de contemplar sua entropia, também analisar sua evolução. Essas duas propriedades se mantêm em uma relação de interação mútua, afetando o equilíbrio viável e a transcendência dos sistemas.

De acordo com Kovach, Fredendall e Cho (2007) o processo de QFD é uma metodologia para converter as necessidades dos clientes em características de produto. Portanto, conforme o estabelecido por Chan e Wu (2002), os passos para avaliar a informação proporcionada pelo cliente permitem encontrar respostas de inovação para melhorar os processos de projeto até uma efetividade máxima.

Neste sentido, para desenvolver esta metodologia, inicialmente foi realizada uma matriz virtual de um sistema de gestão de qualidade, com o objetivo de recolher dados e opiniões de especialistas, referentes às características de projeto que os clientes gostariam de otimizar na área de projetos de aeronaves de combate (HEIBST; KROGULL, 1973),(HERBST, 1980),(WHITFORD, 1987). Portanto, a chave principal para a otimização da aeronave foi envolver diretamente os parâmetros de projeto que melhorem as condições de desempenho dela. Por exemplo, a relação (T/W) , (W/S) , a distância de decolagem, as velocidades mínimas, o gradiente de subida, entre outros. Nesta etapa foram identificadas várias limitações e restrições que foram satisfeitas no projeto conceitual da aeronave. Muitas das limitações encontradas estão relacionadas com as fases de voo que a aeronave tem que atingir em uma típica missão de combate e podem ser analisadas no diagrama de restrições que foi desenvolvido para a aeronave.

Ao contrário do primeiro passo do processo de otimização empregado, no qual as principais características analisadas foram estatísticas, a última etapa do projeto conceitual da aeronave deste trabalho analisa as características da aeronave em função de sua missão, empregando teorias da mecânica de voo. Assim, a técnica analítica conhecida como análise de restrições, permitiu estabelecer os requisitos de desempenho utilizados para dimensionar as primeiras características geométricas da aeronave, as quais foram:

1. Velocidade estol.
2. Velocidade máxima.
3. Taxa máxima de subida.
4. Distância de decolagem.
5. Teto máximo de operação.
6. Requisitos de viragem.

Nesse contexto, a equação principal para o desenvolvimento da primeira estimativa de desempenho da aeronave em termos de (T/W) e (W/S) foi derivada diretamente das forças que atuam na aeronave. Deste modo, no livro de Mattingly, Heiser e Pratt (2002) são tratadas as aeronaves como pontos de massa, com uma velocidade (V_∞) e um ângulo de trajetória de voo (θ) em relação ao horizonte (Fig. 1.1), o que permitiu aplicar a segunda Lei de Newton para desenvolver a equação principal da análise de restrições para cada condição de voo. De acordo à Fig. (1.1), (V_∞) tem um ângulo de ataque (α) em relação a linha de corda da asa (WCL). A força de Sustentação (L) e a força de Arrasto (D) são normais e paralelas a esta velocidade, respetivamente; a força de Empuxo (T) é calculada em relação ao ângulo (φ) com a linha de corda da asa e (W) é o peso de decolagem da aeronave.

Figura 1.1 – Forças que atuam nas aeronaves de combate.

1.1.2 Arrasto de Onda de Choque.

A contribuição do arrasto de onda de choque é contida como parte do arrasto de pressão devido aos efeitos de compressibilidade quando uma aeronave se movimenta a velocidades perto da barreira do som. Esse arrasto é gerado pela formação de ondas de choque ao redor do corpo, criando um aumento considerável no arrasto total da aeronave. De acordo com Bushnell (2004) as ondas de choque estão ligadas diretamente a escoamentos supersônicos. No entanto, também são geradas em algumas superfícies de aeronaves voando a uma velocidade menor do que a do som (o aerofólio, o canopy, os lábios do intake, entre outros), onde o fluxo de ar local é acelerado até uma velocidade sônica e, em seguida, desacelerado a velocidade subsônica. Ou seja, esse efeito é normalmente observado em aeronaves a velocidades transônicas (entre $Mach = 0.75$ até $Mach = 0.9$). Porém, é possível perceber esse problema a qualquer velocidade acima do Mach crítico da aeronave (WAKAYAMA; KROO, 1995).

Na etapa de projeto conceitual de aeronaves de combate, estimar o arrasto produzido pelas aeronaves é muito importante. Esta estimativa, permite determinar a capacidade das aeronaves para alcançar fases de cruzeiro supersônico na missão de voo projetada. Atualmente, a maioria dos métodos existentes para calcular o arrasto de onda de choque são baseados em métodos matemáticos linearizados para interceptar a área da aeronave em relação ao ângulo de cone de Mach produzido (HAYES, 1947). Portanto, a fim de reduzir a intensidade das ondas de choque, a geometria da aeronave deve mudar na área da seção transversal o mais levemente possível.

Logo após da Segunda Guerra Mundial, surgiram novas técnicas para estimar e otimizar o arrasto produzido nas aeronaves de combate da época. Foi neste ponto quando os projetistas de aeronaves começaram a focar suas análises na aerodinâmica supersônica. Nesse sentido, a regra das áreas tornou-se em uma ferramenta muito importante para estimar o arrasto de onda de choque em aeronaves ou outros corpos que estejam imersos

em velocidades transônicas e supersônicas.

Whitcomb (1956) realizou experimentos em um túnel de vento transônico com vários corpos axissimétricos e com diferentes combinações de asa-fuselagem, encontrando que o arrasto gerado nessas geometrias estava diretamente relacionado com a mudança na área transversal dos corpos (desde a nariz até a cauda). Portanto, a geometria do corpo não influencia na produção de arrasto, embora a taxa de variação nesses corpos teve o efeito mais significativo. Deste modo, pode-se concluir que o arrasto de onda de choque está relacionado com a segunda derivada (ou curvatura) da distribuição de volume do corpo.

Um conceito similar ao proposto por Whitcomb (1956) é o Sears-Haack Body, o qual é definido como sendo um corpo com o menor arrasto de onda de choque possível para um comprimento e volume determinados. A variação na área da seção transversal para um corpo com a geometria do Sears-Haack Body estabelece que o arrasto de onda é mínimo quando a curvatura da distribuição de volume é reduzida. Em outras palavras, quanto mais próxima a distribuição de volume de uma aeronave ou outro veículo de alta velocidade chega ao corpo Sears-Haack Body ideal, menor será o seu arrasto de onda (STIVERS; SPENDER, 1967). Deste modo, a fim otimizar a geometria da aeronave desta pesquisa, a área da seção transversal da fuselagem na região onde estão localizadas as asas, as superfícies da cauda e o intake foi diminuída, obtendo valores de arrasto de onda reduzidos, os quais contribuem ao desempenho da aeronave na missão proposta. Neste contexto, não há descontinuidades relevantes na distribuição da área da seção transversal na geometria da aeronave.

Outra das técnicas usadas para diminuir o arrasto de onda de choque nas aeronaves de combate, é o uso de asas tipo delta com diferente enflechamento no borde de ataque. Esta geometria faz parecer as asas com maior alongamento (AR) em relação à direção do escoamento. Portanto, a área da seção transversal destas asas será semelhante à produzida por um Sears-Haack Body, além de continuar sendo útil a velocidades subsônicas onde a curvatura e a espessura da asa são importantes (STIVERS; SPENDER, 1967; LEE; HO, 1990).

1.1.3 Asas do Tipo Delta.

Na aerodinâmica supersônica existe um fenômeno muito importante a ser considerado pelos projetistas de aeronaves, chamado de cone de Mach, o qual, dependendo do seu ângulo de inclinação afeta as características aerodinâmicas das aeronaves. Nesse sentido, as asas delta são projetadas com o objetivo de que toda a superfície alar fique dentro do cone de Mach, quando ultrapassarem a barreira do som. Ou seja, se o bordo de ataque fica dentro do cone de Mach, a componente de escoamento normal ao bordo de ataque será subsônica e, portanto, o arrasto de onda produzido pela asa será menor. No caso contrário, se a componente do escoamento normal ao bordo de ataque é supersônica, o arrasto de onda da asa aumentará.

A asa tipo delta apresenta características muito eficientes para as aeronaves de combate voando a velocidades supersônicas, principalmente pelo peso reduzido, sua alta capacidade de manobra e sua eficiência estrutural (PUCKETT, 1947; LIPPISCH, 1981), quando comparadas com asas enflechadas de capacidades de sustentação equivalentes. Em contrapartida, em voo subsônico, este tipo de asa, requer um ângulo de ataque elevado para manter a sustentação. Em outras palavras, quando o ângulo de ataque aumenta, o bordo de ataque da asa delta gera um vórtice que energiza o escoamento no extradorso da asa, impedindo a separação do escoamento e fornecendo um ângulo de estol muito alto (SOHN; LEE; CHANG, 2004). A presença desses vórtices conduz a um aumento no arrasto aerodinâmico da asa. Portanto, para contrabalançar essa força, motores mais potentes são necessários para manter baixas velocidades, bem como altos ângulos de ataque.

Ao longo da evolução no estudo das asas delta, uma extensa variedade de modificações deste tipo configuração tem sido desenvolvida. Cada uma das modificações apresenta algumas vantagens em relação às outras. Portanto, na presente pesquisa, 5 configurações de asa delta foram selecionadas para avaliar o desempenho do dorsal intake sob sua própria influência aerodinâmica. O anterior, com a finalidade de determinar a configuração que melhor se ajuste às necessidades da missão da aeronave, em relação à contribuição para um melhor gradiente de pressão na entrada do motor. A seguir, é apresentado um resumo das principais características das configurações de asa delta selecionadas e sua respectiva geometria (Fig. 1.2) (LEE; HO, 1990)(LIPPISCH, 1981)(PUCKETT, 1947)(ERICKSON, 1980)(MARCHMAN, 1981)(LAMAR; OBARA, 2007)(KOHLMAN; WENTZ JR, 1971).

1. *Ogival Delta Wing*: Este tipo de geometria apresenta um bordo de ataque curvado desde a raiz até a ponta da asa; esta configuração cria vórtices de alta sustentação em uma forma mais controlada, reduz o arrasto e permite o pouso das aeronaves a velocidades baixas. Por exemplo: Avro Vulcan (Bombardeiro), Concorde (Comercial de passageiros).
2. *Delta Wing com LEX*: É a configuração de asa delta padrão que inclui LEX (Leading Edge Extensions). Este tipo de geometria otimiza a asa criando vórtices contra rotativos que melhoram sua sustentação tanto em velocidades subsônicas como supersônicas. Por exemplo: F-18 Hornet (Caça).
3. *Compound Delta Wing*: Nesta geometria a parte interna da asa delta tem um enflechamento positivo maior do que a parte externa, o que reduz significativamente o peso da asa. Por exemplo: F-16 Eagle (Caça).
4. *Canard Delta Wing*: Os canards servem principalmente para estabilizar a aeronave e controlar a mudança causada sobre o centro aerodinâmico no passo de velocidades subsônicas para supersônicas. O bordo de fuga do canard gera seu próprio vórtice que acoplado com o vórtice principal da asa, aumenta as características de estol a

altos ângulos de ataque assim como a manobrabilidade das aeronaves. Por exemplo: Saab JAS 39 Gripen (Caça).

5. Double Delta Wing: Esta geometria apresenta características similares à ogival. No entanto, o enflechamento da primeira asa serve para melhorar o desempenho a velocidades supersônicas, enquanto que o enflechamento da segunda asa fornece bom desempenho a velocidades subsônicas. Por exemplo: Saab 35 Draken (Caça).

Figura 1.2 – Tipos de asa delta.

1.1.4 Projeto Aerodinâmico de Sistemas de Admissão de Ar.

Uma vez obtidas as primeiras condições geométricas e de desempenho da aeronave que foi projetada, o tamanho do motor precisou ser dimensionado, em termos do empuxo e da vazão mássica ($\dot{m}$) requerida pela aeronave. Nesse sentido, foi considerado que o valor do empuxo resultante na análise de restrições representa um valor ideal em comparação com o produzido quando o motor é instalado na aeronave. Portanto a montagem do sistema motopropulsor na fuselagem da aeronave, induz forças sobre as superfícies externas, aumentando o arrasto total da aeronave (GOLDSMITH; SEDDON, 1993; RODRIGUEZ, 2009). De acordo com Seddon e Goldsmith (1999) as forças adicionais formadas pela instalação do sistema motopropulsor com a aeronave são chamadas "Self-Drag" e devem ser contrabalançadas pelo empuxo disponível do motor selecionado. Portanto, as forças Self-Drag são as produzidas diretamente pelo intake (Difusor supersônico e subsônico) e o bocal do sistema moto-propulsor (MATTINGLY; HEISER; PRATT, 2002). A determinação dessas forças permitiu realizar as primeiras considerações para as relações de áreas em referência a quantidade de vazão mássica requerida pelo motor da aeronave.

O projeto aerodinâmico do intake está dividido em duas fases: Na primeira fase determinou-se o tipo de intake que foi projetado. Para isso, foi feita uma análise subjetiva

da posição e o tipo de intake que têm sido implementados ao longo da evolução das aeronaves de combate. Este estudo foi feito na análise de entropia estatística. Como resultado, foi desenvolvido um intake de compressão externa e tipo bidimensional. A segunda fase refere-se ao projeto dos difusores supersônico e subsônico do intake, incluindo todos os sistemas e as geometrias de cada um deles. Por exemplo: o desviador da camada limite, o projeto do lábio exterior para minimizar a geração de ondas de choque fora do intake (WIE; KWOK; WALSH, 1996), (DAS; PRASAD, 2010) e o sistema de sangria na garganta do intake.

O difusor supersônico foi projetado com base às metodologias de Neale e Lamb (1967), Slater (2012) e Connors e Meyers (1956), as quais permitiram a estimação correta do número e comprimento das rampas de compressão, a posição da onda de choque normal na garganta do difusor supersônico e a relação de áreas entre a entrada do difusor e a entrada do motor (LEE et al., 2011). Por outro lado, o projeto do difusor subsônico foi baseado nas metodologias desenvolvidas por Singh et al. (2014) e Reichert e Wendt (1993), com o intuito de manter uma distorção e queda de pressão total mínimas, do escoamento que vem do difusor supersônico até a entrada do motor. Para isso, requereu-se uma leve transição da seção transversal retangular da garganta para uma seção transversal circular no motor. Nesse sentido, baseado nas análises feitas por Barnhart (1997) e Sproston (1982), foi desenvolvido um difusor subsônico em forma de "S" (S-duct) para ligar o intake com o motor da aeronave.

A Fig. (1.3) apresenta a geometria típica de um intake de compressão externa, com suas respectivas condições geométricas e aerodinâmicas na condição crítica (Ideal) de operação. Onde: (A_1): representa a área de captura do intake, (A_{0i}): representa a área efetiva do difusor supersônico, (A_0): representa a área na entrada do motor, (A_{bl}): representa a área para o projeto do desviador da camada limite, e (A_t): representa a área da garganta.

O intake projetado para esta aeronave foi desenvolvido em relação aos padrões da especificação militar MIL-E-5008B (MIL-E-5008B, 1959), garantindo que cada seção do mesmo esteja dentro das restrições permitidas.

Figura 1.3 – Sistema de intake de compressão externa, operando na condição crítica.

1.1.5 Aplicações de Simulação Numérica nos Projetos de Sistemas de Admissão de Ar.

Uma das metodologias usadas neste trabalho foi a aplicação de simulação numérica para analisar as principais características aerodinâmicas e de desempenho do sistema de admissão de ar. Portanto, foi realizado um estudo dos tipos de malha, condições de contorno e modelos de turbulência atribuídos nas simulações, com o objetivo de obter maior precisão numérica da interação das ondas de choque com a camada limite dentro e fora do intake.

Para executar uma simulação prática, foi necessário considerar o tipo de malha que vai ser atribuída. Deste modo, a obtenção de uma malha apropriada foi realizada considerando a configuração do intake e também a montagem do sistema motopropulsor com as principais superfícies aerodinâmicas da aeronave. De acordo com Kim et al. (2011), células prismáticas perto das paredes viscosas e células tetraédricas no domínio computacional restante têm sido atribuídas em simulações de intakes supersônicos do tipo bidimensional e axissimétricos, fornecendo resultados satisfatórios com experimentos em túnel de vento. No entanto, Kim (2009) e Soltani et al. (2013) têm realizado estudos numéricos com malhas estruturadas para simulações de intakes, onde unicamente foi analisado o desempenho aerodinâmico dos difusores. Deste modo, as simulações realizadas neste trabalho, implementaram malhas estruturadas para o tratamento da camada limite dentro dos difusores e malhas não estruturadas para o resto do domínio computacional.

Por outro lado, foram estudadas as condições de contorno e os modelos de turbulência implementados em análises onde os efeitos da camada limite com as ondas de choque, provocam alterações no comportamento do escoamento dentro e fora dos intakes. A condição de contorno na saída do difusor subsônico é um dos principais problemas que têm surgido ao desenvolver este tipo de simulações, pois a velocidade na condição de entrada do difusor supersônico é ao redor de $Mach = 2$. No entanto, na saída, a velocidade de escoamento deve ser puramente subsônica, devido a que nesta parte está localizada a face do compressor, onde geralmente as velocidades do escoamento devem estar entre 0.4 - 0.5 Mach, dependendo das características de desempenho do motor selecionado. (VALORANI et al., 1999), (MATTINGLY; HEISER; PRATT, 2002), (WHITFORD, 1987).

A maioria de códigos comerciais atribuem condições fixas de pressão total ou vazão mássica na saída do difusor subsônico. Contudo, este tipo de condições de contorno não são as mais adequadas, pois a pressão e a vazão mássica na entrada do compressor pode mudar com o tempo em resposta a um regime transiente do motor ou da corrente livre (MAYER; PAYNTER, 1994).

Slater (2002), Slater et al. (2005), Mayer e Paynter (1994) realizaram estudos numéricos sobre as condições de contorno que devem ser impostas em simulações de escoamento supersônico dentro de sistemas de admissão de ar. Estas análises foram desenvolvidas com o intuito de minimizar falhas na solução, realizando metodologias analíticas para impor

condições de contorno na saída do difusor subsônico. Como resultado, se obteve uma condição de contorno chamada de vazão mássica corrigida, a qual relaciona linearmente a pressão e temperatura relativa na entrada do compressor do motor, gerando resultados satisfatórios em comparação com experimentos do mesmo tipo.

O software escolhido para realizar as simulações foi o ANSYS - CFX 14.5 ®(ANSYS, 2012), o qual por meio da condição de contorno "Opening Boundary Condition" permitiu impor valores aproximados da pressão e da temperatura estática na saída do difusor subsônico, além de uma série de parâmetros de extrapolação de variáveis que foram estabelecidos para a correta interpretação da condição de contorno imposta.

Em relação aos modelos de turbulência usados em simulações de escoamento interno, Kim e Song (2005) e Menter (2009) analisaram as diferentes aplicações industriais do modelo de turbulência $K - \omega$ Shear Stress Transport (SST). Este modelo tem mostrado um desempenho superior quando comparado com outro tipo de modelos, fornecendo importantes resultados na predição de fenômenos de interação da camada limite com as ondas de choque sob fortes gradientes de pressão. Portanto, este modelo foi escolhido para realizar todas as simulações nesta pesquisa.

Finalmente, estudos recentes de simulação numérica similares apresentam as mesmas condições de contorno e modelos de turbulência que foram impostos neste trabalho. Neste sentido, Kim e Liou (2013) realizaram a otimização da geometria do intake para o N2B, que é uma aeronave não convencional híbrida do tipo Blended Wing Body (BWB); Berra, Slater e Olcmen (2015) reprojeteram o intake do B-1B bombardeiro para melhorar o desempenho desta aeronave em voo supersônico. Por outro lado, Gan e Zhang (2016), otimizaram a geometria de um S-duct usando o modelo de turbulência SST.

1.1.6 Aeronaves com Configuração Dorsal Intake.

A concepção de aeronaves de combate com o intake montado na parte superior da fuselagem surgiu na década dos 70's devido às restrições (principalmente a potência dos motores) que impediam a redução das distâncias de decolagem e pouso das aeronaves que operavam em porta-aviões. Nesse sentido, a NASA (Ames Research Center) desenvolveu, aeronaves de decolagem e pouso vertical (V/STOL) a fim de misturar as capacidades de voo dos helicópteros com as altas velocidades de cruzeiro das aeronaves de combate convencionais (NELMS; DURSTON, 1981; NELMS, 1984; ANDERSON, 1981). Experimentos realizados por Williams e Hunt (1980), Rhoades e Surber (1979) demonstraram que este tipo de configuração pouco convencional, apresenta certas vantagens em comparação com as posições mais comuns de intake (em baixo da fuselagem- Ventral Intake) e do lado da fuselagem (Side intake), as quais incluem:

1. Deixar livre a parte de baixo da fuselagem para maior capacidade de armamento.

2. Redução da incidência de dano por objetos estranhos (FOD) nos motores. Portanto, menores custos de manutenção.
3. Maior acesso aos subsistemas da aeronave pela parte de baixo da fuselagem.
4. Redução do peso estrutural da aeronave, devido à diminuição do comprimento do difusor subsônico do intake.
5. Redução da área de seção transversal da aeronave para evitar a detecção de radares.
6. Evitar a ingestão dos gases provenientes do armamento, quando estes são enviados ao objetivo.

Embora, as aeronaves com o intake na parte superior da fuselagem não são uma ideia nova, pois algumas aeronaves já foram desenvolvidas e fabricadas para fins militares, este tipo de configuração não teve muito sucesso na indústria aeronáutica, principalmente por causa da baixa qualidade do campo de fluxo na entrada do intake em ângulos de ataque elevados.

Algumas dessas aeronaves são: North American F-107 Ultra Sabre (Fig. 1.4-a) projetada nos Estados Unidos, Avro 707 (Fig. 1.4-b) projetada em Inglaterra, SE.2410 Grog-nard I (Fig. 1.4-c) projetada na França, Ryan XV-5 Vertifan (Fig. 1.4-d) projetada nos Estados Unidos.

Figura 1.4 – Aeronaves com a configuração dorsal intake projetadas e fabricadas. a) North American F-107 Ultra Sabre, b) Avro 707, c) SE.2410 Grog-nard I, d) Ryan XV-5. Fotos tomadas de <http://www.militaryfactory.com>

Por outro lado, existem aeronaves que exclusivamente foram desenvolvidas como projetos de pesquisa e não chegaram a ser fabricadas, pois somente fizeram-se modelos a escala, visando otimizar as características de projeto que malograram o desempenho das anteriores aeronaves, através de testes em túnel de vento. Nesse contexto, Smeltzer, Nelms e Williams (1982); Durston e Smeltzer (1982) mostraram que a região superior da fuselagem pode ser ideal para a posição do intake, uma vez que as aeronaves possuam asas delta complexas, como o objetivo de aprimorar a geração dos vórtices produzidos no bordo de ataque (BRADLEY; SMITH; BHATELEY, 1973). Esses vórtices são contra rotativos e evitam a separação de escoamento na parte superior da fuselagem, incorporando escoamento livre de alta energia o que melhora as condições físicas da vazão mássica na entrada do intake, aumentando sua eficiência.

As configurações testadas incluíram dispositivos LEX e canards para a aeronave Northrop VATOL (Fig. 1.5-a) e a aeronave Rockwell que foi projetada com asa duplo delta (Fig. 1.5-b); aeronaves com características similares foram projetadas pela SAAB durante o desenvolvimento do JAS 39 Gripen: Saab 1300-77A (Fig. 1.5-c) e Saab 2107 Project (Fig. 1.5-d). No entanto, somente a configuração externa dessas aeronaves é encontrada na literatura.

Figura 1.5 – Modelos de aeronaves com a configuração dorsal intake. a) Northrop VATOL, b) Rockwell, c) Saab 1300-77A, d) Saab 2107 Project. Fotos tomadas de (NELMS, 1984); <http://www.airplane-pictures.net>

1.2 Importância do Problema.

A indústria aeroespacial é um setor líder em termos de tecnologia avançada devido ao grande investimento em pesquisa e desenvolvimento de aeronaves de última geração. Embora esse investimento seja grande, as inovações tecnológicas trazem benefícios econômicos incomparáveis, além de competitividade com o resto do mundo dos negócios aeroespaciais.

Esses programas de pesquisa necessitam de fortes investimentos iniciais, causando alguns desequilíbrios nos planos financeiros das empresas. Portanto, uma alternativa viável para reduzir o orçamento de investimento em aeronaves de combate é fazer uso dos programas de projeto que já estão desenvolvidos, com o objetivo de aprimorar esses recursos com metodologias de otimização computacional sobre todos os sistemas que compõem uma aeronave com características similares.

Em referência à ideia exposta, neste trabalho foram desenvolvidas diferentes metodologias a fim de obter um novo conceito de aeronave de combate, cujo projeto conceitual foi contemplado em base às evoluções das características de projeto das aeronaves do tipo caça-bombardeiro existentes. A principal relevância desta aeronave é possuir o intake do sistema motopropulsor na parte superior da fuselagem.

Embora esta configuração não seja uma ideia inovadora, os únicos trabalhos similares que se encontraram na literatura são puramente experimentais, dado que foram desenvolvidos entre os anos 70 e 80, e naquela época o investimento de dinheiro em modelos para testes em túnel de vento era muito alto. Portanto, com o avanço da tecnologia computacional, os métodos numéricos se tornaram em ferramentas muito úteis para resolver as equações de Navier-Stokes, de maneira que possam ser simplificadas numericamente através de métodos como: diferenças finitas, volumes finitos, elementos finitos e métodos espectrais. Nesse sentido, foi possível aproveitar o desenvolvimento de programas CFD para prever as principais características aerodinâmicas desta aeronave, antes de investir em um modelo a escala para testes em túnel de vento.

Mesmo que esteja apresentando-se exclusivamente o projeto conceitual da aeronave, os resultados obtidos serviram para avaliar o desempenho do intake, junto com a integração da posição do intake com as principais superfícies aerodinâmicas da aeronave, a vários ângulos de ataque. Desta forma, foi possível determinar a configuração que melhor se ajuste aos requerimentos da missão da aeronave em função do desempenho e compatibilidade do projeto do intake.

1.3 Objetivos.

1.3.1 Objetivo Geral.

Desenvolver e avaliar o projeto conceitual de uma aeronave de combate cuja principal característica é possuir o intake localizado na parte superior da fuselagem.

1.3.2 Objetivos Específicos.

1. Empregar metodologias de otimização multidisciplinar para a execução do projeto conceitual da aeronave.
2. Avaliar o arrasto de onda de choque para o projeto conceitual da aeronave, empregando modelos teóricos e analíticos para escoamentos compressíveis.
3. Executar o projeto de um novo intake, utilizando metodologias analíticas e numéricas para a determinação da geometria e a avaliação do seu desempenho em função do motor da aeronave.
4. Integrar os resultados obtidos nas etapas anteriores, com o intuito de avaliar numericamente as diferenças aerodinâmicas do campo de escoamento na entrada e saída do intake entre uma aeronave que possui a mesma fuselagem, porém, diferente geometria de asa, visando identificar as consequências dessas diferenças na eficiência e distorção aerodinâmica do intake.

Metodologia.

A metodologia usada neste trabalho está dividida em cinco etapas organizadas por subcapítulos, as quais integram uma série de procedimentos para a obtenção do projeto da aeronave, como descrito a seguir:

No subcapítulo 2.1 é apresentada a metodologia de otimização multidisciplinar no projeto paramétrico da aeronave, a qual integra os conceitos de entropia estatística, QFD e análise de restrições. Os resultados finais desta etapa forneceram as principais características aerodinâmicas da aeronave em sua fase conceitual de projeto.

No subcapítulo 2.2 apresenta-se o procedimento para calcular o arrasto de onda de choque em corpos imersos em velocidades supersônicas. Deste modo, foi desenvolvido o projeto da fuselagem e da asa da aeronave, otimizando sua área da seção transversal através da redução do seu arrasto de onda. Nesta etapa, foram estudadas cinco configurações de asa delta, com a finalidade de observar a qualidade de cada uma delas em função da geração de vórtices de bordo de ataque a altos ângulos de ataque em regimes de voo subsônicos e supersônicos. A geração de vórtices de bordo de ataque é a principal contrariedade que prejudica o desempenho das aeronaves que agem com dorsal intake, principalmente nas aeronaves de combate.

No subcapítulo 2.3 é apresentada a metodologia analítica para o projeto preliminar do intake. Deste modo, foi desenvolvido um código em MATLAB para projetar o número de rampas de compressão do difusor supersônico e a relação de áreas que minimizem a perda de pressão total ao longo do intake. Além disso, nesta seção é mostrado o processo para converter a seção transversal retangular do difusor supersônico para uma seção transversal circular na entrada do motor, ou seja, o projeto do difusor subsônico. Finalmente, é mostrado o projeto do desviador da camada limite, junto com o sistema de sangria do intake.

No subcapítulo 2.4 é apresentado a integração do intake com a estrutura da aeronave. Nesta etapa, foram desenvolvidas simulações em 2D e 3D com o objetivo de compilar todos os resultados obtidos nas etapas anteriores.

Finalmente, no subcapítulo 2.5 são mostrados os parâmetros e critérios que foram

impostos nas simulações em CFD com o objetivo de avaliar o desempenho do intake (On - Off Design Conditions).

2.1 Otimização Multidisciplinar.

Os procedimentos para projetar aeronaves eficientes requerem da interação de vários métodos de otimização em função do número de requisitos de projeto a serem cumpridos. Geralmente, no projeto conceitual de aeronaves, as primeiras estimativas são feitas com informação estatística, ou com equações empíricas simplificadas, envolvendo a solução de várias disciplinas (propulsão, aerodinâmica, estabilidade e controle entre outras). Como resultado, o projeto conceitual de aeronaves leva muito tempo em ser concluído e depende diretamente da experiência do projetista para reduzir esse tempo.

Portanto, a implementação desta metodologia teve como objetivo o uso de três conceitos diferentes de otimização, que em conjunto, aprimoram o projeto conceitual da aeronave em um tempo reduzido. Deste modo, foi gerado um ambiente de projeto multidisciplinar para a obtenção dos principais parâmetros de projeto. Os resultados obtidos demonstraram que o projeto conceitual de aeronaves pode ser aperfeiçoado através do emprego adequado de métodos de otimização multidisciplinar.

2.1.1 Entropia Estatística.

A aplicação da entropia estatística, foi realizada com a finalidade de estudar a evolução das principais variáveis de projeto ao longo da história do desenvolvimento de aeronaves supersônicas de combate (Caça-Bombardeiro). Deste modo, foi feita uma base de dados ordenada cronologicamente, contendo as principais características geométricas, aerodinâmicas e de desempenho de 20 aeronaves. O período escolhido para a análise dos projetos foi de aproximadamente 50 anos com a introdução da aeronave English Electric Lightning, projetada no ano 1957, até a aeronave Saab Jas Gripen, projetada no ano 2002.

As variáveis de projeto analisadas foram as descritas na metodologia proposta por Frenken e Leydesdorff (2000) Abdalla (2009), as quais são definidas como:

1. Variáveis de características técnicas: Podem ser diretamente controladas pelo projetista da aeronave. Por exemplo, a envergadura da asa.
2. Variáveis de características de serviço: São aquelas que relacionam as qualidades de desempenho da aeronave. Por exemplo: a altitude máxima de operação, o máximo número de Mach, entre outros.
3. Variáveis de características misturadas: São aquelas que envolvem diretamente as variáveis técnicas e as de serviço. Por exemplo, a carga alar (W/S), onde o peso é uma variável de serviço e a área da asa é uma variável técnica.

As informações de cada uma das variáveis de projeto mencionadas anteriormente foram tomadas de Planes (2011).

Os parâmetros geométricos foram numerados e codificados na base de dados que é apresentada no apêndice A. Esta base de dados permitiu avaliar a evolução destes parâmetros nas aeronaves em questão.

Neste sentido, cada aeronave foi classificada em termos de suas características de projeto: projetos considerados dominantes, projetos inovadores, projetos monopólio e projetos fracassados. Esta análise foi realizada usando o Software SANCA - STATISTICAL ENTROPY MODULE¹ (Fig 2.1). Uma vez gerada a base de dados, foram escolhidas as aeronaves dominantes que permitiram dar início ao projeto conceitual e aerodinâmico da aeronave desde trabalho. Neste contexto, os projetos dominantes são aqueles que pelas suas características de projeto foram a base do projeto de outras aeronaves da mesma categoria.

Figura 2.1 – SANCA - Statistical Entropy Module.

2.1.2 Desdobramento da Função Qualidade (QFD) e Teoria Fuzzy.

A metodologia QFD foi usada para desenvolver uma matriz virtual de um sistema de gestão de qualidade ligada às opiniões de alguns projetistas e especialistas de aeronaves de combate. Deste modo, Hagelin (1998) e Crawford e Simm (2000) estabeleceram as características de projeto das aeronaves que têm sido estudadas em termos de otimização nos últimos anos. Estas características são: velocidade máxima acima de Mach = 2, fator de carga igual a 5 em duas etapas de combate, distância de decolagem menor a 700 metros e teto máximo de operação maior a 16500 metros. Com esses parâmetros, foi possível estabelecer as condições para desenvolver o sistema de gestão de qualidade.

¹SANCA - STATISTICAL ENTROPY MODULE é um software desenvolvido pelo Professor Doutor Alvaro Martins Abdalla que integra técnicas de Entropia Estatística, lógica fuzzy e Algoritmo Genético à aplicação de MDO como metodologia de projeto conceitual de aeronaves. Essa metodologia demonstra ser objetiva e equilibrada quando é comparada com as técnicas tradicionais existentes.

Assim, Chan, Kao e Wu (1999) propõe que a solução eficiente do QFD em função da opinião do cliente consiste em quatro passos fundamentais, descritos a seguir:

1. Passo 1 - Determinar as necessidades do cliente: Este passo especifica os requisitos do cliente para o produto em desenvolvimento. Esses requisitos podem ser coletados de acordo à opinião de um, ou mais clientes.
2. Passo 2 - Avaliar a importância relativa das necessidades do cliente: Nesta etapa é analisado o grau de importância da opinião do cliente, a qual é classificada em uma escala de 1 até 10, sendo 10 a mais importante.
3. Passo 3 - Analisar os competidores: Avaliar os pontos fracos e fortes da evolução das características de projeto das aeronaves da mesma categoria (Dominantes). Esta etapa foi primordial para alcançar algumas vantagens no desenvolvimento do projeto atual.
4. Passo 4 - Avaliação Final: Refere-se a importância relativa percebida pelos clientes no passo 2 e a prioridade dos projetos que já estão desenvolvidos no passo 3. A avaliação final é feita através da classificação dos itens com maior pontuação.

A Eq. (2.1) representa quantitativamente os passos mencionados anteriormente.

$$\begin{aligned}
 & \begin{bmatrix} \text{Passo} - 1 \\ R_1 \\ R_2 \\ \dots \\ R_n \end{bmatrix} \longrightarrow \begin{bmatrix} \text{Passo} - 2 \\ G_1 \\ G_2 \\ \dots \\ G_n \end{bmatrix} \longrightarrow \\
 & \longrightarrow \begin{bmatrix} & \text{Passo} - 3 \\ & \text{Desempenho}(x) & & & \text{Prioridades}(e) \\ \dots & C_1 & C_2 & \dots & C_k & \dots & e_1 \\ R_1 & x_{11} & x_{12} & \dots & x_{1k} & \dots & e_2 \\ R_2 & x_{21} & x_{22} & \dots & x_{2k} & \dots & e_3 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ R_n & x_{n1} & x_{n2} & x_{n3} & x_{nk} & \dots & e_n \end{bmatrix} \longrightarrow \quad (2.1) \\
 & \longrightarrow \begin{bmatrix} \text{Passo} - 4 \\ \text{Final} - \text{Importância}(f) \\ F_1 = G_1 \times e_1 \\ F_2 = G_2 \times e_2 \\ \dots \\ F_n = G_n \times e_n \end{bmatrix}
 \end{aligned}$$

Onde: $(R_1...R_n)$: representa as necessidades do cliente, $(G_1...G_n)$: representa a importância relativa das necessidades do cliente, $(C_1...C_n)$: representa os competidores que projetam aeronaves da mesma categoria, $(x_{11}...x_{n1})$: representa os valores médios do desempenho dos competidores, e $(e_1...e_n)$: representa a avaliação das necessidades prioritárias do cliente. Estas são obtidas com base na informação (x) , de acordo com a Eq. (2.2).

$$\begin{matrix} R_1 \\ R_2 \\ \dots \\ R_n \end{matrix} \begin{bmatrix} C_1 & C_2 & \dots & C_k \\ x_{11} & x_{12} & \dots & x_k \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ x_{n1} & x_{n2} & \dots & x_{nk} \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

Assim, pela combinação de (G) no passo 2 e (e) no passo 3, a avaliação final da importância das necessidades dos clientes, $(F = [F_1, ..., F_n])$ foi obtida para cada $(i = 1, ..., n)$, multiplicando $(F_i = G_i \times e_i)$ em referência a Paul e Ching-Lai (1995), ou através da media $(F_i = R_G G_i + R_e e_i)$, onde: $(R_G \geq 0)$ e $(R_e \geq 0)$.

A variável ou função de qualidade está relacionada com a satisfação do cliente, ou seja, a função qualidade converte as necessidades do cliente em especificações do produto desenvolvido. A importância dessas necessidades foi obtida pela aplicação do número fuzzy triangular.

2.1.3 Número Fuzzy Triangular.

Por definição, um conjunto fuzzy (A) é caracterizado por sua função de pertinência $(\eta_A(x))$. Esta função associa cada elemento de (x) com um valor real na faixa $(A : x \rightarrow [0, 1])$. Assim, o número fuzzy triangular pode ser definido por $(A = [a, b, c])$, onde $(a \leq b \leq c)$. A função tem forma triangular de acordo com a Fig. (2.2) (KAUFMANN; GUPTA, 1985).

Figura 2.2 – Função de pertinência. (KAUFMANN; GUPTA, 1985)

Onde a função de pertinência é definida assim:

$$\mu_A(x) = \{0 \dots x \leq a \dots \text{ou} \dots x \geq c\} \quad (2.3)$$

$$\mu_A(x) = \{(x - a)/(b - a) \dots a \leq x \leq b\} \quad (2.4)$$

$$\mu_A(x) = \{(c - x)/(c - b) \dots b \leq x \leq c\} \quad (2.5)$$

De acordo com o modelo fuzzy apresentado, a avaliação numérica das necessidades do cliente foi representada em uma escala de 9 pontos de acordo com a Fig. (2.3).

Figura 2.3 – Função Fuzzy.

Onde: *SI*: sem importância, *PI*: pouca importância, *Me*: média importância, *I*: importante, e *MI*: muito importante.

Esta metodologia permitiu converter as necessidades do cliente em medidas técnicas para obter os requerimentos da aeronave. Esses requerimentos foram também as variáveis fixadas para otimização. Um procedimento mais detalhado desta metodologia é encontrado em Abdalla (2009).

2.1.4 Missão em Aeronaves de Combate (Caça Ar-Terra).

O estabelecimento de uma missão típica de superioridade aérea deve incluir: duas fases de cruzeiro (Ida e volta), uma fase de combate com um certo número giros, ou uma fase de escape com um certo tempo na potência máxima, uma fase de queda de armamento e um loiter antes do pouso (RAYMER, 1999). Especificamente para a aeronave desta pesquisa, a missão de combate foi projetada em relação aos requerimentos que foram estipulados para otimizar o desempenho da aeronave (Fig. 2.4).

Figura 2.4 – Perfil típico de missão de combate (Ar-Terra).

As variáveis de otimização escolhidas estão descritas a continuação:

- ❑ **R1. Distância de Decolagem e Pouso:** Estes valores são muito importantes no desempenho das aeronaves de combate, pois ao executar este tipo de missão, o comprimento de pista requerido deve ser o mais curto possível para que a aeronave possa ganhar altitude e pousar rapidamente. Deste modo, foi implementada a condição de 700 metros para as duas fases, supondo que o ponto de decolagem seja à altitude de São Paulo. O valor da carga alar para o pouso não deve exceder os $420Kg/m^2$.
- ❑ **R2. Trajeto de Escape:** Esta condição relaciona a velocidade máxima da aeronave, atribuindo a condição de $Mach = 2$ para a missão proposta.
- ❑ **R3. Taxa de Viragem:** Esta restrição determina as condições de velocidade e fator de carga, as quais a aeronave deve suportar em caso de viragem a alta velocidade. Portanto, duas condições foram impostas: Um fator de carga $n = 5$ para $Mach = 0.9$ e $n = 5$ para $Mach = 1.5$.
- ❑ **R4. Razão de Subida:** Esta condição está ligada à velocidade que deve ser mantida para alcançar a altitude requerida para iniciar a etapa de cruzeiro. O valor imposto foi $100\ m/s$.
- ❑ **R5. Velocidade de Cruzeiro:** Este requisito é imposto para que a aeronave projetada possa atingir uma velocidade de $Mach = 1.15$ em condições onde o ar é mais denso e $Mach = 1.6$ em outras altitudes.

Os requisitos descritos anteriormente foram analisados e otimizados de acordo aos valores de importância máximos obtidos pela matriz virtual de gestão de qualidade. Por conseguinte, foi possível estabelecer o diagrama de restrições para aeronave desta pesquisa em relação a estes parâmetros.

2.1.5 Análise de Restrições.

A análise de restrições é função das principais fases de voo que as aeronaves desempenham. Por exemplo: Decolagem e pouso com uma distância específica de pista, voo em uma determinada altitude e velocidade, giros com parâmetros de fator de carga esclarecidos, razão de subida para o teto máximo de operação, entre outros. Nesse sentido, esta análise fornece um espaço de solução (Zona Segura) onde a aeronave pode desempenhar todas as restrições impostas e não um ponto específico de solução. Portanto, esta ferramenta é ideal para mostrar a otimização da aeronave de acordo com as análises realizadas anteriormente.

Após a fase de queda de armamento, é importante garantir que a aeronave tem combustível suficiente para retornar com segurança, caso as armas não forem usadas. Deste modo, a seleção da solução ótima foi baseada na redução do valor da relação empuxo - peso (T/W) e ao aumento da carga alar (W/S) da aeronave para a fase trajeto de escape. Esta análise, permitiu conhecer o empuxo que requiere a aeronave e assim selecionar o motor que satisfaça essas necessidades. A seguir, mostra-se a equação principal da análise de restrições e suas respectivas adaptações para cada fase de voo. (MATTINGLY; HEISER; PRATT, 2002; GUDMUNDSSON, 2013)

$$\left(\frac{T}{W_{TO}}\right) = \frac{\beta}{\alpha} \left[\frac{qS}{\beta W_{TO}} \left[k_1 \left(\frac{n\beta W_{TO}}{qS} \right)^2 + k_2 \left(\frac{n\beta W_{TO}}{qS} \right) + C_{DO} + C_{DR} \right] + \frac{P_S}{V} \right] \quad (2.6)$$

Onde: (T): representa o Empuxo, (W_{TO}): peso de decolagem, (α): restrição em caso de falha do valor do empuxo instalado, (β): fração de peso, (S): área da asa, (C_{DO}): coeficiente de arrasto parasita, (C_{DR}): coeficiente de arrasto adicional, ($k_{1,2}$): coeficiente de eficiência aerodinâmica (K de Breguet), (q): pressão dinâmica, (n): fator de carga, (P_S): potência específica, e (V): velocidade.

Restrição para Decolagem.

$$\left(\frac{T}{W_{TO}}\right) = \left[\frac{\beta^2 k_{TO}^2 \frac{W_{TO}}{S}}{\alpha S_G g \rho C_{Lmax}} \right] \quad (2.7)$$

Onde: (ρ): representa a densidade, (S_G): distância de decolagem, e (C_{Lmax}): coeficiente de sustentação.

Para este caso, foram consideradas três hipóteses: que o empuxo seja maior que a força de arrasto, que não existam mudanças na altitude e que os valores de densidade, máximo coeficiente de sustentação e distância de decolagem sejam conhecidos.

Restrição para Pouso.

$$S_L = \left[\frac{\beta k_L^2 \frac{W_{TO}}{S}}{\mu g \rho C_{Lmax}} \right] \quad (2.8)$$

Este parâmetro supõe um fator de carga ($n = 1$) e um máximo coeficiente de sustentação conhecidos, a fim de obter um valor constante de carga alar.

Restrição para Velocidade Cruzeiro e Trajeto de Escape.

$$\left(\frac{T}{W_{TO}} \right) = \frac{\beta}{\alpha} \left[\frac{C_{DO}}{\frac{\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S}} + k_1 \frac{\beta}{q} \left(\frac{W_{TO}}{S} \right) \right] \quad (2.9)$$

Considerando uma velocidade de trajeto de escape de $Mach = 2$ para o máximo teto de operação $16500m$ e $Mach = 1.15$ ao nível do mar.

Restrição de Combate.

$$\left(\frac{T}{W_{TO}} \right) = \frac{\beta}{\alpha} \left[k_1 n^2 \frac{\beta}{q} \left(\frac{W_{TO}}{S} \right) + \frac{C_{DO}}{\frac{\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S}} \right] \quad (2.10)$$

Para esta condição, o fator de carga foi estipulado com um valor de velocidade fixa. A componente vertical de sustentação equilibra o peso e a componente horizontal é a força centrípeta da aeronave. Como resultado, são obtidas restrições para duas velocidades na etapa de combate da missão proposta.

Restrição para Razão de Subida.

$$\left(\frac{T}{W_{TO}} \right) = \frac{\beta}{\alpha} \left[\frac{C_{DO}}{\frac{\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S}} + k_1 \frac{\beta}{q} \left(\frac{W_{TO}}{S} \right) + \frac{dh}{Vdt} \right] \quad (2.11)$$

Para esta restrição, foi considerado o maior valor da eficiência aerodinâmica de acordo com a (k) de Breguet.

Uma vez obtidas as curvas da análise de restrições, foi escolhido o motor que vai desempenhar cada etapa da missão proposta. Nesse sentido, a escolha do motor foi baseada no ponto de projeto obtido na análise de restrições o qual representa, o valor do empuxo requerido pela aeronave quando o motor ainda não está instalado nela.

O diagrama de blocos da Fig. (2.5) ilustra tudo o processo de otimização multidisciplinar na etapa de projeto conceitual da aeronave.

Figura 2.5 – Diagrama de Blocos.

2.2 Predição do Arrasto de Onda de Choque.

A estimaco do arrasto de onda de choque foi baseado no método de cone de Mach proposto por Jones (1956). Ao contrário de outros métodos empíricos, esta abordagem tem em conta a geometria e as dimensões da asa e a fuselagem. A confiabilidade deste método é suficiente para os estudos de projeto conceitual de aeronaves supersônicas, uma vez que é baseado na comparação entre várias geometrias.

Na continuação são descritos os passos para determinar a distribução de área da seção

transversal das geometrias projetadas em função do cone de Mach: **1.** Criar o modelo a ser avaliado em ferramentas CAD (Computational Aided Design, pelas suas siglas em inglês). **2.** Projetar o plano de cone de Mach em função do seu respectivo ângulo de propagação e direção de voo. **3.** Realizar a interseção da geometria da aeronave com o plano de cone de Mach, como mostrado na Fig. (2.6). **4.** Normalizar a área obtida pela interseção da geometria com o cone de Mach. **5.** Criar um ponto na direção Z, com o objetivo de obter o perfil de distribuição de áreas em cada seção da geometria, como mostrado na Fig. (2.7). **6.** Calcular o arrasto de onda de choque.

Figura 2.6 – Interseção do plano de cone de Mach com a geometria da aeronave.

Figura 2.7 – Distribuição de área efetiva para números de Mach = 1 até Mach = 2.

As seguintes equações empíricas foram usadas para calcular o arrasto de onda de choque para as 5 configurações avaliadas. Nesse sentido, o coeficiente de arrasto de onda

foi calculado usando uma correlação entre o arrasto da aeronave com o arrasto do Sears-Haack body (RALLABHANDI; MAVRIS, 2003), assim:

$$C_{D_{WAVE}} = [0.274E_{WD}\Lambda_{LE}] \left[1 - 0.3\sqrt{(M_\infty - M_{CD_{oMAX}})} \right] \left(\frac{D}{q} \right)_{Sears-Haack} \quad (2.12)$$

A Eq. (2.12) é válida exclusivamente para:

$$M_\infty \geq M_{CD_{oMAX}} \quad (2.13)$$

Onde:

$$M_{CD_{oMAX}} = \frac{1}{\cos^2(\Lambda_{LE})} \quad (2.14)$$

$$C_{D_{WAVE}} = \frac{E_{WD}}{S} \left[1 - (M_\infty - 1.2)^{0.57} \left(1 - \frac{\Pi\Lambda_{LE}^{0.77}}{100} \right) \right] \left(\frac{D}{q} \right)_{Sears-Haack} \quad (2.15)$$

A Eq. (2.15) é válida exclusivamente para:

$$M_\infty \geq 1.2 \quad (2.16)$$

Onde: (Λ_{LE}): representa o ângulo de enflechamento no bordo de ataque da asa dado em graus, (E_{WD}): representa a relação entre o arrasto de onda de choque da aeronave e o arrasto do Sears Haack body (Coeficiente empírico), (M_∞): número de Mach, e (S): área da asa. Para calcular a contribuição do arrasto de onda do Sears-Haack body temos:

$$\left(\frac{D}{q} \right)_{Sears-Haack} = \frac{9\Pi}{2} \left(\frac{A_{MAX}}{l} \right)^2 \quad (2.17)$$

Onde: (A_{MAX}): área máxima da seção transversal do corpo, e (l): comprimento do corpo.

O volume total da geometria da aeronave (V_A) e o volume do Sears-Haack body (V_B) foram calculadas pelas Eq. (2.18) e Eq. (2.19), respetivamente:

$$V_A = \int_0^1 A(y)_{MAX} dy \quad (2.18)$$

$$V_B = \Pi r^2(1 - 2r) + \frac{4\Pi r^3}{3} \quad (2.19)$$

A área da seção transversal máxima da aeronave foi obtida usando a Eq. (2.20):

$$A(x)_{MAX} = \frac{V_A}{l} \left[1 - \left(\frac{x}{l/2} \right)^2 \right]^{2/3} \quad (2.20)$$

De acordo a Hayes (1947), o arrasto de onda de choque para corpos imersos em velocidades transônicas depende exclusivamente da distribuição da área longitudinal do corpo. Portanto, a fórmula para a ogiva de Theodore Von Kármán foi usada para os casos em que o número Mach ≈ 1 , assim:

$$D_{M_{\infty} \approx 1} = \frac{\rho V^2}{4\pi} \int_{-x_0}^{x_0} \int_{-x_0}^{x_0} S''(x) S''(x_1) \text{Log}|x - x_1| dx dx_1 \quad (2.21)$$

O anterior processo matemático foi usado nas 5 configurações de aeronave mostradas na Fig. (2.8). Embora elas apresentem diferente geometria de asa, o valor da sua superfície e da seção transversal da fuselagem foram mantidas constantes com o objetivo de avaliar o coeficiente de arrasto em função da carga alar.

Figura 2.8 – Configurações de asa delta testadas. a) Ogival Delta Wing, b) Delta Wing com LEX, c) Compound Delta Wing, d) Canard Delta Wing, e) Double Delta Wing

2.3 Projeto Preliminar do Intake.

De acordo com Seddon e Goldsmith (1999), o objetivo do intake é fornecer a quantidade e qualidade correta de vazão mássica ao compressor do motor da aeronave. Portanto, a velocidade da vazão mássica ideal para a operação do motor deve ser entre $Mach = 0.4 - 0.5$. Deste modo, o projeto do difusor supersônico foi desenvolvido como o objetivo de selecionar o número, ângulo e comprimento das rampas de compressão para que o intake entregue um grande campo de pressão total em termos do seu valor médio. Por outro lado, conforme é mostrado na Fig. (1.3), a seção transversal do difusor subsônico muda de uma geometria retangular para uma circular sobre seu comprimento axial. Nesse sentido, a linha central do difusor foi projetada em base a um sistema de coordenadas bidimensional ortogonal, para assim, obter um deslocamento mais adequado da seção transversal, reduzindo os níveis de distorção e perda de pressão total.

2.3.1 Projeto do Difusor Supersônico.

A projeção de um intake eficiente em um contexto aerodinâmico, requer o cálculo do coeficiente de perda externo (ϕ_{in}) (Eq. 2.22), (MATTINGLY; HEISER; PRATT, 2002). Valores elevados deste coeficiente, levam a diminuição da qualidade da vazão mássica requerida pelo motor, afetando o desempenho deste, em razão do aumento do arrasto do intake, e consequentemente o consumo de combustível do motor.

$$\phi_{In} = \frac{\left(\frac{A_1}{A_0} - 1\right) \left[M_0 - \left(\frac{2}{\gamma+1} + \frac{\gamma-1}{\gamma+1} M_0^2 \right)^{1/2} \right]}{[Fg_c/(\dot{m}_0 a_0)]} \quad (2.22)$$

Onde: (A_0): representa a área da seção transversal na entrada do motor escolhido, ($F/\dot{m}_0$): empuxo específico quando o motor não está instalado na aeronave, e (a_0): velocidade do som.

Como mostrado na Fig. (1.3), o valor de (A_1) representa a área de captura do sistema do intake, o qual, para este projeto preliminar, deve ser sutilmente maior do que (A_0), a fim de ter certa margem de segurança para o projeto do desviador da camada limite.

A quantidade de sangria que passa pelo desviador de camada limite depende diretamente do tipo de intake projetado. Neste caso, para uma velocidade de $Mach = 2$ ao redor de um 4% do valor de (A_0) deve ser considerado (SLATER, 2012). Portanto, a área de captura do intake foi calculada de acordo á Eq. (2.23).

$$A_1 = 1.04(A_0) \quad (2.23)$$

Após a definição do valor de (A_1), foi possível estimar a vazão mássica para cada seção transversal do sistema de acordo com a equação de conservação de massa. No entanto, (A_1) está composta pela área efetiva do difusor supersônico (A_{0i}), onde estão localizadas

as rampas de compressão de ar. Portanto, foi determinado o número e o ângulo das ondas de choque formadas após cada rampa de compressão, em função do número de Mach e do ângulo de inclinação de cada rampa. Para esse fim, foi elaborado um código em MATLAB segundo as equações e tabelas para escoamento compressível encontradas em (EQUATIONS, 1953). O código é caracterizado por ter duas sub-rotinas, com o objetivo de encontrar a configuração de rampas e as relações de área, que minimizem a perda de pressão total ao longo do intake. Nesse sentido, a primeira sub-rotina foi usada para encontrar o ângulo de propagação das ondas de choque oblíquas (θ), dentro do difusor supersônico, usando entradas de número Mach e ângulo de rampa (δ). Por outro lado, a segunda sub-rotina determina a pressão estática (P), a recuperação de pressão total (PR) à jusante de cada onda de choque e a relação de áreas de todo o sistema do intake. A anterior etapa foi iterativa, variando os ângulos das rampas de 0° até 20° , até encontrar a configuração ótima.

De acordo com Delery (1985) quanto maior for o número e o ângulo das rampas de compressão, maior vai ser o valor de (PR). Logo, a eficiência do intake será maior. No entanto, se o número de ondas de choque oblíquas aumenta, a qualidade do escoamento que passa pelo difusor diminui, devido à interação entre a camada limite e as ondas de choque. Assim, neste trabalho, o número de rampas de compressão do intake visou atingir os valores da recuperação de pressão total específica (η_{Rspec}), calculados com a Eq. (2.24), de acordo à norma (MIL-E-5008B, 1959).

$$\eta_{Rspec} = 1 - 0.075(M_0 - 1)^{1.35} \quad (2.24)$$

A solução numérica da Eq. (2.25) e Eq. (2.26) permitiu calcular os valores dos ângulos das ondas de choque oblíquas e o número Mach após de cada rampa de compressão.

$$M_i^2 \sin^2(\theta_i - \delta_i) = \frac{(\gamma - 1)M_{(i-1)}^2 \sin^2(\theta_i) + 2}{2\gamma M_{(i-1)}^2 \sin^2(\theta_i) - (\gamma - 1)} \rightarrow i = (1 - 3) \quad (2.25)$$

$$\tan(\delta_i) = \frac{2\cot(\theta_i)(M_{(i-1)}^2 \sin^2(\theta_i) - 1)}{2 + M_{(i-1)}^2(\gamma + 1 - 2\sin^2(\theta_i))} \rightarrow i = (1 - 3) \quad (2.26)$$

Onde: (γ): representa a relação de calor específico. Com a Eq. (2.27), foi calculado o valor do número Mach à jusante da onda de choque normal formada na garganta do intake.

$$M_4^2 = \frac{(\gamma - 1)M_3^2 + 2}{2\gamma M_3^2 - (\gamma - 1)} \quad (2.27)$$

A Fig. (2.9), ilustra o esboço da região supersônica do intake de compressão externa projetado. Observa-se que sua geometria é formada pela solução das anteriores equações, na condição de projeto (On-Design condition).

Figura 2.9 – Esboço do difusor supersônico na condição de projeto.

A recuperação de pressão total do difusor supersônico da Fig. (2.9), foi determinada usando a Eq. (2.28) para as ondas de choque oblíquas, e Eq. (2.29) para a onda de choque normal.

$$PR_i = \left[\frac{(\gamma + 1)M_{(i-1)}^2 \sin^2(\theta_i)}{(\gamma - 1)M_{(i-1)}^2 \sin^2(\theta_i) + 2} \right]^{\gamma/(\gamma-1)} \left[\frac{(\gamma + 1)}{2\gamma M_{(i-1)}^2 \sin^2(\theta_i) - (\gamma - 1)} \right]^{1/(\gamma-1)} \rightarrow i = (1 - 3) \quad (2.28)$$

$$PR_n = \left[\frac{(\gamma + 1)M_3^2}{(\gamma - 1)M_3^2 + 2} \right]^{\gamma/(\gamma-1)} \left[\frac{(\gamma + 1)}{2\gamma M_3^2 - (\gamma - 1)} \right]^{1/(\gamma-1)} \quad (2.29)$$

Com os valores calculados anteriormente, foi estabelecida uma relação entre os requerimentos da vazão mássica do difusor supersônico ($\dot{m}_{0i}, A_{0i}$) e a eficiência total do intake (η_R), enquanto o motor receba um valor de vazão mássica constante. Deste modo, a vazão mássica requerida pelo difusor supersônico deste projeto, foi calculada de acordo aos dados de vazão mássica da recuperação de pressão total específica ($\dot{m}_{0i_{spec}}, A_{0i_{spec}}$) (MIL-E-5008B, 1959), usando a Eq. (2.30), assim:

$$\frac{\dot{m}_i}{\dot{m}_{i_{spec}}} = \frac{A_{0i}}{A_{0i_{spec}}} = \frac{\eta_R}{\eta_{R_{spec}}} \quad (2.30)$$

Pela equação de conservação de massa, temos:

$$\frac{\dot{m}_i}{\dot{m}_1} = \frac{\rho_0 V_0 A_{0i}}{\rho_0 V_0 A_1} = \frac{A_{0i}}{A_1} \quad (2.31)$$

Deste modo, a diferença entre $\dot{m}_1$ e $\dot{m}_i$ é o ar que é derramado ao redor do lábio do difusor.

O acréscimo no ângulo de deflexão do lábio (Ponto 3 da Fig. 2.9) melhora a uniformidade do escoamento e, portanto, a eficiência do intake. Entretanto, se o ângulo é muito elevado, o arrasto produzido por ele aumenta consideravelmente. Deste modo, para

determinar o ângulo de deflexão do lábio na condição de projeto, foram realizadas simulações em CFD, com o objetivo de encontrar o ângulo que distribui a melhor qualidade de escoamento, além de apresentar o menor arrasto possível.

Nesse sentido, o projeto e o dimensionamento da área do difusor supersônico requereu uma análise de eficiência das possíveis configurações que poderiam ser utilizadas para a condição de projeto. Assim, considerando a seção supersônica do intake (Fig. 2.9), com área de captura (A_1) e a área da garganta (A_t), a área do difusor supersônico (A_{0i}) foi calculada de acordo à Eq. (2.32).

$$\frac{A_{0i}}{A_1} = \frac{A_{0i}}{A_t} \frac{A_t}{A_1} \quad (2.32)$$

Onde: (A_{0i}/A_t) foi determinado pela configuração do sistema de ondas de choque e (A_t/A_1) foi determinado pela geometria do intake. Deste modo, aplicando a equação de conservação da massa tem-se:

$$\dot{m}_i = \dot{m}_t \quad (2.33)$$

Portanto:

$$\frac{A_{0i}}{A_t} = \frac{\rho_t V_t}{\rho_0 V_0} \quad (2.34)$$

A estabilidade da onda de choque normal em um intake de compressão externa é importante quando o sistema está operando na condição de projeto. Por conseguinte, a seção transversal de (A_t) deve ser projetada para estabilizar a onda de choque normal a um valor de ($Mach \approx 1.3$) no começo da garganta. No entanto, o projeto de (A_t) permitiu que o intake estabilize o valor do número Mach da onda de choque normal por meio de ondas de choque obliquas internas até que o valor requerido pelo sistema seja atingido e a onda de choque normal seja formada. Dessa forma, a relação da densidade (ρ_t) e a velocidade (V_t) da Eq. (2.34), foi calculada em termos da relação de pressão de estagnação (P_T/P_0) e o número Mach usando o parâmetro de vazão mássica (MFP) para escoamento adiabático, assim:

$$\frac{A_{0i}}{A_t} = \frac{\rho_t V_t}{\rho_0 V_0} = \frac{P_{Tt}}{P_{T0}} \frac{MFP(M_t)}{MFP(M_0)} = \frac{P_T}{P_0} \frac{[A/A^*]_{M_t}}{[A/A^*]_{M_0}} \quad (2.35)$$

Onde: (A/A^*) é a relação de área em um processo isentrópico, o qual é definido pela Eq. (2.36):

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M_t} = \left[\frac{2}{\gamma + 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_t^2 \right) \right]^{\gamma + 1/2(\gamma - 1)} \quad (2.36)$$

2.3.2 Projeto do Difusor Subsônico.

Uma vez determinada a geometria e a eficiência do difusor supersônico, foram implementadas metodologias analíticas para o projeto preliminar do difusor subsônico (Fig. 2.10).

Figura 2.10 – Esboço do difusor subsônico na condição de projeto.

O cálculo da recuperação de pressão total na região subsônica e a relação da pressão estática entre a entrada do intake e a entrada do motor, foi realizada considerando a recuperação de pressão total do difusor supersônico e velocidade na entrada do motor (M_6). Estes parâmetros permitiram obter a área de captura da seção transversal na entrada do motor (A_0) e uma estimativa do valor da velocidade após a garganta do sistema (M_5). Deste modo, usando as equações para escoamento isentrópico, foi realizada uma relação entre as áreas da seção 5 e a seção 6 do difusor subsônico. Assim:

$$\frac{A_t}{A_6} = \frac{A_t/A^*}{A_6/A^*} \quad (2.37)$$

A qual se define também através da relação entre o rádio do spinner (r_h) e o rádio do motor (r_e).

$$\frac{A_t}{A_6} = \frac{1}{1 - \left(\frac{r_h}{r_e}\right)^2} \quad (2.38)$$

Portanto, seguindo as relações de área para uma vazão mássica e número Mach constante (EQUATIONS, 1953), temos:

$$\left(\frac{A_t}{A^*}\right)^2 = \frac{1}{M_5^2} \left[\frac{2}{\gamma + 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_5^2 \right) \right]^{\gamma + 1/\gamma - 1} \quad (2.39)$$

$$\left(\frac{A_6}{A^*}\right)^2 = \frac{1}{M_6^2} \left[\frac{2}{\gamma + 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_6^2 \right) \right]^{\gamma + 1/\gamma - 1} \quad (2.40)$$

(M_5), foi calculado de acordo á Eq. (2.39), atendendo os outros valores de número Mach que foram calculados e estimados nas etapas anteriores.

A avaliação da recuperação de pressão total desta seção, foi desenvolvida assumindo que a eficiência do difusor subsônico (η_D) seja constante. No entanto, as perdas pelo coeficiente de atrito (k_d) estão ligadas ao comprimento do difusor subsônico. Nesse sentido, a recuperação de pressão total da seção subsônica do intake diminui, quando o comprimento do difusor aumenta. Neste contexto, foi utilizada a equação de perda de Borda-Carnot (Eq. 2.41) (BARNHART, 1997), para avaliar a recuperação de pressão total na seção subsônica do intake, assim:

$$PR_{sub} = 1 - k_d \frac{\left(1 - \frac{1}{AR^2}\right)(1 - \eta_D)}{1 + \frac{2}{\gamma M_6^2}} \quad (2.41)$$

Onde (AR), representa a relação de área das seções transversais em 6 e 5 (Fig. 2.10). A somatória da recuperação de pressão total do difusor supersônico e difusor subsônico simboliza a eficiência total do intake projetado (Eq. 2.42), representando o desempenho geral do sistema na condição de projeto.

$$\eta_R = \prod_{i=1}^3 PR_i \times PR_n \times PR_{sub} \quad (2.42)$$

Finalmente, o desempenho do sistema de admissão de ar é amplamente utilizado como uma medida para determinar a pressão total de estagnação em cada seção do sistema. Deste modo, foi possível estabelecer a relação entre a pressão estática na entrada do motor e na entrada do intake, assim:

$$\frac{P_6}{P_a} = \eta_R \left[\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_6^2} \right]^{\gamma/\gamma-1} \quad (2.43)$$

No projeto 3D do intake, o comprimento a partir do ponto 5 até o ponto 6 requereu uma suave transição da forma da seção transversal, sendo retangular no ponto 5 e circular no ponto 6 (Fig. 2.10). Portanto, o ângulo de expansão ($2\theta_d$) foi selecionado para reduzir ou aumentar o comprimento do difusor subsônico, segundo a posição do intake na fuselagem da aeronave. De acordo com Wendt (2004) a seção transversal mencionada anteriormente é chamada de "Super-elliptical" e o ângulo de expansão deve ser entre 6 e 12 graus a fim de ter altas relações de pressão total na entrada do motor.

A linha central foi projetada em base a um polinômio de quinta ordem em termos do eixo (x/R) da Fig. (2.10), usando a Eq. (2.44).

$$lc\left(\frac{x}{R}\right) = lc_0 + lc\left(\frac{x}{R}\right)_1 + lc\left(\frac{x}{R}\right)_2^2 + lc\left(\frac{x}{R}\right)_3^3 + lc\left(\frac{x}{R}\right)_4^4 + lc\left(\frac{x}{R}\right)_5^5 \quad (2.44)$$

As constantes deste polinômio ($lc_{(x/R)}$), foram calculadas de acordo à metodologia proposta por Wendt (2004). Desta forma, a primeira e a segunda derivada parcial foram

igualadas a zero nos limites do plano inicial e final do duto. As seções transversais foram definidas pela seguinte equação:

$$\frac{y'}{R} = b \left[1 - \left(\frac{z'}{R} \right)^n \right]^{1/n} \quad (2.45)$$

Os termos (y'/R) e (z'/R) representam o sistema de coordenadas ortogonal da Fig. (2.10). As constantes (b) e (n) são também polinômios de quinta ordem em termos do eixo (x/R) e foram calculadas como é mostrado a seguir:

$$b \left(\frac{x}{R} \right) = b_0 + b \left(\frac{x}{R} \right)_1 + b \left(\frac{x}{R} \right)_2^2 + b \left(\frac{x}{R} \right)_3^3 + b \left(\frac{x}{R} \right)_4^4 + b \left(\frac{x}{R} \right)_5^5 \quad (2.46)$$

$$n \left(\frac{x}{R} \right) = n_0 + n \left(\frac{x}{R} \right)_1 + n \left(\frac{x}{R} \right)_2^2 + n \left(\frac{x}{R} \right)_3^3 + n \left(\frac{x}{R} \right)_4^4 + n \left(\frac{x}{R} \right)_5^5 \quad (2.47)$$

As constantes da Eq. (2.46), foram determinadas assumindo que a linha central do difusor fosse horizontal (sem curvatura). Em contrapartida, as constantes da Eq. (2.47), foram determinadas a partir de um processo iterativo até obter seções transversais similares às apresentadas em Wendt (2004), pois o expoente $(n_{(x/R)})$ controla a natureza dos cantos do difusor. A Fig. (2.11) mostra as seções transversais obtidas para o difusor subsônico do intake deste trabalho. Onde: (Φ) : representa o diâmetro do motor.

Figura 2.11 – Seções transversais do difusor subsônico em 3D.

2.3.3 Projeto do Desviador de Camada Limite.

A ingestão de camada limite é um dos principais problemas que afetam o desempenho dos intakes. Neste sentido, se a pressão estática aumenta na direção do escoamento, a camada limite será susceptível à separação, desde que o gradiente de pressão seja demasiado intenso. Portanto, uma vez realizado o projeto do difusor supersônico e subsônico, iniciou-se o projeto do desviador de camada limite dentro e fora do intake.

Neste contexto, foram implementados dois tipos de sistemas para remover a camada limite que se forma ao longo do intake (Fig. 2.12). O primeiro sistema foi desenvolvido com o objetivo de evitar a ingestão da camada limite que é gerada na parte superior da fuselagem da aeronave. Portanto, foi projetada uma cunha enflechada, uma vez que esse tipo de geometria altera o sentido do escoamento em direções laterais (Fig. 2.13), o que provoca que o gradiente de pressão seja menor nesta região. Por conseguinte, a cunha enflechada, além de ser um bom removedor de camada limite antes da entrada do intake, reduz o arrasto produzido pela integração do sistema motopropulsor com a estrutura da aeronave, e estabiliza a posição da onda de choque normal dentro do intake (SEDDON, 1970). A área da seção transversal deste desviador foi restrita em relação à hipótese da Eq. (2.23). Deste modo, foi estabelecida a seguinte relação ($\dot{m}_{bl}/\dot{m}_1 = A_{bl}/A_1$).

Em contrapartida, foi implementado um sistema de sucção na garganta do intake através de 5 ranhuras de sangria, com o objetivo de impedir perda de pressão total quando o sistema opera em regime de estrangulamento profundo (Super critical intake operation). Além disso, este sistema de sucção remove o resto da camada limite que é formado pela interação do escoamento com as ondas de choque internas do sistema.

Figura 2.12 – Vista lateral do projeto do intake incluindo o desviador de camada limite e o sistema de sucção.

Figura 2.13 – Vista inferior do projeto do intake incluindo o desviador de camada limite.

2.4 Integração Intake - Estrutura.

Foi desenvolvida uma metodologia bidimensional e outra tridimensional com o objetivo de analisar a integração do intake com a estrutura da aeronave. A metodologia bidimensional foi realizada a fim de estudar a influência aerodinâmica da forma longitudinal do canopy no desempenho do intake projetado. Para esse fim, a geometria do difusor supersônico permaneceu fixa e foi modificado o comprimento do difusor subsônico, ou seja, houve variação no seu ângulo de expansão ($2\theta_d$). Esta etapa, permitiu o movimento para frente e para trás do intake em relação à posição do canopy no eixo longitudinal da aeronave, em duas localizações diferentes (Fig. 2.14).

Figura 2.14 – Geometria bidimensional da aeronave com duas localizações do intake.

2.4.1 Projeto do Canopy e Fuselagem.

Compreender que o desempenho dos intakes das aeronaves é instável às mudanças do ambiente local, permitiu estabelecer as metodologias para determinar a melhor localização para a integração do intake com a estrutura da aeronave. Nesse sentido, foi levado em consideração que a velocidades transônicas e supersônicas se apresentam ondas de choque de arco e de recompressão que afetam o desempenho do intake (Fig. 2.15), principalmente pela influência aerodinâmica do canopy. (PROKOP; SANATOR, 1970) (MASUD, 2011).

Figura 2.15 – Fuselagem-Intake interação das ondas de choque, vista lateral.

Neste contexto, o principal objetivo do projeto do canopy, foi reduzir a área frontal da fuselagem e deste modo diminuir a produção do arrasto de onda de choque. Além disso, proporcionar ao piloto um lugar confortável e um canopy amplo, permitindo-lhe uma apropriada visibilidade. Para atingir estes objetivos, foi necessário pesquisar as diferentes geometrias de canopy que otimizam o desempenho supersônico da aeronave, proporcionando o menor arrasto de onda possível (BAUM et al., 1997) (ABHIRAM et al., 2015).

Nesse sentido, o projeto da fuselagem foi desenvolvido através de um processo iterativo entre sua área de seção transversal e a produção do arrasto de onda de choque. Assim, de acordo com o exposto no subcapítulo 1.1.2, a distribuição do volume da geometria da fuselagem desta aeronave, foi menor na região onde estão localizadas as asas, permitindo a redução do arrasto de onda de choque gerado pela sua seção transversal.

A geometria final do conjunto da fuselagem foi escolhida em função dos valores de arrasto encontrados e do adequado alojamento de todos os subsistemas da aeronave, principalmente o motor, e o piloto. Na Fig. (2.16) é mostrada a vista inferior da geometria da fuselagem, onde é observada a variação da seção transversal na região em que estão localizadas as asas do modelo. A parte colorida da fuselagem, corresponde à seção transversal que apresentou o menor arrasto de onda possível.

Figura 2.16 – Variação da seção transversal no projeto da fuselagem.

As Figuras (2.17-a) e (2.17-b) mostram a vista frontal e isométrica finais da integração da fuselagem com o dorsal intake, respectivamente.

Figura 2.17 – a) Vista frontal da fuselagem da aeronave, b) Vista isométrica da fuselagem da aeronave.

2.4.2 Projeto da Asa.

O conceito da asa para o projeto da aeronave desta pesquisa foi exclusivamente de natureza conceitual. Este projeto levou em consideração a superfície de asa obtida na análise de restrições e o arrasto produzido por cada uma das geometrias sob avaliação. O aerofólio usado para o projeto das asas foi o NACA 64A203 que é o aerofólio de ponta de asa da aeronave Boeing F - 15 Eagle (PITT, 1989). Este aerofólio resultou ser da aeronave dominante da base de dados que procedeu da análise de entropia estatística.

Em contrapartida, o ângulo de enflechamento (Λ) foi fixado em 49° para as configurações Ogival delta e Delta com LEX (Depois da extensão do bordo de ataque na raiz da asa). Para a asa Compound delta, o ângulo de enflechamento da asa interna foi 72° e para a asa externa foi 49° . Para a configuração Canard, o ângulo de enflechamento foi fixado em 45° , no entanto, sua envergadura foi maior, a fim de igualar a área da asa com as outras configurações. Para esta configuração, a geometria dos canards foi similar à da aeronave Saab JAS 39 Gripen (EEK et al., 2015). Finalmente para a configuração Double delta, o ângulo de enflechamento da asa interna foi 70° e para a asa externa foi 49° .

O principal objetivo do projeto das asas foi estudar o comportamento dos seus vórtices primários, bem como seu respectivo efeito no desempenho do intake projetado. Nesse sentido, além das ondas de choque produzidas pela integração da fuselagem com o intake (Fig. 2.15), a asa também gera uma onda de choque que afeta o desempenho do intake em velocidades transônicas e supersônicas (MASUD, 2011). A Fig. (2.18) mostra a formação da onda de choque da asa e a onda de choque de arco na vista frontal da aeronave. Em contrapartida, a Fig. (2.19) mostra a integração final de cada uma das geometrias sob avaliação, junto com o dorsal intake.

Figura 2.18 – Asa-Intake interação das ondas de choque, vista frontal.

Figura 2.19 – Integração das configurações de asa delta com o dorsal intake. a) Ogival Delta Wing, b) Delta Wing com LEX, c) Compound Delta Wing, d) Canard Delta Wing, e) Double Delta Wing.

2.4.3 Seleção do Motor.

Uma vez obtidas as primeiras dimensões da área da asa, do peso e do empuxo específico da aeronave, foram selecionadas as características do motor que proporcionaram o empuxo necessário para cada etapa de voo da missão proposta para a aeronave.

Para isso, foi desenvolvida uma base de dados que contém motores usados em aeronaves de combate e com empuxo entre 95 e 140 kN para condições de pós-combustão. Na Tabela 2.1 estão contidas as principais características dos exemplares selecionados.

Tabela 2.1 – Opções para Motorização (PLANES, 2011)

Modelo	Fabricante	Compri / Diâm[m]	Peso Seco[Kg]	Empuxo[kN]	Vazão Más- sica[Kg/s]	SFC[g/kN.s]
AL-41F	NPO	4,9/1,38	1580	140	90	92
F-100	P & W	4,8/1,1	1490	129	70	85
TF-30	P & W	6,139/1,24	1807	111	80	83
F-414	General Electric	3,91/0,89	1110	95	77	70
EJ-200	EuroJet	4,10/0,737	1060	90	68	72
F-404G	General Electric	3,91/0,89	1036	97	78	70

A escolha do motor da aeronave levou em consideração o empuxo, o peso seco e o consumo específico de combustível. Assim, segundo a Tabela 2.1, os motores AL-41F, F-100 e TF-30 foram os que mais se ajustaram às necessidades da análise de restrições da aeronave. Embora o motor F-100 apresente maior consumo de combustível, quando comparado com o motor TF-30, este motor tem um empuxo específico maior, além de apresentar um peso seco inferior. Portanto, o motor selecionado para esta aeronave foi o Pratt & Whitney F-100. Deste modo, a metodologia para o projeto preliminar do intake foi desenvolvida em base aos dados geométricos e de desempenho do motor escolhido.

2.5 Projeto Numérico.

As leis fundamentais usadas para estabelecer as equações que regem os fluídos (Equação de continuidade, equação de conservação de quantidade de movimento e equação da energia) são as mesmas que regem os princípios usados na Dinâmica dos Fluídos Computacionais (CFD). Neste contexto, o cálculo da média de Reynolds adiciona esforços viscosos, os quais têm que ser modelados através de equações conhecidas, com o intuito de realizar aproximações mais precisas da solução das equações de Navier-Stokes. Portanto, aproximações numéricas foram utilizadas, com o objetivo de obter resultados do comportamento real do escoamento sob avaliação.

As características das simulações apresentadas nesta seção correspondem ao conjunto da aeronave (asa, fuselagem, intake). Portanto, a geometria do domínio computacional, a malha computacional e as condições de contorno mostradas a continuação foram as correspondentes à análise tridimensional. Porém, o mesmo procedimento foi realizado para as simulações bidimensionais, tanto para a análise da geometria do intake, quanto na análise realizada para a integração fuselagem-intake.

Este projeto numérico foi realizado com o objetivo de avaliar a geometria e o desempenho da integração do intake com a estrutura da aeronave. Portanto, as simulações CFD foram realizadas no software ANSYS-CFX 14.5 ®(ANSYS, 2012), o qual, é amplamente usado na indústria aeronáutica, tanto para escoamentos em regime incompressível quanto compressível. Todas as simulações foram realizadas usando um computador com processador Intel Core i7, 3.2 GHz e 24 Gb de RAM.

O pacote "Workbench" de ANSYS permitiu executar cada etapa do processo de simulação o qual abrange a geração da malha computacional, o pré-processamento e o pós-processamento em uma única atividade, permitindo que o processo de simulação seja mais rápido.

2.5.1 Domínio Computacional.

Foi elaborado um domínio computacional tridimensional com o objetivo de simular o desempenho do dorsal intake sob a influência aerodinâmica de 5 tipos diferentes de asa delta. Portanto, foram projetadas as dimensões do domínio principal para modelar condições de voo livre, evitando que a pressão na entrada do domínio influencie na distribuição de pressão nas proximidades das paredes da geometria da aeronave ou seja, eliminando os possíveis fenômenos de bloqueio que podem-se apresentar nas simulações.

Nesse sentido, o domínio computacional começou a partir de um ponto distante do modelo, onde está localizada a condição de contorno de entrada (INLET), até o limite do difusor subsônico, no qual estão localizadas as condições de contorno de saída (OUTLET) e (OPENING) para as regiões do domínio em torno do modelo e para a face do motor, respectivamente. A altura e o comprimento do domínio principal foram 50 vezes maiores

do que o diâmetro do motor. Entretanto, a largura foi 60 vezes maior do que o diâmetro do motor. O domínio computacional usado no presente trabalho pode ser observado na Fig. (2.20).

Por outro lado, foram elaborados dois subdomínios computacionais dentro do domínio principal. O primeiro subdomínio foi realizado com o objetivo de obter um maior refinamento da malha gerada para capturar os efeitos de onda de choque da aeronave (Fig. 2.21). No entanto, o segundo subdomínio teve o objetivo de obter maior precisão numérica entre as ondas de choque e a camada limite para o escoamento interno do intake (Fig. 2.22).

Figura 2.20 – Domínio computacional principal.

Figura 2.21 – Subdomínio computacional para a onda de choque de arco.

Figura 2.22 – Subdomínio computacional para o escoamento interno do intake.

Embora as três figuras anteriores correspondem à aeronave com asa delta e dispositivos LEX, as mesmas dimensões de domínio foram usadas para as outras 4 configurações de asa.

2.5.2 Geração da Malha Computacional.

O domínio computacional foi discretizado tanto no espaço quanto no tempo, usando aproximações precisas de segunda ordem, através de elementos finitos. Portanto, funções de forma tri-linear descreveram a variação de uma variável dentro de um elemento (hexaédrico, tetraédrico, prismático) da malha computacional (ANSYS, 2012).

Perto das superfícies sólidas do modelo, onde as tensões de cisalhamento são significativas, a suposição de escoamento invíscido não é válida, pois as moléculas do escoamento acima da superfície são desaceleradas devido à camada de fluido em contato com a parede sólida, a qual cria uma camada fina de fluido perto da superfície. Neste ponto, a velocidade muda de zero na superfície, para o valor da corrente livre a uma certa distância a partir da superfície. Portanto, para escoamento interno viscoso sujeito a altos gradientes de pressão adversos, o desenvolvimento da camada limite cresce em espessura.

Neste sentido, foi calculada a espessura da camada limite (δ) para cada seção da aeronave e do intake a partir da distância da parede, onde a velocidade atinge aproximadamente o 99% da velocidade da corrente livre em cada seção (CHEN; PATEL, 1988). Este valor dependeu diretamente do número de Reynolds (Re), o qual é completamente turbulento para as condições de avaliação do intake projetado, sendo $Re \approx 6e^6$ para o regime subsônico, $Re \approx 12.6e^6$ para o regime transônico e $Re \approx 28e^6$ para o regime supersônico. Portanto, de acordo com a teoria da camada limite, a distância entre a parede sólida e o centroide da primeira célula (y) da malha computacional deve ser a menor possível, de modo que não atrapalhe o custo computacional e seja possível capturar as mudanças críticas que possam acontecer dentro da mesma (ROACHE, 1994).

Assim, foi usada a Eq (2.48) para determinar o valor de (y). Onde: (Y^+) representa a distância da parede adimensional, que depende diretamente do modelo de turbulência usado nas simulações, (ρ): densidade do fluido, (u): velocidade do escoamento, (μ): viscosidade.

$$Y^+ = \frac{\rho u_* y}{\mu} \quad (2.48)$$

Para escoamentos mais rápidos, perto das paredes do modelo, o valor de Y^+ será maior e conseqüentemente o tamanho da malha perto da parede é reduzido. Deste modo, em simulações de intakes com escoamento supersônico, a interação das ondas de choque com a camada limite produz gradientes de pressão adversos, ou seja, zonas de separação, as quais com o modelo de turbulência SST (Shear Stress Transport) podem ser previstos. Por conseguinte, para este modelo, valores de $Y^+ < 2$ forneceram uma apropriada apro-

ximação para capturar as características do escoamento dentro dessa região limitada. No entanto, para velocidades transônicas e subsônicas o $Y^+ < 5$.

Para lograr uma melhor precisão nos resultados sem comprometer o tempo de cada simulação, foi realizado uma análise de independência de malha, que permitiu encontrar a configuração de malha de menor refinamento que consuma o menor tempo possível, mesmo fornecendo os resultados mais próximos à realidade.

A Fig. (2.23) mostra a análise de independência de malha em função do número Mach e o comprimento dimensionalizado do intake. Em contrapartida, a Fig. (2.24) mostra está mesma análise, porém em função da variação da pressão estática ao longo do intake. Ambas análises foram feitas para a integração do intake com a aeronave que apresenta asa delta com dispositivos LEX. As condições da análise foram para Mach = 2 e $\alpha = 0^\circ$.

Figura 2.23 – Análise de independência de malha para número Mach ao longo do intake.

Figura 2.24 – Análise de independência de malha para distribuição de pressão estática ao longo do intake.

Os valores obtidos nas figuras anteriores foram adotados criando uma linha curvada exatamente nos pontos da linha central de projeto dos difusores (Fig. 2.9 e 2.10). A

mesma análise foi desenvolvida para as 4 velocidades de voo testadas e as 4 configurações de asa delta apresentadas. Nesse sentido, aproximadamente $4.15e^6$ elementos foram empregados para cada simulação, pois a partir deste número não se apresentaram variações nas variáveis sob avaliação. Além disso, o tempo de cada simulação foi reduzido, conferindo confiabilidade aos resultados. A tabela 2.2 mostra o tempo de simulação de cada arranjo de malha adotado na análise de independência apresentado.

Tabela 2.2 – Tempo de simulação para cada arranjo de malha.

Elementos	Nós	Tempo sim
$1.26e^6$	$2.35e^5$	1h 11min
$2.37e^6$	$4.42e^5$	1h 57min
$4.15e^6$	$7.68e^5$	2h 13min
$5.81e^6$	$1.02e^6$	3h 05min

Os domínios apresentados na seção 2.5.1 permitiram dividir o espaço físico em três partes, as quais foram facilmente emalhadas. Nestas simulações, esses subdomínios foram localizados em regiões onde o escoamento apresenta fenômenos mais complexos. Por exemplo, em torno à aeronave o subdomínio em forma de cone de Mach apresentou um refinamento de malha maior do que o domínio principal, a fim de capturar os efeitos de onda de choque da aeronave. Em contrapartida, o outro subdomínio apresentou malhas muito refinadas pois o fluxo nesta região é ainda mais complexo devido a presença de ondas de choque de grande magnitude e geometrias complexas. A Fig. (2.25) mostra a configuração da malha destes subdomínios ao redor da aeronave.

Figura 2.25 – a) Malha computacional para o domínio principal, b) Malha computacional para o subdomínio da onda de choque, c) Malha computacional para o subdomínio na região do intake.

Nesse contexto, foram usadas malhas estruturadas (Prismáticas) para as células perto das paredes dos modelos, a fim de obter maior precisão numérica da interação entre as ondas de choque e a camada limite. Por outro lado, malhas não estruturadas (Tetraédricas) foram usadas para o resto do domínio computacional. A Fig. (2.26) mostra as características da malha computacional perto das paredes do intake. A Fig. (2.27) mostra as características da malha computacional para as 5 configurações de asa delta projetadas.

Figura 2.26 – Características da malha computacional nas paredes do intake. a) Malha computacional na interação intake-estrutura, b) Malha computacional na garganta do intake e no sistema de sucção.

Figura 2.27 – Características da malha computacional para as 5 configurações de asa delta projetadas. a) Ogival Delta Wing, b) Delta Wing com LEX, c) Compound Delta Wing, d) Canard Delta Wing, e) Double Delta Wing.

2.5.3 Condições de Contorno.

Para um jato operando em baixas altitudes, onde a pressão do ambiente é elevada, os dispositivos de propulsão precisam de mais empuxo para expandir o gás. Porém, com o aumento da altitude, a temperatura e a pressão diminuem. Portanto, o empuxo requerido para a expansão do gás é menor. Neste cenário e levando em consideração as características da condição de projeto do intake, as simulações foram executadas para uma velocidade de $Mach = 2$, a uma altitude de 16500 metros, com a finalidade de validar os cálculos feitos no projeto analítico do intake. Uma vez obtidos os resultados do intake na condição de projeto, as componentes de velocidade e o ângulo de ataque foram alteradas, para regimes de velocidade de $Mach = 1.7$, $Mach = 0.9$ e $Mach = 0.4$, e ângulo de ataque (α) desde -10° até 30° , a fim de analisar o desempenho do intake fora da condição de projeto, para as 5 configurações de asa projetadas.

Por outro lado, foi implementado o modelo de turbulência (SST) de duas equações devido a sua viabilidade demonstrada na solução de problemas na indústria aeronáutica. Este modelo resulta robusto em termos de precisão numérica, devido a que combina os modelos de turbulência K- ϵ e K- ω . Além disso, foi incluído dentro da equação de energia, o termo de trabalho viscoso (Viscous work term), já que modela o aquecimento interno pela viscosidade no fluido, ajudando ao transporte de entalpia nas simulações.

Para as condições de contorno, foi imposta a condição de pressão estática e velocidade em coordenadas cartesianas na entrada do domínio computacional, a fim de impor o ângulo de ataque em cada simulação ($U = V_{rel} \times \cos(\alpha)$; $V = V_{rel} \times \sin(\alpha)$), uma condição de saída supersônica ou subsônica na região saída do escoamento, uma condição de velocidade sem deslizamento (No-slip) nas superfícies e paredes da aeronave e do intake. Além disso, foi utilizada uma condição de pressão estática na saída do intake (face do motor), com o objetivo de controlar a velocidade da vazão mássica nesta seção. (MAYER; PAYNTER, 1994) (KIM; LIOU, 2013) (SEDDON; GOLDSMITH, 1999). Do mesmo modo, foi atribuída a condição de contorno para a sucção de camada limite na garganta do intake, tratando esta região como uma parede porosa, com taxa de abertura de 4% em relação à área de captura do intake, permitindo o controle da quantidade de sucção em função da vazão mássica. Os parâmetros de entrada e suposições realizadas para as condições de contorno (Fig. 2.28) estão resumidos na Tabela 2.3.

O monitoramento dos critérios de convergência das forças que atuam sobre os modelos foi realizado no CFX-Solver Mange. Este programa, potencializa de maneira mais eficiente as condições de contorno impostas, tornando-se um solucionador robusto e estável para casos de altas flutuações de densidade, como são os casos do presente trabalho. Os parâmetros usados para estas análises foram 1200 iterações em cada simulação, usando o tipo de residual máximo, a um nível de resíduo de $1e^{-5}$ (Fig. 2.29). As Figuras (2.30) e (3.31) mostram a convergência das forças normal e tangencial sobre a geometria do intake, respectivamente.

Tabela 2.3 – Condições de Contorno.

Localização	Tipo de Contorno	Detalhe
Fluido.	Fluid Domain.	Gás ideal. - Transferência de Calor: Total Energy, Incluindo o termo de viscosidade. - Modelo de Turbulência: SST Model.
Entrada.	Inlet.	Regime de escoamento Supersônico e Subsônico. - Componentes de Velocidade Cartesianas e Pressão estática. - Transferência de Calor: Temperatura estática.
Saída.	Outlet.	Regime de escoamento Supersônico e Subsônico.
Motor.	Opening.	Regime de escoamento Subsônico. - Pressão estática relativa. - Transferência de Calor: Temperatura estática relativa.
Intake.	Wall.	No Slip Wall - Adiabatic.
Aeronave.	Wall.	No Slip Wall - Adiabatic.
Sucção.	Outlet.	Mass flow rate.
Parede.	Wall.	Free Slip Wall - Adiabatic.

Figura 2.28 – Condições de Contorno para as simulações da integração intake-estrutura.

Figura 2.29 – Residual para o imbalance das forças no intake.

Figura 2.30 – Convergência da força normal no intake.

Figura 2.31 – Convergência da força tangencial no intake.

Discussão e Resultados.

Neste capítulo, são apresentados os resultados das quatro etapas desenvolvidas anteriormente.

A primeira parte, mostra os resultados obtidos no projeto conceitual da aeronave, através do desenvolvimento da metodologia de otimização multidisciplinar implementada.

A segunda parte mostra a diferença do coeficiente de arrasto de onda de choque em função do número Mach para as 5 configurações de aeronave que foram projetadas. Estes resultados foram comparados com um programa desenvolvido pela NASA (VSP).

Na terceira parte são apresentados os resultados analíticos e numéricos do projeto do intake na condição de projeto (On Design Condition).

Finalmente, na quarta parte são mostrados os resultados da integração do intake com a estrutura da aeronave, fora da condição de projeto do intake (Off Design Condition), para as 5 configurações de aeronave projetadas.

3.1 Otimização Multidisciplinar.

3.1.1 Entropia Estatística.

Através da implementação do software SANCA - STATISTICAL ENTROPY MODULE foi possível classificar as aeronaves da base de dados em quatro quadrantes diferentes. Na Fig. (3.1) mostra-se que as aeronaves Lightning, F-107 e Su-22 foram consideradas fracassos em relação às outras, ou seja, suas características de projeto não continuaram sendo utilizadas nos projetos subsequentes a estas. Neste caso, principalmente a posição do intake.

Duas aeronaves (Phantom e Mig-23) se tornaram Monopólio em relação às outras, isto quer dizer que suas características de projeto foram mantidas ao longo da evolução deste tipo de aeronaves. Por esta razão, estas monopolizaram a indústria aeronáutica na época, desenvolvendo mais de 10000 protótipos entre as duas aeronaves. Por outro lado, três aeronaves foram consideradas inovadoras (F-18, Eurofighter e Gripen), esta classificação

dependeu diretamente do ano em que foram introduzidas, entretanto, observar-se que sua tendência é para se tornarem dominantes, cada vez que seja introduzida uma aeronave semelhante no mercado.

Finalmente, 12 aeronaves se localizaram no quadrante das aeronaves dominantes, das quais 3 demonstraram maior impacto na indústria (Su-27, Viggen e F-15), pois suas características de projeto têm sido implementadas ao longo da evolução deste tipo de aeronaves. Estas últimas aeronaves foram selecionadas para executar a análise competitiva na aplicação da metodologia QFD (Tabela. 3.1).

Figura 3.1 – Resultados da entropia estatística.

Tabela 3.1 – Aeronaves dominantes e competidoras da mesma categoria (Aeronaves de Combate).

Fabricante	Aeronave
Sukhoi	Su - 27 Flanker
SAAB	Viggen
McDonnell Douglas	F - 15 Eagle

3.1.2 Desdobramento da Função Qualidade (QFD).

A aplicação da metodologia QFD transformou os requisitos dos clientes em medidas técnicas. Esses requisitos foram escolhidos em função do desempenho da aeronave em uma típica missão de combate. Portanto, os requisitos selecionados integraram a lista de restrições que foram otimizadas para a aeronave deste projeto.

A solução do problema de avaliação e classificação dos requisitos do cliente foi realizada usando o número fuzzy triangular, de acordo com o exposto na Seção 2.1.3. Portanto, logo depois da determinação dos requisitos dos clientes e a avaliação da importância relativa

destes, foi necessário avaliar as características de cada aeronave concorrente em relação aos cinco requisitos estipulados. Esta avaliação, foi realizada considerando os dados aerodinâmicos e de desempenho das aeronaves dominantes. Os requisitos estipulados, assim como seu respectivo número fuzzy são mostrados na Tabela 3.2.

Tabela 3.2 – Avaliação dos Requisitos de Projeto para as Aeronaves dominantes

	Su - 27	Viggen	F - 15
R1	8.4	9.0	9.1
R2	9.3	8.8	9.5
R3	9.8	6.3	7.7
R4	7.4	8.0	6.4
R5	9.0	8.5	9.5

A aeronave F-15 foi a que melhor se ajustou a três dos cinco requisitos que foram estipulados (Distância de decolagem e pouso, trajeto de escape e velocidade de cruzeiro) como mostrado na tabela (3.2). Entretanto, a aeronave Su-27 obteve a melhor pontuação para a taxa de viragem, e em contrapartida, a aeronave Viggen obteve a melhor pontuação para a razão de subida. Após a obtenção do conjunto de soluções ótimas, foi realizada a escolha da solução que satisfizesse em toda ou grande parte os requisitos do cliente, ou seja, a solução ótima. Nesse sentido, os valores de maior pontuação da tabela (3.2) foram considerados para ser usados no projeto conceitual da aeronave deste trabalho.

3.1.3 Análise de Restrições.

Considerando que os requisitos dos clientes estão ligados com as etapas de voo de uma missão de combate, o gráfico da análise de restrições mostrado na Fig. (3.2) permitiu representar as condições de carga alar e empuxo específico das aeronaves dominantes. Cada uma das curvas apresentadas neste diagrama foram calculadas em função aos valores máximos obtidos na avaliação dos requisitos de projeto. Portanto, o ponto de projeto da aeronave deste trabalho foi selecionado com o objetivo de otimizar cada uma das fases de voo em relação às aeronaves dominantes. Ao avaliar as relações de carga alar e empuxo específico das aeronaves dominantes, temos que a aeronave F-15 está posicionada perto da "Zona Segura" da gráfica, tendo um valor de $W/S = 357 Kg/m^2$ e $T/W = 1.12$. A baixa carga alar, e alta relação de empuxo foram as características que lhe conferiram maior pontuação nos requisitos 1, 2 e 5 (Tabela 3.2). No entanto, este tipo de características produzem um maior consumo de combustível, que somado ao seu baixo valor de carga alar, reduz as capacidades de manobra em combate. Estes valores evidenciam, que para as restrições impostas, o valor de arrasto da aeronave aumenta consideravelmente. Por conseguinte, esta aeronave tem dois motores, os quais proporcionam um empuxo maior para contrabalancear o valor de arrasto produzido.

Em contrapartida, a aeronave Viggen não se posicionou dentro da "Zona Segura" da análise de restrições. Esta possui valores de $W/S = 325 \text{ Kg/m}^2$ e $T/W = 0.74$, ou seja, não satisfaz os requisitos impostos pelo cliente. No entanto, como consequência de seu baixo valor de carga alar e suas altas capacidades aerodinâmicas, esta aeronave obteve a maior pontuação no requisito 4 da avaliação dos requisitos do cliente (Tabela 3.2). Finalmente, a aeronave Su-27 possui valores de $W/S = 483 \text{ Kg/m}^2$ e $T/W = 0.98$ e também não está posicionada dentro da "Zona Segura" da análise de restrições. Porém, esta aeronave obteve um maior valor no requisito três (Tabela 3.2), principalmente por seus elevados valores de carga alar e carga de potência.

De acordo como os resultados apresentados anteriormente, é possível concluir que para que a aeronave projetada esteja dentro da "Zona Segura" e consiga desenvolver todas as etapas de voo propostas, é preciso aplicar os critérios de otimização de acordo aos valores máximos, segundo a escala do número fuzzy. Portanto, em relação aos valores mostrados na Tabela (3.2), cada combinação dos requisitos estipulados geram uma nova aeronave com diferentes características aerodinâmicas, de propulsão e de peso. Deste modo, como as variações dos requisitos de projeto das aeronaves concorrentes concordam com a pontuação de maior importância na avaliação desses requisitos, foi possível obter pelo menos um projeto que satisfaz todos os requisitos da aeronave (Ponto de projeto). Desta forma, avaliando a relação empuxo/peso e a carga alar para todas as condições de voo foram obtidas as coordenadas $W/S = 415 \text{ Kg/m}^2$ e $T/W = 0,92$ para o primeiro dimensionamento da aeronave.

Embora foi obtida uma redução da carga alar em relação à aeronave Su-27, a aeronave deste trabalho apresenta também melhores características aerodinâmicas pela redução do consumo específico de combustível e do peso vazio quando comparada com as três aeronaves dominantes. Além disso, é preciso considerar que a aeronave deste trabalho é para missões caça ar-terra e não, ar-ar como são as três aeronaves dominantes, ou seja, não são necessárias altas capacidades de manobra.

Figura 3.2 – Análise de restrições para o projeto conceitual da aeronave.

3.2 Arrasto de Onda de Choque.

Nesta seção são apresentados os resultados relacionados ao arrasto de onda de choque para as 5 configurações de aeronave que foram projetadas. Para esta avaliação, foi essencial fixar o mesmo valor da área da asa, para as 5 configurações ($S = 34,6m^2$) o que garantiu que os valores do coeficiente de arrasto apresentados sejam em função da carga alar obtida na análise de restrições.

Esta análise foi realizada no software SOM ¹, o qual se caracteriza por conter toda a matemática apresentada na seção 2.2 do presente trabalho. Este software forneceu uma aproximação muito precisa dos valores de arrasto de onda de choque para as 5 configurações sob avaliação, quando comparados com os valores fornecidos pelo software OPEN VSP desenvolvido pela NASA (BÖHNKE et al., 2013).

A tabela 3.3 mostra a nomenclatura adotada para uma fácil compressão dos resultados mostrados a seguir.

Tabela 3.3 – Nomenclatura das 5 configurações sob avaliação.

Configuração	Nomenclatura
Ogival Delta Wing	OGIVA
Delta Wing com LEX	LEX
Compound Delta Wing	COMPOUND
Canard Delta Wing	CANARD
Double Delta Wing	DUPLO

A Fig. (3.3) mostra a comparação do coeficiente de arrasto de onda de choque (C_{WD}) em função do número Mach, entre o software SOM e o software OPEN VSP para as 5 configurações de asa. Observa-se que para os 5 casos, os valores de (C_{WD}) para Mach = 1 foram maiores no software SOM do que no software OPEN VSP. No entanto, para Mach > 1.2 os valores de (C_{WD}) no software SOM diminuíram consideravelmente. Esses resultados provavelmente sejam produto da imprecisão do software SOM para avaliar coeficientes de arrasto de onda de choque a velocidades transônicas. No entanto, para velocidades supersônicas, os valores de arrasto foram menores devido a que o software OPEN VSP, permitiu criar seções transversais mais próximas uma da outra ao redor da geometria dos modelos. Estas seções são semelhantes a uma malha estruturada computacional de uma análise CFD, fazendo que os resultados do software OPEN VSP sejam mais próximos à realidade.

Entretanto, foi observado que as curvas apresentam quase o mesmo comportamento, onde a média ponderada de erro para as 5 configurações nas 6 velocidades avaliadas é

¹SOM é um software que está sendo desenvolvido no departamento de Engenharia Aeronáutica da Universidade de São Paulo que calcula o arrasto de onda de choque para aeronaves desenhadas em CAD, usando uma correlação entre o arrasto da aeronave com o arrasto do Sears Haack Body. Essa avaliação é feita através da técnica conhecida como "regra das áreas".

de 1.93%, o que permitiu considerar que os resultados obtidos no software SOM foram confiáveis.

Figura 3.3 – Comparação de (C_{WD}) para as 5 configurações de asa usando o software SOM e o software OPEN VSP. a) OGIVA, b) LEX, c) COMPOUND, d) CANARD, e) DUPLO.

Comparações entre o arrasto de onda de choque em função do número Mach para as 5 configurações de asa no software SOM, são apresentadas na Fig. (3.4-a). Nesta figura, é observado que a configuração OGIVA apresentou o menor arrasto a velocidades transônicas, porém, o maior arrasto a velocidades supersônicas. Este resultado é consequência do aumento relativo da área da seção transversal da aeronave quando o plano de cone de Mach intersecta sua geometria. Em contrapartida, as configurações LEX e COMPOUND apresentaram quase o mesmo valor de (C_{WD}) nas 5 velocidades avaliadas. No entanto, a configuração LEX obteve menor arrasto para Mach = 1, devido à redução da área transversal que fornece o dispositivo LEX nesta condição de voo.

A configuração CANARD apresentou valores similares de arrasto para Mach = 1 quando comparada à configuração COMPOUND. Porém, foi obtido um certo aumento no arrasto entre os regimes de Mach = 1.2 e Mach = 1.6, como consequência da interseção do plano de cone de Mach com o dispositivo Canard nestes regimes de voo, o que aumentou sua área transversal. Entretanto, para Mach = 2, seu (C_{WD}) foi relativamente menor do que as asas LEX e COMPOUND. Finalmente, a asa DUPLO apresentou valores maiores

de arrasto desde $Mach = 1$ até $Mach = 1.8$. Porém, exclusivamente para $Mach = 2$, esta configuração atingiu um arrasto menor em relação à asa OGIVA.

Por outro lado, são apresentadas comparações do arrasto de onda de choque em função do número Mach para as 5 configurações de asa no software OPEN VSP (Fig. 3.4-b.). Observa-se que os valores de arrasto das 5 configurações de asa tiveram o mesmo comportamento do caso anterior (fig. 3.4-a), sendo a asa OGIVA aquela que gera um menor arrasto para $Mach = 1$, porém, maior arrasto para $Mach = 2$. Em contrapartida, a asa LEX teve um comportamento semelhante quando comparada com a asa COMPOUND e a asa CANARD. No entanto, a asa LEX apresentou menor arrasto desde $Mach = 1.5$ até $Mach = 2$. Finalmente, a asa DUPLO foi a configuração que apresentou valores maiores de arrasto em todas as velocidades avaliadas.

A avaliação do arrasto de onda de choque para as 5 configurações de asa delta forneceu uma primeira perspectiva da geometria da aeronave deste trabalho, permitindo concluir que para a condição de projeto do intake ($Mach = 2$, altitude = 16500 m) as geometrias de asa que proporcionam um melhor desempenho da aeronave são: LEX, COMPOUND e CANARD. Estas geometrias foram as configurações que obtiveram o menor arrasto de onda para $Mach = 2$. No entanto, para determinar a geometria de asa que melhor se ajusta à missão da aeronave, foi necessária uma análise aerodinâmica mais detalhada do desempenho do intake e da integração do intake com as 5 configurações de asa.

Figura 3.4 – C_{WD} Vs Mach, para as 5 configurações de asa projetadas a) Software SOM, b) Software OPEN VSP.

3.3 Projeto Preliminar do Intake.

3.3.1 Projeto Analítico do Intake (On Design Condition).

O projeto analítico do intake foi realizado através de um código em MATLAB ®. Este código permitiu calcular a eficiência do intake em função da variação do ângulo das rampas de compressão para o difusor supersônico, e em função das perdas adicionais produzidas pelo difusor subsônico. Portanto, com as equações da metodologia apresentada na seção 2.3 foi possível determinar o número necessário de rampas do difusor supersônico e o comprimento do difusor subsônico para que o intake esteja dentro dos requerimentos da norma MIL-E-5008B.

De acordo com Seddon e Goldsmith (1999), existe uma diferença percentual entre 1% e 2% na eficiência dos intakes quando o difusor subsônico é integrado ao difusor supersônico. Para constatar esta hipótese, foi realizada a Fig. (3.5-a) na qual se mostra a diferença entre a eficiência de um intake com e sem difusor subsônico. Esta figura, foi realizada fixando em 8° as duas primeiras rampas de compressão e supondo um comprimento do duto subsônico igual a 2 metros. Onde: (η_R): representa a eficiência do intake, ou seja, a recuperação de pressão total.

A seleção correta do número e ângulo de rampas de compressão para o desenvolvimento do difusor supersônico, na condição de projeto, foi elaborada através de um processo iterativo no código desenvolvido. Esta etapa permitiu avaliar as possíveis configurações do sistema em função da eficiência do mesmo. Nesse sentido, a Fig. (3.5-b) mostra a variação da eficiência em três configurações diferentes do intake, mudando o ângulo de inclinação das rampas de compressão e mantendo o mesmo comprimento do difusor subsônico. É observado que quanto maior é o ângulo de inclinação das rampas, maior é a eficiência do intake. Portanto, com a adição da última rampa de compressão, a eficiência será muito maior. No entanto, efeitos adversos podem ocorrer, pois quanto maior é o ângulo de inclinação do lábio, maior é o arrasto produzido pelo mesmo, além da criação de regiões de recirculação, produzidas pela interação das ondas de choque mais fortes com a camada limite nas paredes do mesmo (SEDDON; GOLDSMITH, 1999; GOLDSMITH; SEDDON, 1993). Neste contexto, decidiu-se fixar as duas primeiras rampas em 7° de inclinação, com o objetivo de analisar a rampa do lábio, integrando o código desenvolvido junto com simulações em CFD.

Em relação ao código, a Fig. (3.6) mostra a variação da eficiência do intake com a integração do ângulo da última rampa. É observado que incluindo o ângulo de inclinação do lábio do difusor supersônico, a eficiência do intake para a velocidade de projeto ($M = 2$) é maior do que a norma MIL-E-5008B. Portanto, a configuração de três rampas de compressão adotada para o difusor supersônico demonstrou ser ótima para esta condição.

A determinação da configuração mais eficiente do sistema de ondas de choque do difusor supersônico, foi determinada por meio de uma análise entre o arrasto produzido pelo

lábio e a eficiência total do intake (Fig. 3.7). Deste modo, o arrasto do lábio foi calculado para cada ângulo de deflexão, através da força axial produzida pelo mesmo. Na fig. (3.7) é observado que para os ângulos 5° , 6° e 7° o arrasto produzido pelo lábio é negativo, ou seja, é produzida uma força de empuxo nestas configurações. Em compensação, para um ângulo de 8° a força produzida pelo lábio foi de 0 N e aumenta a 1190 N para um ângulo de 9° . Portanto, a determinação da configuração final para a condição de projeto (On Design Condition) do intake foi obtida a partir de um equilíbrio de forças. Desta forma, o ângulo de inclinação do lábio foi fixado em 8° . Assim, a configuração final das rampas de compressão do difusor supersônico foi $7^\circ \times 7^\circ \times 8^\circ$.

Figura 3.5 – a) (η_R) do intake com e sem difusor subsônico, b) (η_R) em três configurações do intake.

Figura 3.6 – Variação de (η_R) do intake a partir do ângulo de deflexão do lábio.

Figura 3.7 – Arrasto do lábio e eficiência do intake em função do ângulo de deflexão do lábio.

3.3.2 Projeto Analítico do Intake (Off Design Condition).

Uma vez determinada a configuração do difusor supersônico, e fazendo uso da Eq. (2.35) e Eq. (2.36) foi possível conhecer o valor da relação ($A_t/A_1 = 0.6241$). Portanto, a partir da Eq. (3.1) foi calculada a relação (A_t/A_0), pois (A_1) e (A_0) são conhecidos. Os resultados são apresentados na Fig. (3.8), a qual permitiu estabelecer a relação (A_0/A_1) em função do número Mach, ou seja, o desempenho das diferentes vazões mássicas para um determinado tamanho de intake e altitude de voo.

$$\frac{A_0}{A_1} = \frac{A_t/A_1}{A_t/A_0} \quad (3.1)$$

Figura 3.8 – Desempenho do intake em função do número Mach.

A Fig. (3.8) foi essencial para a análise computacional da integração do intake com a estrutura da aeronave, principalmente porque permitiu estabelecer as condições atmosféricas das simulações, fazendo uso da equação de conservação de massa. Em outras palavras, foi possível simplificar o problema e realizar uma análise apropriada do desempenho do intake fora da condição de projeto (Off Design Condition). Nesse sentido, esta figura forneceu as bases para estabelecer a altitude de voo para cada velocidade sob avaliação. As condições atmosféricas das simulações realizadas para avaliar o desempenho do intake (Off Design Condition) são mostradas na tabela (3.4).

Tabela 3.4 – Condições atmosféricas das simulações do intake (Off Design Condition).

Altitude [m]	5700	11600	15500	16500
Mach	0.4	0.9	1.7	2

Embora a Fig. (3.8) não apresente a relação (A_0/A_1) para $\text{Mach} < 1$, a tendência da curva é constante nestes regimes de voo (SEDDON; GOLDSMITH, 1999). Os resultados obtidos nesta etapa foram publicados nos anais do 1 simpósio do Programa de Pós Graduação em Engenharia Mecânica (PPGAEM), através do artigo intitulado "Analy-

tical and numerical design of a mixed-compression air intake for a supersonic fighter aircraft"(BRAVO-MOSQUERA; CERON-MUÑOZ; CATALANO, 2016).

3.3.3 Projeto Numérico do Intake (On Design Condition).

O projeto numérico do intake foi realizado através de simulações CFD usando o pacote de ANSYS-CFX 14.5, o qual permitiu estabelecer condições de projeto similares em relação à análise analítica desenvolvida anteriormente. Portanto, a velocidade na entrada do intake foi $Mach = 2$, para ângulo de ataque ($\alpha = 0^\circ$), ângulo de deslocamento lateral zero (sideslip) ($\beta = 0^\circ$) e altitude de operação = 16500 m.

No contorno de número Mach para a geometria 2D do intake (Fig. 3.9-a), observa-se que as ondas de choque se formaram justamente no ponto donde foram projetadas. Esta condição é conhecida como Critical Operation e fornece a melhor qualidade e quantidade de vazão mássica requerida pelo motor, pois o ar derramado pelo lábio e o arrasto produzido pelo intake são mínimos, em comparação com outras condições de operação. Em contrapartida, o contorno de pressão estática para a geometria 2D do intake, mostra que a pressão estática aumenta ao longo do intake, validando assim que a condição de contorno imposta na face do motor foi ideal para o controle da vazão mássica (Fig. 3.9-b).

No contorno de número Mach para a geometria 3D do intake (Fig. 3.10-a), é observado que o comportamento das ondas de choque foi similar à geometria 2D. No entanto, a onda de choque normal foi gerada mais para frente das rampas de compressão do intake, devido a sua própria geometria tridimensional. Nesta figura apresenta-se também maiores regiões de descolamento de camada limite em comparação com a geometria 2D. Por outro lado, o contorno de pressão estática para a geometria 3D do intake (Fig. 3.10-b), mostra que a distribuição de pressão foi similar em comparação com a geometria 2D, o que levou a concluir que a condição de contorno para a face do motor é independente da dimensão do modelo.

O exposto anteriormente se mostra de forma mais clara na Fig. (3.11-a) na qual se apresenta o contorno de número Mach para oito seções transversais ao longo da geometria interna do intake. Observa-se que a maioria da camada limite formada pelas ondas de choque, foi removida pelo sistema de sucção na garganta do intake. Como consequência, altos valores de distribuição de pressão total foram mantidos ao longo do intake (Fig. 3.11-b). Deste modo, o intake fornece apropriadas qualidades de escoamento ao motor, na condição de projeto do mesmo.

Esta análise numérica demonstrou que o projeto analítico do intake foi devidamente executado, pois a formação das ondas de choque ocorreu justamente nos pontos onde foram projetadas. Além disso, a pressão total na entrada do motor não apresentou quedas significativas. No entanto, a avaliação fora da condição de projeto, ou seja, em condições diferentes de vazão mássica, ângulo de ataque ou integração intake - estrutura é o que vai

determinar se o intake foi verdadeiramente eficiente, em termos de recuperação de pressão total e distorção.

Figura 3.9 – a) Contorno de número Mach para o intake em 2D, b) Contorno de pressão estática para o intake em 2D.

Figura 3.10 – a) Contorno de número Mach para o intake em 3D, b) Contorno de pressão estática para o intake em 3D.

Figura 3.11 – a) Contorno de número Mach nas seções transversais do intake em 3D, b) Contorno de pressão total nas seções transversais do intake em 3D.

3.4 Integração Intake - Estrutura.

3.4.1 Análise Bidimensional.

De acordo com o exposto na seção 2.4, foi avaliado o desempenho do intake sobre a fuselagem da aeronave em duas posições diferentes (Fig. 2.14), as quais foram projetadas em relação à percentagem da corda de raiz da asa da aeronave (30% e 45%). Esta análise estudou a influência aerodinâmica da forma da fuselagem, com o objetivo de selecionar a posição que apresente maiores valores de recuperação de pressão total e, portanto, menor distorção na face do motor. Neste sentido, sete relações de vazão mássica (A_o/A_1) foram avaliadas, sob condições ($\alpha = 0^\circ$) e ($\beta = 0^\circ$). A variação de vazão mássica foi escolhida através da mudança da velocidade na corrente livre (M_1), visando avaliar o comportamento do intake sob condições (Subcritical, critical e supercritical) de operação.

Neste contexto, esta análise foi realizada para as duas posições mencionadas anteriormente, junto com a geometria 2D do intake. Os resultados obtidos nesta etapa foram publicados nos anais do congresso Aerospace Technology Congress 2016, através do artigo intitulado "Aerodynamic analysis of the influence of canopy shape on the supersonic dorsal intake design" (BRAVO-MOSQUERA et al., 2016). No entanto, nesta seção são apresentados os resultados mais relevantes desta análise.

A comparação da recuperação de pressão total em termos da vazão mássica para as três configurações sob avaliação é mostrada na Fig. (3.12). Observa-se que a posição 2 (Pos 2) apresentou valores de (η_R) mais próximos em relação à configuração do intake, uma vez que apenas uma parte da onda de choque produzida pelo canopy é ingerida pelo difusor supersônico. Em contrapartida da posição 1 (Pos 1), onde o difusor supersônico está mais perto da localização do canopy da aeronave, e cujos valores de recuperação de pressão total diminuíram consideravelmente.

Em relação à aerodinâmica de intakes, é evidente que qualquer perda de recuperação de pressão total, resulta em um grau de distorção no escoamento que entra no motor. Portanto, a interação da onda de choque do canopy com a camada limite dentro e fora das paredes do intake produziram separação de escoamento em altas taxas de difusão (Fig. 3.13 - 3.14). Por essa razão, a posição 1 apresentou um índice de distorção (DC) muito elevado quando comparada com a posição 2 do intake (Tabela 3.5), o que sugeriu que a posição 2 da integração intake-fuselagem produziu um escoamento mais uniforme na face do motor, tornando-a na opção mais viável para ser usada sobre a aeronave desta pesquisa.

Tabela 3.5 – Índice de distorção da integração intake - estrutura 2D

Configuração	Intake 2D	Posição 1	Posição 2
Índice de distorção [%]	6.8512	17.874	9.458

A Fig. (3.13) mostra o contorno de número Mach para a posição 1 da integração intake-

fuselagem, sob condições ($A_o/A_1 = 1$), observa-se que a onda de expansão produzida pelo canopy faz que a onda de choque normal do intake seja formada à montante do difusor supersônico. Nesse sentido, essa interação entre a onda de choque e a camada limite da fuselagem gerou separação de escoamento antes da entrada do intake e como consequência, uma grande bolha de separação na entrada do motor. Deste modo, o intake da posição 1 apresentou níveis baixos de (η_R) e portanto alto índice de (DC). Em contrapartida, a Fig. (3.14) mostra o contorno de número Mach para a posição 1 da integração intake-fuselagem, sob condições ($\dot{m}_o/\dot{m}_1 = 1$), na qual é observado que exclusivamente uma parte da onda de expansão produzida pelo canopy é ingerida pelo intake. Portanto, a onda de choque normal do intake é formada à montante da garganta do intake (Critical operation), proporcionando uma melhor qualidade e quantidade de vazão mássica no motor, pois à fração de ar derramado em torno do intake é mínima. Embora apresenta-se uma separação de escoamento perto da entrada do motor, o efeito foi contrabalançado pela inclusão da asa da aeronave, cuja análise é mostrada na seguinte seção.

O efeito de perda de pressão total e o aumento de distorção, pode ser melhor compreendido na seção 3.4.2, onde foi realizada uma análise detalhada sobre a avaliação do desempenho e compatibilidade do intake, quando integrado com a asa e a fuselagem da aeronave.

Figura 3.12 – Recuperação de pressão total em função da vazão mássica para as 3 configurações testadas da integração intake - estrutura 2D.

Figura 3.13 – Contorno de número Mach e aproximação do intake na posição 1. Condições: $\dot{m}_o/\dot{m}_1 = 1$, $\alpha = 0^\circ$.

Figura 3.14 – Contorno de número Mach e aproximação do intake na posição 2. Condições: $\dot{m}_o/\dot{m}_1 = 1$, $\alpha = 0^\circ$.

3.4.2 Análise Tridimensional.

O desempenho da integração do intake junto à estrutura da aeronave apresenta sem dúvida diferenças consideráveis em relação ao desempenho individual de cada um desses componentes. Nesse sentido, o objetivo desta análise, foi analisar as mudanças do comportamento aerodinâmico do dorsal intake projetado quando está integrado a 5 tipos de asa delta diferentes.

Poucos estudos têm sido desenvolvidos em relação ao desempenho de dorsal intakes (NELMS; DURSTON, 1981)(WILLIAMS; HUNT, 1980) (RHOADES; SURBER, 1979). Estes trabalhos, têm mostrado a importância dos vórtices contra rotativos gerados no bordo de ataque das asas delta, para neutralizar os efeitos de separação na parte superior da fuselagem. Nesse sentido, dependendo da intensidade desses vórtices, a incorporação de escoamento livre de alta energia pode melhorar as condições físicas da vazão mássica na entrada do intake, e, portanto, aumentar a eficiência do mesmo, nesta posição que é pouco convencional.

A avaliação do desempenho do intake foi realizada em termos da recuperação de pressão total, a qual mede a quantidade de escoamento da corrente livre que é "recuperada" na face do motor. Essa recuperação de pressão (P_{T2}/P_{T0}) depende de uma grande variedade de fatores, incluindo a geometria do intake, a velocidade da aeronave, o tipo de manobra a desenvolver e a quantidade de vazão mássica que chega ao motor. Deste modo, para calcular a recuperação de pressão total do intake nas condições impostas para as simulações foi usada a Eq. (3.2).

$$\eta_R = \frac{P_e}{P_o} \quad (3.2)$$

Onde: (P_e): representa a pressão total média na face do motor e, (P_o): representa a pressão total média da corrente livre.

A equação anterior permitiu estimar perdas de recuperação associadas à camada limite na superfície do intake, junto com as possíveis separações de escoamento no difusor subsônico (SEDDON; GOLDSMITH, 1999; GOLDSMITH; SEDDON, 1993).

Por outro lado, o índice de distorção (DC) é um fator adicional que deve ser considerado para avaliar o desempenho de propulsão do intake. Este índice, determina os limites funcionais sobre os quais o motor irá operar. Neste contexto, do mesmo modo que a recuperação de pressão total, o índice de distorção também depende das manobras que a aeronave exerça. Nesse sentido, é muito importante que a vazão mássica que é entregue ao motor apresente baixos níveis de distorção, com o objetivo de impedir a parada do motor em voo.

De modo geral, a compatibilidade entre o intake e o motor da aeronave é calculado em termos da distorção circunferencial e radial no compressor do motor, porém, nesta pesquisa não foram considerados os efeitos das pás do compressor. Entretanto, alguns estudos tanto experimentais quanto numéricos têm mostrado que a distorção em regime permanente ($\Delta P_{T2}/P_{T0}$) permite realizar uma apropriada estimativa preliminar dos níveis de compatibilidade do intake com o motor (DURSTON; SMELTZER, 1982) (JIAN; HU, 2008). Nesse sentido, usando a Eq. (3.3) foi calculado o índice parcial de distorção (DC_θ) na face do motor para cada condição de voo simulada.

$$DC_\theta = \frac{P_e - P_\theta}{q_e} \quad (3.3)$$

Onde: (P_θ): representa a pressão total média no setor da face do motor que tem a menor recuperação média. O setor (θ) deve ter uma extensão significativa e, geralmente, 60° é considerado um mínimo satisfatório (SEDDON; GOLDSMITH, 1999). Portanto, o índice de distorção foi calculado neste setor da face do motor. Por outro lado, (q_e): representa a pressão dinâmica média na face do motor, a qual foi calculada pela Eq. (3.4).

$$q_e = P_o - P_s \quad (3.4)$$

Onde: (P_s): representa a pressão estática média da corrente livre.

Com base às três equações acima mencionadas, foi realizada uma primeira análise do comportamento do intake, sob a influência aerodinâmica das superfícies principais da aeronave (Asa e fuselagem), usando simulações em CFD. Nesse sentido, o desempenho do intake foi avaliado em termos da recuperação de pressão total (Eficiência) e distorção (Compatibilidade). Esta análise foi realizada mudando o ângulo de ataque das 5 configurações de asa projetadas, desde $\alpha = -10^\circ$ até $\alpha = 30^\circ$. Os resultados mais relevantes são mostrados a continuação.

3.4.3 Desempenho a Velocidades Supersônicas.

Mach = 2.

Para Mach = 2, as curvas da recuperação de pressão total em função do ângulo de ataque (η_R Vs α) e índice de distorção em função do ângulo de ataque (DC_θ Vs α) são mostradas nas figuras (3.15-a) e (3.15-b), respectivamente.

Em relação à eficiência do intake, observa-se que as 5 configurações apresentaram a mesma tendência (Fig. 3.15-a). No entanto, a configuração COMPOUND apresentou uma leve diminuição nos valores de η_R para cada ângulo de ataque. Essa redução foi provavelmente causada devido à onda de choque normal na garganta do intake, a qual é gerada de forma discrepante, quando comparada às outras configurações (Fig. 3.16-c), provocando uma leve separação de escoamento na entrada do motor (Fig. 3.17-c).

Por outro lado, as configurações LEX e CANARD alcançaram maiores níveis de eficiência, quando comparadas às outras configurações analisadas. O aumento de η_R para estas configurações pode-se entender melhor na Fig. (3.15-b), onde é observado menores valores de distorção, exclusivamente para ângulos de ataque entre ($-10^\circ < \alpha < 2^\circ$). No entanto, para ângulos entre ($2^\circ < \alpha < 15^\circ$) o índice de distorção foi similar para as 5 configurações de asa, devido à pouca energia dos vórtices de bordo de ataque dessas geometrias a velocidades supersônicas, ou seja, para condições de pouca sustentação. Por último, para ($20^\circ < \alpha < 30^\circ$) a distorção aumentou consideravelmente até aproximadamente 78% nas 5 configurações de asa. Por esta razão, para Mach = 2, a recuperação de pressão total diminuiu de 85% em $\alpha = 0^\circ$ para 40% em $\alpha = 30^\circ$ nas 5 configurações de asa, o que permitiu estabelecer que esses valores não representaram uma opção viável para a correta operação do motor da aeronave.

O contorno de número Mach para as 5 configurações de asa projetadas, junto com uma aproximação mais detalhada da geometria do intake (Direita de cada figura) são mostrados na Fig. (3.16). Nestas figuras, observa-se que uma parte da onda de expansão produzida pelo canopy é ingerida pelo intake nas 5 configurações avaliadas, como consequência da intensidade da onda de choque gerada na parte superior da fuselagem, a qual dependeu diretamente da configuração e disposição do canopy. Neste contexto, o efeito observado levou a verificar os baixos valores de recuperação de pressão total observados na Fig. (3.15-a), devido ao aumento no número Mach local na entrada do intake e, portanto, as perdas devidas às ondas de choque.

Por outro lado, é observado que a formação das ondas de choque do intake nas 5 configurações analisadas apresentou um comportamento similar às condições de projeto dele (On Design Condition), onde a posição da onda de choque normal foi à jusante das ondas de choque obliquas do difusor supersônico (Critical operation). Ou seja, a fração de ar derramado pelo intake é mínimo, diminuindo o arrasto produzido pelo intake.

Os contornos de distribuição de pressão total ao redor das aeronaves e na face do

motor das 5 configurações de asa, sob condições $Mach = 2$ e $\alpha = 0^\circ$ são mostrados na Fig. (3.17). O contorno de pressão total das aeronaves foi extraído de um plano transversal ao redor do intake, justo à montante da garganta do difusor supersônico. Nestas figuras é observado que para as configurações LEX (3.17-d) e CANARD (3.17-h) a distribuição de pressão total é similar e relativamente maior às outras três configurações analisadas, devido à alta recuperação de pressão que forneceu o cone de Mach dentro destas configurações (Fig. 3.17-c e 3.17-g). Em contrapartida, as configurações OGIVA (3.17-a,b) e DUPLO (3.17-i,j) apresentaram certas divergências, porém obtiveram níveis de recuperação de pressão total similares às configurações LEX e CANARD. Finalmente, para a configuração COMPOUND (Fig. 3.17-e) foi observado que a recuperação de pressão total dentro do cone de Mach de sua asa é significativamente menor quando comparada com as outras configurações. Portanto, considerando as razões expostas anteriormente, é possível concluir que o motor da configuração COMPOUND (Fig. 3.17-f) apresentou maiores descontinuidades na distribuição de pressão na sua entrada, aumentando a distorção, ou seja, a região de baixa pressão representa a separação de camada limite produzida nesta configuração.

Figura 3.15 – Avaliação de desempenho do intake para as 5 configurações de asa. Condições: $Mach = 2$, a) η_R Vs α , b) DC_θ Vs α .

Figura 3.16 – Contorno de número Mach e aproximação da geometria do intake para as 5 configurações de asa projetadas. Condições: $M = 2$, $\alpha = 0^\circ$. a) OGIVA, b) LEX, c) COMPOUND, d) CANARD, e) DUPLO.

Figura 3.17 – Contorno de pressão total ao redor das configurações e na face do motor para as 5 configurações de asa projetadas. Condições: $M = 2$, $\alpha = 0^\circ$. a,b) OGIVA. c,d) LEX. e,f) COMPOUND. g,h) CANARD. i,j) DUPLO.

Mach = 1.7.

Para Mach = 1.7, as curvas de recuperação de pressão total em função do ângulo de ataque (η_R Vs α) e índice de distorção em função do ângulo de ataque (DC_θ Vs α) são mostradas nas figuras (3.18-a) e (3.18-b), respectivamente. Embora as 5 configurações apresentaram a mesma tendência em comparação com as simulações para Mach = 2 (Fig. 3.15-a) e (Fig. 3.15-b), certas mudanças nos fenômenos físicos foram observadas.

O contorno de número Mach para as 5 configurações projetadas, sob condições: Mach = 1.7 e $\alpha = 0^\circ$ é mostrado na Fig. (3.19). Nesta figura, observa-se que para as 5 configurações, a onda de choque normal do intake, desloca-se à montante do difusor supersônico, ou seja, em uma condição subcrítica de operação. Neste contexto, o intake recebe uma quantidade menor de vazão mássica do que a necessária para a correta operação do motor.

Em condições reais de operação, esse resultado não se considera ideal, pois tanto o arrasto do intake, quanto o ruído produzido pela onda de choque aumentam consideravelmente, afetando o desempenho do motor. Entretanto, no caso das condições impostas nas simulações, o resultado é válido, pois o número Mach na entrada do difusor é diferente em comparação com o número Mach de projeto. Além disso, é preciso considerar que foi mantida a configuração das rampas de compressão, as quais foram projetadas para Mach = 2 e não para Mach = 1.7.

Finalmente, é observado que as 5 configurações apresentaram uma expansão de escoamento na região do canopy e nos lábios do intake, as quais afetaram o desempenho do mesmo, devido à interação entre a camada limite e as ondas de choque. Porém, o desviador de camada limite agiu de forma ideal, removendo uma grande quantidade da camada limite gerada na parte superior da fuselagem.

Os contornos de pressão total tanto ao redor das aeronaves, quanto na face do motor das 5 configurações sob avaliação, em condições: Mach = 1.7 e $\alpha = 10^\circ$ são mostrados na Fig. (3.20). O contorno de pressão total das aeronaves foi extraído de um plano transversal ao redor do intake, justo à montante da garganta do difusor supersônico. Estas figuras permitiram entender melhor as características do escoamento do intake apresentadas anteriormente.

Observa-se que para velocidades relativamente menores às de projeto do intake (Mach = 2), a geometria das asas apresentou características que podem melhorar o desempenho deste nas condições (Off Design) sob avaliação, como é a presença de vórtices no extradorso das asas.

Com base na análise das Fig (3.18-a) e (3.18-b), foi possível determinar que as configurações LEX e CANARD foram as que obtiveram o melhor desempenho no intake, tanto em termos de recuperação de pressão total, quanto em índice de distorção na face do motor. Nesse contexto, embora a área do bordo de ataque e a pressão no núcleo dos seus vórtices sejam maiores na configuração CANARD (Fig. 3.20-g) quando comparada à configuração LEX (Fig. 3.20-c), a distribuição de pressão total na face do motor foi

similar (Fig. 3.20-d) e (Fig. 3.20-h), pois a área da esteira gerada pelo LEX é menor (Fig. 3.20-c). Esta área reduzida permitiu a diminuição da quantidade de acumulação de baixo fluxo de energia sobre a fuselagem dessa aeronave. Uma provável interpretação deste comportamento, leva a concluir que a configuração LEX apresentou uma montagem mais vantajosa com sua fuselagem para gerar o cone de Mach a velocidades supersônicas.

Em contrapartida, a configuração COMPOUND obteve os valores mais críticos de eficiência e compatibilidade. Na Fig. (3.20-e) é observado que a pressão total ao redor da aeronave é menor quando comparada com as outras configurações. Por conseguinte, a região de baixa pressão observada nesta configuração foi causada pela ineficiência do seu bordo de ataque para incorporar escoamento livre de alta energia a velocidades supersônicas. Deste modo, a distribuição de pressão total na face do motor (Fig. 3.18-f) apresentou níveis inferiores, o que levou a um aumento de distorção.

Finalmente, as configurações OGIVA e DUPLO apresentaram valores similares de recuperação total de pressão e distorção, sendo relativamente menores em comparação com as configurações LEX e CANARD (Fig. 3.18-a e 3.18-i). Nesse contexto, a magnitude do vórtice gerado no bordo de ataque dessas configurações foi similar, assim como a distribuição de pressão total na face do motor (Fig. 3.18-b) e (Fig. 3.18-j), respectivamente.

Figura 3.18 – Avaliação de desempenho do intake para as 5 configurações de asa. Condições: Mach = 1.7, a) η_R Vs α , b) DC_θ Vs α .

Figura 3.19 – Contorno de número Mach e aproximação da geometria do intake para as 5 configurações de asa projetadas. Condições: $M = 1.7$, $\alpha = 0^\circ$. a) OGIVA, b) LEX, c) COMPOUND, d) CANARD, e) DUPLO.

Figura 3.20 – Contorno de pressão total ao redor das configurações e na face do motor para as 5 configurações de asa projetadas. Condições: $M = 1.7$, $\alpha = 10^\circ$. a,b) OGIVA. c,d) LEX. e,f) COMPOUND. g,h) CANARD. i,j) DUPLO.

3.4.4 Desempenho a Velocidades Transônicas e Subsônicas.

Mach = 0.9.

Para Mach = 0.9, as curvas de recuperação de pressão total em função do ângulo de ataque (η_R Vs α) e índice de distorção em função do ângulo de ataque (DC_θ Vs α) são mostradas nas figuras (3.21-a) e (3.21-b), respectivamente.

Observa-se que entre os ângulos ($-10^\circ < \alpha < 0^\circ$), o desempenho das 5 configurações apresentou altos níveis de recuperação de pressão total e, portanto, índices de distorção muito baixos, a despeito de indicar diferentes valores para cada ângulo avaliado. Estes resultados levaram a sugerir uma hipótese preliminar a qual prevê que a configuração dorsal intake apresenta características muito eficientes para ser usada em aeronaves que operem em regimes de voo transônicos e em ângulos de ataque negativos.

Entre os ângulos ($0^\circ < \alpha < 10^\circ$), as 5 configurações apresentaram uma atenuação no seu desempenho, a qual é resultado da expansão de escoamento produzida na região do canopy e nos lábios do intake (Fig. 3.23) como resultado do mesmo projeto e a disposição das superfícies aerodinâmicas das configurações sob avaliação.

Os contornos de número Mach para as 5 configurações, sob condições: Mach = 0.9 e $\alpha = 10^\circ$ são apresentados na Fig. (3.23). Nesta figura é observado que o escoamento no final do difusor subsônico alcança uma velocidade ideal para a correta operação do motor. Do mesmo modo, é observado que os desviadores de camada limite agiram satisfatoriamente, removendo uma grande quantidade da camada limite produzida tanto na parte superior da fuselagem, quanto na garganta do intake. Em contrapartida, a ingestão do escoamento de baixa energia produzido pelo canopy da fuselagem foi outro fator que afetou o desempenho dos intakes das 5 configurações para esses ângulos. Esse efeito é mostrado na Fig. (3.24), onde é observado que para $\alpha = 5^\circ$, o bordo de ataque da configuração COMPOUND (Fig. 3.24-e) ainda não gera vórtices que impedem a ingestão deste fluxo. Por esta razão, esta configuração apresentou os níveis menos apropriados de desempenho, tanto em termos de recuperação de pressão total, quanto de distorção.

As configurações OGIVA (Fig. 3.24-a) e DUPLO (Fig. 3.24-j) para $\alpha = 5^\circ$ mostraram apenas pequenos vórtices que contribuíram ao desempenho dos seus intakes. Por esta razão, as duas configurações obtiveram melhor desempenho do que a configuração COMPOUND. Finalmente, as configurações LEX (Fig. 3.24-c) e CANARD (Fig. 3.24-g) para $\alpha = 5^\circ$ foram as configurações que melhores níveis de desempenho obtiveram, como consequência da maior intensidade dos vórtices gerados nestas condições.

Para ângulos entre ($10^\circ < \alpha < 18^\circ$) foi observado um aumento geral dos níveis de desempenho nas 5 configurações. No entanto, a configuração CANARD mostrou resultados mais interessantes, pois para estes ângulos de ataque, a recuperação de pressão total na face do motor foi próxima à obtida em $\alpha = 0^\circ$, sendo maior do que as outras. Este resultado deve-se à incorporação de escoamento livre de alta energia na parte superior

da fuselagem, como consequência da intensidade e da força dos vórtices gerados nesta configuração. Esse efeito é mostrado na Fig. (3.24-h), cuja simulação foi realizada para $\alpha = 15^\circ$.

Em contrapartida, os níveis de desempenho das configurações OGIVA (Fig. 3.24-b), LEX (Fig. 3.24-d), COMPOUND (Fig. 3.24-f) e DUPLO (Fig. 3.24-j) apresentaram níveis de desempenho menores, pois a força dos seus vórtices não apresentou a mesma intensidade quanto a configuração CANARD. No entanto, a configuração LEX continua apresentando valores consideráveis de desempenho, sendo a segunda melhor configuração em termos tanto de recuperação de pressão total, quanto de distorção.

É interessante notar o desempenho do desviador de camada limite projetado, tanto para $\alpha = 5^\circ$, quanto para $\alpha = 15^\circ$. Observa-se que para as 5 configurações, a cunha implementada como desviador altera o sentido do escoamento em direções laterais, removendo a maior parte da camada limite que foi gerada na parte superior da fuselagem. No entanto, para a configuração CANARD (Fig. 3.24-h) a maior parte do descolamento da camada limite produzido pelo canopy foi removido pela força e intensidade dos seus vórtices contra rotativos no bordo de ataque.

Na Fig. (3.25) são mostrados os contornos de distribuição de pressão total, tanto ao redor das aeronaves, quanto na face do motor, sob condições: $\text{Mach} = 0.9$ e $\alpha = 10^\circ$, para as 5 configurações de asa projetadas. Nesta figura é observado o efeito do aumento da recuperação de pressão total e a redução de distorção obtida entre os ângulos ($10^\circ < \alpha < 18^\circ$), com base às figuras. (3.21-a) e (3.21-b). Deste modo, a configuração CANARD (3.25-h) apresentou uma distribuição de pressão mais uniforme na face do motor em comparação com as outras configurações, demonstrando o explicado anteriormente. Além disso, na Fig. (3.25-g) observa-se que tanto a área, quanto a velocidade do vórtice da configuração CANARD, são maiores do que as outras configurações, o que faz com que a incorporação de escoamento livre de alta energia na parte superior da fuselagem seja mais rápida, devido a que o vórtice se movimenta com uma velocidade maior para fora da superfície da asa. As fig. (3.25-a) e (3.25-b), fig. (3.25-c) e (3.25-d), fig. (3.25-e) e (3.25-f) e fig. (3.25-i) e (3.25-j) mostram a distribuição de pressão total ao redor das aeronaves e na face do motor das configurações OGIVA, LEX, COMPOUND e DUPLO, respectivamente. É observado que os vórtices destas configurações, apresentaram uma área e uma velocidade menor do que a configuração CANARD, o que resultou na diminuição de distribuição de pressão total na entrada do motor, e, portanto, menores níveis de eficiência e compatibilidade.

Finalmente, entre os ângulos ($18^\circ < \alpha < 30^\circ$) os níveis de recuperação de pressão total foram reduzidos, aumentando a distorção na face do motor, para as 5 configurações projetadas. Este fenômeno é devido ao estol da asa a elevados ângulos de ataque, onde a magnitude e a intensidade dos vórtices do bordo de ataque aumentam consideravelmente, sendo ingeridos pelo intake das configurações. Além disso, o arrasto produzido é maior, o que requer maior potência dos motores para manter a sustentação.

Mach = 0.4.

Para Mach = 0.4, as curvas de recuperação de pressão total em função do ângulo de ataque (η_R Vs α) e índice de distorção em função do ângulo de ataque (DC_θ Vs α) são mostradas nas figuras (3.22-a) e (3.22-b), respectivamente.

Os resultados das simulações foram similares aos de escoamento transônico, onde se apresentou um aumento de eficiência para os ângulos entre ($-10^\circ < \alpha < 0^\circ$) e, portanto, índices menores de distorção. Para ângulos entre ($0^\circ < \alpha < 10^\circ$) é observada uma diminuição nos níveis de recuperação de pressão total e aumento de distorção, devido às baixas qualidades das configurações para gerar vórtices que energizem o escoamento na parte superior da fuselagem.

Por outro lado, para ($10^\circ < \alpha < 20^\circ$), o desempenho dos intakes das 5 configurações aumentou, pois, os vórtices impediram a separação de escoamento na parte superior da fuselagem, pela geração de vórtices de grande magnitude. Finalmente, entre ($20^\circ < \alpha < 30^\circ$) os níveis de desempenho diminuíram consideravelmente, devido às características de estol no extradorso das asas, e, portanto, ingestão de escoamento turbulento pelo intake.

Uma vez analisadas as simulações, foi possível determinar que a configuração que apresentou as melhores características de desempenho foi a CANARD, precisamente pela capacidade que esta configuração tem, para gerar vórtices que energizem o escoamento na parte superior da fuselagem.

Embora o comportamento de desempenho das configurações em regime subsônico é similar com o regime transônico, a faixa entre aumento e diminuição de eficiência para Mach = 0.4 não foi muito ampla quanto para Mach = 0.9. O anterior, pode-se evidenciar melhor na Fig. (3.28)

O contorno de número Mach para as 5 configurações projetadas, sob condições: Mach = 0.4 e $\alpha = 0^\circ$ é mostrado na Fig. (3.26). Nesta figura é observado que para este regime de voo e com as condições de projeto do intake, a garganta do intake, produz um aumento na velocidade do escoamento, devido às relações de áreas em cada seção do intake, onde se apresentaram aumentos e diminuições das seções transversais dos difusores, ou seja, variação geométrica. Este efeito poderia ser otimizado, variando a configuração das rampas de compressão, ou aumentando a sangria devida à sucção na garganta do intake. No entanto, os níveis tanto de eficiência, quanto de compatibilidade não foram muito discrepantes, pois o intake das 5 configurações apresentou características satisfatórias em termos de distribuição de pressão total na face do motor (Fig. 3.27).

Os contornos de distribuição de pressão total ao redor das aeronaves e na face do motor das 5 configurações de asa, sob condições Mach = 0.4 e $\alpha = 10^\circ$ são mostrados na Fig. (3.27). Estes resultados permitiram comprovar que o intake a velocidades subsônicas, apresentou um comportamento similar a velocidades transônicas, mantendo altos níveis de pressão total na face do motor.

Figura 3.21 – Avaliação de desempenho do intake para as 5 configurações de asa. Condições: Mach = 0.9, a) η_R Vs α , b) DC_θ Vs α .

Figura 3.22 – Avaliação de desempenho do intake para as 5 configurações de asa. Condições: Mach = 0.4, a) η_R Vs α , b) DC_θ Vs α .

Figura 3.23 – Contorno de número Mach e aproximação da geometria do intake para as 5 configurações de asa projetadas. Condições: $M = 0.9$, $\alpha = 0^\circ$. a) OGIVA, b) LEX, c) COMPOUND, d) CANARD, e) DUPLO.

Figura 3.24 – Linhas de corrente para as 5 configurações de asa. Condições: $M = 0.9$, $\alpha = 5^\circ$ (Esquerda), $\alpha = 15^\circ$ (Direita). a,b) OGIVA. c,d) LEX. e,f) COMPOUND. g,h) CANARD. i,j) DUPLO.

Figura 3.25 – Contorno de pressão total ao redor das configurações e na face do motor para as 5 configurações de asa projetadas. Condições: $M = 0.9$, $\alpha = 10^\circ$. a,b) OGIVA. c,d) LEX. e,f) COMPOUND. g,h) CANARD. i,j) DUPLO.

Figura 3.26 – Contorno de número Mach e aproximação da geometria do intake para as 5 configurações de asa projetadas. Condições: $M = 0.4$, $\alpha = 0^\circ$. a) OGIVA, b) LEX, c) COMPOUND, d) CANARD, e) DUPLO.

Figura 3.27 – Contorno de pressão total ao redor das configurações e na face do motor para as 5 configurações de asa projetadas. Condições: $M = 0.4$, $\alpha = 10^\circ$. a,b) OGIVA. c,d) LEX. e,f) COMPOUND. g,h) CANARD. i,j) DUPLO.

3.4.5 Considerações Finais da Análise de Integração Intake - Estrutura.

A variação da eficiência e compatibilidade para cada configuração de asa, nos 4 regimes de voo estudados é mostrada na Fig. (3.28). Observa-se que todas as configurações obtiveram a mesma tendência, em relação ao regime de voo de operação, apresentando valores consideráveis de recuperação de pressão total e distorção na face do motor. No entanto, a configuração do intake montado na parte superior da fuselagem diminuiu suas capacidades aerodinâmicas à medida que aumenta tanto a velocidade de operação quanto o ângulo de ataque.

Para ângulos de ataque negativos, o dorsal intake não apresentou mudanças relevantes no seu desempenho, pois os níveis de recuperação de pressão total e distorção na face do motor se mantiveram constantes até $\alpha = 0^\circ$. No entanto, para ângulos de ataque moderados ($0^\circ < \alpha < 10^\circ$), a diminuição do desempenho do dorsal intake foi consequência da separação de escoamento causada pela integração do canopy com a fuselagem das aeronaves, sem importar a velocidade de operação. Deste modo, é importante realizar o projeto do canopy de um modo cuidadoso, considerando o tipo de missão da aeronave, para aprimorar tanto o desempenho do dorsal intake, quanto o fornecimento de uma apropriada visibilidade ao piloto.

Para velocidades supersônicas, os níveis de eficiência e compatibilidade para as 5 configurações foram baixos em todos os ângulos de ataque avaliados, em comparação com as outras velocidades. Neste sentido, é aceitável concluir que os baixos níveis de eficiência e compatibilidade, são consequência da complexidade do fluxo nestes regimes de voo, devido aos altos gradientes de pressão que os escoamentos têm que suportar após cada onda de choque. Além disso, a expansão de escoamento sobre as superfícies aerodinâmicas das aeronaves aumentou o número Mach local na entrada do dorsal intake, causando níveis de recuperação de pressão total muito baixos. Entretanto, para velocidades transônicas e subsônicas entre os ângulos ($10^\circ < \alpha < 20^\circ$) os níveis de eficiência e compatibilidade apresentaram um aumento de desempenho, devido à ação dos vórtices de bordo de ataque, os quais arrastaram o fluxo de baixa energia para fora da aeronave, incorporando escoamento livre de alta energia na parte superior da fuselagem. Este efeito energizou a camada limite, causando atraso na separação dentro do duto.

A análise conjunta dos resultados apresentados, permitiu determinar que as configurações LEX e CANARD mostraram melhor desempenho nos 3 regimes de voo avaliados, exclusivamente em termos de eficiência e compatibilidade na face do motor selecionado. No entanto, a configuração COMPOUND foi a que apresentou menor desempenho, quando comparada com as outras configurações. Em contrapartida, as configurações OGIVA e DUPLO apresentaram valores similares, com uma variação média entre os valores da configuração LEX e a configuração COMPOUND. Nesse sentido, para fins comparativos, as próximas 4 figuras mostram a distribuição de pressão total na face do motor para

as configurações LEX, COMPOUND e CANARD, em seis ângulos de ataque avaliados ($\alpha = -5^\circ, 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 30^\circ$), para as quatro velocidades de voo apresentadas anteriormente.

Figura 3.28 – Avaliação de desempenho do intake para as 5 configurações de asa. Condições: Mach = 2, Mach = 1.7, Mach = 0.9, Mach = 0.4. η_R Vs α (Esquerda), DC_θ Vs α (Direita). a,b) OGIVA, c,d) LEX, e,f) COMPOUND, g,h) CANARD, i,j) DUPLO.

Mach = 2.

Figura 3.29 – Contornos de pressão total na face do motor para as configurações LEX (Esquerda), COMPOUND (Meio), CANARD (Direita). Condições: Mach = 2. a,b,c) $\alpha = -5^\circ$; d,e,f) $\alpha = 0^\circ$; g,h,i) $\alpha = 5^\circ$; j,k,l) $\alpha = 10^\circ$; m,n,o) $\alpha = 15^\circ$; p,q,r) $\alpha = 30^\circ$.

Mach = 1.7.

Figura 3.30 – Contornos de pressão total na face do motor para as configurações LEX (Esquerda), COMPOUND (Meio), CANARD (Direita). Condições: Mach = 1.7. a,b,c) $\alpha = -5^\circ$; d,e,f) $\alpha = 0^\circ$; g,h,i) $\alpha = 5^\circ$; j,k,l) $\alpha = 10^\circ$; m,n,o) $\alpha = 15^\circ$; p,q,r) $\alpha = 30^\circ$.

Mach = 0.9.

Figura 3.31 – Contornos de pressão total na face do motor para as configurações LEX (Esquerda), COMPOUND (Meio), CANARD (Direita). Condições: Mach = 0.9. a,b,c) $\alpha = -5^\circ$; d,e,f) $\alpha = 0^\circ$; g,h,i) $\alpha = 5^\circ$; j,k,l) $\alpha = 10^\circ$; m,n,o) $\alpha = 15^\circ$; p,q,r) $\alpha = 30^\circ$.

Mach = 0.4.

Figura 3.32 – Contornos de pressão total na face do motor para as configurações LEX (Esquerda), COMPOUND (Meio), CANARD (Direita). Condições: Mach = 0.4. a,b,c) $\alpha = -5^\circ$; d,e,f) $\alpha = 0^\circ$; g,h,i) $\alpha = 5^\circ$; j,k,l) $\alpha = 10^\circ$; m,n,o) $\alpha = 15^\circ$; p,q,r) $\alpha = 30^\circ$.

Para $Mach = 2$ (Fig. 3.29), em $\alpha = -5^\circ$, as três configurações apresentaram contornos de pressão total diferentes, manifestando regiões de baixa pressão total ao redor do spinner. Para $\alpha = 0^\circ$, observa-se que a configuração COMPOUND apresentou queda de pressão total, ligada ao aumento no índice de distorção na face do motor. Para $\alpha = 5^\circ$ e $\alpha = 10^\circ$ as configurações LEX e CANARD obtiveram uma distribuição de pressão similar. No entanto, a configuração COMPOUND apresentou algumas discrepâncias. Para $\alpha = 15^\circ$, é observado que a recuperação de pressão total é inferior quando comparada com ângulos de ataque menores, além de apresentar descontinuidades nas regiões de baixa pressão, como consequência dos elevados índices de distorção. Para $\alpha = 30^\circ$, é observado que praticamente a recuperação de pressão total foi ineficaz, pois as regiões de baixa pressão estão presentes em aproximadamente um 65% da face do motor.

Para $Mach = 1.7$ (Fig. 3.30), observa-se que a configuração LEX e CANARD apresentaram aproximadamente a mesma distribuição de pressão total na maioria dos contornos mostrados. No entanto, para $\alpha = 30^\circ$ os níveis de baixa eficiência e alta distorção são manifestados pela distribuição de baixa pressão total na face do motor. A configuração COMPOUND obteve uma distribuição de pressão total similar, quando comparada com as configurações LEX e CANARD. No entanto, foram observadas maiores percentagens de baixa pressão em algumas regiões da face do motor.

Para $Mach = 0.9$ (Fig. 3.31) e $\alpha = -5^\circ$ a configuração LEX obteve a melhor distribuição de pressão total na face do motor, quando comparada com as outras configurações. No entanto, para $\alpha = 0^\circ$ e $\alpha = 5^\circ$ a distribuição de pressão foi similar. Por outro lado, para $\alpha = 10^\circ$, observa-se que a distribuição de pressão foi mais uniforme na configuração CANARD, devido à força e intensidade dos vórtices de bordo de ataque nesta configuração. Para $\alpha = 15^\circ$ a distribuição de pressão mostrou novamente valores similares nas três configurações. Finalmente, para $\alpha = 30^\circ$, observa-se uma uniformidade menor na distribuição de pressão total.

Para $Mach = 0.4$ (Fig. 3.32), os contornos de pressão total nas três configurações e os seis ângulos de ataque mostrados apresentaram uma distribuição de pressão total similar na face do motor. No entanto, exclusivamente para $\alpha = 30^\circ$ é observado uma certa descontinuidade e regiões com pressão total inferiores na face do motor.

Por outro lado, a eleição da configuração de asa que apresentou melhores características de integração com o dorsal intake, foi realizada através de uma análise de compromissos entre todos os resultados obtidos ao longo deste trabalho. Nesse sentido, as configurações LEX, COMPOUND e CANARD, foram as três geometrias consideradas ótimas em termos de arrasto de onda de choque para ser usadas na aeronave. No entanto, com base nas simulações em CFD, foi determinado que a configuração COMPOUND foi a asa que apresentou os piores níveis de desempenho e compatibilidade, em comparação com as outras configurações.

Em contrapartida, as configurações OGIVA e DUPLO apresentaram os resultados

mais discrepantes na avaliação do arrasto de onda de choque, além de não apresentar resultados muito relevantes nas simulações em CFD. Neste contexto, as configurações LEX e CANARD resultaram ser as melhores configurações, as quais foram consideradas subsequentemente.

Segundo os resultados obtidos nas simulações em CFD, foi determinado que a configuração LEX obteve as melhores características a velocidades supersônicas, devido à montagem desta configuração que permite o controle e estabilidade do cone de Mach e a onda de choque ao redor da asa, fornecendo-lhe à aeronave uma maior recuperação de pressão total. No entanto, a configuração CANARD, apresentou melhores características em termos de desempenho do intake a velocidades transônicas e subsônicas. Deste modo, foi necessário avaliar o desempenho geral das duas configurações, em função de suas capacidades para desempenhar a missão proposta.

Nesse sentido, para aeronaves de superioridade aérea (air-to-air), onde o intake deve apresentar altos níveis de eficiência em termos de recuperação de pressão total na entrada do motor (devido a seu amplo intervalo de ângulos de ataque de operação) os resultados obtidos nesta pesquisa, não são relevantes, pois a perda de eficiência observada nas duas melhores configurações de asa foi de 20% de $\alpha = 0^\circ$ até $\alpha = 20^\circ$ para regimes supersônicos de operação. Ao contrário de outras posições de intake, por exemplo: um intake montado do lado da fuselagem (Side mounted intake) apresenta uma perda de eficiência de aproximadamente 8% de $\alpha = 0^\circ$ até $\alpha = 20^\circ$ para regimes supersônicos (GOLDSMITH; SEDDON, 1993). Por esta razão, o foco da aeronave de combate deste trabalho foi o suporte terrestre (air-to-ground), cuja principal função é a destruição da logística do inimigo e/ou apoio às tropas terrestres sob bombardeio.

Este tipo de aeronave apresenta as seguintes características (NICOLAI; CARICHNER; MALCOLM, 2010):

- ❑ Robustez, pois a aeronave deve ser capaz de tomar uma certa quantidade de punição e conseguir voltar à base.
- ❑ Grande resistência e alcance de voo, pois as tropas terrestres podem precisar de suporte por um longo período de tempo.
- ❑ Grande capacidade de armamento para atingir um maior número de objetivos.
- ❑ Alta velocidade subsônica (Transônica), para a fase de bombardeio (Queda de armamento).
- ❑ Altas velocidades supersônicas para a fase de trajetória de escape.
- ❑ Manobrabilidade de baixa altitude para entrada e saída rápidas das áreas de combate.

Neste sentido, os resultados obtidos para as configurações LEX e CANARD em termos de eficiência e compatibilidade na entrada do motor se ajustaram às necessidades de uma aeronave de combate air-to-ground, pois a eficiência do intake em ângulos de ataque negativos foi apropriada, além de que este tipo de aeronaves não precisa de ângulos de ataque muito elevados para realizar esta missão.

Embora a configuração CANARD, apresentou melhores características de eficiência e compatibilidade em regimes transônicos e subsônicos de operação, quando comparada à configuração LEX, a asa delta convencional com dispositivos LEX foi selecionada para ser usada no projeto conceitual final da aeronave deste trabalho. As hipóteses adotadas estão numeradas a continuação:

- ❑ A diferença nos resultados de eficiência e compatibilidade da configuração LEX em comparação com a configuração CANARD foi de 1.9% para regime transônico e 2.3% para regime subsônico, ou seja, não houve diferenças consideráveis.
- ❑ A configuração LEX apresentou melhores características de desempenho para regimes de voo supersônicos em termos de eficiência e compatibilidade do intake, as quais aprimoram a fase de trajetória de escape na missão proposta para a aeronave.
- ❑ Uma aeronave de combate de características air-to-ground deve apresentar características adequadas de estabilidade para a fase de queda de bombardeio, devido ao passeio do centro de gravidade (CG) que a aeronave pode experimentar. Neste sentido, a configuração CANARD apresenta maiores variações do Coeficiente de momento (C_M) em voo. Portanto, não é uma opção viável para a operação desta aeronave.
- ❑ A configuração CANARD reduz a visibilidade do piloto.
- ❑ No projeto conceitual desta aeronave foi incluído uma empennagem convencional para melhorar a manobrabilidade da aeronave, aumentar o peso efetivo de armamento e sua estabilidade, sem afetar a posição do CG.

É preciso deixar claro que a adição de uma cauda convencional não afetou os dados de eficiência e compatibilidade durante a avaliação de desempenho do intake, pois, de acordo à Fig (2.22), exclusivamente uma parte do bordo de ataque e uma seção da asa foi mantida no domínio computacional.

Além disso, a área da asa obtida na análise de restrições da aeronave também foi mantida, com o intuito de manter o ponto de otimização encontrado para a aeronave.

Em contrapartida, os únicos cálculos que divergiram um pouco pela inclusão da cauda foram os relacionados à avaliação do arrasto de onda de choque. No entanto, a percentagem de diferença foi de 1.27% para cada velocidade. Portanto, não foram consideráveis neste contexto.

3.4.6 Apresentação do Conceito Final da Aeronave.

A aeronave de combate projetada neste trabalho apresentou características de caça e bombardeio ligeiro para objetivos terrestres (Air-to-Ground), cuja disposição interna foi projetada para exclusivamente um piloto.

Um motor a jato e configuração dorsal intake invertida foram os parâmetros mais relevantes da aeronave. As três vistas da configuração conceitual final da aeronave estão representadas na Fig. (3.33).

A Tabela 3.6, apresenta as características finais da aeronave nomeada BRAVO-1.

Tabela 3.6 – Características aerodinâmicas da aeronave BRAVO-1.

AERONAVE	BRAVO-1
Data	Maior/2017
Tripulação	1
Envergadura [m]	9,3
Comprimento [m]	14,6
Altura [m]	4,5
Teto de operação [m]	16500
Alcance [Km]	3000
Peso máximo [Kg]	14000
Peso vazio [Kg]	6600
Peso combustível [Kg]	3000
Peso armas [Kg]	4400
Área da asa [m^2]	34,1
Carga alar [Kg/m^2]	415
Número Mach	2
Empuxo [KN]	128
Sustentação [KN]	140
Relação T/W	0.92
Compressão intake	2
Posição intake	2
Tipo intake	1
Tipo de asa	2

A aeronave BRAVO-1 apresenta níveis baixos de consumo de combustível, sendo uma aeronave com características aerodinâmicas consideráveis, alta capacidade de armamento e baixo peso máximo de decolagem. Sua carga alar e teto de operação são ideais para a missão que vai realizar, pois lhe permite atingir altas velocidades na fase de trajetória de escape e baixas velocidades na fase de bombardeio. Essas características lhe permitem a aeronave apresentar um baixo custo tanto de operação, quanto de manutenção.

Figura 3.33 – Dimensões em [m] e vistas principais da aeronave BRAVO-1. a) Front view [1:1], b) Side view [1:1], c) Top view [1:1], d) Iso view [1:1.2].

Finalmente, com as características geométricas, aerodinâmicas e de desempenho da aeronave BRAVO-1 apresentadas na tabela 3.6, foi desenvolvida uma nova análise no software SANCA - STATISTICAL ENTROPY MODULE, com o objetivo de verificar se as propriedades obtidas para esta aeronave são promissoras. Neste contexto, como foi esperado, a aeronave BRAVO-1 localizou-se no quadrante das aeronaves consideradas inovadoras, pois ela é recentemente introduzida na base de dados. Pode-se observar que a tendência das aeronaves inovadoras é para se tornarem dominantes cada vez que seja introduzida uma nova aeronave no mercado, como é o caso da aeronave F-18 (Fig. 3.34).

Por outro lado, observa-se que a aeronave F-22 está-se deslocando até o quadrante de aeronaves consideradas fracassos, isso é devido a que o projeto desta aeronave não manteve as características de projeto das aeronaves dominantes, as quais foram mantidas para esta nova análise.

Deste modo, pode-se concluir que se daqui a alguns anos for desenvolvida uma aeronave com as características de projeto da aeronave BRAVO-1, esta última terá a tendência de se tornar uma aeronave dominante, dentro das aeronaves que fizeram parte da base de dados desenvolvida.

Figura 3.34 – Resultados da entropia estatística finais.

Conclusões.

No presente trabalho foram desenvolvidas diferentes metodologias com o objetivo de projetar um novo conceito de aeronave caça-bombardeiro, cuja principal característica foi possuir o sistema de admissão de ar na parte superior da fuselagem. Ao longo do seu desenvolvimento, foram avaliadas as principais características de desempenho que a aeronave deve possuir em relação aos seus requisitos de operação. Portanto, essa avaliação foi elaborada desde o projeto paramétrico da aeronave até o projeto numérico do intake. Os resultados obtidos ao longo desta pesquisa visam ser promissores para considerar uma configuração "dorsal intake" em aeronaves que requeiram apenas ângulos de ataque moderados. Assim, quatro conclusões foram atribuídas, as quais representam uma para cada etapa elaborada no processo do projeto da aeronave:

- ❑ Na primeira fase do projeto desta aeronave, foram desenvolvidas metodologias de otimização multidisciplinar de projeto. O método demonstrou ser superior aos métodos tradicionais existentes na área de projeto conceitual de aeronaves, pois a criação de requisitos de projeto (Necessidades) permitiu definir as variáveis que serão otimizadas, em função de parâmetros de desempenho diretamente tomados das fases de voo que a aeronave precisa realizar. Além disso, o risco de erro do projeto conceitual é mínimo, pois a análise de entropia estatística permitiu estabelecer as características geométricas, aerodinâmicas e de desempenho, implementadas ao longo da evolução das aeronaves da mesma categoria.
- ❑ Ao contrário de outros métodos empíricos, a avaliação do arrasto de onda de choque demonstrou ser objetiva e equilibrada para estudos de projeto conceitual de aeronaves supersônicas, pois é baseado na comparação entre várias geometrias. Os resultados obtidos através do código SOM, foram similares em comparação com os resultados obtidos pelo software OPEN VSP da NASA. Portanto, os resultados permitiram agilizar o processo de projeto da aeronave, em função dos níveis de arrasto da sua geometria e dimensionamento.

- ❑ O projeto preliminar do sistema de admissão de ar dorsal (Dorsal Intake) apresentou características aerodinâmicas apropriadas em todas suas fases de projeto e avaliação. Embora o desempenho do intake foi avaliado sob condições diferentes de velocidade à de projeto, o intake evidenciou níveis apropriados de desempenho e compatibilidade com o motor selecionado. Nesse sentido, o código elaborado para a concepção da geometria interna do intake, demonstrou ser objetivo quando comparado com as técnicas existentes na literatura. Por outro lado, o projeto dos desviadores de camada limite (Cunha enflechada e sucção de sangria) foram promissores para aprimorar o desempenho do intake na análise de integração intake-estrutura.
- ❑ A análise numérica da integração intake-estrutura, proporcionou os resultados mais relevantes, em relação ao desempenho do intake e o tipo de asa selecionado para a aeronave. Deste modo, para velocidades subsônicas e transônicas, a configuração dorsal intake apresentou níveis de desempenho apropriados, em termos de eficiência e compatibilidade na face do motor selecionado, pois a implementação de dispositivos LEX, aprimorou o desempenho do intake através da ação dos seus vórtices para retrazar e/ou evitar a separação de camada limite na parte superior da fuselagem. A ingestão de escoamento de baixa energia produzida pela mesma disposição da configuração, contribuiu negativamente ao desempenho do intake. Por esta razão a escolha de uma apropriada configuração de asa foi fundamental para melhorar as condições de desempenho do intake em todos os regimes de voo.

Em velocidades supersônicas por exemplo, a configuração dorsal intake sofreu um aumento do número Mach local na entrada do intake para todos os ângulos de ataque avaliados. Tais resultados, reduziram os níveis de eficiência do intake e aumentaram a distorção de escoamento na face do motor. Isso permitiu concluir que a configuração dorsal intake não é uma opção viável para aeronaves que requeiram manobras de elevados ângulos de ataque a velocidades supersônicas. Entretanto, para esta análise preliminar, os níveis de desempenho tanto em termos de eficiência quanto de compatibilidade manifestaram ser promissórios para a missão da aeronave, pois apenas altas velocidades subsônicas e transônicas são requeridas, e exclusivamente velocidades supersônicas são usadas na fase de trajetória de escape, sem precisar elevados ângulos de ataque.

Finalmente, através das ferramentas CFD foi possível estimar o comportamento aerodinâmico de vários dispositivos, com o objetivo de obter um determinado conceito ou melhoria operacional, neste caso a determinação da melhor configuração de asa que apresente apropriadas características aerodinâmicas para o motor da aeronave. Portanto, é possível concluir que simulações em CFD são uma ferramenta robusta para prever ideias qualitativas sobre qualquer tipo de sistema a ser projetado, fornecendo aos projetistas conceitos claros sobre o comportamento aerodinâmico dos produtos em desenvolvimento.

Trabalhos Futuros.

1. Implementar geradores de vórtice dentro do S-duct da aeronave, com o objetivo de melhorar o desempenho aerodinâmico retrasando o descolamento de camada limite dentro do intake.
2. Realizar um estudo mais detalhado da aerodinâmica da asa, pois nesta pesquisa exclusivamente foi levado em consideração um tipo de perfil e sua área superficial.
3. Avaliar o desempenho do intake em ângulos diferentes de operação, como por exemplo, mudando o ângulo de deslocamento lateral (β).
4. Estudar o desempenho aerodinâmico da integração de tudo o conjunto do sistema motopropulsor com a estrutura da aeronave, incluindo o compressor do motor e o bocal de saída.
5. Avaliar o desempenho do intake em extensões diferentes do dispositivo LEX e/ou ângulos diedro diferentes da configuração CANARD.
6. Realizar um estudo mais detalhado das forças aerodinâmicas que proporcionam as geometrias de asa apresentadas neste trabalho, implementando simulações numéricas ou ensaios em túnel de vento.
7. Realizar artigos científicos dos resultados mais relevantes obtidos neste trabalho.

Referências

- ABDALLA, A. M. **OMPP para projeto conceitual de aeronaves, baseado em heurísticas evolucionárias e de tomada de decisões**. Tese (Doutorado) — Universidade de São Paulo Escola de Engenharia de São Carlos, Outubro 2009.
- ABHIRAM, C. et al. Influence of canopy shape on the supersonic drag of a generic fighter aircraft. In: **Proceedings of the 17th Annual CFD Symposium CFD Division**. [S.l.: s.n.], 2015. p. 8.
- ANDERSON, S. B. Historical overview of v/stol aircraft technology. 1981.
- ANSYS, C. Solver theory guide, release 14.5. **Ansys Inc., Canonsburg**, 2012.
- BARNHART, P. J. Ipac-inlet performance analysis code. **NASA Scientific and Technical Information Program**, 1997.
- BAUM, J. et al. Numerical simulation of aircraft canopy trajectory. In: **28th Fluid Dynamics Conference**. [S.l.: s.n.], 1997. p. 1885.
- BERRA, L. M.; SLATER, J. W.; OLCMEN, S. M. Conceptual redesign of the b-1b bomber inlets for improved supersonic performance. **Aerospace Science and Technology**, Elsevier, v. 45, p. 476–483, 2015.
- BÖHNKE, D. et al. Towards a collaborative and integrated set of open tools for aircraft design. In: **51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition**. [S.l.: s.n.], 2013. p. 222.
- BRADLEY, R.; SMITH, C.; BHATELEY, I. Vortex-lift prediction for complex wing planforms. **Journal of Aircraft**, v. 10, n. 6, p. 379–381, 1973.
- BRAVO-MOSQUERA, P. et al. Aerodynamic analysis of the influence of canopy shape in the supersonic dorsal intake design. In: **Proceedings of the AEROSPACE TECHNOLOGY CONGRESS 2016 - Swedish aerospace technology in a globalised world**. [S.l.: s.n.], 2016. p. H2.
- BRAVO-MOSQUERA, P. D.; CERON-MUÑOZ, H. D.; CATALANO, F. M. Analytical and numerical design of a mixed-compression air intake for a supersonic fighter aircraft. In: **I Simpósio do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da EESC-USP (SiPGEM/EESC-USP)**. [S.l.: s.n.], 2016.

- BUSHNELL, D. M. Shock wave drag reduction. **Annu. Rev. Fluid Mech.**, Annual Reviews, v. 36, p. 81–96, 2004.
- CHAN, L.; KAO, H.; WU, M. Rating the importance of customer needs in quality function deployment by fuzzy and entropy methods. **International journal of production research**, Taylor & Francis, v. 37, n. 11, p. 2499–2518, 1999.
- CHAN, L.-K.; WU, M.-L. Quality function deployment: A literature review. **European Journal of Operational Research**, Elsevier, v. 143, n. 3, p. 463–497, 2002.
- CHEN, H.; PATEL, V. Near-wall turbulence models for complex flows including separation. **AIAA journal**, v. 26, n. 6, p. 641–648, 1988.
- CONNORS, J. F.; MEYERS, R. C. Design criteria for axisymmetric and two-dimensional supersonic inlets and exits. 1956.
- CRAWFORD, C.; SIMM, S. **Conceptual design and optimisation of modern combat aircraft**. [S.l.], 2000.
- CUI, D.; ZHU, S.; ZHENG, R. Comparison studies for inverted and no-inverted inlets. In: **21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference**. [S.l.: s.n.], 2017. p. 2300.
- DAS, S.; PRASAD, J. Starting characteristics of a rectangular supersonic airintake with cowl deflection. **Aeronautical Journal**, Royal Aeronautical Society, v. 114, n. 3, p. 177–89, 2010.
- DELERY, J. M. Shock wave/turbulent boundary layer interaction and its control. **Progress in Aerospace Sciences**, Elsevier, v. 22, n. 4, p. 209–280, 1985.
- DURSTON, D.; SMELTZER, D. Inlet and airframe compatibility for a v/stol fighter/attack aircraft with top-mounted inlets. 1982.
- EEK, M. et al. Validation techniques applied on the saab gripen fighter environmental control system model. In: LINKÖPING UNIVERSITY ELECTRONIC PRESS. **Proceedings of the 56th Conference on Simulation and Modelling (SIMS 56), October, 7-9, 2015, Linköping University, Sweden**. [S.l.], 2015. p. 199–210.
- EQUATIONS, T. Charts for compressible flow. **NACA Report**, v. 1135, 1953.
- ERICKSON, G. E. Flow studies of slender wing vortices. **AIAA journal**, n. 80-1423, p. 14–14, 1980.
- FRENKEN, K.; LEYDESDORFF, L. Scaling trajectories in civil aircraft (1913–1997). **Research Policy**, Elsevier, v. 29, n. 3, p. 331–348, 2000.
- FRENKEN, K.; NUVOLARI, A. Entropy statistics as a framework to analyse technological evolution. **Applied evolutionary economics and complex systems**, Edward Elgar Cheltenham, p. 95–132, 2004.
- GAN, W.; ZHANG, X. Design optimization of a three-dimensional diffusing s-duct using a modified sst turbulent model. **Aerospace Science and Technology**, Elsevier, 2016.
- GOLDSMITH, E. L.; SEDDON, J. **Practical intake aerodynamic design**. [S.l.]: Amer Inst of Aeronautics &, 1993.

- GUDMUNDSSON, S. **General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures**. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2013.
- HAGELIN, B. Saab, british aerospace and the jas 39 gripen aircraft joint venture. **European Security**, Taylor & Francis, v. 7, n. 4, p. 91–117, 1998.
- HAYES, W. D. **Linearized supersonic flow**. Tese (Doutorado) — California Institute of Technology, 1947.
- HEIBST, W.; KROGULL, B. Design for air combat. **Journal of Aircraft**, v. 10, n. 4, p. 247–253, 1973.
- HERBST, W. Future fighter technologies. **Journal of Aircraft**, v. 17, n. 8, p. 561–566, 1980.
- JAYNES, E. T. Information theory and statistical mechanics. **Physical review**, APS, v. 106, n. 4, p. 620, 1957.
- JIAN, H.; HU, W. Numerical investigation of inlet distortion on an axial flow compressor rotor with circumferential groove casing treatment. **Chinese Journal of Aeronautics**, Elsevier, v. 21, n. 6, p. 496–505, 2008.
- JONES, R. T. Theory of wing-body drag at supersonic speeds. 1956.
- KAUFMANN, A.; GUPTA, M. M. Introduction to fuzzy arithmetic: Theory and applications. 1985.
- KIM, H. et al. Flow simulation of supersonic inlet with bypass annular duct. **Journal of Propulsion and Power**, v. 27, n. 1, p. 29–39, 2011.
- KIM, H.; LIOU, M.-S. Shape design optimization of embedded engine inlets for n2b hybrid wing-body configuration. **Aerospace Science and Technology**, Elsevier, v. 30, n. 1, p. 128–149, 2013.
- KIM, S. D. Aerodynamic design of a supersonic inlet with a parametric bump. **Journal of Aircraft**, v. 46, n. 1, p. 198–202, 2009.
- KIM, S. D.; SONG, D. J. Modified shear-stress transport turbulence model for supersonic flows. **Journal of aircraft**, v. 42, n. 5, p. 1118–1125, 2005.
- KOHLMAN, D.; WENTZ JR, W. Vortex breakdown on slender sharp-edged wings. **Journal of Aircraft**, v. 8, n. 3, p. 156–161, 1971.
- KOVACH, J.; FREDENDALL, L. D.; CHO, B. R. The interconnectedness among auxiliary benefits and supporting practices within the quality function deployment process. **International Journal of Six Sigma and Competitive Advantage**, Inderscience Publishers, v. 3, n. 2, p. 137–155, 2007.
- KROO, I. et al. Multidisciplinary optimization methods for aircraft preliminary design. **AIAA paper**, v. 4325, p. 1994, 1994.
- LAMAR, J.; OBARA, C. Review of cranked-arrow wing aerodynamics project: Its international aeronautical community role. In: **45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit**. [S.l.: s.n.], 2007. p. 487.

- LANGE, R. H. Review of unconventional aircraft design concepts. **Journal of Aircraft**, v. 25, n. 5, p. 385–392, 1988.
- LEE, H. J. et al. Flow characteristics of small-sized supersonic inlets. **Journal of Propulsion and Power**, v. 27, n. 2, p. 306–318, 2011.
- LEE, M.; HO, C.-M. Lift force of delta wings. **Applied Mechanics Reviews**, American Society of Mechanical Engineers, v. 43, n. 9, p. 209–221, 1990.
- LIPPISCH, A. **The Delta wing: history and development**. [S.l.]: Iowa State Pr, 1981.
- MARCHMAN, J. Aerodynamics of inverted leading-edge flaps on delta wings. **Journal of Aircraft**, v. 18, n. 12, p. 1051–1056, 1981.
- MASUD, J. Flow field and performance analysis of an integrated diverterless supersonic inlet. **The Aeronautical Journal**, Cambridge University Press, v. 115, n. 1170, p. 471–480, 2011.
- MATTINGLY, J. D.; HEISER, W. H.; PRATT, D. T. Aircraft engine design, american institute of aeronautics and astronautics. **Inc., Reston, VA**, v. 2, 2002.
- MAYER, D. W.; PAYNTER, G. C. Boundary conditions for unsteady supersonic inlet analyses. **AIAA journal**, v. 32, n. 6, p. 1200–1206, 1994.
- MENTER, F. R. Review of the shear-stress transport turbulence model experience from an industrial perspective. **International Journal of Computational Fluid Dynamics**, Taylor & Francis, v. 23, n. 4, p. 305–316, 2009.
- MIL-E-5008B, M. S. Specification for engines aircraft turbojet model. **MIL-E-5008B**, 1959.
- MISTREE et al. Selection in the conceptual design of aircraft. **AIAA Paper**, n. 94-4382, 1994.
- NEALE, M.; LAMB, P. **Tests with a Two-dimensional Intake Having All-external Compression and a Design Mach Number of 2.2**. [S.l.]: HM Stationery Office, 1967.
- NELMS, W. Assessment of aerodynamic performance of v/stol and stovl fighter aircraft. 1984.
- NELMS, W.; DURSTON, D. Concept definition and aerodynamic technology studies for single-engine v/stol fighter/attack aircraft. In: **AIAA and NASA Ames VSTOL Conference**. [S.l.: s.n.], 1981. p. 2647.
- NICOLAI, L. M.; CARICHNER, G.; MALCOLM, L. **Fundamentals of Aircraft and Airship Design: Volume 1, Aircraft Design**. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- OWEN, B.; LEE, D. S.; LIM, L. Flying into the future: aviation emissions scenarios to 2050. **Environmental science & technology**, ACS Publications, v. 44, n. 7, p. 2255–2260, 2010.

- PAUL, Y. K.; CHING-LAI, H. **Multiple attribute decision making: an introduction**. [S.l.]: Sage Publications, 1995. v. 104.
- PEREZ, R. E.; CHUNG, J.; BEHDINAN, K. Aircraft conceptual design using genetic algorithms. **AIAA Paper**, v. 4938, n. 8, 2000.
- PITT, D. M. Cap-tds analysis of the f-15 aircraft. 1989.
- PLANES, M. F. **Fighter Planes 1960-2002**. 2011. Disponível em: <[http://www-fighter-planes.com](http://www.fighter-planes.com)>
- PRAT, D.; SURPLY, T.; GISQUET, D. Application of cfd methods to propulsion system integration in the future supersonic transport aircraft. **American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA-97-2212**, 1997.
- PROKOP, C.; SANATOR, R. J. **Investigation of Airframe-Inlet Interaction for Supersonic Tactical Fighter Aircraft**. [S.l.], 1970.
- PUCKETT, A. E. Aerodynamic performance of delta wings at supersonic speeds. **Journal of the Aeronautical Sciences**, v. 14, n. 10, p. 567–578, 1947.
- RALLABHANDI, S.; MAVRIS, D. An unstructured wave drag code for preliminary design of future supersonic aircraft. In: **33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit**. [S.l.: s.n.], 2003. p. 3877.
- RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. 2nd. ed. [S.l.]: AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics), 1999. (AIAA Education Series).
- REICHERT, B. A.; WENDT, B. J. An experimental investigation of s-duct flow control using arrays of low-profile vortex generators. **NASA Scientific and Technical Information Program**, 1993.
- RHOADES, W.; SURBER, L. Top mounted inlet flow field testing for future fighter aircraft. **AIAA journal**, p. 79–1147, 1979.
- ROACHE, P. J. Perspective: a method for uniform reporting of grid refinement studies. **Journal of Fluids Engineering**, American Society of Mechanical Engineers, v. 116, n. 3, p. 405–413, 1994.
- RODRIGUEZ, D. L. Multidisciplinary optimization method for designing boundary-layer-ingesting inlets. **Journal of Aircraft**, v. 46, n. 3, p. 883–894, 2009.
- ROSKAM, J. **Airplane Design: Parts I through VIII**. [S.l.]: DARcorporation, 1997. (Lawrence, Kan).
- SEDDON, J. **Boundary-layer interaction effects in intakes with particular reference to those designed for dual subsonic and supersonic performance**. [S.l.]: Citeseer, 1970.
- SEDDON, J.; GOLDSMITH, E. L. **Intake aerodynamics**. [S.l.]: Amer Inst of Aeronautics &, 1999.
- SINGH, R. et al. Computational design of s-duct intakes for distributed propulsion. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal**, Emerald Group Publishing Limited, v. 86, n. 6, p. 473–477, 2014.

- SLATER, J. W. Verification assessment of flow boundary conditions for cfd analysis of supersonic inlet flows. **National Aeronautics and Space Administration**, Glenn Research Center, 2002.
- _____. Design and analysis tool for external-compression supersonic inlets. **National Aeronautics and Space Administration**, Glenn Research Center, 2012.
- SLATER, J. W. et al. Role of cfd in the aerodynamic design and analysis of the parametric inlet. **ISABE Paper**, Citeseer, v. 1168, 2005.
- SMELTZER, D.; NELMS, W.; WILLIAMS, T. Airframe effects on a top-mounted fighter inlet system. **Journal of Aircraft**, v. 19, n. 12, p. 1083–1087, 1982.
- SÓBESTER, A. Tradeoffs in jet inlet design: A historical perspective. **Journal of aircraft**, v. 44, n. 3, p. 705–717, 2007.
- SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI, J.; HAFTKA, R. T. Multidisciplinary aerospace design optimization: survey of recent developments. **Structural optimization**, Springer, v. 14, n. 1, p. 1–23, 1997.
- SOHN, M. H.; LEE, K. Y.; CHANG, J. W. Vortex flow visualization of a yawed delta wing with leading edge extension. **Journal of Aircraft**, v. 41, n. 2, p. 231–237, 2004.
- SOLTANI, M. R. et al. Numerical simulation and parametric study of a supersonic intake. **Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering**, SAGE Publications, v. 227, n. 3, p. 467–479, 2013.
- SPROSTON, J. Design of s-shaped diffusers in incompressible flow. **International Journal of Heat and Fluid Flow**, Elsevier, v. 3, n. 4, p. 225–229, 1982.
- STIVERS, L. S.; SPENDER, B. **Studies of optimum body shapes at hypersonic speeds**. [S.l.]: National Aeronautics and Space Administration, 1967. v. 4191.
- VALORANI, M. et al. Optimal supersonic intake design for air collection engines (ace). **Acta Astronautica**, Elsevier, v. 45, n. 12, p. 729–745, 1999.
- WAKAYAMA, S.; KROO, I. Subsonic wing planform design using multidisciplinary optimization. **Journal of Aircraft**, v. 32, n. 4, p. 746–753, 1995.
- WENDT, B. J. **The performance of a subsonic diffuser designed for high speed turbojet-propelled flight**. [S.l.], 2004.
- WHITCOMB, R. T. A study of the zero-lift drag-rise characteristics of wing-body combinations near the speed of sound. 1956.
- WHITFORD, R. Design for air combat. Jane's Information Group, 1987.
- WIE, D. V.; KWOK, F.; WALSH, R. Starting characteristics of supersonic inlets. **AIAA paper**, v. 2914, p. 1996, 1996.
- WILLIAMS, T.; HUNT, B. Top inlet system feasibility for transonic-supersonic fighter aircraft applications. **AIAA journal**, p. 1–15, 1980.

Base de Dados.

Algumas das características de projeto que foram avaliadas na análise de entropia estatística foram as relacionadas com o escopo do presente trabalho. Quer dizer, através da análise de entropia estatística foi possível estudar a evolução da configuração, posição e tipo de compressão de ar dos intakes, além do tipo de asa das aeronaves encontradas na base de dados.

Este tipo de características foram codificadas conforme a tabela (A.1) e seus resultados se mostram nas últimas quatro linhas das tabelas (A.2) e (A.3).

Tabela A.1 – Codificação das características do tipo de intake e tipo de asa.

Tipo de sistema de compressão do intake	
1	Sistema de compressão interna
2	Sistema de compressão externa
3	Sistema de compressão mista
Posição do intake	
1	Na frente da fuselagem
2	Acima da fuselagem
3	Do lado da fuselagem
4	Sob a fuselagem
Tipo do intake	
1	Bidimensional
2	Axissimétrico
Tipo de asa delta	
1	Ogival delta wing
2	Delta wing com LEX
3	Compound delta wing
4	Delta canard
5	Double delta wing
6	Delta wing convencional

Tabela A.2 – Base de dados para as aeronaves da década dos 60 e 70.

AERONAVE	Lightning	UltraSabre	Buccanner	Phantom	Mig 23	Draken	SU 22	Mig 25	F - 15	K-fir
Data	abr/57	set/57	abr/58	dez/60	nov/64	mar/65	ago/71	ago/73	dez/74	abr/75
Tripulação	1	1	2	2	1	1	1	1	1	1
Envergadura [m]	10,6	11,15	13,41	11,7	8,22	9,42	10,02	7,8	13,05	8,22
Comprimento [m]	16,8	18,85	19,33	19,2	15,03	15,34	19,02	17,1	19,43	15,65
Altura [m]	6	5,89	4,97	5	4,5	3,89	5,12	5,8	5,63	4,55
Teto de operação [m]	18000	16200	12000	18200	17000	20000	18000	17000	19200	18000
Alcance [Km]	1300	3885	3700	2600	4000	3250	2500	2500	5552	2000
Peso máximo [Kg]	18900	18033	28123	18825	13700	16000	19000	20670	20200	16210
Peso vazio [Kg]	12720	10295	13608	13757	7050	7865	12160	10790	12973	7285
Peso combustível [Kg]	6180	7738	14515	5068	6650	8135	6840	9880	7227	8925
Peso armas [Kg]	3630	8000	7260	7258	4400	3600	4000	4000	7300	4000
Área da asa [m^2]	44,1	35	47,82	49,24	35	49,22	34,5	37,4	56,48	34,8
Carga alar [Kg/m^2]	428	515	588	382	391	325	443	552	357	465
Número Mach	2,27	2	0,95	2,23	2,2	2	2,1	1,7	2,5	2,25
Empuxo [KN]	117	109	98	106	42	113	109	112	222	83
Sustentação [KN]	185,4	176,9	275,8	184,6	134,3	156,9	186,3	202,7	198,1	159
Relação T/W	0,63	0,61	0,35	0,57	0,31	0,71	0,58	0,55	1,12	0,52
Compressão intake	2	2	1	2	2	1	2	2	2	2
Posição intake	1	2	3	3	3	3	1	3	3	3
Tipo intake	2	2	2	2	2	2	2	2	1	2
Tipo de asa	6	6	1	6	3	5	6	3	5	4

Tabela A.3 – Base de dados para as aeronaves da década dos 80 e 90.

AERONAVE	F - 16	Viggen	Tornado	Mig 29	Flanker	F-22	SuperFlanker	F - 18	EuroFighter	Gripen
Data	ago/76	jan/77	fev/79	jun/82	dez/84	set/90	jun/94	jan/95	jun/98	jan/02
Tripulação	1	1	2	1	1	1	1	1	1	1
Envergadura [m]	9,8	10,6	13,91	11,4	14,7	13,1	15,16	13,6	10,5	8
Comprimento [m]	14,8	16,4	18,08	17,37	21,93	19,55	21,96	18,3	14,5	14
Altura [m]	4,8	5,9	5,95	4,79	5,93	5,39	6,84	4,9	6,4	4,7
Teto de operação [m]	18200	18300	21300	18100	18000	18200	19800	15200	18200	18500
Alcance [Km]	4200	2000	3600	2100	4000	3700	3500	3300	3700	3900
Peso máximo [Kg]	12000	17000	27900	14900	30000	26300	34000	21300	15500	8720
Peso vazio [Kg]	7300	9500	14500	11000	22500	14000	18400	13900	11000	5800
Peso combustível [Kg]	4600	7500	13400	3900	7500	12200	15600	7400	4500	3000
Peso armas [Kg]	7200	6000	8900	2000	7000	5000	8200	8000	3000	3000
Área da asa [m^2]	27,8	52,2	30	38	62	77,1	62	46,5	50	30
Carga alar [Kg/m^2]	430	325	932	392	483	341	548	458	310	290
Número Mach	2,23	2	2,1	2,1	2,35	2,1	2,2	2	2,2	2,3
Empuxo [KN]	127	125	153	162	245	311	284	195	179	80
Sustentação [KN]	117,7	166,7	274,5	146	294	258	333,5	209,1	152	85
Relação T/W	0,65	0,74	0,55	1,11	0,98	1,2	0,85	0,93	1,18	0,94
Compressão intake	1	2	2	2	2	1	2	2	2	2
Posição intake	4	3	3	4	3	3	3	3	4	3
Tipo intake	2	2	1	1	1	2	1	1	1	1
Tipo de asa	2	4	5	2	4	5	4	2	4	4