



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Engenharia

Estudo dos Motores Propfan em Aeronaves de Pequena Dimensão Propfan como Alternativa ao Turbofan

Raquel Álvarez Álvarez

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia Aeronáutica
(2º ciclo de estudos)

Orientador: Prof. Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo

Covilhã, Junho de 2012

AGRADECIMENTOS

Este trabalho nunca estaria concluído sem prestar os meus mais sinceros agradecimentos a várias pessoas que direta ou indiretamente contribuíram para a sua realização.

A mis padres, quienes siempre han hecho todo lo posible para ayudarme, comprendiéndome, apoyándome y animándome a cada momento, así como a Ale y Alex por estar siempre presentes cuando los he necesitado.

Con inmenso cariño quiero agradecer a Francesco, que con su fuerza, alegría y amor me ha apoyado incondicionalmente.

Ao professor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo, orientador da presente dissertação.

A todos e cada um dos professores que contribuíram na minha formação.

Aos bons amigos e companheiros com os que partilhei grandes experiencias e que tenderam a sua mão quando foi necessitada, estando especialmente obrigada a Klarilla, Tiago, Pau, Yaser e Lucindilla.

A todos o meu sincero Obrigado!

RESUMO

A presente dissertação estuda a viabilidade da utilização de motores Propfan em aeronaves de pequena dimensão, o que poderia permitir uma poupança no consumo específico. Esta ideia surgiu pela procura crescente de voos com jatos particulares para a realização de viagens de negócios, e particularmente pela necessidade da redução das emissões poluentes cada vez maior, o que implica consumir menos combustível.

Os motores Propfan combinam os motores a jato existentes com um novo conceito de hélices, que os permite atingir as elevadas velocidades de cruzeiro dos turbofan com a economia de operação dos turbohélice.

Estimam-se os parâmetros de desempenho e eficiência do novo motor e suas hélices, e comparam-se os resultados obtidos com os dados originais. Esperam-se modificações na configuração aerodinâmica da aeronave, nos campos de ruído e cargas estruturais.

O desenho aerodinâmico das pás Propfan, atrasa a velocidade de ponta da pá para a qual se reduz o rendimento propulsivo, em comparação com as hélices convencionais. Estas hélices têm um maior número de lâminas (entre 6 e 12), com uma largura (corda) maior para aumentar a carga aerodinâmica em cada uma delas, e um diâmetro menor para reduzir a velocidade linear na ponta. Possuem também uma curvatura de entre 20 a 45 graus e uma espessura menor do que o habitual para aumentar ainda mais a velocidade a que acontece o *drag-divergence*.

A transmissão de potência entre o motor e as hélices pode ser feita através de dois mecanismos: turbina livre ou caixa redutora. No primeiro caso, os estágios da turbina são ligados alternadamente às hélices, girando cada conjunto em direções opostas. Noutro caso, a configuração da caixa redutora reduz a velocidade do veio do motor para as hélices. Este sistema permite a utilização da configuração “*push*” ou “*pull*”, com um ou mais propulsores e gera menor ruído. À medida que a potência transmitida aumenta, as caixas tornam-se muito mais robustas do que as utilizadas nos turbohélices convencionais. Para o caso do Allison 578DX foi obtida uma eficiência de 0,93, em projecto para 13 000 hp com um design compacto, leve e com engrenagens planetárias. Também exige menos manutenção (a cada 32.000 horas) tornando-o mais atraente para as companhias aéreas comerciais.

Palavras-chave

Propfan, hélices, caixa redutora e engrenagens planetárias.

ABSTRACT

Motivated by growing demand to fly in private jets and in particular, the necessity of the development of less consuming engines, the idea of using Propfan engines has advanced recently. The main propose of this work is to assess the viability of using the Propfan engines in a low-power small aircraft.

We study herein the compatibility of the Propfan technology to the power plant of the small jets. We further investigate whether this engine provides saving consumption for such aircraft.

The Propfan engine combines the existing turbojet with the conception of a new propeller. This allows the Propfan to deliver the performance and speed of a turbofan with the economy of operation of a turboprop.

We estimate the design parameters and efficiencies of the new engine, and compare, the results obtained with the original data. Also, are expected changes in the aerodynamic configuration of the aircraft, noise fields and structural loads.

The Propfan engines propellers, delay stall at the tip of the blade retaining high performance, at higher flight speeds than conventional propellers. These propellers have a greater number of blades (between 6 and 12) with a bigger width to increase force done by each one, and decreased the diameter to reduce the linear speed at the tip. Propfans are characterized by thin highly swept blades. They have a curvature between 20 and 45 degrees and a thickness less than usual, to increase even more the speed at which drag-divergence appears.

The power transmission between the engine and counter rotating propellers can be done through two mechanisms: free turbine or gearbox. In the first case, the stages of the turbine are connected alternately to one or another propeller, rotating each set in one direction. In the second, the gearbox configuration reduces speed from the motor shaft to the propellers. This system also allows push and puller configuration, with one or more propellers and make less noise.

As the transmitted power increases, these gearboxes are more robust than used in normal turboprops. For the Allison 578DX case, an efficiency of 0,93 was achieved. Projected for 13.000 hp with a compact and lightweight design, uses planetary gears. It also requires less maintenance (every 32.000 hours) making it attractive for commercial airlines.

Key-words

Profan engine, Propellers, Gearbox configuration, Planetary gears.

ÍNDICE

AGRADECIMENTOS.....	III
RESUMO.....	V
ABSTRACT.....	VII
ÍNDICE	IX
ÍNDICE DE FIGURAS E TABELAS	XIII
LISTA DE ACRÓNIMOS E SIGLAS UTILIZADOS	XVII
SIMBOLOGIA	XIX
1 CAPÍTULO. INTRODUÇÃO.....	1
1.1 OBJECTIVOS	1
1.2 MOTIVAÇÃO	1
1.3 DESENVOLVIMENTO	2
2 CAPÍTULO. PROPFANS.....	3
2.1 INTRODUÇÃO.....	3
2.2 TEORIA DE OPERAÇÃO	3
2.3 PROJECTO DAS HÉLICES E FORMA DAS PÁS	5
2.4 PROJECTO ESTRUTURAL, MATERIAIS E FABRICAÇÃO	6
2.5 RESPOSTA AEROELÁSTICA E VIBRAÇÕES.....	6
2.5.1 <i>Blade mistuning</i>	7
2.6 CONFIGURAÇÕES PROPFAN	7
2.6.1 <i>Single rotation (SR)</i>	7
2.6.2 <i>Counterrotation (CR)</i>	8
2.6.3 <i>Single Rotation with Swirl Recovery Vane (SRV)</i>	8
2.6.4 <i>Ducted propfan</i>	9
2.7 CONFIGURAÇÃO PUSHER VS PULLER	9
2.8 INSTALAÇÃO DA PLANTA DE POTÊNCIA.....	10
2.8.1 <i>Montagem sobre a assa</i>	10
2.8.2 <i>Montagem na fuselagem posterior</i>	10
2.9 ACÚSTICA DOS MOTORES.....	11
2.10 TRANSMISSÃO DE POTÊNCIA	12
2.10.1 <i>Transmissão com caixa redutora</i>	12
2.10.2 <i>Turbina de potência</i>	13
2.11 CONCLUSÕES.....	14

3	CAPÍTULO. CESSNA CITATION CJ4	17
3.1	INTRODUÇÃO	17
3.2	DESCRIÇÃO DA AERONAVE	17
3.3	DADOS DE OPERAÇÃO.....	20
3.4	GRUPO PROPULSOR	20
4	CAPÍTULO. PLANTA DE POTÊNCIA.....	23
4.1	INTRODUÇÃO	23
4.2	TEORIA ELEMENTAR	23
4.2.1	<i>Nomenclatura</i>	23
4.2.2	<i>Diagrama de fluxos</i>	24
4.2.3	<i>Hipóteses e considerações sobre o fluido</i>	25
4.2.4	<i>Condições de estagnação</i>	25
4.3	COMPONENTES.....	26
4.3.1	<i>Difusor</i>	26
4.3.2	<i>Compressor</i>	27
4.3.3	<i>Câmara de combustão</i>	29
4.3.4	<i>Turbina</i>	32
4.3.5	<i>Bocal de saída</i>	35
4.4	ANÁLISE PARAMÉTRICA	38
4.4.1	<i>Cálculo da variação óptima de temperaturas para a turbina de baixa potência.</i>	40
5	CAPÍTULO. CAIXA REDUTORA (GEARBOX).....	43
5.1	CONFIGURAÇÃO	44
5.1.1	<i>Trens de engrenagens epicicloidais ou planetárias</i>	45
5.1.2	<i>Relações de transmissão</i>	48
5.2	ENGRENAGENS	50
5.3	ENGRENAGENS CILÍNDRICAS DE DENTES HELICOIDAIS.....	52
5.4	CONDIÇÕES DE SEMELHANÇA.....	54
5.4.1	<i>Imposições de projeto</i>	54
5.4.2	<i>Estimação do peso</i>	57
5.5	CONCLUSÕES	59
6	CAPÍTULO. RESUMO DAS MUDANÇAS	61
6.1	DADOS INICIAIS.....	61
6.2	ANÁLISE DE RESULTADOS	62
6.2.1	<i>Análise paramétrica</i>	62
6.2.2	<i>Tracção e consumo específico</i>	63
6.2.3	<i>Diferenças construtivas</i>	63

6.2.4	Diferenças operacionais.....	64
7	CAPÍTULO. CONCLUSÕES.....	65
	BIBLIOGRAFIA.....	67

ÍNDICE DE FIGURAS E TABELAS

Figura 1-1. Eleição dos jatos executivos como campo de estudo. (Cessna Citation Business Jet)	2
Figura 2-1. Motor propfan (Rolls-Royce)	3
Figura 2-2. Operação de motores a reação e turbóhélices. (Rolls Royce, The Jet Engine, 1996)	4
Figura 2-3. Análise de aviões de transporte propulsados por propfans de hélices contrarrotatorias (Clarkson University, Postdam, New York, 13699-5725)	5
Figura 2-4. Velocidade linear da hélice (vermelho), de voo do avião (verde) e absoluta em a ponta da pá (azul).	5
Figura 2-5. Single Rotation Propfan (Hamilton Standard's Propfan, 1984)	7
Figura 2-6. Counter Rotating Propfan (Propeller and Propfan Noise, B. Magliozzi)	8
Figura 2-7. Propfan With Swirl Recovery Vanes (History.nasa.gov)	8
Figura 2-8. Rolls Royce Ducted Propfan Concept (Rolls Royce, The Jet Engine, 1996)	9
Figura 2-9. Pusher and Puller Counter Rotating Propfan (Hamilton Standard's Propfan, 1984)	9
Figura 2-10. Montagem na fuselagem (acima) e na asa (abaixo) (www.aviationbusiness.com)	10
Figura 2-11. Redução do ruído em propfan contrarrotatorio ((NASA-CR-182566) Advanced Propfan Análisis For The Family Of Commuter Airplanes [188-19460 Kansas Univ.])	11
Figura 2-12. Redutor de Allison (NASA Contractor Report CR-179625)	12
Figura 2-13. Turbina contrarrotativa de potência (Rolls Royce, The Jet Engine, 1996)	13
Figura 3-1. Distribuição interior do Cessna Citation CJ4 (Cessna Aircraft Company, March'10).	18
Figura 3-2. Dados estruturais e vistas de um Cessna Citation CJ4 (Cessna Aircraft Company, March 2010).	19
Figura 3-3. Williams FJ44-4A (cessna.com)	20
Figura 4-1. Pontos do ciclo	24
Figura 4-2. Comparação de rendimentos.	27
Figura 4-3. Câmara de combustão tubular. (Rolls Royce, The Jet Engine, 1996)	30
Figura 4-4. Câmara de combustão anular (Rolls Royce, The Jet Engine, 1996)	30
Figura 4-5. Câmara de combustão cannular (Rolls Royce, The Jet Engine, 1996)	30
Figura 4-6. Limites de riqueza da mescla em que a combustão é possível.	31
Figura 4-7. De esquerda a direita, técnicas de refrigeração de palhetas, por refrigeração da camada limite e passos multiples. (Rolls Royce, The Jet Engine, 1996)	34
Figura 4-8. Cone de exaustão e tobera de escape básica. (Rolls Royce, The Jet Engine, 1996)	35
Figura 4-9. Sistema de controlo de passo da hélice. (Rolls Royce, The Jet Engine, 1996)	36
Figura 4-10. Níveis comparativos de ruído produzidos por diferentes tipos de motores a reação. (Rolls Royce, The Jet Engine, 1996)	37

Figura 5-1. Gráfico comparativo entre os tempos de manutenção dos redutores existentes (setor militar e civil de esquerda a direita) e os desejados em este projeto (seguinte em este mesmo ordem). (NASA-CR-179625).....	43
Figura 5-2. Esquema para a montagem do motor em configuração propulsora. (NASA-CR-179625).....	44
Figura 5-3. Configurações consideradas para o projecto. (NASA-CR-179625).....	45
Figura 5-4. Exemplo de trem de engrenagem simples (esquerda), composto (centro) e epicicloidal (direita).	45
Figura 5-5. Trem epicicloidal básico.	46
Figura 5-6. Trem epicicloidal de três planetas (esquerda) e trem epicicloidal diferencial (direita).....	46
Figura 5-7. Trem epicicloidal com coroa móbil.	46
Figura 5-8. Nomenclatura dos elementos de um TEP	47
Figura 5-9. Exemplos de trens diferenciais, Carruagem chinesa (2634 a.C.). Este dispositivo usava-se na antiga China, e devido à acção diferencial, a figura apontava em a mesma direcção durante o movimento em linha recta e curvas dos veículos terrestres.	47
Figura 5-10. Trem epicíclico composto.	47
Figura 5-11. Representação da distribuição do binário de entrada entre as duas saídas, em função da relação de transmissão.	48
Figura 5-12. Diagrama da configuração.....	48
Figura 5-13. Diagrama de velocidades	49
Figura 5-14. Exemplos de engrenagens	50
Figura 5-15. Linha de contato em dentes helicoidais. (NASA-CR-179625).....	51
Figura 5-16. Pontos de contato simultâneos para um perfil típico de evolvente e outro de HCR. (NASA-CR-180883)	51
Figura 5-17. Resultados da comparação feita entre as engrenagens consideradas em as três categorias. (NASA CR-179625).....	52
Figura 5-18. Esquema de engrenagem helicoidal como limite de sucessão de engrenagens retos infinitesimais.	52
Figura 5-19. Passos das engrenagens helicoidais.....	53
Figura 5-20. Ângulos em dentes helicoidais.....	53
Figura 5-21. Acoplamento da engrenagem anel com seu eixo de saída. (NASA-CR-179625) ...	54
Figura 5-22. Descomposição de forças em engrenagens helicoidais.....	54
Figura 5-23. Eleição das dimensões do dentado em função dos esforços flexores suportados pela engrenagem sol, que resulta ser a de menor tamanho e a que suporta maiores cargas. (NASA CR-179625).....	55
Figura 5-24. Dentados possíveis para a engrenagem sol em função da relação de transmissão.	56
Figura 5-25. Denteado final do redutor. (Simulador de mecanismos).....	56
Figura 5-26. Resumo de materiais utilizados em o redutor do Allison. (NASA CR-179625)	57

Figura 5-27. Resumem de pesos em lbm modelo de para o quatro planetas. O peso do diafragma resulta de um processo de cálculo em vez de uma medição directa. (NASA-CR-179625)	58
Figura 5-28. Momentos criados pelas hélices sobre os eixos. (NASA-CR-179625).....	59
Figura 5-29. Características da hélice desenhada por Stupino. (NASA-CR-180883).....	60
Tabela 3-1. Dados operacionais de um Cessna CJ4. (<i>Cessna Aircraft Company, March'10</i>)....	20
Tabela 3-2. Dados de operação para a fase de cruzeiro. (Aircraft Engine Design).	21
Tabela 3-3. Dados de operação para a fase de descolagem (Aircraft Engine Design).	21
Tabela 3-4. Dados de operação para a fase de cruzeiro (Aircraft Engine Design).	21
Tabela 3-5 - Dados de entrada calculados para a fase de cruzeiro.	22
Tabela 5-1. Tabela resumo da configuração elegida para o desenho de Allison e principais vantagens. (NASA-CR-179625)	44
Tabela 5-2. Configuração final da caixa redutora	57
Tabela 5-3. Peso total estimado para o redutor	59
Tabela 6-1. Variáveis de entrada utilizadas para o proceso de cálculo.....	61
Tabela 6-2. Resultados de cálculo para o turbojacto e turboprop.....	62
Tabela 6-3. Resultados de cálculo para o turbojacto e turboprop, e valores originais to FJ44-4A.....	63

LISTA DE ACRÓNIMOS E SIGLAS UTILIZADOS

AGBT - Advanced Gearbox Technology
APET - Advanced Propfan Engine Technology
ATP - Advanced Turboprop Project
CR - Counter Rotation; Contractor Report
FADEC - Authority Digital Engine Control
FAR - Federal Aviation Regulation
GE - General Electric
HCR - High Contact Ratio Spur
ISA - International Standard Atmosphere
NASA - National Aeronautics and Space Administration
PW - Pratt&Whitney
TEP - Trem de Engrenagens Planetárias
UDF - Unducted Fan

SIMBOLOGIA

A - Área

a - Velocidade do som; coeficiente de excesso de ar

b - Câmara de combustão

C_c - Coeficiente adimensional de transferência de trabalho

C_{TOH} - Coeficiente de potência para o veio de alta pressão no descolagem

C_{TOL} - Coeficiente de potência para o veio de baixa pressão no descolagem

C_{total} - Coeficiente adimensional de transferência total de trabalho

C_p - Calor específico a pressão constante

C_v - Calor específico a volume constante

D - Diâmetro

e - Eficiência politrópica

F - Tracção

F_{prop} - Tracção efectiva da hélice

F_c - Tracção efectiva do motor

F/\dot{m}_0 - Tracção específica

f - Relação combustível/ar

g_c - Constante gravitacional de Newton

g_0 - Aceleração da gravidade

H - Altitude

h - Entalpia

h_{PR} - Poder calorífico do combustível

i - Componente i; relação de transmissão

K - Kelvin

k - Constante

M - Número de Mach; peso molecular do gás; módulo

m - Gasto mássico

P - Pressão

P/\dot{m}_0 - Potência específica

P_L - Potência consumida pela caixa de acessórios do veio de baixa pressão.

P_H - Potência consumida pela caixa de acessórios do veio de alta pressão.

P_{prop} - Potência consumida pela hélice.

q - Calor

R - Constante do gás

R_u - Constante universal para gases

$^{\circ}R$ - Graus Rankine

r - Raio

S - Consumo específico

S_p - Consumo específico de potência
 T - Tracção instalada; temperatura
 T_0 - Binário de entrada ao portaplanetas
 T_c - Binário de saída à coroa
 T_p - Binário de saída ao portaplanetas
 V - Velocidade linear
 v - Velocidade de voo
 W - Trabalho; peso
 w - Trabalho
 Z - Número de dentes
 β - Sangria após o compressor de baixa pressão
 γ - Relação entre os calores específicos
 δ - Sangria após o difusor; pressão estática adimensional
 δ_0 - Pressão total adimensional (à altitude “x”)
 ε - Sangria após o compressor de alta pressão
 η_p - Eficiência propulsiva
 η_{caixaL} - Rendimento mecânico da caixa de acessórios do eixo de baixa pressão.
 η_{mL} - Rendimento mecânico da transmissão do eixo de baixa pressão.
 η_{caixaH} - Rendimento mecânico da caixa de acessórios do eixo de alta pressão.
 η_{mH} - Rendimento mecânico da transmissão do eixo de alta pressão.
 $\eta_{meixolivre}$ - Rendimento mecânico da transmissão do eixo da turbina livre.
 η_g - Rendimento mecânico da caixa redutora do hélice.
 η_{prop} - Rendimento de transferência de trabalho entre o hélice e o ar.
 θ - Temperatura estática adimensional
 θ_x - Temperatura total adimensional (à altitude “x”)
 π - Relação de pressões; número PI
 π_r - Recuperação da pressão isentrópica em relação à corrente livre
 ρ - Massa específica
 σ - Densidade estática adimensional
 τ - Relação de entalpias; relação de temperaturas
 τ_r - Relação da recuperação adiabática de entalpias da corrente livre
 τ_λ - Relação de entalpias na câmara de combustão
 ω - Velocidade angular
 Λ - Razão de bypass
SFC - Consumo específico de combustível
SL - Nível do mar
TSFC - Consumo específico de combustível de tracção

Sub-indices

0, 1, 2, ..., 9 - Pontos do ciclo
b - Câmara de combustão

c - Compressor; core
cH - Compressor de alta pressão
cL - Compressor de baixa pressão
d - Difusor
f - combustível
g - Caixa redutora
m1 - Primeiro intercooler
m2 - Segundo intercooler
mPL - Mecânica, potência no veio na descolagem para o carreto de baixa pressão
n - Tubeira
o - Total
p - Pressão
prop - hélice
std - Standard day
t - Turbina, estado de estagnação, total
tH - Turbina de alta pressão
tL - Turbina de baixa pressão

1 Capítulo. Introdução

1.1 Objectivos

O que se pretende fazer é substituir a planta de potência de uma aeronave de pequenas dimensões por um ou vários motores que permitam uma poupança de combustível.

Deseja-se obter uma melhoria no rendimento de um motor turbofan. Para isso vão-se substituir o fan e o fluxo secundário por uma turbina de potência que mova duas hélices contrarrotatórias de tipo propfan.

1.2 Motivação

Como consequência da presente situação económica, o aumento contínuo do preço dos combustíveis e as normativas ambientais cada dia mais exigentes, as companhias aéreas requerem aviões que sejam radicalmente mais eficientes assim como amigáveis com o meio ambiente. Assim, esta ideia de projeto, nasce como consequência da necessidade que têm a indústria aeronáutica, e como compromisso de investigação e desempenho dos engenheiros, de procura e desenvolvimento de novas configurações que permitam como resultado melhores eficiências das aeronaves, no sentido de minimizar o impacto ambiental.

Hoje em dia, o aumento dos custos dos combustíveis, assim como o compromisso e a grande necessidade que tem o ser humano de reduzir a quantidade de gases nocivos que emite indiretamente para a atmosfera, obriga a retomar e a implementar certas investigações, com o objetivo de reduzir ainda mais o consumo específico de combustível. Com tudo isto, volta-se a pensar em motores tipo propfan (também chamados, *Ultra High Bypass (UHB)*, ou *Open Rotor*), os quais foram deixados de parte no princípio dos anos 90, devido a contenção dos custos dos combustíveis, e a resolução de problemas como o ruído.

Ao mesmo tempo, a Organização Internacional de Aviação Civil fixa limites cada vez mais restritivos em termos de emissões gasosas e ruído para permitir a certificação e operação de aeronaves. Isto implica que as novas tecnologias de propulsão tem que ser não só mais eficientes que as atuais, mas também por sua vez menos ruidosas, mais seguras e menos contaminantes.



Figura 1-1. Eleição dos jatos executivos como campo de estudo. (Cessna Citation Business Jet)

O que se pretende, é avaliar a viabilidade de aplicação dos motores propfan, de baixo consumo de combustível, em aeronaves de pequena dimensão. Esta ideia surge devido à crescente procura de transportes privados para as viagens de negócios, assim com à ausência de estudos técnicos que prevejam a aplicação de este tipo de motores em aeronaves com menos de 80 passageiros.

1.3 Desenvolvimento

A dissertação tem a seguinte estrutura:

- Definidas as razões justificativas do projeto, no capítulo 2 é introduzida a ideia do motor propfan, o seu funcionamento e possíveis melhorias em relação ao turbofan. São descritas as diferentes alternativas e avaliam-se os antecedentes existentes para fundamentar a decisão sobre a configuração eleita.
- O capítulo 3 reúne informação geral da aeronave e dos seus motores, o que servirá de base para a avaliação final das alterações.
- O capítulo 4 descreve os componentes do motor turboprop e o seu funcionamento. Desenvolve-se brevemente o processo de cálculo para seu ciclo termodinâmico e análise paramétrica.
- O capítulo 5 apresenta a configuração e características do redutor e uma primeira aproximação do seus parâmetros de concepção.
- Finalmente, resumem-se os dados iniciais e os obtidos matematicamente e faz-se um balanço de resultados.

2 Capítulo. Propfans

2.1 Introdução

Desde o início dos anos 70 e meados dos 90, a *National Aeronautics and Space Administration* (NASA) em colaboração com indústrias privadas estado-unidenses desenvolveram um novo sistema de propulsão para aviação que denominaram propfan. Este estudo foi incluído em o programa *Advanced Turboprop Project* (ATP) do Lewis Research Center.

Os motores propfan, são uma combinação dos motores de reação já existentes, com um novo conceito de hélice que os permite atingir as altas velocidades de cruzeiro dos turbojatos, com o rendimento propulsivo de um turbohélice. Este novo motor híbrido provou ser o mais eficiente¹ dos conceitos de motores estudados para aviões com altas velocidades subsônicas de cruzeiro (números de Mach² entre 0.65 e 0.85) (Dowson, 1998). Sendo incluído no ATP, a NASA patrocinou o *Advanced Propfan Engine Technology* (APET) para o estudo das características definidoras dos novos motores, que foi desenvolvida paralelamente pela Pratt&Whitney (PW), Allison Gas Turbines (AGT) e General Electric (GE).

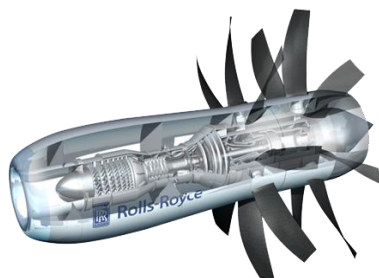


Figura 2-1. Motor propfan (Rolls-Royce)

2.2 Teoria de operação

As aeronaves que são propulsadas por hélices são mais eficientes que as propulsadas por turbojatos e turbofans, os quais são os mais utilizados pelas companhias aéreas. Isto deve-se a que uma hélice atinge melhores níveis de impulso específico, proporcionando uma aceleração relativamente pequena a uma grande massa de ar, enquanto os motores a reação oferecem uma aceleração maior e uma massa de ar mais pequena. O sistema que produz uma alteração menor na energia cinética do fluido tem um menor consumo de combustível: por esta razão os motores de hélice tem uma maior eficiência. Não entanto, os motores a jacto

¹As características do fluxo de ar gerado por um propfan contrarrotativo (velocidade relativamente baixa e componente de giro quase nula) fazem que perto de um 95% da sua energia cinética possa ser convertida em energia de propulsão (aproximadamente 70% para um turbofan).

²O número de Mach é uma medida da velocidade relativa que se define como o quociente entre a velocidade de um objeto e a velocidade do som no meio em que se move o dito objeto.

permitem atingir velocidades de voo mais elevadas (números de Mach entre 0.7 e 0.9 para as linhas comerciais), o que se traduz em tempos de voo mais reduzidos.

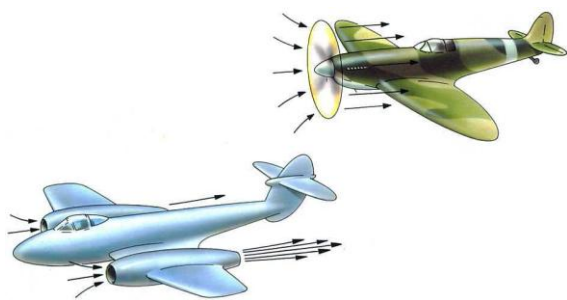


Figura 2-2. Operação de motores a reação e turboprop. (Roll Royce, The Jet Engine, 1996)

A velocidade de voo maiores que Mach 0.65, a velocidade relativa de ponta de pá das hélices torna-se supersônica, formando-se ondas de choque que provocam um aumento considerável na resistência, devido aos efeitos de compressibilidade do ar. Em estas condições o rendimento da hélice é muito baixo. Além disso, os esforços a que são submetidas as pás podem levá-las à rotura.

O primeiro objectivo dos propfan é, proporcionar os altos rendimentos e os baixos consumos das hélices às elevadas velocidades de cruzeiro utilizadas pelas companhias aéreas. Nos inícios dos anos 70, os engenheiros da NASA em colaboração com o maior fabricante de hélices dos Estados Unidos, Hamilton Standard (Dowson, 1998), pensaram que um novo desenho de hélices poderia ser combinado com as últimas tecnologias em motores de reação para atingir este objetivo.

Assim, os testes feitos levaram a poder dizer-se qual é a configuração *standard* dos motores propfan:

- Um maior número de pás (entre 6 e 12), com uma largura (corda) maior para aumentar a carga aerodinâmica em cada uma delas diminuindo assim o diâmetro e portanto a velocidade no topo.
- Uma curvatura mais pronunciada (entre 20 e 45 graus) e uma espessura inferior à habitual para aumentar ainda mais a velocidade que mostre a resistência aerodinâmica (B. Magliozzi, pág. 2:59).
- Composição em materiais compósitos de elevada resistência.

Historicamente, a princípio dos anos 80, GE iniciou o desenvolvimento da sua própria tecnologia propfan, que chamou Unducted Fan (UDF) (Bowles, 2010).

A subida do preço do combustível acrescentou a necessidade das companhias aéreas reduzirem o seu consumo. Em 1978 a NASA iniciou o seu ATP, no Lewis Research Center.

Entre 1979 e 1986, a NASA, em colaboração com a Hamilton Standard, GE, PW e outros fabricantes, levaram a cabo ensaios em banco de testes e em túneis de vento que proporcionaram dados tão importantes como o rendimento dos motores propfan e os requisitos estruturais e aerodinâmicos necessários para adaptar esta tecnologia às companhias aéreas comerciais.

Em 1986, construíram-se os primeiros motores deste tipo para realizar provas de voo reais. Estes voos demonstraram que se podia reduzir o consumo específico entre 30 a 40% em relação aos turbojacto ou turbofan utilizados (Jack D. Mattingly).

Range (nm)	Jet Engine			CRP Driven Engine			Fuel Burn Savings	
	W_{TO} (lb)	W_F (lb)	M_{FF}	W_{TO} (lb)	W_F (lb)	M_{FF}	W_F (lb)	(%)
1000	122720	17409	0.9102	117639	14138	0.9193	3271	18.79
1990	158787	34645	0.8292	153863	28768	0.8458	5877	16.96
3060	176433	43137	0.8013	168838	39317	0.8068	3820	8.86
4000	222497	65455	0.7486	209798	59121	0.7554	6334	9.68
5000	297604	102217	0.6964	274568	90736	0.7042	11481	11.23
6000	426000	165849	0.6477	380355	142963	0.6565	22886	13.80
7000	680789	294062	0.6025	575832	240819	0.612	53243	18.11

Figura 2-3. Análise de aviões de transporte propulsados por propfans de hélices contrarrotatorias (Clarkson University, Postdam, New York, 13699-5725)

Em 1988, a NASA reduziu os seus esforços de investigação, enquanto a GE e a PW continuavam com seus desenvolvimentos. Não obstante, o preço do combustível voltou a descer e a vantagem económica que proporcionavam os propfan perdeu-se.

A necessidade de estruturas traseiras para sua montagem, faz com que a maioria das aeronaves comerciais não estejam preparadas para acoplar esta planta de potência, e o desenho de um novo avião resulta muito mais dispendioso paragonado à poupança que se esperaria obter.

2.3 Projecto das hélices e forma das pás

O segredo dos motores propfan para atingir um elevado rendimento a velocidades de voo subsónicas elevadas, é o desenho aerodinâmico das pás. Uma hélice convencional que trabalhasse nestas condições, produziria grandes ondas de choque que gerariam altas perdas por compressibilidade e uma diminuição importante no rendimento propulsivo.

Este efeito deve-se a que a velocidade absoluta nas pontas das pás é composta pela velocidade linear do hélice nesse ponto (resultante do próprio movimento de rotação e que aumenta tanto com a velocidade angular como com a distancia ao eixo de rotação) e da velocidade frontal ou de voo do avião.

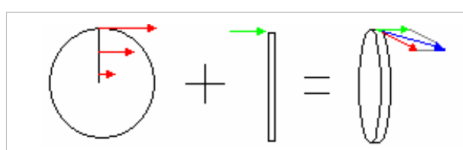


Figura 2-4. Velocidade linear da hélice (vermelho), de voo do avião (verde) e absoluta em a ponta da pá (azul).

A maioria das concepções de propfan, apresentam velocidades relativas de ponta de pá supersónicas, que são o resultado de velocidades de voo em torno a Mach 0.85, e velocidades de rotação de entre 1300 e 1700 rpm. Estas velocidades supersónicas geram pequenas ondas de choque que aumentam a resistência e o ruído. Para minimizar estes efeitos as pás dos propfan partilham muitas das características conceptivas dos perfis aerodinâmicos dos aviões transónicos e supersónicos.

O projecto de uma hélice de tipo propfan inclui cinco parâmetros principais: número de pás; corda da pá; ângulo de curvatura da pá; espessura; diâmetro. Comparando com uma

hélice convencional, um propfan utiliza maior número de pás (geralmente entre seis e doce) utilizando uma corda de pá também maior.

Isto aumenta a carga aerodinâmica ou de tracção em cada pá. Conforme a carga aumenta, o diâmetro necessário para produzir a mesma quantidade de tracção diminui. As hélices pequenas tornam mais fácil a montagem do motor no avião (espaçamento ao chão e à fuselagem) e criam menor resistência.

Normalmente, as pás do propfan estão curvadas para trás entre 20 a 45 graus, como as asas de quase todos os aviões modernos de alta velocidade. A explicação reside em que cada perfil tem um Mach crítico acima do qual a resistência aumenta bruscamente reduzindo o rendimento. Este fenómeno é conhecido como “*drag divergence*” (divergência da resistência).

As pás são para além disso muito esbeltas para apresentar menor área frontal e portanto menor resistência (Edward A. Rothman & John A. Violette). Isto aumenta, por sua vez, o número de Mach ao qual o perfil aerodinâmico experimentará o aumento súbito na sua resistência.

2.4 Projecto estrutural, materiais e fabricação

As grandes cargas aerodinâmicas suportadas impõem requerimentos estruturais muito exigentes, e além do mais, as pás deverão suportar os danos por impacto típicos.

Os protótipos construídos constam de um mastro metálico central (de alumínio ou titânio) ao redor do qual é fixado uma armação ou concha com forma de perfil moldado em fibra de vidro. Para reduzir o peso, esta armação é oca e enche-se com espuma de baixa densidade (William E. Sullivan, 1984, pág. 19).

2.5 Resposta aeroelástica e vibrações

As pás não só devem apresentar um alto rendimento de operação em condições de projecto, mas também devem apresentar um comportamento aeroelástico estável.

O comportamento aeroelástico da pá refere-se à sua tendência a vibrar em respeito às cargas aerodinâmicas que suporta (sustentação e resistência). O tipo de vibração extremamente instável e seca, denomina-se “*blade flutter*” (flutuação da pá). Esta é uma condição muito pouco desejável, pois induz grandes cargas estruturais na pá, que a poderiam levar à rotura. Assim, em projecto têm que conseguir que o Mach de voo ao qual as pás começam a flutuar seja muito maior do que o Mach no seu ponto de de projecto (Jack D. Mattingly, p. 135).

A baixas velocidades, também pode ter-se o *blade flutter*, se a hélice trabalhar com grandes ângulos de ataque. Este fenómeno, conhecido como “*stall flutter*” (flutuação em perda), acontece quando o fluxo de ar, em redor da pá, se separa da superfície, perdendo-se toda a sustentação (e por tanto a tracção). Nestas condições, cada pá vai da condição de fluxo aderido à de fluxo descolado, dependendo da sua posição no plano de rotação da hélice.

Estas oscilações podem provocar rotura da pá por fadiga, devido às fortes vibrações, e será portanto outra importante condição de projecto.

A resposta aeroelástica será determinada sobretudo pela espessura da pá e da sua curvatura. Como as pás são muito finas e curvadas, são também flexíveis, podem-se deformar e dobrar devido às cargas aerodinâmicas e centrífugas que suportam. Os modelos analíticos que predizem a resposta aeroelástica das pás são muito complexos. A NASA e outras indústrias fizeram grandes esforços para estimar a resposta aeroelástica das pás, conseguindo com uma serie de técnicas numéricas e programas informáticos prever estas características com um nível razoável de exatidão.

2.5.1 *Blade mistuning*

É a concepção que procura que pás de um propfan distintas tenham frequências de ressonância ligeiramente diferentes para reduzir a capacidade de cada pá de induzir vibrações nas outras, reduzindo assim a probabilidade de se produzir a flutuação.

As diferenças ligeiras são inerentes a qualquer hélice, devido às limitações que impõem os processos de fabricação. Ensaios em túneis de vento em modelos à escala demonstram que, se estas diferenças se acentuam, podem obter-se intencionalmente comportamentos mais benéficos numa gama ampla de ângulos de ataque, de guinada e de velocidades angulares. Os estudos realizados também revelam que, nas piores das hipóteses, as pás são idênticas salvo uma (*rogue blade*) (Krishna Rao V. Kaza, 1988, pág. 13). Não obstante, não podemos generalizar os resultados obtidos, já que o comportamento da hélice dependerá das características de cada sistema particular.

2.6 Configurações propfan

2.6.1 *Single rotation (SR)*

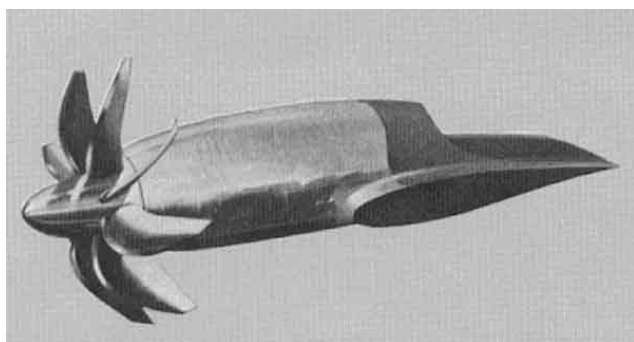


Figura 2-5. Single Rotation Propfan (Hamilton Standard's Propfan, 1984).

É a configuração mais básica, simples e ligeira dos motores propfan. Consiste em uma única hélice e é a mais barata em termos de construção das quatro possíveis. No entanto, apresenta limitações aerodinâmicas que reduzem o seu rendimento em condições de projecto a 80% aproximadamente. O vórtice formado atrás da hélice é o principal motivo

para esta reduzida eficiência (Schefter, March 1985, pág. 69). O movimento rotatório da hélice fornece energia cinética ao ar, que passa através dela no sentido axial (ou na direção da tracção) e também na direção radial. Esta componente rotacional ou de remoinho não contribui para a produção de tracção e portanto é uma forma de perda de energia.

2.6.2 Counterrotation (CR)

Esta configuração utiliza duas hélices que giram sobre o mesmo eixo em direções opostas. A segunda fileira de pás, redireciona o torvelinho criado pela primeira, à direção axial, aumentando a tracção total e portanto a eficiência da propulsão, que é cerca de 6-10% maior que a da configuração com uma única hélice (J. S. Vanderover, pág. 5). O resultado é o um consumo menor. Esta configuração proporciona mais do dobro da tracção com um mesmo diâmetro de pás. (Dr. R. McDonald, 2009, pág. 15).

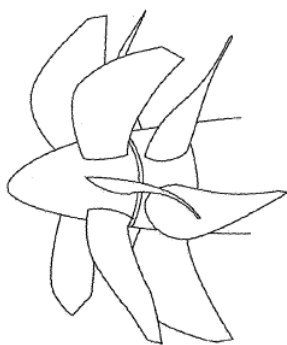


Figura 2-6. Counter Rotating Propfan (Propeller and Propfan Noise, B. Magliozzi)

Existe além do mais a possibilidade de produzir tracção inversa alterando o ângulo de passo da hélice uma vez em terra, reduzindo-se significativamente a distância de aterragem. Os ensaios no túnel de vento demonstram uma tracção inversa superior a 60% da tracção na descolagem. Um turbofan típico oferece entre um 40 a 50% da tracção máxima trabalhando em inversa.

Aliás, os estudos realizados concluem que este tipo de configuração é muito mais susceptível à perda aerodinâmica devido a interação entre as duas hélices e a estrutura do avião.

A configuração de hélices contrarrotatórias, mesmo sendo a opção que oferece o maior rendimento, pode resultar cara, complexa ou pesada demais para muitas aplicações.

2.6.3 Single Rotation with Swirl Recovery Vane (SRV)

Nesta configuração é acrescentada, a uma determinada distância da hélice, uma fileira de aletas estacionárias. Estas aletas, como na configuração contrarrotatória, alinham o escoamento, aumentando assim a eficiência.

A NASA fez um estudo de CDF (*Computational Fluid Dynamics*) de uma hélice de oito pás com doze aletas estacionárias. As aletas têm um ângulo fixo em respeito à corrente, estão ligeiramente curvadas e utilizam um perfil NACA 16.

O modelo informático prevê que em regime de cruzeiro, a Mach 0.8 e 35.000 pés de altitude, a configuração com aletas estacionárias recupere 40% do torvelinho, conseguindo uma melhora de 3% em respeito ao rendimento da configuração de uma hélice sem aletas de recuperação. O mesmo estudo concluiu que esta eficiência poderia ser melhorada com um desenho mais refinado dos ângulos das pás e dos perfis das pás, chegando a recuperar 60% do torvelinho, incrementando-se a eficiência em 4-5% em respeito à configuração simples (Jackson, 2009, pág. 120).

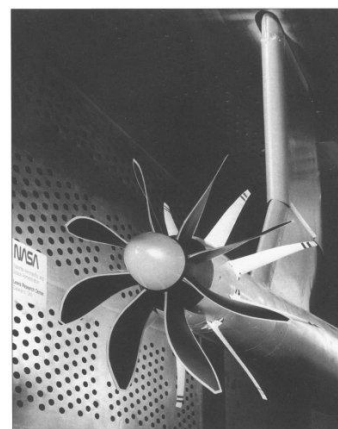


Figura 2-7. Propfan With Swirl Recovery Vanes (History.nasa.gov)

2.6.4 Ducted propfan

Esta configuração incorpora uma carenagem em redor das hélices (seja uma ou duas contrarrotatórias). Em termos aerodinâmicos, a carenagem actua como um difusor, reduzindo o número de Mach do fluxo perto das pás, o que melhora as condições que respeitam à resposta aeroelástica, assim como a diminuição da velocidade no topo da pá devido ao facto de que a resistência produzida pelas pás se reduz. Este detrimento de velocidade na ponta da pá reduz além do mais o barulho produzido de maneira significativa, o qual também é amortecido pela carcaça.

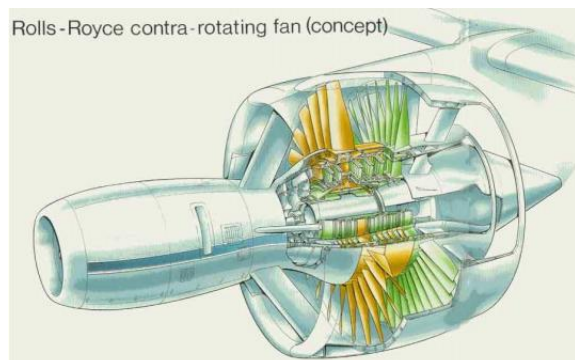


Figura 2-8. Rolls Royce Ducted Propfan Concept (Rolls Royce, The Jet Engine, 1996)

Este tipo de motores não podem ter grandes diâmetros de pá, como as configurações sem carenagem, visto que a resistência aerodinâmica da carcaça pode ser tão grande que anule os benefícios obtidos. Além disso, um menor diâmetro reduz a relação de derivação, por o que este tipo de configuração não poderá atingir o consumo específico da configuração não carenada para os mesmos níveis de empuxo.

2.7 Configuração Pusher vs Puller

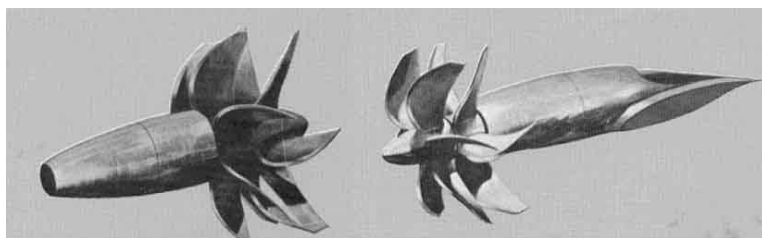


Figura 2-9. Pusher and Puller Counter Rotating Propfan (Hamilton Standard's Propfan, 1984)

Um bom projecto do bocal, conduzirá o fluxo ao motor sem distorções e com perdas de pressões baixas. As concepções do bocal para os motores propfan não diferem muito dos turbofans o turbohélices modernos,

mas serão diferentes para as configurações tratora e puxadora.

Em configuração tratora, o bocal é situado após a hélice e a concepção é basicamente a mesmo que para os turbohélices. Nesta configuração a hélice pode distorcer o fluxo de entrada ao motor. Em alguns estúdios refere-se que o bocal se deve situar a uma distância similar à largura de uma pá por trás da hélice, para assim conseguir maior recuperação de pressão e menores esforços sobre as pás.

Em configuração puxadora, a concepção do bocal é muito similar à dos turbofans de baixo índice de derivação, só que no caso do propfan, é muito importante que o motor não altere o fluxo de ar que vai chegar às pás da hélice, o qual acontece quando o bocal derrama ar ao seu redor, em lugar de conduzi-lo ao compressor.

A configuração puxadora tende a ser mais ruidosa do que a configuração tratora.

2.8 Instalação da planta de potência

A posição da planta de potência não tem que afetar à eficiência da admissão de ar, assim como os gases de exaustão têm que ser descarregados onde não afecte ao avião e as suas superfícies de controlo. Também tem que ser concebida de maneira que a resistência aerodinâmica produzida seja mínima.

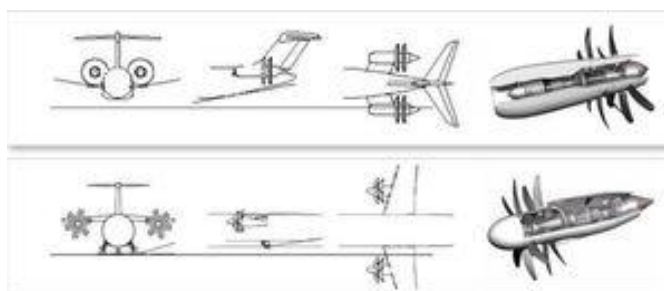


Figura 2-10. Montagem na fuselagem (acima) e na asa (abaixo) (www.aviationbusiness.com)

2.8.1 Montagem sobre a asa

Típica em configuração tratora. Como as asas dos aviões comerciais costumam estar por baixo da aeronave, os motores montados nas asas estarão mais perto do chão, sendo mais acessíveis para as operações de reparação e manutenção. Esta localização situa o motor mais perto do centro de gravidade da aeronave, o que proporciona uma melhor estabilidade durante o voo. Esta configuração resulta também eficaz em aviões com descolagens e aterragens curtos (STOL).

Há três pontos negativos na utilização de este tipo de montagem em motores propfan. Primeiro é o facto de que as hélices se situarem perto da cabine e o ruído afectar os passageiros. Para conseguir níveis de ruído aceitáveis deveria adicionar-se revestimento de isolamento acústico que elevaria o peso de descolagem da aeronave. O segundo problema são as interações aerodinâmicas entre a onda da hélice e a asa, que resultam num grande aumento da resistência aerodinâmica. O terceiro relaciona-se com a distância do chão, já que qualquer hélice terá um diâmetro maior do que o turbofan que produz níveis de tracção similares.

Esta distância entre as pás e o chão é um problema intransponível para todos os aviões comerciais que pretendem fazer a instalação sobre a asa, maioritariamente baixo a fuselagem, não sendo assim para os aviões de carga que costumam ter a asa acima da fuselagem. Esta limitação foi um incentivo para o desenvolvimento dos propfans carenados, que devido aos seus menores diâmetros, podiam ser montados no mesmo lugar que os motores turbofan dos aviões comerciais, evitando o desenvolvimento de uma nova estrutura e oferecendo o ganho do combustível que caracteriza à propulsão com motores propfan.

2.8.2 Montagem na fuselagem posterior

Os motores amarram-se a duas estruturas fixadas à parte traseira da fuselagem. Esta opção soluciona o problema da distância ao chão, e elimina além do mais os inconvenientes de resistência instalada e por interação com a asa. Os benefícios para os passageiros são também importantes, já que esta montagem situa os campos de ruído por trás do avião, o

qual diminui os níveis dentro da cabina e suprime a necessidade de isolamento com uma poupança em custos de construção e peso.

O equilíbrio e a estabilidade do avião serão piores e estruturalmente será necessária uma secção traseira da fuselagem mais robusta e pesada para suportar os motores e as montagens. As asas, a fuselagem e as montagens alteram o escoamento perto das hélices, que funcionam mais eficientemente em fluxo não perturbado.

2.9 Acústica dos motores

O nível de ruído gerado pelo sistema propulsivo do avião é uma característica muito importante a ter em conta. Altos níveis de ruído podem incomodar os passageiros, as populações e o ambiente natural.

Ao propulsar um avião a velocidades subsónicas elevadas (Mach entre 0.65 e 0.85), a velocidade da ponta da pá da hélice atinge o regime supersónico. Esta velocidade é maior nas hélices propfan do que nas convencionais, sendo o nível de ruído produzido é também maior. Isto é devido às fortes ondas de choque (*shockwaves*) e vórtices que aparecem. O ruído de um motor propfan é composto basicamente por harmónicas de baixa frequência (Oosten, 2008, pág. 4) e difere do ruído produzido por um turbofan convencional, o qual consiste em altas frequências, as quais são mais fáceis de amortecer. O ruído é a maior desvantagem em comparação com os turbofans.

O ângulo de ataque, velocidade da ponta de pá, número de pás, diâmetro e configuração (tratora ou puxadora), são os parâmetros que afetarão à produção do ruído. A velocidade de giro da hélice, pode diminuir-se aumentando o seu número de pás, que consequentemente reduz a carga aerodinâmica em cada uma delas, produzindo um menor ruído. Nos momentos de aterragem e descolagem, nos quais temos baixas velocidades e

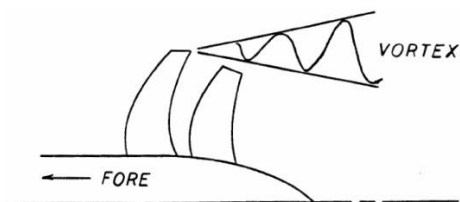


Figura 2-11. Redução do ruído em propfan contrarrotatório ((NASA-CR-182566) Advanced Propfan Analysis For The Family Of Commuter Airplanes [188-19460 Kansas Univ.]

elevadas potências, as cargas produzidas nas pás, são as maiores produtoras do ruído. No momento da descida, em que as velocidades de ponta de pá e as cargas nas pás são menores, os propfans são menos barulhentos (Swift, 1987, pág. 48). O tipo de configuração afetará significativamente campos de ruído próximos.

Os *CR propfan* são mais barulhentos do que os *single rotation*, seja em campos de som próximos, seja longes, devido a interação das duas

fileiras de pás que giram em sentidos opostos.

Certas mudanças nas características de concepção das pás podem diminuir a interação entre as hélices, como por exemplo, aumentar a distância entre as pás ou as concepções que reduzem o número de pás da segunda fileira apresentam um menor ruído, devido a que os vórtices e as ondas de ponta de pá da hélice anterior passam ao largo das pás da hélice posterior (Rivera, 2002, pág. 15).

A atmosfera atenua bastante as altas frequências, e a atenuação diminui linearmente com a frequência, mas os tons graves produzidos pelas hélices apenas reduzem o seu nível com a distância. A melhor maneira para reduzir os níveis de ruídos de baixa frequência é aumentar a altitude de voo.

2.10 Transmissão de potência

Existem dois sistemas diferentes para transmitir às hélices a potência gerada pelo motor.

2.10.1 Transmissão com caixa redutora

As hélices são mais eficientes a baixas velocidades devido aos fenómenos de compressibilidade que aparecem nas pontas das pás quando a velocidade total é transónica, mas os compressores e as turbinas do motor apresentaram melhor rendimento a altas velocidades de rotação (já que seus diâmetros reduzidos os excluem destes fenómenos). É por isso que, para manter níveis elevados de eficiência, será necessária a utilização de uma caixa redutora entre o eixo do motor e o das hélices, que reduza a velocidade rotacional do primeiro à óptima requerida por o segundo.

Este sistema é utilizado em todos os motores turbohélice e para os motores propfan, resultando neste último caso, num projeto mais robusto das caixas. Isto deve-se ao maior nível de potência a transmitir e em consequência das velocidades de voo muito superiores dos motores propfan. O motor propfan precisava para além disso que a sua caixa redutora apresente um ciclo de vida significativo, assim como uma manutenção não muito exigente, tendo em vista a sua utilização e atractividade para as companhias aéreas. Estas exigências obrigaram a aprofundadas investigações do projecto de novas caixas redutoras durante a década de 80, que ficaram incluídas em o projecto ATP da NASA e cujos principais colaboradores foram GE, PW e Detroit Diesel Allison.

Estes estudos centraram-se no desenvolvimento de caixas tipo contrarrotatório, já que esta configuração

para motores propfan resultou ser a mais interessante para as companhias aéreas. Os esforços destas investigações resultaram na concepção de Allison de uma caixa de tipo planetário, de desenho compacto e peso relativamente ligeiro que transmitiria 13.000 hp com um tempo médio entre manutenções não programadas de 32.000 horas aproximadamente.

O tempo de manutenção, que é o dobro dos turbohélices convencionais, aumenta consideravelmente a fiabilidade dos motores propfan. O desenho planetário desta caixa toma

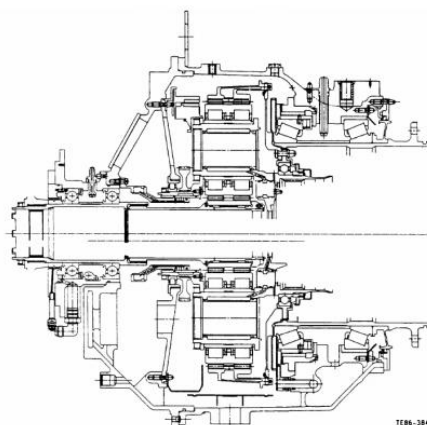


Figura 2-12. Redutor de Allison (NASA Contractor Report (CR)-179625)

a potência do motor na engrenagem sol enquanto o portaplanetas e o anel exterior movem as duas hélices em sentidos opostos. Allison demonstrou uma eficiência mecânica para esta caixa de 99,3% (N. E. Anderson, 1987). Em 1989, acoplada ao Pratt&Whitney/Allison 578DX UDF, foi testada em voo de forma satisfatória num McDonnell Douglas MD-80. Uma segunda caixa foi desenvolvida paralelamente por PW e respeitando os mesmos requisitos de projecto, resultando numa configuração similar que demonstrou um rendimento menor.

2.10.2 Turbina de potência

Este desenho foi desenvolvido exclusivamente por GE para o seu UDF procurando simplicidade, fiabilidade e pesos menores. Já que quando os trabalhos sobre este motor começaram, a tecnologia disponível para o projecto de caixas reductoras era ainda insuficiente, pensou-se que os exigentes programas de manutenção das caixas existentes fariam com que aquela solução fosse menos atractiva para as companhias aéreas.

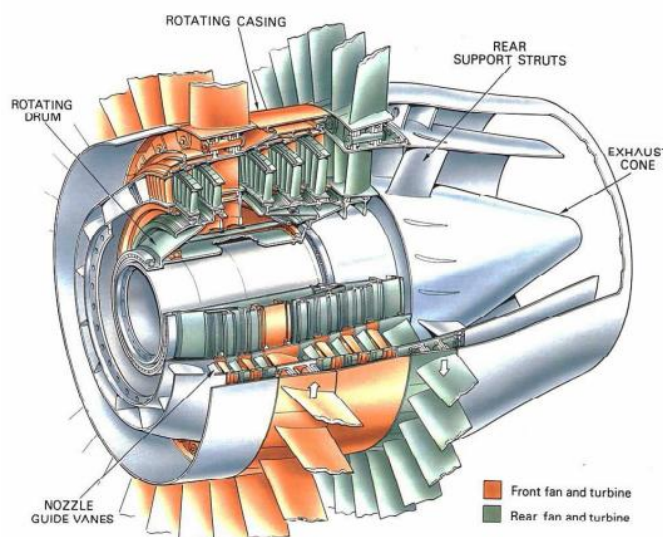


Figura 2-13. Turbina contrarrotativa de potência (Rolls Royce, *The Jet Engine*, 1996)

A turbina projectada é formada por fileiras móveis de 12 pás ou palhetas que giram alternativamente em sentidos opostos, favorecendo a expansão dos gases de escape do motor através das mesmas. Os rotores que giram em sentido horário e os que o fazem ao contrário estão conectados a dois eixos independentes, que a sua vez o estarão com as duas hélices do propfan. Metade dos rotores gira num sentido, e os restantes no outro, ambos conjuntos são mecanicamente independentes e produzem aproximadamente o mesmo binário.

Como as turbinas devem localizar-se atrás da câmara de combustão, os motores que utilizam este tipo de transmissão só podem optar pela configuração propulsora.

Sendo o rendimento das caixas reductoras e o das turbinas de propriedades diferentes (mecânico e aerodinâmico respectivamente), não são directamente comparáveis, mas em

geral indicam uma vantagem em eficiência propulsiva das caixas de engrenagens sobre as configurações com turbina de potência.

Ademais, a transmissão direita entre turbina e hélices faz com que ambas devam girar à mesma velocidade, situando ambos os mecanismos em regimes de operação pouco favoráveis para suas eficiências.

Para encontrar uma boa solução de compromisso, o diâmetro das hélices seria reduzido ainda mais, aumentando a carga aerodinâmica das pás para permitir atingir velocidades de rotação da turbina. A turbina poderia utilizar um maior número de etapas com maior diâmetro para operar com melhor rendimento a velocidades de rotação um pouco menores, mas ainda assim forçaria às hélices girar acima da sua velocidade ótima, o que seria além do mais causa de níveis de ruído mais elevados.

2.11 Conclusões

A forma das pás do motor propfan permite de maneira inerente um funcionamento eficiente a elevadas velocidades de operação. Os ensaios feitos demonstram que é preciso um estrito controlo de qualidade durante a fabricação das pás para assegurar a estabilidade aerodinâmica e minimizar os fenómenos de ressonância (*blade mistuning*). O desenho final das pás é um compromisso entre o funcionamento, a estabilidade, o ruído e as considerações estruturais e de materiais.

Os elevados níveis de ruído que os motores propfan produzem, podem-se reduzir mediante um projecto adequado, por exemplo, dando um maior diâmetro à hélice dianteira ou um menor número de pás à traseira nas configurações contrarrotatórias. O 10x8 GE36 demonstrou ser capaz de atingir os objectivos fixados pela *Federal Aviation Regulation* (FAR) para os campos de ruído distantes. Os níveis de ruído dentro da cabina serão aceitáveis com a utilização da tecnologia de materiais adequadas em revestimentos de isolamento acústico para a fuselagem.

Existem duas possibilidades de transmissão de potência: com caixa redutora ou mediante turbina de potência. A caixa apresenta vantagens funcionais importantes em relação à turbina, já que em vez de comprometer a eficiência de ambos os dispositivos, turbina e hélices, podendo juntá-los com a relação de transmissão que situe cada um no seu rendimento mais elevado e sofrendo por conseguinte perdas mecânicas mínimas.

Uma caixa de engrenagens oferece variedade na configuração eleita (tractora, puxadora, simples ou contrarrotatória) e o conjunto produzirá um menor ruído; permite também configurações tractoras montadas sobre a asa, que resultam especialmente atractivas para os aviões de carga e transporte. Uma caixa redutora proporciona rendimentos mais elevados e menores níveis de ruído, sendo certamente a melhor opção para os propfans não carenados.

Os modelos com turbina de potência são mais ligeiros, compactos em comprimento e terão menor complexidade mecânica e maior durabilidade, visto que a potência é transmitida

de forma aerodinâmica e não mecanicamente. Serão especialmente adequadas para hélices de pequeno diâmetro como por exemplo, para as configurações contrarrotatórias carenadas.

Os motores propfan podem-se montar sobre a asa ou na parte traseira da fuselagem. Os aviões de carga, cujas asas são fixadas na parte superior da fuselagem, serão mais adequados para a montagem do propfan na asa; neste tipo de aeronaves o nível de ruído em cabina não resulta num parâmetro especialmente restritivo. A montagem sobre a asa resulta mais atractiva para as companhias aéreas comerciais, mas resulta pouco adequada para hélices propfan não carenadas por problemas com as distâncias ao solo, a resistência aerodinâmica e os níveis de ruído em cabina. Os propfan carenados serão mais facilmente adaptados às estruturas existentes.

A instalação de motores propfan sobre estruturas portadoras situadas na parte traseira da fuselagem resolve os problemas das distâncias ao solo, resistência e reduz os níveis de ruído na cabina, resultando na solução preferida para nosso objectivo, visto que a tipologia de aeronaves eleita já inclui na sua estrutura original estas montagens. Além disso, esta opção aumentará o peso estrutural do avião e afecta negativamente a sua estabilidade por causa do grande tamanho das hélices, que exigirá alterações substanciais.

Até agora, os aviões comerciais e de carga de médio e grande porte foram os escolhidos para desenvolvimento pelos fabricantes. Propõe-se a aplicação deste tipo de motores em pequenos jactos executivos que possuem as características comerciais e estruturais necessárias para fazer esta ideia atractiva. Para isso, propõe-se acoplar duas hélices contrarrotatórias em configuração puxadora com uma caixa redutora para a transmissão de potência.

3 Capítulo. Cessna Citation CJ4

3.1 Introdução

O Cessna Citation CJ4 é o maior, mais rápido e mais avançado CJ já construído. Pelas suas características de tamanho, peso, velocidade de cruzeiro, distâncias de descolagem e aterragem e requisitos de potência considera-se adequada a escolha do modelo Cessna Citation CJ4 para a modificação proposta à planta de potência.

O Cessna Citation CJ4 (modelo 525C) é um jacto executivo com capacidade para 8 ou 9 passageiros, que pretende oferecer a autonomia, carga paga, velocidade e conforto dos aviões a reacção aos preços de operação dos turbohélice.

As suas reduzidas distâncias de descolagem e aterragem permitem-lhe operar num maior número de aeródromos, ampliando assim os possíveis destinos. A concepção das suas asas permite que o fluxo laminar aumente a velocidade do ar, produzindo, para a mesma quantidade de tracção, menor resistência aerodinâmica que os modelos precedentes.

Monta dois motores Williams/Rolls FJ44-4A de tipo turbofan e estrutura modular que apresenta grandes vantagens em eficiência e simplicidade em respeito a outros motores comparáveis.

O avião define-se como de fácil controlo e manutenção, seguro e fiável, e conta com a extensa cobertura que lhe oferece pertencer à família Cessna, e mais concretamente aos modelos mais novos. A aeronave executiva Citation CJ4 foi aprovada para operações com apenas um piloto. Os Citation, apresentam-se como líderes mundiais na categoria de jactos executivos.

3.2 Descrição da aeronave

O Citation CJ4 é um monoplano metálico de asa baixa com capacidade para sete passageiros e dois tripulantes. A sua estrutura tem um desenho convencional e está fabricada em alumínio.

As asas e a fuselagem constituem elementos íntegros que se unem através de quatro pontos de fixação, eliminando a necessidade da estrutura de suportar asas que normalmente atravessam a fuselagem, proporcionando a consequente diminuição no peso total, e conseguindo assim um interior sem barreiras.



Figura 3-1. Distribuição interior do Cessna Citation CJ4 (Cessna Aircraft Company, March'10).

A aeronave (Figura 3-1) conta com dois compartimentos diferentes para a bagagem, que proporcionam uma capacidade total de 77,1 ft³ e 1 040 lb (2,02 m³ e 472 kg). Estas bagageiras fornecem a máxima flexibilidade para localizar a equipagem de forma que seja assegurada a estabilidade do centro de gravidade. A cabina tem 58 polegadas de largura e 57 de altura (147,32 e 144,78 cm). A espessura das paredes, incluído o isolamento é de 5 in (12,7 cm).

Consegue-se um espaçoso e tranquilo entorno para os passageiros, já que os motores turbofan produzem níveis de ruído e vibrações consideravelmente menores aos produzidos por os motores turbohélice, que ademais costumam montar-se em configuração tractora, impactando as ondas directamente sobre a cabina e a fuselagem.

A estrutura interna da asa compõe-se de três mastros que recobrem toda a envergadura. Para diminuir a resistência aerodinâmica, a superfície facilita o regime laminar do fluxo, e por este motivo o sistema anti-gelo do avião funciona mediante sangria de ar e não por meio de sistemas pneumáticos.

Os seus estabilizadores horizontais e verticais são peças íntegras, unidas formando uma configuração em “T” cujo sistema anti-gelo utilizará a sangria do motor para inflar as borrachas no bordo de ataque na empenagem horizontal.

O sistema de pressurização regula a cabina a uma pressão diferencial de 9,0 psi, que oferece uma pressão de 7 800 pés a um tecto de voo de 45 000 pés. A pressão a nível do mar pode manter-se até 21 067 pés.

Dimensões exteriores	
Comprimento	16,26 m
Envergadura	15,49 m
Altura	4,67 m
Dimensões interiores	
Comprimento	5,29 m
Altura máxima	1,45 m
Largura máxima	1,47 m
Pesos	
Peso máximo em subida	7.743 kg
Peso máximo à decolagem	7.688 kg
Peso Máximo à aterragem	7.031 kg
Peso vazio	4.464 kg
Capacidade de combustível	2.644 kg
Carga útil	3.097 kg

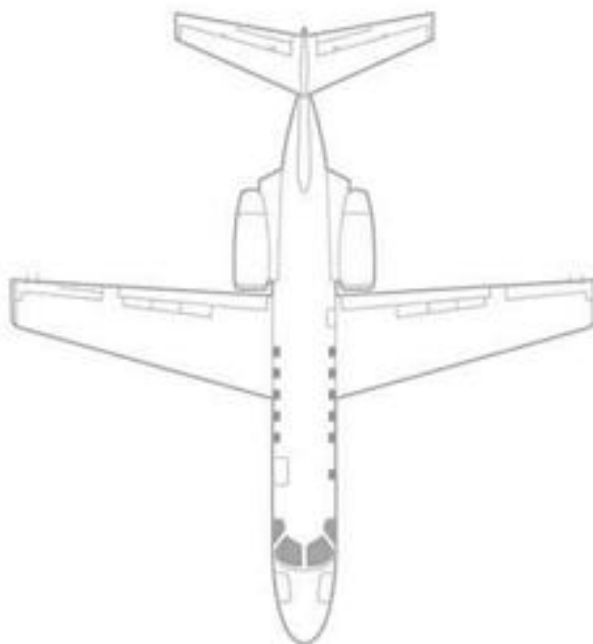


Figura 3-2. Dados estruturais e vistas de um Cessna Citation CJ4 (Cessna Aircraft Company, March 2010).

O controlo do motor realiza-se mediante o *Full Authority Digital Engine Control* (FADEC), que oferece um controlo completo de todos os parâmetros de operação e potência, assegurando a potência de saída adequada, a sincronização do motor, o controlo da sobre-velocidade e a eficiência máxima do combustível.

3.3 Dados de operação

Tabela 3-1. Dados operacionais de um Cessna CJ4. (Cessna Aircraft Company, March'10)

Distância de decolagem ¹	954 m
Distância de aterragem ²	823 m
Taxa de subida ³	1.202 m/min
Velocidade de cruzeiro ⁴	839 km/hr
Consumo (milhas náuticas/libra de combustível)	0,4123
Autonomia (NBAA IFR Range ³) ⁵	3.707 km

¹Sea Level, International Standard Atmosphere (ISA) to 50 ft (15 m) @ MGTOW⁴.

²Sea Level, ISA @ Maximum Landing Weight, per 14 CFR⁵ Part 25.

³A Cessna Citation CJ4 pode atingir o seu tecto, 45 000 pés em 27 min, partindo de um aeroporto ao nível do mar e transportando o seu peso máximo de decolagem, o que lhe permite operar durante mais tempo a alturas mais elevadas e sendo portanto mais eficiente.

⁴31000 pés de altitude, peso meio de cruzeiro.

⁵100 nm de reserva, cheio de combustível e peso máximo em decolagem.

3.4 Grupo propulsor

O Williams/Rolls FJ44-4A (Figura 3-3) é um turbofan de pequenas dimensões com um baixo índice de bypass e um reduzido consumo de combustível e é composto por dois veios independentes. No veio de baixa pressão, dois estágios de turbina encarregam-se de proporcionar a potência necessária para mover o fan e o compressor axial de um e três estágios respectivamente. O veio de alta pressão é composto de um estágio de turbina que move o compressor centrífugo. A câmara de combustão é do tipo anelar e o bocal convergente.

A motorização do CJ4 é composta por duas turbinas Williams FJ44-4A, são geridas pelo FADEC. Este sistema controla o desempenho do motor para os pilotos, a fim de que nenhum dano seja provocado por excesso de velocidade ou descuidos em parâmetros importantes. Com isso, reduz-se



Figura 3-3. Williams FJ44-4A (cessna.com).

³ A National Business Aviation Association (NBAA), fixa o alcance máximo das aeronaves em função das necessidades de combustível para finalizar o voo em condições IFR (Instrument Flight Rules).

⁴ As limitações operacionais impõem a massa máxima de decolagem especificada para uma aeronave, a qual encontra-se certificada em o seu correspondente Certificado de Tipo, assim como em o Manual de Voo da Aeronave (AFM). MGTOW é o peso máximo com o qual um determinado avião pode alçar voo com segurança, compõe-se: Peso em vazio do avião + 100% de carga paga + 100% de combustível.

⁵ A Code Federal Regulation (CFR), é uma codificação das normas gerais e permanentes.

muito o trabalho dos pilotos e o desgaste dos motores. Os motores têm menos inspeções obrigatórias regulares do que os outros similares, e geralmente são muito mais fiáveis. O CJ4 está certificado para operações até 45.000 pés e tem autonomia de voo de 3.700 km.

Os FJ44-4A têm a melhor relação tracção - peso e economia de combustível a altitudes de cruzeiro. Oferecem uma redução significativa do consumo de combustível, resultando ser os motores mais competentes em relação aos motores competidores da sua classe.

Para a adaptação deste tipo de motores a outros de tipo propfan, eliminou-se o fan e a conduta para o fluxo secundário, com as consequentes diminuições no peso total, a potência consumida pelo veio de baixa pressão, a área frontal que apresentará o novo motor e a pressão à entrada do compressor axial.

Ademais, agregar-se-á um terceiro veio ao motor base, constituído unicamente por uma turbina livre ou de potência, encarregue de proporcionar a potência necessária para mover a caixa redutora das hélices, adicionada também para a transformação. O FJ44-4A simplifica a sua concepção em respeito a outros turbopfans, e tem uma câmara de combustão de tipo anelar, mais leve que as tubulares ou as mistas.

Dados estruturais:

Tabela 3-2. Dados de operação para a fase de cruzeiro. (Aircraft Engine Design).

Peso em kg (seco, com acessórios)	295 (kg)	650 (lb)
Comprimento total	1,74 (m)	68,6 (in)
Diâmetro fan	0,64 (m)	25,3 (in)
Razão de Bypass, Λ	4,1	

Tracção não instalada estática, em fase de descolagem:

Os valores referidos com * são valores publicados pelo fabricante.

Tabela 3-3. Dados de operação para a fase de descolagem (Aircraft Engine Design).

$F_{\text{take off}} = T_{\text{max}} \text{ (dry, each)*}$	16,01 kN	3600 (lbf)
SFC (dry)*	0,0129 (kg/kN*s)	0,460 (lb/lb*f*h)

Condições da atmosfera: 0% humidade; 0% perdas de pressão no bocal; $P_{0 \text{ SL}} = 29,92 \text{ in Hg}$.

Fase de cruzeiro:

Os valores marcados com * são os publicados pelo fabricante.

Tabela 3-4. Dados de operação para a fase de cruzeiro (Aircraft Engine Design).

T_{cruise}		H		M_0	TSFC		V_0		
lb _f	N	kft	m		(lb _m /lb _f *h)	(kg/kN*s)	ft/s	m/s	km/h
600*	2668,8	30*	9144	0,70*	0,75*	0,02107	696,1	212,17	763,8

Cálculo da velocidade de voo, v_0 :

$$v_0 = M_0 \cdot a \quad a = a_{std} \cdot \sqrt{\theta_{30000}} \quad v_0 = M_0 \cdot a_{std} \cdot \sqrt{\theta_{30000}}$$

Cálculo do fluxo primário, \dot{m}_c :

$$\dot{m}_c = \frac{\dot{m}_{fan}}{1+\lambda} \quad \dot{m} = \rho \cdot v \cdot A$$

$$\dot{m}_{fan} = \rho_{30000} \cdot v_0 \cdot A = \rho_{std} \cdot \sigma_{30000} \cdot v_0 \cdot \pi \cdot \left(\frac{D_{fan}}{2}\right)^2$$

Cálculo da pressão e temperatura de cruzeiro:

$$T_0 = T_{std} \cdot \theta_{30000}$$

$$P_0 = P_{std} \cdot \delta_{30000}$$

Dados da ISA:

a_{std} (ft/s)	ρ_{std} (lb/ft ³)	σ_{30000}	T_{std} (°R)	θ_{30000}	P_{std} (lb _f /ft ²)	δ_{30000}
1116	0,07647	0,3747	518,7	0,794	2116	0,2975

Resumo dos cálculos:

Tabela 3-5 - Dados de entrada calculados para a fase de cruzeiro.

a		v_0		ρ		P_0	
(ft/s)	(m/s)	(ft/s)	(m/s)	(lb/ft ³)	(kg/m ³)	(lb _f /ft ²)	hPa
994,43	302,597	696,1	212,17	0,02865		629,15	300,9
A	D _{core}	\dot{m}_{fan}		\dot{m}_c		T_0	
(ft ²)	(m)	(lb/s)	(kg/s)	(lb/s)	(kg/s)	°R	K
0,685	0,28	69,74	31,63	13,67	6,2	411,8478	228,8

Parâmetros de controlo:

Temperatura máxima entrada turbina	Contínuo	1300 °C	
	Descolagem	1400 °C	
Velocidade máxima		17139 rpm (104,8%)	
	Baixa pressão (N1)	100% = 16360 rpm	
	Alta pressão (N2)	37450 rpm = 100%	
Ar de sangria à pressão máxima	Max. uma porta	21,32 %	47 (lb/min)
	Max. ambas portas	21,32 %	47 (lb/min)
	Mínimo	0 %	

4 Capítulo. Planta de potência

4.1 Introdução

O processo de cálculo para a transformação do motor turbofan original em turboprop, divide-se nas seguintes etapas:

- 1) São eliminados o fan e o fluxo secundário do turbofan de partida resultando um turbojacto puro.
- 2) Realiza-se o cálculo do ciclo termodinâmico do turbojacto para conhecer as condições de pressão e temperatura que terá o fluido à entrada da nova turbina.
- 3) Uma vez conhecidas as propriedades do gás nesse ponto, uma análise paramétrica do ciclo permite-nos obter os valores óptimos de temperatura na nova turbina de potência para conseguir uma configuração adaptada do bocal. Isto conferirá a máxima eficiência ao conjunto. Este salto determina a potência que chegará à caixa reductora para ser finalmente transferida aos hélices.
- 4) Uma vez conhecido o novo ciclo poderemos obter a tracção total do conjunto e as proporções de participação do jacto no bocal propulsivo e dos hélices, podendo calcular finalmente o consumo específico.

Para conhecer a temperatura e pressão do gás à saída da segunda turbina devemos calcular estes mesmos parâmetros à saída de cada um dos componentes que a precedem.

Um turbojacto puro é constituído pelos seguintes elementos desde a admissão de ar até o bocal propulsivo: difusor, compressor axial, compressor centrífugo, câmara de combustão, turbina de alta pressão, turbina de baixa pressão e bocal propulsivo. O funcionamento de cada um destes componentes e os cálculos necessários para conhecer as propriedades de saída são detalhados a seguir.

4.2 Teoria elementar

4.2.1 Nomenclatura

Na Figura 4-1 está apresentado esquematicamente o motor e os sub-índices dos estados de entrada e saída de cada elemento para o processo de cálculo. O ponto 0 indica um estado do fluxo anterior ao passo pelo motor onde não existe nenhuma perturbação do escoamento. O ponto 8 corresponde à zona mais estreita do bocal propulsivo ou “garganta”.

4.2.2 Diagrama de fluxos

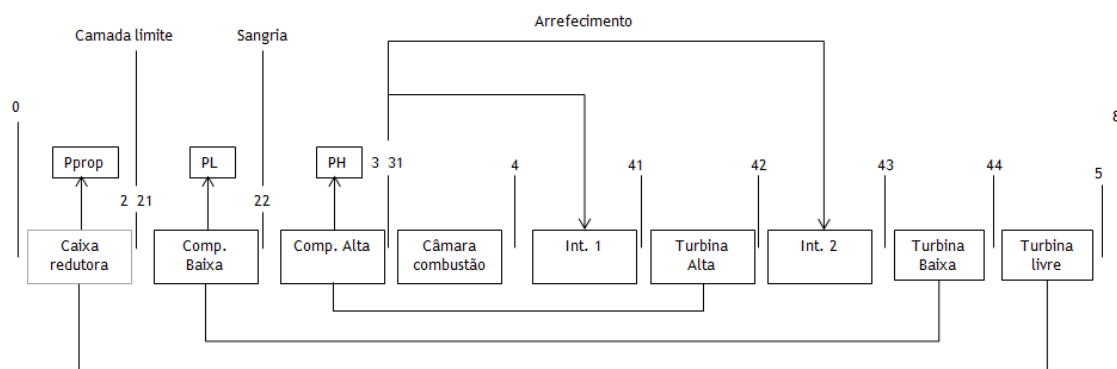


Figura 4-1. Pontos do ciclo

Na Figura 4-1 estão representados todos os elementos que participam no ciclo variando a pressão e a temperatura antes da saída ao bocal propulsivo.

O modelo utilizado considera os seguintes consumos e perdas de potência por elementos externos ao ciclo.

P_L .- Potência consumida pela caixa de acessórios do veio de baixa pressão.

P_H .- Potência consumida pela caixa de acessórios do veio de alta pressão.

P_{prop} .- Potência consumida pelo hélice.

η_{caixaL} .- Rendimento mecânico da caixa de acessórios do eixo de baixa pressão.

η_{mL} .- Rendimento mecânico da transmissão do eixo de baixa pressão.

η_{caixaH} .- Rendimento mecânico da caixa de acessórios do eixo de alta pressão.

η_{mH} .- Rendimento mecânico da transmissão do eixo de alta pressão.

$\eta_{meixolibre}$.- Rendimento mecânico da transmissão do eixo da turbina livre.

η_g .- Rendimento mecânico da caixa redutora do hélice.

η_{prop} .- Rendimento de transferência de trabalho entre o hélice e o ar.

O gasto mássico inicial é modificado nos seguintes pontos:

1. No bocal de entrada para limpar a camada limite. A porção de ar de entrada extraída é expressa por um, pelo fator δ .
2. Após o compressor de baixa pressão para evitar a sua entrada em perda. Vem representado por β .
3. Após o compressor de alta pressão, este ar será utilizado para a refrigeração das turbinas. Optou-se por introduzir este fluxo de novo no principal. A refrigeração é apresentada no modelo por um intercooler, que precede cada turbina. As porções de fluxo inicial que são sangradas para as turbinas de alta e baixa são ε_1 e ε_2 , respectivamente.
4. Na câmara de combustão, ao inserir o combustível. A porção de combustível inserida em relação ao consumo inicial vem expressa por f .

$$\begin{aligned}
 \dot{m}_{21} &= \dot{m}_0 \cdot (1 - \delta) \\
 \dot{m}_{22} &= \dot{m}_0 \cdot (1 - \delta - \beta) \\
 \dot{m}_{31} &= \dot{m}_0 \cdot (1 - \delta - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2) \\
 \dot{m}_4 &= \dot{m}_{31} + \dot{m}_f = \dot{m}_0 \cdot (1 - \delta - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2) \cdot (1 + f) \\
 \dot{m}_{41} &= \dot{m}_4 + \varepsilon_1 = \dot{m}_0 \cdot (1 - \delta - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2) \cdot (1 + f) + \varepsilon_1 \\
 \dot{m}_{42} &= \dot{m}_{41} + \varepsilon_2 = \dot{m}_0 \cdot (1 - \delta - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2) \cdot (1 + f) + \varepsilon_1 + \varepsilon_2
 \end{aligned}$$

4.2.3 Hipóteses e considerações sobre o fluido

Supomos o fluxo estacionário e unidimensional. O fluxo será ademais em todo momento subsônico e por tanto, compressível.

O fluido é considerado gás perfeito, com peso molecular constante.

$$R = \frac{R_u}{M}$$

R - Constante do gás

R_u - Constante universal para gases ($R_u = 8,31434 \text{ kJ/kmol}\cdot\text{K}$)

M - Peso molecular do gás

O fluido de trabalho supõe-se calorificamente perfeito (calores específicos constantes), dividido em dois grandes intervalos: antes e depois da câmara de combustão, denotados estes intervalos com os subíndices *c* e *t* respectivamente.

$$C_p = C_v + R \quad \gamma = C_p / C_v$$

C_p - Coeficiente de transferência de calor ou calor específico a pressão constante

C_v - Coeficiente de transferência de calor ou calor específico a volume constante

Por ser gás perfeito e ademais calorificamente perfeito será de aplicação:

$$h_2 - h_1 = C_p \cdot (T_2 - T_1) \quad C_p = \text{cte entre 1 e 2}$$

4.2.4 Condições de estagnação

Define-se o estado de estagnação (é denotado com o sub-índice *t*), como aquele que o fluido atinge quando é desacelerado isentropicamente ($q=w=0$) até velocidade zero ($v_t=0$).

Da equação da energia:

$$(h_t - h) + \frac{1}{2}(v_t^2 - v^2) = q - w \quad h_t = h + \frac{1}{2}v^2$$

Para $C_p = \text{cte}$: $T_t = T + \frac{1}{2}v^2$

Substituindo: $v^2 = M^2 \cdot \gamma \cdot R \cdot T$, teremos:

$$\frac{T_t}{T} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2\right)$$

Em processos isentrópicos ademais cumpre-se:

$$\left(\frac{P_2}{P_1}\right)_{s=\text{cte}} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \frac{P_t}{P} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

4.3 Componentes

4.3.1 Difusor

É um componente crítico do motor, tendo um efeito significante no rendimento e na segurança do motor. A conduta de admissão é muito importante para a actuação geral do motor a reacção. Este não só deve ser suficientemente grande para permitir a entrada adequada do fluxo de ar, mais deve ter a forma correcta para entregar o ar à parte frontal do compressor com uma distribuição uniforme da pressão. Isto evita a entrada em perda do compressor e/ou a vibração nas pás.

As condutas de admissão também podem utilizar-se para pré-limpar o ar antes da sua entrada no compressor. O design da admissão resulta num compromisso entre requisitos aerodinâmicos e estruturais.

A relação de rendimento da pressão da conduta define-se como a capacidade da conduta para converter a energia de pressão cinética ou dinâmica à entrada do conduto (P_{t1}) em energia de pressão estática à entrada do compressor (P_{t2}) sem perda de pressão total. Esta terá um valor do 98% se a perda por fricção for baixa e se a elevação da pressão é levada a cabo com o mínimo de perdas.

No difusor produz-se a sangria da camada limite “suja”, representada ou por um ou por uma parcela do fluxo total mediante o parâmetro delta (δ). O gasto primário reduz o seu caudal nesta percentagem. Este air sangrado será utilizado para o accionamento pneumático de sistemas auxiliares. Nem esta fracção, nem a destinada a evitar a entrada em perda do compressor, voltarão a intervir no ciclo termodinâmico.

Como condição de projecto impõe-se que, o número de Mach à entrada do compressor seja 0.5 e que esta velocidade do fluxo seja constante até a garganta do motor ao longo da sua trajectória pelos diferentes elementos.

Desenvolvimento matemático

Compressão externa:

Este fenómeno produz-se devido a que a área de captura é menor que a área de entrada ao difusor, e permite fornecer a quantidade necessária ao motor sem necessidade de geometria variável. Para números de Mach menores que um a compressão externa do fluxo considera-se um processo isentrópico, pelo que $\eta_r=1$.

$$\frac{P_{1t}}{P_{0t}} = \frac{T_{1t}}{T_{0t}} = 1$$

As admissões são praticamente adiabáticas, $\tau_d = \frac{h_{2t}}{h_{0t}} = 1$,

Definindo: $\pi_d = \frac{P_{2t}}{P_{0t}}$, e substituindo: $\frac{P_{2t}}{P_0} = \frac{P_{2t}}{P_{0t}} \cdot \frac{P_{0t}}{P_0} = \pi_d \cdot \tau_r^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$

Temos: $\eta_D = \frac{\tau_r \cdot (\pi_d)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1}{\tau_r - 1}$

Pressões e temperaturas:

$P_{2t} = \pi_d \cdot P_{0t}$ $P_2 = P_{2t} \left(\frac{T_2}{T_{2t}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$	$T_2 = \frac{T_{2t}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M_2^2 \right)}$ $T_{2t} = T_{0t}$
--	--

Em condições estáticas e velocidades muito reduzidas, a admissão actua como bocal, acelerando o ar de v_0 a v_1 .

Às velocidades normais, a admissão actua como difusor, desacelerando o ar de v_0 a v_1 e aumentando a pressão estática de p_0 a p_1 .

4.3.2 Compressor

Os compressores podem ser simples, duplos ou triplos. Sendo um compressor simples accionado por uma única turbina, independentemente do número de estágios que esta possua. O compressor duplo está formado por dois compressores acoplados a veios diferentes, um de baixas pressões e velocidades angulares e outro de altas, sendo alimentado cada compressor pela sua própria turbina. Entre ambos eixos compressor-turbina não há nenhum tipo de contacto mecânico e ambos giram livremente apoiados nos seus rolamentos respectivos.

No motor FJ44-4A, tomado como modelo, o veio de baixa pressão compõe-se de um fan e um compressor axial de três estágios, accionados por uma turbina de baixa pressão de dois estágios e o veio de alta pressão conta com um só estágio de turbina, que accionará o compressor centrífugo também de um estágio. Na adaptação deste motor a tipo turboprop, elimina-se o fan original e por tanto o fluxo secundário e o ducto que o contem, e adiciona-se, à configuração resultante, uma terceira turbina livre ou de potência, que proporcionará a energia necessária aos hélices mediante a caixa redutora.

Nos compressores existe sangria para evitar a entrada em perda e também para a refrigeração. A fracção de ar sangrado que se incorporará ao fluxo primário após a câmara de combustão vem representada pelo parâmetro ε_1 , e a que se incorporará após a primeira turbina por ε_2 .

Qualquer diminuição das perdas leva consigo um aumento do rendimento do compressor. O conjunto compressor-turbina é projectado de forma que se atinja o máximo rendimento em cruzeiro, mantendo umas características aceitáveis em qualquer operação do avião.

Como o rendimento do compressor axial é maior do que o centrífugo (ver Figura 4-2), obtém-se maior energia calorífica no fluxo de ar para o mesmo consumo, e por tanto, maior expansão no escape, aumento de velocidade e maior tracção.

O consumo de combustível e a tracção estão ligados com a relação de compressão π_c e a

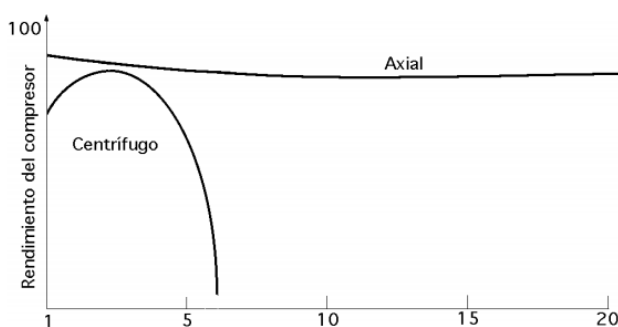


Figura 4-2. Comparação de rendimentos.

temperatura de entrada da turbina T_4 , parâmetro que é o mais limitativo do motor.

Compressor axial

O compressor axial apresenta uma grande dificuldade no acoplamento compressor-turbina para que seu funcionamento seja estável em toda a gama operativa, manifestando maiores problemas de sujidade, erosão e vibrações. O ar nos compressores axiais escoia coaxialmente ao eixo de rotação. A estrutura dos axiais têm maior complexidade sendo mais onerosa do que os radiais, tendo também uma menor secção frontal, o que interessa para reduzir a resistência aerodinâmica.

Um estágio de compressor axial compõe-se de um conjunto móvel (rotor) de pás fixo ao eixo central e que gira a grande velocidade, seguido de outra fileira estática (estator) fixa à carcaça.

A missão das palhetas do rotor accionadas pela turbina, é aumentar a velocidade do ar e a pressão dinâmica. A pressão estática também aumenta no rotor, devido a que as palhetas têm uma secção de saída maior do que de entrada, o que provoca um efeito difusor.

No estator, a velocidade decresce ao mesmo tempo que aumenta a pressão estática, enquanto que a pressão dinâmica diminui ao diminuir a velocidade, sendo esta diminuição compensada pelo aumento no rotor.

Portanto, no rotor aumentam a velocidade e a pressão total e no estator diminui a velocidade, aumenta a pressão total e diminui a pressão dinâmica.

Compressor radial

Os compressores dinâmicos radiais ou centrífugos, são os mais simples enquanto à sua concepção e forma de trabalho. Neles a entrada de ar é praticamente axial, saindo do rotor devido à força centrífuga radialmente à periferia.

A simplicidade construtiva, menor custo e facilidade de manutenção das máquinas radiais em relação às axiais, tornam-as mais competitivas na gama das baixas potências.

Desenvolvimento matemático

Rendimentos de um compressor

I. Eficiência adiabática ou rendimento do compressor: é igual ao quociente entre o trabalho requerido idealmente para o aumento de pressão obtido e o trabalho real necessário para obter o mesmo aumento. Refere-se a todo o componente e que dependerá dos aumentos de pressão e temperatura ideais (denotados com o sub-índice i) e da eficiência politrópica.

$$\eta_c = \frac{h_{3it} - h_{2t}}{h_{3t} - h_{2t}} = \frac{(T_{3it} - T_{2t})}{(T_{3t} - T_{2t})} = \frac{\tau_{ci} - 1}{\tau_c - 1}$$

Sendo o sub-índice 3 o estado posterior ao compressor e o sub-índice 2 o estado anterior, e tendo em conta que:

$$\tau_{ci} = \pi_{ci}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \neq \tau_c$$

II. Rendimento da etapa: definido para cada conjunto rotor-estator da turbomáquina.

$$\eta_{et} = \frac{h_{3st} - h_{1t}}{h_{3t} - h_{1t}}$$

Onde o sub-índice 1 se refere a um estado imediatamente anterior ao rotor da etapa e o sub-índice 3 a um estado imediatamente posterior ao estator. É demonstrado que, conforme aumenta o número de estágios do compressor e conforme o aumento de pressões em cada estágio diminui de valor, este rendimento aproxima-se do da eficiência politrópica do compressor, que será o utilizado como significativo do componente em conjunto com a eficiência global.

III. Eficiência politrópica do compressor: referida a incrementos infinitesimais de pressão produzidos dentro da mesma etapa ($\pi \approx 1; \tau \approx 1$).

$$e_c \cdot \frac{dT_t}{T_t} = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \cdot \frac{dP_t}{P_t}$$

Supondo e_c e γ constantes no componente, e integrando para todo o compressor:

$$\tau_c = \pi_c^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma e_c}}$$

Substituindo este resultado na expressão obtida para o rendimento geral do compressor:

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1}{\pi_c^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma e_c}} - 1} = \frac{\pi_c^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1}{\tau_c - 1}$$

Compressor axial:

$$\tau_{cL} = \pi_{cL}^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma e_{cL}}} \quad T_{22t} = T_{21t} \cdot \pi_{cL}^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma e_{cL}}}$$

$$T_{22} = \frac{T_{22t}}{\left(1 + \frac{(\gamma-1)}{2} \cdot M_2^2\right)}$$

$$P_{22t} = \pi_{cL} \cdot P_{21t}$$

$$P_{22} = P_{22t} \left(\frac{T_{22}}{T_{22t}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Compressor centrífugo:

$$\tau_{cH} = \pi_{cH}^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma e_{cH}}} \quad T_{3t} = T_{22t} \cdot \pi_{cH}^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma e_{cH}}}$$

$$T_3 = \frac{T_{3t}}{\left(1 + \frac{(\gamma-1)}{2} \cdot M_3^2\right)}$$

$$P_{3t} = \pi_{cL} \cdot P_{22t}$$

$$P_3 = P_{3t} \left(\frac{T_3}{T_{3t}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

4.3.3 Câmara de combustão

O projecto de uma câmara de combustão para aviação é complexo devido a que, o regime de funcionamento é variável.

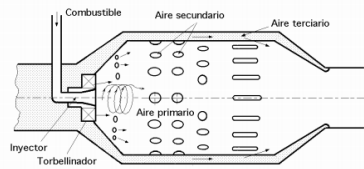
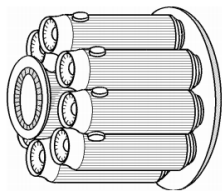
Os principais factores a ter em conta no projecto de uma câmara de combustão de uma turbina de gás, dependem das suas condições operativas, de entre as quais podemos destacar:

- A combustão tem que ser estável para permitir as fortes variações da relação ar-combustível.
- A velocidade do fluido oscila, na maior parte dos casos, entre 30 e 60 m/s.

Nas turbinas de gás usadas em aviação, o problema da estabilidade da chama é ainda mais complexo, devido às variações das pressões de combustão com a altitude, a velocidade de voo, e à variação de carga (descolagem, ascensão, aproximação). Por outro lado também é necessário ter-se em conta a dimensão da câmara, pois repercute-se na secção frontal que terá o motor a reacção.

A câmara de combustão de uma turbina a gás é constituída por um envoltório externo (em aço ferrítico) que suporta as pressões elevadas dos gases da combustão e, um envoltório interno (em aço austenítico ou material refractário) que suporta as altas temperaturas. Classificam-se em:

Câmaras de combustão tubulares → usadas nos primeiros motores a reacção. Compostas por varias câmaras individuais dispostas em torno do eixo de accionamento compressor-turbina para receber directamente o ar proveniente do compressor (ver Figura 4-3). Estas encontram-se todas interligadas, permitindo a propagação da combustão. Cada



uma delas possui seu próprio inyector procedente de uma linha de admissão comum e, em geral, somente duas câmaras possuem vela de ignição para iniciar a combustão.

Figura 4-3. Câmara de combustão tubular. (Rolls Royce, The Jet Engine, 1996)

Câmaras de combustão anelares → consta de um só tubo de chama de forma anelar e uma serie de inyecres que varia entre 12 e 20 (ver Figura 4-4). Coloca-se rodeando

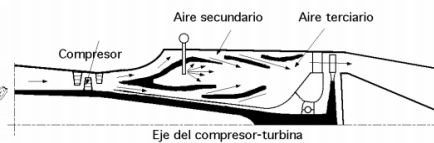
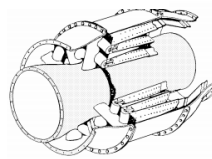


Figura 4-4. Câmara de combustão anular (Rolls Royce, The Jet Engine, 1996)

o eixo do compressor-turbina, aproveitando ao máximo o espaço e dando lugar assim um motor de seção frontal reduzida. A redução no tamanho representa menor peso e menor custo de fabricação, mas é necessário remover o motor da aeronave para sua inspeção (maiores custo de manutenção).

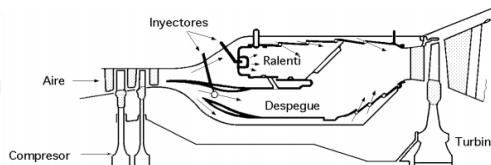
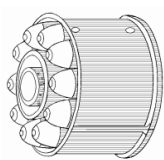


Figura 4-5. Câmara de combustão cannular (Rolls Royce, The Jet Engine, 1996)

Câmaras de combustão tubo-anulares (cannulares) → câmara mista, que consiste em uma série de tubos de chama tubulares espaçados uniformemente ao redor de uma carcaça anelar (ver Figura 4-5).

Ar utilizado no processo de combustão

A massa de ar teoricamente necessária para a combustão de um 1 kg de combustível determina-se a partir das reacções estequiométricas da combustão; para os combustíveis

líquidos utilizados normalmente nas turbinas de gás, a relação ar-combustível estequiométrica está entre 14,7 e 15 podendo-se tomar 14,9 como valor médio. A quantidade de ar real misturada ao combustível é maior que a teórica, definindo-se um coeficiente de excesso de ar α , como a relação entre a quantidade real de ar e a estequiométrica, por kg de combustível.

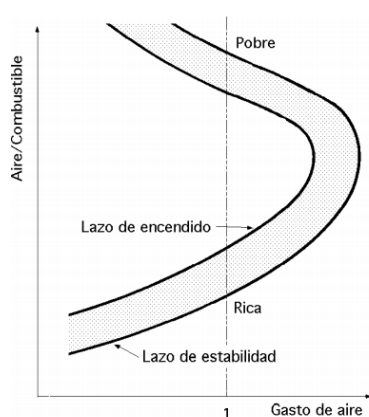


Figura 4-6. Limites de riqueza da mescla em que a combustão é possível.

Para que a combustão tenha lugar totalmente dentro da câmara de combustão, é necessário que todos os processos se realizem com rapidez suficiente, já que se tem de efectuar num fluxo de ar a uma velocidade determinada. Devido a isto, a combustão nestas câmaras é possível unicamente quando a velocidade de propagação das chamas seja da mesma ordem de grandeza que a velocidade do escoamento.

A temperatura da combustão e, por consequência, a velocidade de propagação da chama dependem do coeficiente de excesso de ar, obtendo-se o seu valor máximo par $\alpha=1$, aproximadamente.

- Para misturas ricas, $\alpha < 1$, a temperatura de combustão diminui devido à combustão incompleta.
- Em misturas pobres, $\alpha > 1$, também diminui devido à diluição do ar dos produtos da combustão.

Como a relação ar-combustível de funcionamento global é da ordem de 60/1 para as condições de projecto, enquanto a estequiométrica é de aproximadamente 15/1, é necessário que o ar admitido pelo compressor se introduza progressivamente na câmara de combustão.

No processo de injeção de ar podem-se diferenciar três fases que dão lugar ao que se conhece como ar_{primário}, ar_{secundário} e ar_{terciário}.

Ar primário - Corresponde aproximadamente a 15% a 20% do ar total e é introduzido em redor do jacto de combustível criando uma mistura de ar-combustível relativamente rica com o objectivo de obter uma temperatura elevada, necessária para uma combustão rápida, $\alpha = 1$.

Ar secundário - Corresponde aproximadamente a 30% do ar total; introduz-se através de orifícios efectuados no tubo de chama para completar a combustão; para que o rendimento seja elevado, há que injectar o ar em os pontos certos a fim de evitar que a chama arrefeça localmente dando lugar a uma diminuição drástica da velocidade nessa zona. O ar secundário proporciona um coeficiente de excesso de ar da ordem de $\alpha \approx 1,5$ ou riqueza $1/1,5 = 0,66$ a $0,7$.

Ar terciário - O ar restante, 50% a 55%, mistura-se com os produtos da combustão na zona de diluição, com o objectivo de reduzir sua temperatura até à requerida à entrada da turbina. Há que garantir uma turbulência suficiente para que os escoamentos quentes e frios

se misturem totalmente conseguindo uma distribuição de temperaturas à saída, previamente fixada.

Desenvolvimento matemático

A ineficiência dever-se-á ao facto da combustão incompleta e às perdas de pressão de estagnação. Estas últimas são reflectidas no parâmetro $\pi_b = \frac{P_{4t}}{P_{3t}} < 1$.

$\tau_b = \frac{h_{4t}}{h_{3t}} = \frac{C_{pt} \cdot T_{4t}}{C_{pc} \cdot T_{3t}}$, onde T_{4t} , vem limitada pela máxima temperatura de entrada na turbina, T_{41t} , estando ambas relacionadas mediante a variação de temperaturas no intercooler, $\tau_{m1} = \frac{T_{41t}}{T_{4t}}$, que obtemos segundo a teoria de mistura de gases da seguinte forma:

$$\begin{aligned} \dot{m}_4 \cdot T_{4t} + \dot{m}_{\varepsilon 1} \cdot T_{3t} &= \dot{m}_{41} \cdot T_{41t} \\ \dot{m}_4 + \dot{m}_{\varepsilon 1} \cdot \frac{T_{3t}}{T_{4t}} &= \dot{m}_{41} \cdot \frac{T_{41t}}{T_{4t}} \\ \tau_{m1} &= \frac{(1 - \delta - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2) \cdot (1 + f) + \varepsilon_1 \cdot \frac{\tau_r \cdot \tau_d \cdot \tau_c}{\tau_\lambda}}{(1 - \delta - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2) \cdot (1 + f) + \varepsilon_1} \end{aligned}$$

E de maneira semelhante para o segundo intercooler:

$$\tau_{m2} = \frac{(1 - \delta - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2) \cdot (1 + f) + \varepsilon_1 + \varepsilon_2 \cdot \frac{\tau_r \cdot \tau_d \cdot \tau_c}{\tau_\lambda \cdot \tau_{m1} \cdot \tau_{tH}}}{(1 - \delta - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2) \cdot (1 + f) + \varepsilon_1 + \varepsilon_2}$$

O aumento de pressões poderia estimar-se através da teoria de Gibbs-Dalton, mas é omissa intencionadamente por se considerar desprezável.

$$\text{Para a pressão e a temperatura: } P = P_t \cdot \left(\frac{T}{T_t}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad T = T_t \cdot \left(1 + \frac{(\gamma-1)}{2} \cdot M^2\right)^{-1}$$

Aplicando a primeira lei da termodinâmica para sistemas abertos à câmara, teremos o seguinte balanço energético:

$$\eta_b = \frac{(\dot{m}_{31} + \dot{m}_f) \cdot h_{4t} - \dot{m}_{31} \cdot h_{3t}}{\dot{m}_f \cdot h_{PR}}$$

Considerando a aproximação C_p constante antes e depois da combustão (C_{pc} e C_{pt} respectivamente), obteremos a seguinte expressão:

$$\eta_b = \frac{(1 + f) \cdot C_{pt} \cdot T_{4t} - C_{pc} \cdot T_{3t}}{f \cdot h_{PR}}$$

A expressão anterior servirá para o cálculo da relação de mistura.

4.3.4 Turbina

Num turborreator, a função das turbinas é de transformar parte da energia global do fluido, sumo das energias de pressão, cinética e interna devida à temperatura, em energia mecânica. Esta energia mecânica é a que se tem para mover o compressor e os acessórios. O remanescente da energia produzirá a tracção do jacto de saída ao expulsar os gases a alta

velocidade através do bocal. Num motor turboprop a maior parte da tracção é produzida pelo hélice e por este motivo é usual que exista uma turbina adicional denominada livre ou de potência que tem com o fim único o de extrair potência para o accionamento dos hélices, de forma a que o jacto de saída descarregue toda a energia possível antes da chegada ao bocal. Neste caso a tracção produzida pelos gases na exaustão denomina-se residual.

As turbinas consistem num ou mais estágios situados imediatamente após da secção da câmara de combustão do motor. Sendo formado cada estágio da turbina por um estator e um rotor, no sentido inverso ao estágio do compressor.

As turbinas podem ser de impulso, de reacção ou de impulso-reacção. São, em função da direcção do escoamento, assim classificadas:

- Centrípetas ou radiais, trabalham de forma inversa ao compressor centrífugo, pois nestas o fluxo de gás entra desde a periferia “voluta” e sai pelo centro da turbina. É constituída por um estator, que atua como bocal, transformando a sua pressão em energia cinética, e um rotor que a transformará em energia mecânica. Pela sua forma de trabalhar, as turbinas centrípetas não são adequadas para os motores de reacção, ficando reservada a sua utilização a instalações de equipamentos de terra ou marítimos, diferenciados da propulsão do avião.

- Axial, nestas, o escoamento do gás é paralelo ao veio. O estator é formado por uma coroa de palhetas fixas ao cárter com um ângulo tal que canalizam o fluido ao interior do rotor na direcção mais efectiva para a transformação da energia cinética em mecânica. O rotor de uma turbina axial compõe-se de uma ou várias rodas de palhetas fixas a um disco que gira a alta velocidade pela acção do fluxo, transmitindo energia ao eixo do qual se obtém a energia para o movimento de compressores, ventiladores, hélices e demais acessórios. As turbinas de todos os motores de reacção modernos, sem ter em conta o tipo de compressor utilizado, são de fluxo axial, mais apropriadas para grandes consumos.

Para poder realizar trabalho, os gases quentes procedentes da câmara de combustão devem processar-se adequadamente. A missão das pás guia à entrada da turbina, é converter parte da energia dos gases quentes em energia cinética, o que se consegue reduzindo o passo entre as palhetas adjacentes (efeito bocal), alterando assim a sua trajectória. À medida que a velocidade aumenta, a pressão estática e a temperatura diminuem.

Uma lâmina que pese só duas onças (56,7 gramas) pode exercer uma carga centrífuga de mais de duas toneladas à velocidade máxima, e deve suportar as altas temperaturas. As lâminas também devem resistir à fadiga e aos efeitos de termofluência, que é uma diminuição da resistência com a temperatura de funcionamento, de forma que não falhem sob a influência das flutuações de alta frequência devido às condições do gás, e também devem ser resistentes à corrosão e à oxidação.

A refrigeração das lâminas da turbina (ver Figura 4-7) em conjunto com os avanços metalúrgicos em novos materiais (ligas especiais que oferecem alta resistência à termofluência) e procedimentos de fabrico das lâminas, tem resultado em importantes aumentos da temperatura máxima admissível de entrada à turbina com seu correspondente

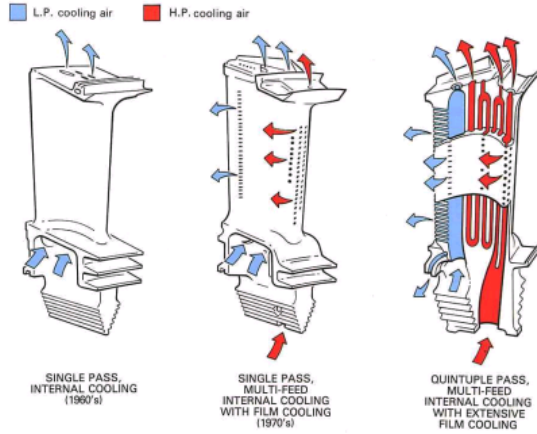


Figura 4-7. De esquerda a direita, técnicas de refrigeração de palhetas, por refrigeração da camada limite e passos multiples. (Rolls Royce, The Jet Engine, 1996)

aumento do rendimento. Encontram-se ademais em estudo as melhoras potenciais que poderiam oferecer os materiais cerâmicos a este respeito.

A investigação metalúrgica neste campo é incessante, sendo de destacar a utilização de ligas que têm a seu origem na composição binária Níquel-Cromo, com percentagens aproximadas de 80% de Níquel e 20% de Cromo.

Um dos avanços tecnológicos que tem contribuído neste aspecto é o fabrico da pá com um só metal de um só cristal (metal monocristal). Esta técnica baseia-se no facto demonstrado que muitas das falhas têm estado relacionadas com a coesão intergranular do metal.

Desenvolvimento matemático

Para o cálculo final da turbina igualamos o trabalho produzido pela turbina ao consumido pelo eixo (compressor e caixa de acessórios), tendo em conta as perdas mecânicas de transmissão dentro do mesmo:

$$\dot{W} = \dot{m} \cdot \Delta h_t = \dot{m} \cdot C_p \cdot \Delta T_t \qquad \dot{W}_T = \frac{\dot{W}_C}{\eta_{Mec}}$$

Turbina de alta pressão:

$$\dot{m}_{41} \cdot C_{pt} \cdot (T_{42t} - T_{41t}) \cdot \eta_{mH} = - \left(\dot{m}_{22} \cdot C_{pc} \cdot (T_{3t} - T_{22t}) + \frac{P_H}{\eta_{caixaH}} \right)$$

$$T_{42t} = T_{41t} - \left(\frac{\dot{m}_{22} \cdot C_{pc} \cdot (T_{3t} - T_{22t}) \cdot \eta_{caixaH} + P_H}{\eta_{caixaH} \cdot \dot{m}_{41} \cdot C_{pt} \cdot \eta_{mH}} \right)$$

Turbina de baixa pressão:

$$\dot{m}_{43} \cdot C_{pt} \cdot (T_{44t} - T_{43t}) \cdot \eta_{mL} = - \left(\dot{m}_{21} \cdot C_{pc} \cdot (T_{22t} - T_{21t}) + \frac{P_L}{\eta_{caixaL}} \right)$$

$$T_{44t} = T_{43t} - \left(\frac{\dot{m}_{21} \cdot C_{pc} \cdot (T_{22t} - T_{21t}) \cdot \eta_{caixaL} + P_L}{\eta_{caixaL} \cdot \dot{m}_{43} \cdot C_{pt} \cdot \eta_{mL}} \right)$$

Balanço energético para o eixo da turbina livre:

$$\frac{P_{prop}}{\eta_g} = \dot{m}_{44} \cdot C_{pt} \cdot (T_{44t} - T_{5t}) \cdot \eta_{meixolivre}$$

Cálculo da potência consumida pelo hélice:

$$P_{prop} = \frac{F \cdot v_0}{\eta_{prop}} = \dot{m}_{44} \cdot C_{pt} \cdot (T_{44t} - T_{5t}) \cdot \eta_{meixolivre} \cdot \eta_g$$

η_{prop} : Reflecte a eficiência de transferência de trabalho entre o hélice e o ar.

P_{prop} : Potência fornecida ao hélice.

F : Tracção disponibilizada por um turborreator equivalente.

v_0 : Velocidade de voo à tracção especificada.

Temperaturas: $T = T_t \cdot \left(1 + \frac{(\gamma-1)}{2} \cdot M^2\right)^{-1}$

Pressões: $\pi_t^{\frac{(\gamma-1) \cdot e_t}{\gamma}} = \tau_t \quad P = P_t \cdot \left(\frac{T}{T_t}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$

Rendimentos: $\eta_t = \frac{1-\tau_t}{1-\tau_{it}} = \frac{1-\tau_t}{1-\tau_t^{1/e_t}} = \frac{1-\pi_t^{\frac{(\gamma-1) \cdot e_t}{\gamma}}}{1-\pi_t^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$

Será neste ponto onde a fracção de ar sangrado para a refrigeração de lâminas, \dot{m}_{e1} , é incorporada ao fluxo primário (se for o caso).

Por simplicidade, nos cálculos em a análise paramétrica dos eixos de alta e baixa pressão figuram como se fossem um só, de maneira que:

$$\pi_c = \frac{P_{3t}}{P_{2t}} = \pi_{cH} \cdot \pi_{cL} \quad \tau_c = \frac{h_{3t}}{h_{2t}} = \tau_{cH} \cdot \tau_{cL} \quad \eta_c = \frac{\pi_c^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1}{\pi_c^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma} e_c} - 1} = \frac{\pi_c^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1}{\tau_c - 1}$$

$$\pi_t = \frac{P_{44t}}{P_{41t}} = \pi_{tH} \cdot \pi_{tL} \quad \tau_t = \frac{h_{44t}}{h_{41t}} = \tau_{tH} \cdot \tau_{tL} \quad \eta_t = \frac{1-\tau_t}{1-\tau_t^{1/e_t}} = \frac{1-\pi_t^{\frac{(\gamma-1) \cdot e_t}{\gamma}}}{1-\pi_t^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}}}$$

No caso da turbina será necessário estimar e_t , o qual se aproxima mediante:

$$e_t = \frac{Ln \tau_t}{Ln \left(1 + \frac{\tau_t - 1}{\eta_t}\right)}$$

4.3.5 Bocal de saída

O bocal propulsivo é um dispositivo que converte a energia potencial de um fluido em energia cinética (ver Figura 4-8). O aumento de velocidade que sofre o escoamento ao longo do bocal de saída é acompanhado por uma diminuição de temperatura e pressão, ao se conservar a energia.

Nos motores de turbina de gás para aviação, o bocal de saída conduz os gases de descarga da turbina à atmosfera a uma velocidade e direcção adequadas para proporcionar a tracção. A velocidade e a pressão dos gases de exaustão criam a tracção no motor turboreactor, mas no motor turboprop os gases de exaustão contribuem com uma pequena quantidade, sendo a maior parte da energia absorvida pela turbina para mover o hélice.

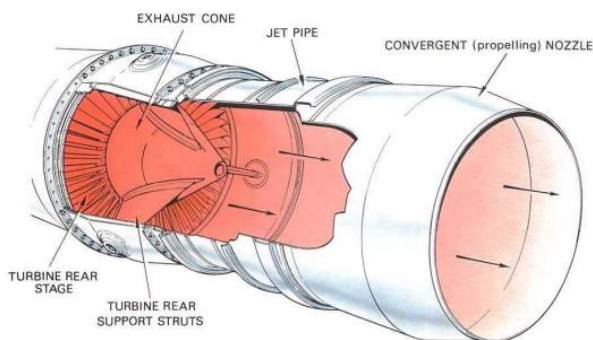


Figura 4-8. Cone de exaustão e tobera de escape básica. (Rolls Royce, The Jet Engine, 1996)

Os gases de exaustão chegam a uma velocidade aproximada de 0.5 Mach à saída da turbina, mas devido ao facto de que as velocidades desta ordem produzem perdas elevadas por fricção, a velocidade do escoamento diminui-se por difusão. Isto consegue-se tendo um aumento da área de passagem, i.é., com um conduto divergente ou difusor, efeito que consegue o cone de escape.

Após o seu acondicionamento, os gases de exaustão saem para a atmosfera através do bocal propulsivo, o qual forma um conduto convergente; isto aumenta a velocidade do gás. Num motor turbojacto, a velocidade de saída dos gases de exaustão é subsónica apenas em condições de tracção reduzida. Durante a maioria das condições operacionais, a velocidade de saída atinge a velocidade do som em relação à temperatura dos gases de exaustão (Mach 1), e então diz-se que o bocal propulsivo está “estrangulado” ou “bloqueado”; i.é., não é possível obter um posterior aumento na velocidade a menos que se aumente a temperatura.

No entanto, a configuração mais benéfica para a produção de tracção é a chamada de “tubeira adaptada”, em que a pressão à saída é igual à pressão ambiente.

Tracção reversa

Os travões dos aviões modernos são muito eficientes, mas em certas circunstancias esta eficiência pode verse reduzida, sendo necessário um método adicional para a travagem do avião. Uma maneira simples e efectiva de reduzir a distância de aterragem é com a inversão da direcção do escoamento dos gases de exaustão. Utiliza-se, deste modo, a potência como força de desaceleração.

Este modo de inversão da tracção produz uma tracção para trás com um valor entre 40% e 50% da tracção nominal para diante do motor. Normalmente, os inversores de tracção não são utilizados em terra quando a velocidade é inferior a 60 nós, devido ao risco de recirculação dos gases e à ingestão de objectos pela alta velocidade dos gases.

Em aviões propulsados por hélices, a inversão de tracção obtém-se alterando o passo das pás, por meio de um sistema hidráulico, o qual altera o ângulo da pá para produzir a acção de travagem (ver Figura 4-9).

A acção de inversão da tracção nos turboprop é feita pela alteração do passo das pás do hélice, através de um sistema de controlo de passo hidráulico.

O movimento da alavanca de regulação, ou de controlo de potência, dirige o óleo

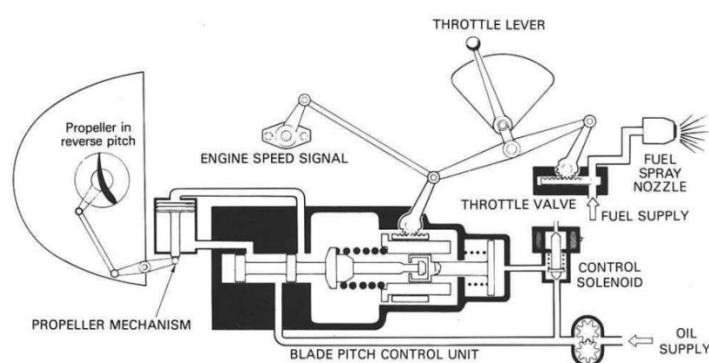


Figura 4-9. Sistema de controlo de passo da hélice. (Rolls Royce, The Jet Engine, 1996)

desde o sistema de controlo ao mecanismo do hélice, para reduzir a zero o ângulo das pás e, seguidamente, leva-as a um ângulo de passo negativo (inversão). A ação da tracção inversa pode-se também utilizar para manobrar o avião em marcha atrás, após ter aterrado.

Uma característica dos turboprop é que as mudanças de potência não estão relacionadas com a velocidade do motor, senão com a temperatura de entrada à turbina. Durante o voo, o hélice mantém uma velocidade constante do motor. A esta velocidade corresponde 100% da velocidade nominal do motor, e é a velocidade de projecto à qual se obtém maior potência e melhor rendimento total. As mudanças de

potência estão afectadas pelas trocas do fluxo de combustível. Um incremento do fluxo de combustível origina um aumento da temperatura de entrada na turbina com o correspondente aumento da energia disponível. A turbina absorve mais energia e a transmite-a na forma de binário. O hélice, para absorver o aumento de binário, aumenta o ângulo de pá, mantendo constante as rotações.

Redução do ruído

As normas aeroportuárias que controlam o nível máximo de ruído das aeronaves, têm obrigado à supressão de ruídos do motor de reacção, um dos mais importantes campos de investigação (ver Figura 4-10).

A unidade comumente usada para medir o nível de ruído irritante é o decibel de ruído percebido efectivo (EPN dB). O EPN dB é uma medida do ruído irritante que considera o tom assim como a pressão acústica (decibel) de um som.

O compressor, a turbina e o jacto de saída, são as três fontes principais de geração de ruído no motor a reacção. Estas fontes de ruído obedecem a diferentes leis e mecanismos de geração, mas todas elas aumentam até um nível variável, com a maior velocidade relativa do fluxo de ar. O ruído do jacto de exaustão varia de acordo com um factor maior que o ruído do compressor ou turbina; portanto, uma redução na velocidade do jacto de exaustão tem uma influência superior que uma redução equivalente na velocidade das palhetas do compressor

ou turbina.

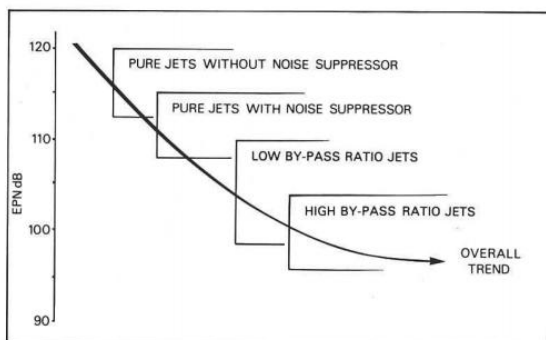


Figura 4-10. Níveis comparativos de ruído produzidos por diferentes tipos de motores a reacção. (Rolls Royce, The Jet Engine, 1996)

O ruído do jacto de saída resulta da turbulência produzida pela mistura exterior dos gases de exaustão com a atmosfera e aumenta em proporção à velocidade do jacto de saída. Uma redução no nível de ruído tem lugar se o regime da mistura se acelera ou se reduz a velocidade do jacto de exaustão relativamente à atmosfera. Isto pode-se conseguir alterando na concepção a forma do jacto de exaustão.

Desenvolvimento matemático:

Os bocais de saída consideram-se adiabáticos, as principais perdas de energia devem-se à maior ou menor expansão do ar à saída e à redução de pressão de estagnação entre a turbina e a saída.

$$\tau_n = 1 \quad P_9 \neq P_0 \quad \pi_n = \frac{P_{9t}}{P_{5t}} < 1 \quad T_{9t} = T_{5t} \quad P_{9t} = \pi_n \cdot P_{5t}$$

Há duas possibilidades de fluxo através de um bocal convergente: conduta bloqueado ou não bloqueada.

I. Para fluxo não bloqueado, a pressão estática à saída P_9 é igual à pressão ambiente P_0 , o bocal está adaptado e o Mach à saída é menor ou igual a 1; estas condições dão-se, se:

$$\frac{P_{t9}}{P_0} \leq \left(\frac{\gamma_t + 1}{2} \right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)}$$

O número de Mach vem dado pelas relações para um fluxo isentrópico:

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_t - 1} \cdot \left[\frac{P_{t9}}{P_9}^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t} - 1 \right]}$$

onde:

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_0}{P_9} \cdot \pi_r \cdot \pi_d \cdot \pi_c \cdot \pi_b \cdot \pi_t \cdot \pi_{tlivre} \cdot \pi_n \quad \text{com} \quad P_9 = P_0$$

II. Quando o fluxo não está bloqueado:

$$\frac{P_{t9}}{P_0} > \left(\frac{\gamma_t + 1}{2} \right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)} \rightarrow M_9 = 1$$

$$\text{Pressões:} \quad \frac{P_{t9}}{P_9} = \left(\frac{\gamma_t + 1}{2} \right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)} \quad \frac{P_0}{P_9} = \frac{P_{t9}/P_9}{P_{t9}/P_0}$$

$$\text{Temperatura:} \quad T_9 = T_{t9} \cdot \left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}$$

4.4 Análise paramétrica

Definem-se os coeficientes adimensionais de transferência de trabalho que medem a conversão de potência do elemento ou conjunto em potência de voo em relação ao consumo:

$$C \equiv \frac{\text{transferência_total_de_potência_com_o_veículo}}{\text{consumo_mássico_através_do_turbojato}} / h_0 \quad 4-1$$

A transferência total de trabalho para o hélice, vem dada por $\eta_{prop} \cdot P_{prop}$, onde η_{prop} é o rendimento de transferência entre o hélice e o ar e P_{prop} é a potência transmitida ao hélice. O trabalho total transmitido é também igual à tracção efectiva do hélice, F_{prop} , multiplicada a velocidade de voo, v_0 :

$$\text{transferência_total_de_trabalho_do_hélice} = \eta_{prop} \cdot P_{prop} = F_{prop} \cdot v_0 \quad 4-2$$

Onde:

$$C_{prop} \equiv \frac{\eta_{prop} \cdot P_{prop}}{\dot{m}_c \cdot h_0} = \frac{F_{prop} \cdot v_0}{\dot{m}_c \cdot h_0} \quad 4-3$$

Igualmente, define-se o coeficiente adimensional de transferência de trabalho para o motor, C_c , em relação à potência transmitida ao veículo (tracção x velocidade de voo):

$$C_c \equiv \frac{F_{prop} \cdot v_0}{\dot{m}_c \cdot h_0} \quad 4-4$$

O coeficiente de transferência total de trabalho será:

$$C_{total} = C_{prop} + C_c \quad 4-5$$

Em relação à potência total transferida ao avião.

Com estas definições temos que a tracção efetiva do turboprop é:

$$F \equiv F_{prop} + F_c = \frac{C_{total} \cdot \dot{m}_c \cdot h_0}{v_0} \quad 4-6$$

Coefficiente de transferência de trabalho para o turbojato:

Partindo da definição de tracção específica não instalada:

$$F = \frac{1}{g_c} (\dot{m}_9 \cdot v_9 - \dot{m}_c \cdot v_0) + A_9 \cdot (P_9 - P_0) \quad 4-7$$

$$\frac{F}{\dot{m}_c} = \frac{a_0}{g_c} \left(\frac{\dot{m}_9}{\dot{m}_c} \cdot \frac{v_9}{a_0} - M_0 \right) + \frac{A_9 \cdot P_9}{\dot{m}_c} \left(1 - \frac{P_0}{P_9} \right) \quad 4-8$$

$g_c \rightarrow$ constante que lembra a necessidade de utilizar o sistema internacional de unidades em todas as variáveis físicas.

Aplicando à tracção proporcionada por um motor com um único jacto de saída às considerações já enunciadas, temos:

$$\frac{F}{\dot{m}_c} = \frac{a_0}{g_c} \left\{ (1+f) \cdot \frac{v_9}{a_0} - M_0 + (1+f) \cdot \frac{R_t}{R_c} \cdot \frac{T_9/T_0}{v_9/a_0} \cdot \frac{(1-P_0/P_9)}{\gamma_c} \right\} \quad 4-9$$

Onde:

$$(1+f) = \frac{\dot{m}_9}{\dot{m}_c} \quad 4-10$$

Poderemos expressar o coeficiente de transferência de trabalho para o turbojacto de forma:

$$C_c = (\gamma_c - 1) \cdot M_0 \left\{ (1+f) \cdot \frac{v_9}{a_0} - M_0 + (1+f) \cdot \frac{R_t}{R_c} \cdot \frac{T_9/T_0}{v_9/a_0} \cdot \frac{(1-P_0/P_9)}{\gamma_c} \right\} \quad 4-11$$

Onde também conhecemos:

$$\left(\frac{v_9}{a_0} \right)^2 = \frac{\gamma_t \cdot R_t \cdot T_9}{\gamma_c \cdot R_c \cdot T_0} \cdot M_9^2 \quad 4-12$$

$$\frac{v_9}{a_0} = \sqrt{\frac{2 \cdot \tau_\lambda \cdot \tau_t \cdot \tau_{tL}}{\gamma_c - 1} \cdot \left[1 - \left(\frac{P_{9t}}{P_9} \right)^{\frac{-(\gamma_t-1)}{\gamma_t}} \right]} \quad 4-13$$

As variáveis independentes de projecto para este motor são a relação de pressões no compressor (π_c) e a variação de temperaturas totais na turbina de potência (τ_{tL}).

A razão de mistura (f) calcula-se mediante:

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \cdot \tau_c}{\eta_b \cdot \frac{h_{PR}}{(C_{pc} \cdot T_0)} - \tau_\lambda} \quad 4-14$$

Para gases caloricamente perfeitos, $h_0 = C_{pc} \cdot T_0$, na equação anterior.

Coeficiente de transferência de trabalho para o hélice:

$$C_{prop} = \frac{\eta_{prop} \cdot \dot{W}_{prop}}{\dot{m}_c \cdot C_p \cdot T_0} = \eta_{prop} \cdot \eta_g \cdot \eta_{mlibre} \cdot (1+f) \cdot \tau_\lambda \cdot \tau_t \cdot \tau_{m1} \cdot \tau_{m2} \cdot (1 - \tau_{tL}) \quad 4-15$$

A potência específica para tudo o grupo motopropulsor, P/\dot{m}_0 , resulta:

$$\frac{P}{\dot{m}_c} = C_{total} \cdot h_0 \quad 4-16$$

E seu consumo específico de potência, S_p :

$$S_p = \frac{\dot{m}_f}{P} = \frac{f_0}{C_{total} \cdot h_0} \quad 4-17$$

A tracção específica F/\dot{m}_0 para o turboprop será:

$$\frac{F}{\dot{m}_c} = \frac{C_{total} \cdot h_0}{v_0} \quad 4-18$$

E seu consumo específico:

$$S = \frac{\dot{m}_f}{F} = \frac{f_0 \cdot v_0}{C_{total} \cdot h_0} \quad 4-19$$

A eficiência propulsiva de um turboprop define-se como o quociente entre a potência utilizada para produzir potência propulsiva para o avião e a energia total disponível:

$$\eta_P = \frac{\dot{m}_c \cdot h_0 \cdot C_{total}}{P_{prop} \cdot (\dot{m}_9 \cdot v_9^2 - \dot{m}_0 \cdot v_0^2) / (2 \cdot g_c)} \quad 4-20$$

Ou expressando de outra forma:

$$\eta_P = \frac{C_{total}}{\frac{C_{prop}}{\eta_{prop}} + \frac{\gamma_c - 1}{2} \cdot \left\{ (1 + f_0 - \beta) \cdot \left[\frac{v_9}{a_0} \right]^2 - M_0^2 \right\}} \quad 4-21$$

O rendimento termodinâmico ou térmico de um turboprop define-se como o quociente entre a potência total produzida por o motor e a energia contida no combustível consumido:

$$\eta_{TH} = \frac{\dot{m}_c \cdot h_0 \cdot (C_{total} + C_{TOL} + C_{TOH})}{\dot{m}_f \cdot h_{PR}} \quad 4-22$$

Ou o que é o mesmo:

$$\eta_{TH} = \frac{(C_{total} + C_{TOL} + C_{TOH})}{f_0 \cdot h_{PR} / h_0} \quad 4-23$$

4.4.1 Cálculo da variação ótima de temperaturas para a turbina de baixa potência.

Pode-se calcular uma expressão que calcule a queda ótima de temperaturas na turbina livre com o consumo específico mínimo, S , para a situação de tubeira bloqueada, $P_9=P_0$, que costuma ser o caso mais frequente, sobretudo na fase de cruzeiro. Este conceito é equivalente à obtenção do C_{TOTAL} máximo.

$$C_{total} = C_{prop} + C_c$$

$$\text{Com: } C_{prop} = \eta_{prop} \cdot \eta_g \cdot \left\{ \eta_{mL} \cdot (1 + f) \cdot \tau_\lambda \cdot \tau_{m1} \cdot \tau_t \cdot \tau_{m2} \cdot (1 - \tau_{tL}) - \frac{C_{TOL}}{\eta_{mPL}} \right\}$$

$$\text{E para } P_9=P_0: \quad C_c = (\gamma_0 - 1) \cdot M_0 \cdot \left\{ (1 + f) \cdot \frac{v_9}{a_0} - M_0 \right\}$$

Tem-se que calcular a derivada parcial de C_{TOTAL} em relação a τ_{tL} e igualar a zero (é uma variável que influi no C_{prop} e, no C_c através do valor v_9/a_0).

$$\frac{\partial C_{total}}{\partial \tau_{tL}} = -\eta_{prop} \cdot \eta_g \cdot \eta_{mL} \cdot (1 + f) \cdot \tau_\lambda \cdot \tau_{m1} \cdot \tau_t \cdot \tau_{m2} + (\gamma_c - 1) \cdot (1 + f) \cdot M_0 \cdot \frac{\partial}{\partial \tau_{tL}} \cdot \left(\frac{v_9}{a_0} \right) = 0$$

Pelo que:

$$\frac{\partial}{\partial \tau_{tL}} \cdot \left(\frac{v_9}{a_0} \right) = \eta_{prop} \cdot \eta_g \cdot \eta_{mL} \cdot \frac{\tau_\lambda \cdot \tau_{m1} \cdot \tau_t \cdot \tau_{m2}}{(\gamma_c - 1) \cdot M_0} \quad 4-24$$

Pode-se expressar esta derivada da forma:

$$\frac{\partial}{\partial \tau_{tL}} \cdot \left(\frac{v_9}{a_0} \right) = \frac{\partial(v_9/a_0)}{\partial[(v_9/a_0)^2]} \cdot \frac{\partial[(v_9/a_0)^2]}{\partial \tau_{tL}} \quad 4-25$$

Sendo:

$$\frac{\partial(v_9/a_0)}{\partial[(v_9/a_0)^2]} = \frac{1}{2v_9/a_0} \quad 4-26$$

Da análise paramétrica sabemos:

$$\left(\frac{v_9}{a_0} \right)^2 = \frac{2 \cdot \tau_\lambda \cdot \tau_{m1} \cdot \tau_t \cdot \tau_{m2}}{\gamma_c - 1} \cdot \left\{ 1 - \left(\frac{P_{9t}}{P_9} \right)^{-(\gamma_t-1)/\gamma_t} \right\} \quad 4-13$$

Onde:

$$\frac{P_{9t}}{P_9} = \pi_r \cdot \pi_d \cdot \pi_c \cdot \pi_b \cdot \pi_t \cdot \pi_{tL} \cdot \pi_n$$

Então:

$$\left(\frac{v_9}{a_0} \right)^2 = \frac{2 \cdot \tau_\lambda \cdot \tau_{m1} \cdot \tau_t \cdot \tau_{m2}}{\gamma_c - 1} \cdot \left\{ \tau_{tL} - \frac{\tau_{tL}}{\Pi \cdot (\pi_t \cdot \pi_{tL})^{(\gamma_t-1)/\gamma_t}} \right\} \quad 4-27$$

Com: $\Pi = (\pi_r \cdot \pi_d \cdot \pi_c \cdot \pi_b \cdot \pi_n)^{(\gamma_t-1)/\gamma_t}$

Substituindo nas expressões que relacionam as variações de pressão e temperatura nas turbinas com seus rendimentos:

$$\pi_t^{\frac{(\gamma_t-1)}{\gamma_t}} = \tau_t^{1/e_t} \qquad \pi_{tL}^{\frac{(\gamma_t-1)}{\gamma_t}} = \tau_{tL}^{1/e_{tL}}$$

Tem-se :

$$\begin{aligned} \left(\frac{v_9}{a_0} \right)^2 &= \frac{2 \cdot \tau_\lambda \cdot \tau_{m1} \cdot \tau_t \cdot \tau_{m2}}{\gamma_c - 1} \cdot \left\{ \tau_{tL} - \frac{\tau_t^{-1/e_t}}{\Pi} \cdot \tau_{tL}^{-(1-e_{tL})/e_{tL}} \right\} \\ \frac{\partial[(v_9/a_0)^2]}{\partial \tau_{tL}} &= \frac{2 \cdot \tau_\lambda \cdot \tau_{m1} \cdot \tau_t \cdot \tau_{m2}}{\gamma_c - 1} \cdot \left\{ 1 + \frac{1 - e_{tL}}{e_{tL}} \cdot \frac{\tau_t^{-1/e_t} \cdot \tau_{tL}^{-1/e_{tL}}}{\Pi} \right\} \end{aligned} \quad 4-28$$

Substituindo as equações 4-25, 4-26, 4-27, e 4-28 em a equação 4-24, obtém-se:

$$\frac{\tau_\lambda \cdot \tau_{m1} \cdot \tau_t \cdot \tau_{m2}}{(\gamma_c - 1) \cdot (v_9/a_0)} \cdot \left\{ 1 + \frac{1 - e_{tL}}{e_{tL}} \cdot \frac{\tau_t^{-1/e_t} \cdot \tau_{tL}^{-1/e_{tL}}}{\Pi} \right\} = \eta_{prop} \cdot \eta_g \cdot \eta_{mL} \cdot \frac{\tau_\lambda \cdot \tau_{m1} \cdot \tau_t \cdot \tau_{m2}}{(\gamma_c - 1) \cdot M_0}$$

Pelo que o factor de velocidades:

$$\frac{v_9}{a_0} = \frac{M_0}{\eta_{prop} \cdot \eta_g \cdot \eta_{mL}} \cdot \left\{ 1 + \frac{1 - e_{tL}}{e_{tL}} \cdot \frac{\tau_t^{-1/e_t} \cdot \tau_{tL}^{-1/e_{tL}}}{\Pi} \right\} \quad 4-29$$

Para obter mais facilmente o valor de τ_{tL}^* elevamos esta equação ao quadrado e igualamos à equação 4-27.

$$\begin{aligned} \left(\frac{v_9}{a_0} \right)^2 &= \left(\frac{M_0}{\eta_{prop} \cdot \eta_g \cdot \eta_{mL}} \right)^2 \cdot \left\{ 1 + \frac{1 - e_{tL}}{e_{tL}} \cdot \frac{\tau_t^{-1/e_t} \cdot \tau_{tL}^{-1/e_{tL}}}{\Pi} \right\}^2 \\ &= \frac{2 \cdot \tau_\lambda \cdot \tau_{m1} \cdot \tau_t \cdot \tau_{m2}}{(\gamma_c - 1)} \cdot \left\{ \tau_{tL} - \frac{\tau_t^{-1/e_t}}{\Pi} \cdot \tau_{tL}^{-(1-e_{tL})/e_{tL}} \right\} \end{aligned}$$

Isolando:

$$\tau_{tL} - \frac{\tau_t^{-1/e_t}}{\Pi} \cdot \tau_{tL}^{-(1-e_{tL})/e_{tL}} = \frac{[(\gamma_c - 1)/2] \cdot [M_0^2 / (\tau_\lambda \cdot \tau_{m1} \cdot \tau_t \cdot \tau_{m2})]}{(\eta_{prop} \cdot \eta_g \cdot \eta_{mL})^2} \cdot \left\{ 1 + \frac{1 - e_{tL}}{e_{tL}} \cdot \frac{\tau_t^{-1/e_t} \cdot \tau_{tL}^{-1/e_{tL}}}{\Pi} \right\}^2$$

Resolvendo agora para o primeiro τ_{tL} :

$$\tau_{tL}^* = \frac{\tau_t^{-1/e_t}}{\Pi} \cdot \tau_{tL}^{-(1-e_{tL})/e_{tL}} + A \cdot \left\{ 1 + \frac{1 - e_{tL}}{e_{tL}} \cdot \frac{\tau_t^{-1/e_t} \cdot \tau_{tL}^{-1/e_{tL}}}{\Pi} \right\}^2 \quad 4-30$$

Onde:

$$A = \frac{[(\gamma_c - 1)/2] \cdot [M_0^2 / (\tau_\lambda \cdot \tau_{m1} \cdot \tau_t \cdot \tau_{m2})]}{(\eta_{prop} \cdot \eta_g \cdot \eta_{mL})^2}$$

Como a equação obtida para τ_{tL}^* depende de τ_{tL} , a obtenção de um valor para τ_{tL}^* obriga a um processo iterativo, que pode começar com o valor inicial designado τ_{tLi}^* (obtido ao tomar $e_{tL}=1$).

$$\tau_{tLi}^* = \frac{\tau_t^{-1/e_t}}{\Pi} + A$$

Este valor é substituído na fórmula final resultando num novo τ_{tL}^* ; este processo continua até que a diferença entre os valores suposto e obtido seja inferior a um valor pequeno previamente fixado (ou ao cabo de 25 iterações no nosso caso). Este valor proporcionará o máximo C_{TOTAL} , correspondendo à distribuição ótima da potência do motor entre o hélice e o jacto de exaustão.

5 Capítulo. Caixa redutora (Gearbox)

A adaptação do turbofan FJ44-4A ao motor do tipo propfan do qual consta o presente estudo, utilizará um redutor baseado na tecnologia desenvolvida para a NASA no programa *Advanced Gearbox Technology* (AGBT) na década de 1980, que foi utilizada com os mesmos parâmetros de projecto por fabricantes diferentes para a realização dos estudos pertinentes paralelos.

Os motores seleccionados como modelos, são os seguintes, correspondentes aos desenhos de PW (NASA-CR-180883) e Allison Gas Turbine (NASA-CR-179625) (ver Tabela 5-1) para utilização em aviões comerciais com cerca de 150 passageiros.

Em ambos procura-se uma caixa de engrenagens para a transmissão de potência entre um eixo de entrada e dois de saída que devem rodar à mesma velocidade mas em sentidos opostos e absorver a mesma quantidade de binário motor.

A caixa redutora deve ter em conta as exigências de potência e carga que tornam possível que seja acoplada às hélices dos motores propfan existentes, cujos valores são obtidos de estudos anteriormente realizados por Hamilton Standard. Para além disso, mesmo não sendo condição indispensável, nos dois casos optou-se por uma configuração propulsora (ver Figura 5-2) por as suas vantagens frente à posição tractora.

Os critérios de projecto incluem uma potência máxima de descolagem de 13000 hp ou superior, uma relação de transmissão aproximada de 8,3 (em concordância com as velocidades óptimas de turbina e hélices, 9500-10000 rpm e 1150-1250 respectivamente), e uma configuração compacta e ligeira que consiga uma eficiência mecânica superior a 99% com um MTBUR⁶ superior a 30 000 horas (ver Figura 5-1).

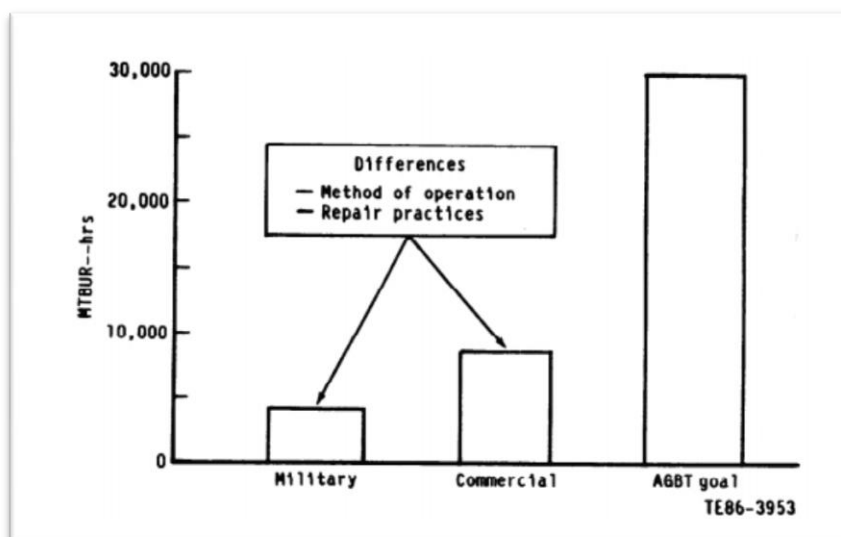


Figura 5-1. Gráfico comparativo entre os tempos de manutenção dos redutores existentes (setor militar e civil de esquerda a direita) e os desejados em este projeto (seguinte em este mesmo ordem). (NASA-CR-179625)

⁶ MTBUR - Mean Time Between Unscheduled Removal.

Tabela 5-1. Tabela resumo da configuração elegida para o desenho de Allison e principais vantagens. (NASA-CR-179625)

Table 3-I. Summary of conceptual design analysis.		
Item	Selected configuration	Advantages
General configuration	Differential planetary	Torque split between props is fixed and nearly equal; compact; lightweight; high mechanical efficiency; good reliability and maintainability
Gears	Double helical	Low vibration; low stress; allows use of high capacity cylindrical planet bearings
Planet bearing	Cylindrical roller	Highest capacity rolling element bearing for given space; easy to manufacture an outer race integral with the planet gear
Prop bearings	Tapered roller bearings	Less space required between bearings; bearing stiffness can be increased with axial preload; eliminates use of three bearings
Gear and planet bearing material	CBS 600	Allows operation up to 500°F; better rolling contact fatigue life compared with AISI 9310
Housing	Aluminum casting	Configuration prevents propeller loads from affecting gears; aluminum eliminates corrosion problems

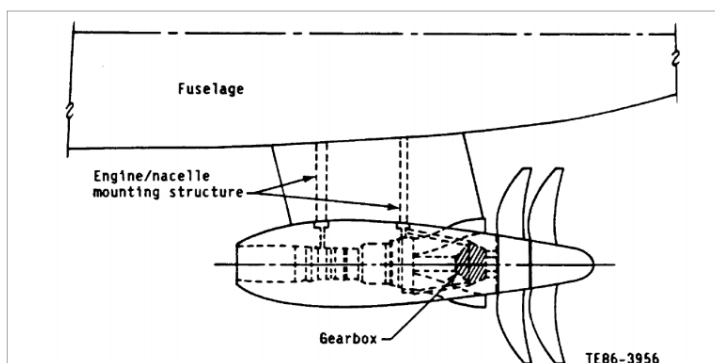


Figura 5-2. Esquema para a montagem do motor em configuração propulsora. (NASA-CR-179625)

5.1 Configuração

A configuração do tipo planetário foi escolhida de entre seis alternativas iniciais, atendendo a critérios de viabilidade, eficiência, manutenção, custo de fabricação, peso, volume e outros factores técnicos (nesta mesma ordem de importância) para os dois modelos citados anteriormente (ver Figura 5-3).

Os trens de engrenagens epicicloidais ou trens de engrenagens planetárias (TEP) são sistemas de transmissão de alta complexidade cinemática e de difícil visualização. Entretanto, as suas vantagens são enormes: compactos, leves, permitem altas reduções/multiplicações de velocidade, possuem alta confiabilidade (pois têm engrenamento permanente), capacidade diferencial, possuem capacidade de bifurcação e adição de potência e permitem relações de transmissão múltiplas.

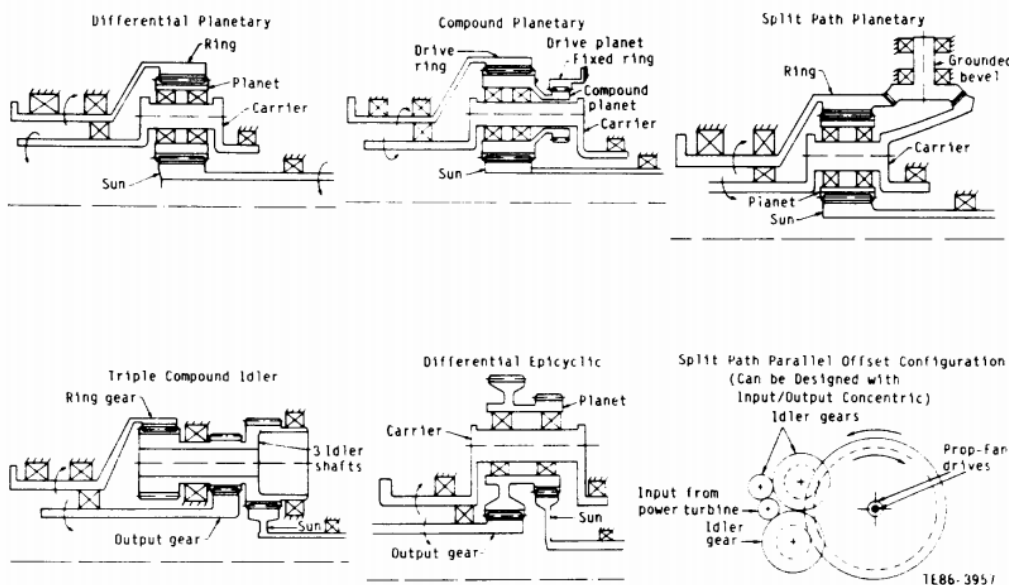


Figura 5-3. Configurações consideradas para o projecto. (NASA-CR-179625)

5.1.1 Trens de engrenagens epicicloidais ou planetárias

Um trem de engrenagens é um mecanismo de transmissão de movimento quando tem mais do que duas rodas (engrenagens). Está formado por vários pares de engrenagens, ligados de tal maneira que o elemento conduzido de um deles é o condutor do seguinte, quer dizer, é uma cadeia cinemática destinada a transmitir rotações.

Os trens de engrenagens podem ser simples (em cada eixo só existe uma engrenagem), compostos (existe um ou mais eixos com duas engrenagens ou mais) e planetárias ou epicicloidais, a diferença é que nos trens epicicloidais algum dos eixos têm movimento relativo em relação aos demais, enquanto nos trens normais o único movimento que podem ter os trens é o de rotação sobre si mesmos (ver Figura 5-4).

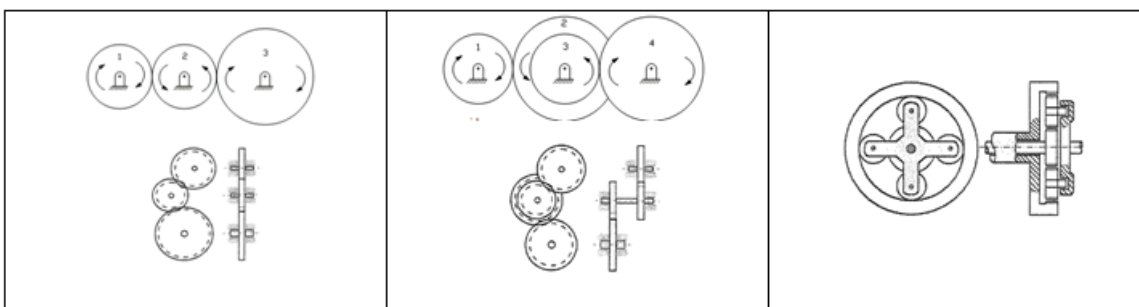


Figura 5-4. Exemplo de trem de engrenagem simples (esquerda), composto (centro) e epicicloidais (direita).

Na Figura 5-5, mostra-se um trem de engrenagens epicicloidais na sua forma mais simples, que consiste, numa engrenagem central 2, e numa engrenagem epicíclica 4 o qual produz um movimento epicíclico⁷ girando ao redor da periferia de um eixo central.

Um braço-manivela central 3 mantém a montagem das rodas que engrenam entre si e é concêntrico com a engrenagem central.

⁷ A **epicicloide** é uma curva cíclica definida por um ponto de uma circunferência que rola sem deslizar sobre um círculo diretor.

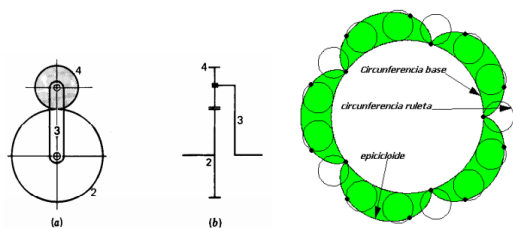


Figura 5-5. Trem epicycloidal básico.

Neste caso a engrenagem 2 é chamada de engrenagem motriz ou engrenagem solar, a engrenagem 4 planeta e ao elemento 3 chama-se porta-planetas.

Na Figura 5-6, pode-se observar um trem planetário com mais que dois planetas o que do ponto de vista cinemático não tem nenhum significado, mas do ponto de vista dinâmico consegue transmitir mais força de uma maneira equilibrada. Devido a isto, os trens planetários são fabricados com três ou mais engrenagens planetárias.

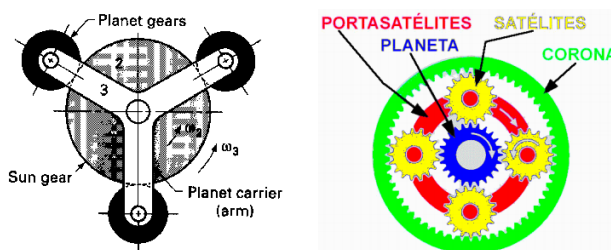


Figura 5-6. Trem epicycloidal de três planetas (esquerda) e trem epicycloidal diferencial (direita).

Na parte direita da Figura 5-6, adicionou-se a este sistema uma engrenagem central de dentado interno (coroa) impulsada pela engrenagem planeta, de forma a que agora este último descreve um movimento hipocíclico⁸ (Figura 5-7) em relação àquele; teremos assim uma configuração planetária de tipo diferencial, devido a que neste caso existem dois graus de liberdade.

Na Figura 5-6, mostra-se também outra possível forma de analogia com um sistema planetário, em que a engrenagem central é considerada planeta e as engrenagens epicíclicas satélites, passando a ser denominado braço porta-satélites.

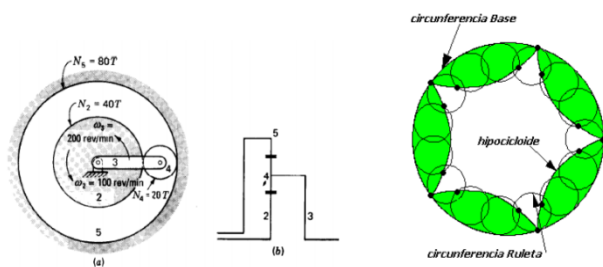


Figura 5-7. Trem epicycloidal com coroa móvel.

Devido à analogia com o sistema solar, o trem epicycloidal é frequentemente chamado de trem planetário ou trem de engrenagens planetárias ou, simplesmente, de TEP.

Em virtude disso, a engrenagem central é chamada de solar (2) e as engrenagens que giram

em torno dela são chamadas de planetárias ou satélites ou, simplesmente, planetas (4). Quase sempre é utilizada também, uma engrenagem de dentes internos em torno do TEP, onde os planetários também se engrenam. Esta é chamada de engrenagem anelar, semelhante a um anel, ou coroa. O elemento que suporta o eixo móvel dos planetas e que pilota em torno do eixo principal do TEP, é chamado de suporte ou braço. Os símbolos S, A e

⁸ A hipocicloide é uma curva cíclica definida por um ponto de uma circunferência (geratriz) que rola, sem deslizar, dentro de um círculo diretor.

P representam as engrenagens solar, anelar e planeta respectivamente e B, que representa o braço. A identificação destes elementos encontra-se na Figura 5-8.

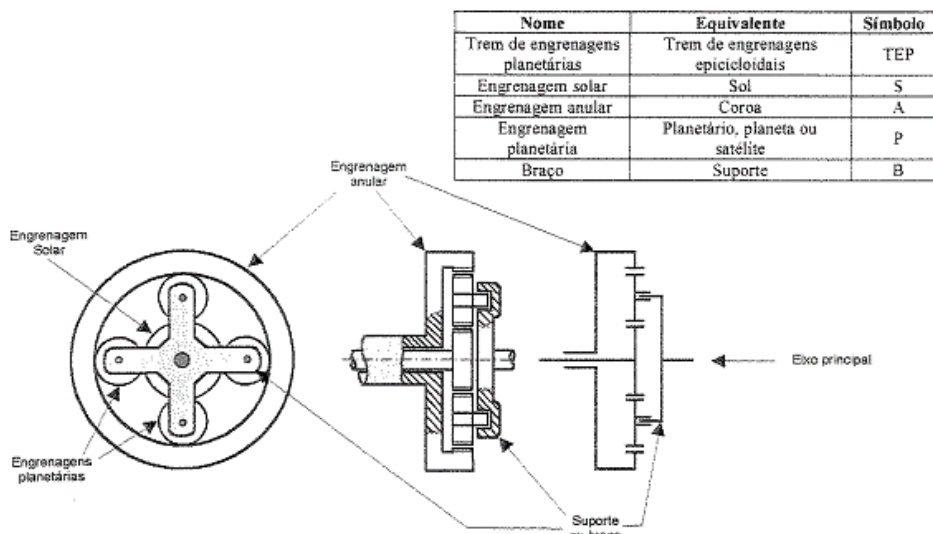


Figura 5-8. Nomenclatura dos elementos de um TEP

Chamamos diferenciais aos mecanismos com dois graus de liberdade em que se requerem duas coordenadas, entradas, ou se devem definir duas posições para que a posição dos elementos restantes fique totalmente definida (ver Figura 5-9).

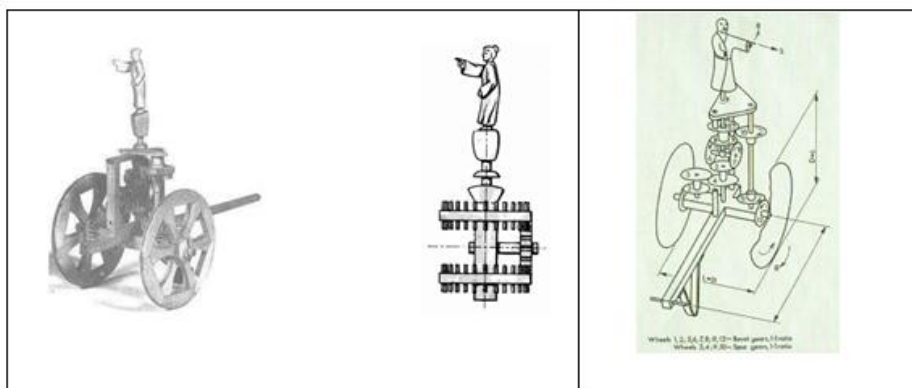


Figura 5-9. Exemplos de trens diferenciais, Carruagem chinesa (2634 a.C.). Este dispositivo usava-se na antiga China, e devido à acção diferencial, a figura apontava em a mesma direção durante o movimento em linha recta e curvas dos veículos terrestres.

Como no caso dos trens simples, quando rotação existem várias rodas solidárias com um mesmo eixo de falamos de trens compostos (ver Figura 5-10).

Independentemente de se o trem planetário é simples ou composto, só se tem um braço porta-planetas.

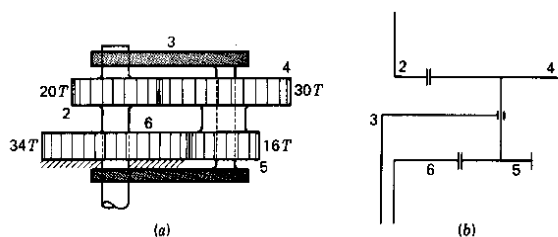


Figura 5-10. Trem epicíclico composto.

5.1.2 Relações de transmissão

Relação de potências

Este tipo de configuração caracteriza-se por ter os valores das saídas de potência fixos através da seguinte relação:

$$T_p = \frac{i+1}{2 \cdot i} \cdot T_0 \quad T_c = \frac{i-1}{2 \cdot i} \cdot T_0$$

Onde T_0 , T_p e T_c são os binários de entrada e de saída do porta-planetas e à coroa respectivamente, e i representa a relação de velocidades angulares ou relação de transmissão do trem. Esta condição implica que as duas saídas terão a mesma velocidade mas não absorveram nunca a mesma quantidade de binário (ver Figura 5-11); embora que, como indicado com anteriormente o hélice posterior costume ser menor do que o frontal.

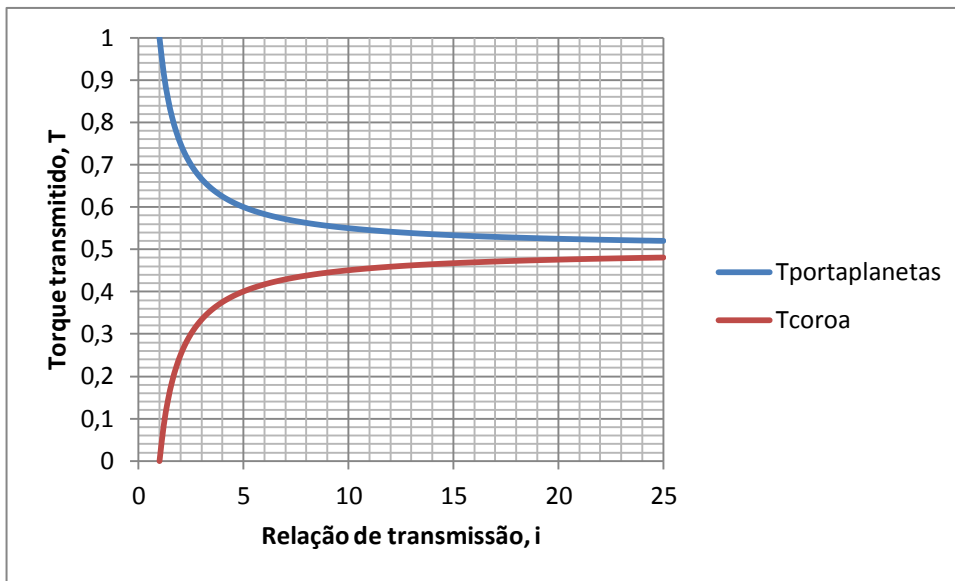


Figura 5-11. Representação da distribuição do binário de entrada entre as duas saídas, em função da relação de transmissão.

Relação de velocidades

Em seguida, é obtida a relação entre as velocidades angulares e as dimensões das rodas para um trem de engrenagens do tipo planetário diferencial simples, em que a coroa e o porta-planetas têm sentidos de rotação opostos, mediante o método dos centros instantâneos (ver Figura 5-12).

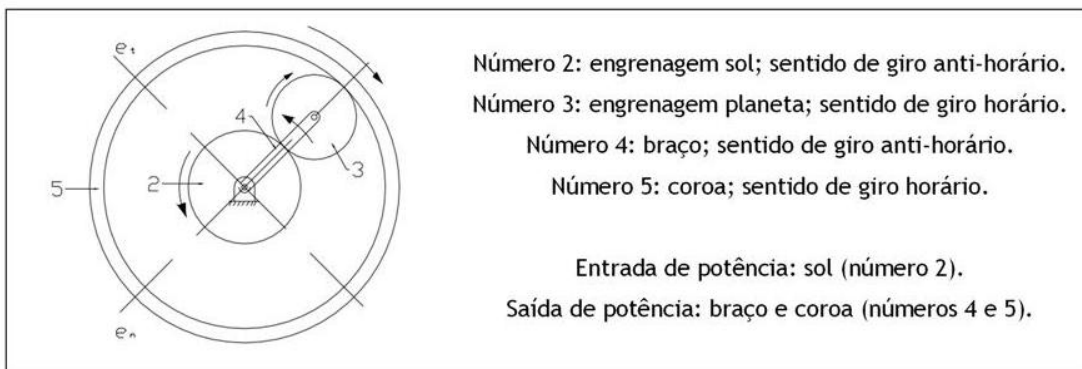


Figura 5-12. Diagrama da configuração

Método dos centros instantâneos (ver Figura 5-13)

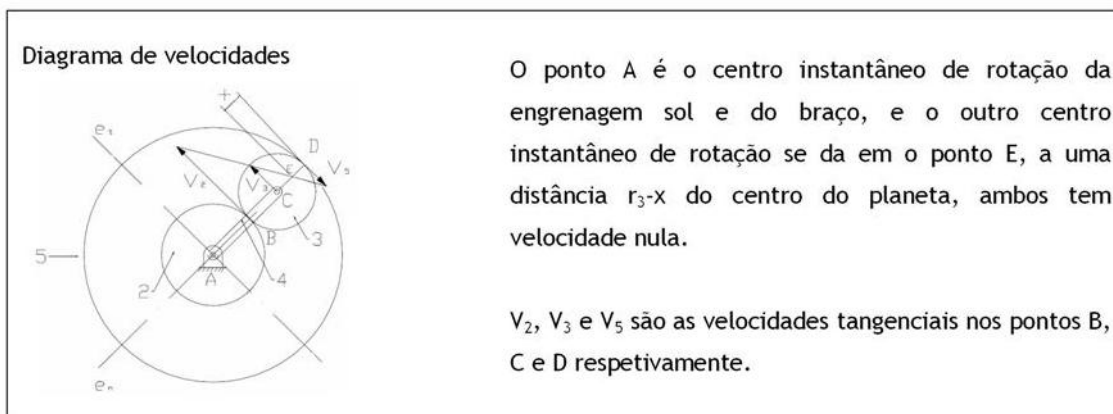


Figura 5-13. Diagrama de velocidades

Por triângulos semelhantes tem-se:

$$\frac{V_5}{x} = \frac{V_3}{r_3 - x} = \frac{V_2}{2r_3 - x}$$

De onde se obtém:

$$V_5(r_3 - x) = V_3 \cdot x \quad \rightarrow \quad x = \frac{V_5 \cdot r_3}{V_3 + V_5}$$

mas também,

$$2V_5r_3 - V_5 \cdot x = V_2 \cdot x$$

Substituindo nesta o valor de x,

$$2V_5r_3(V_3 + V_5) - V_5^2r_3 = V_2V_5r_3$$

Considerando:

$$V_5 = \omega_5r_5$$

$$V_3 = \omega_4r_4 = \omega_4(r_2 + r_3)$$

$$V_2 = \omega_2r_2$$

E impondo, por condições de projeto:

$$\omega_4 = \omega_5 = \omega$$

Teremos:

$$i = \frac{\omega_2}{\omega} = \frac{2 \cdot (r_2 + r_3) + r_5}{r_2}$$

Assim como, por a geometria do próprio trem: $2r_3 = r_5 - r_2$

Substituindo:

$$i = 1 + 2 \cdot \frac{r_5}{r_2}$$

De modo que a relação de transmissão não resultem afectadas pelo tamanho dos planetas. Para as aplicações desejadas esta relação tomará valores no intervalo $8,3 < i < 8,6$.

5.2 Engrenagens

Conforme os eixos sejam paralelos, interseccionados ou se cruzem (nem paralelos nem interseccionados), pertencem às seguintes subclasses de engrenagens cilíndricas (Figura 5-14 a, b, c, d e e), cônicas (f e g) ou hiperbólicas (h, i e j). Existem também rodas dentadas não circulares para fins específicos similares aos de as cames (k).

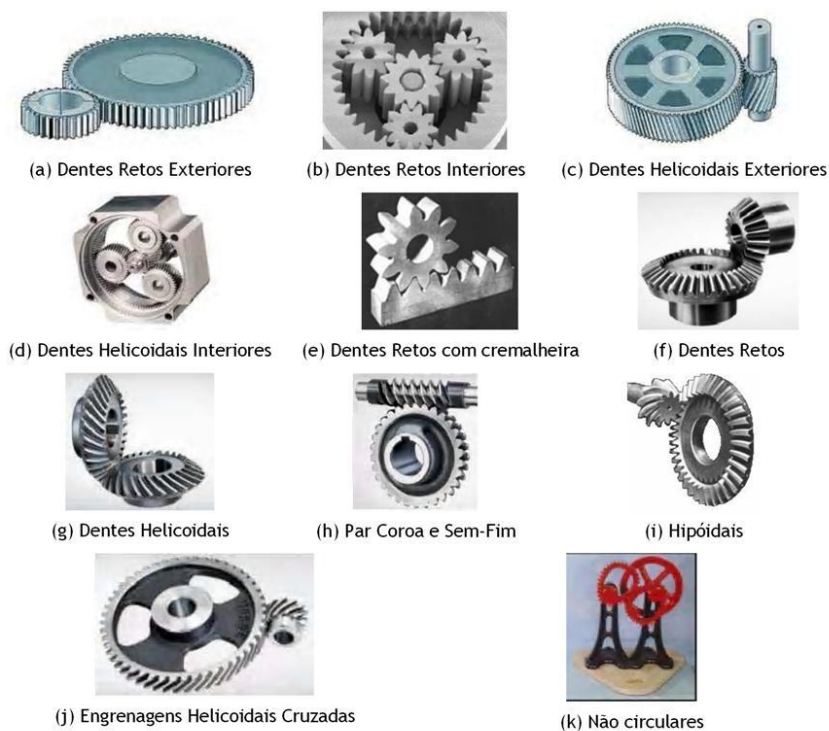


Figura 5-14. Exemplos de engrenagens

A lei fundamental do engrenamento diz que as linhas normais ao perfil dos dentes em todos os pontos de contacto devem sempre passar por um ponto fixo na linha do centro, chamado de ponto primitivo, com o fim de manter constante a razão das velocidades angulares das engrenagens (ver Figura 5-15). A curva envolvente satisfaz esta lei da engrenagem e é a utilizada com maior frequência no perfil dos dentes de engrenagens. Frequentemente é também utilizada uma combinação das curvas envolvente e cicloide, para evitar interferência. Nesta forma composta, aproximadamente o terço central do perfil tem forma envolvente, enquanto o resto é cicloidal.

De entre os tipos de engrenagens para eixos paralelos que são fabricados, este estudo considera a utilização de engrenagens de tipo helicoidal, tanto simples como duplas, e o de engrenagens rectas de alta razão de contacto, *High Contact Ratio Spur* (HCR) (ver Figura 5-16). Fixa-se a amplitude da face e a distância entre centros, enquanto os outros parâmetros da engrenagem variam para atingir a melhor solução de compromisso em cada caso. Para o estudo considera-se o comportamento destes três tipos de engrenagens ao criar esforços de contacto, esforços flexores e devidos à temperatura.

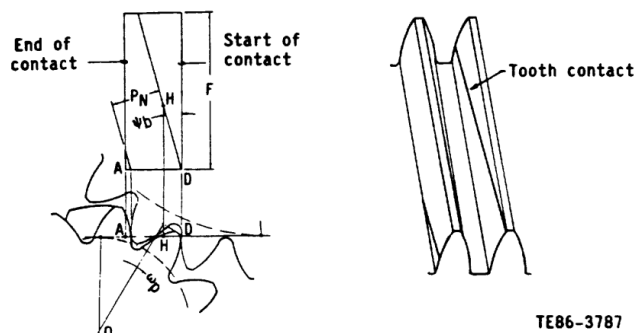


Figura 5-15. Linha de contato em dentes helicoidais. (NASA-CR-179625)

Todos estes tipos de engrenagens originam a distribuição das cargas entre os dentes, para conseguir níveis menores de vibração e aumentar a resistência mecânica dos mesmos. Os níveis menores de vibração ajudam no aumento da fiabilidade da caixa devido às cargas dinâmicas inferiores sobre os componentes estruturais do redutor. Os de tipo helicoidal conseguem este efeito mediante o ângulo da hélice e os HCR com o contacto simultâneo do maior número de dentes.

O tipo HCR utiliza dentes de perfis mais esbeltos com um ângulo de pressão inferior para conseguir melhores relações de contacto, tendo maiores momentos flexores nos dentes e portanto maiores esforços flexores de rotação para a mesma carga no

topo. Os esforços sobre este tipo de dentes serão menores devido a que a carga total é repartida entre um maior número de pontos de contato, o que nos permitiria obter rodas mais duradouras para a mesma largura de face ou, ao contrário, menores largura de face para ciclos de vida similares (o qual resultaria numa caixa mais leve).

Durante as provas feitas, as engrenagens de tipo helicoidal mostraram-se muito similares nas três categorias.

Verificou-se contudo que a redução de carga usual dos HCR não compensa a perda de resistência originada pela esbelteza dos dentes maior, que propicia a fratura destes na zona do extremo quando resultam demasiado pontiagudos; também, a velocidade de deslizamento maior deste dentado aumenta muito em relação aos outros a temperatura; de modo que as vantagens esperadas para o HCR não se tornam patententes (ver Figura 5-17).

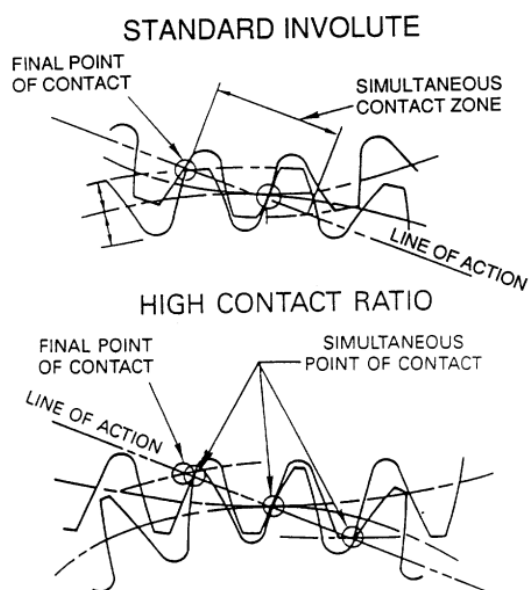


Figura 5-16. Pontos de contato simultâneos para um perfil típico de evolvente e outro de HCR. (NASA-CR-180883)

A escolha final das engrenagens de tipo bihelicoidal baseia-se numa ponderação de seis subclasses dos tipos descritos anteriormente em que a capacidade de carga (e por tanto vida útil) e as vibrações são os critérios de maior peso.

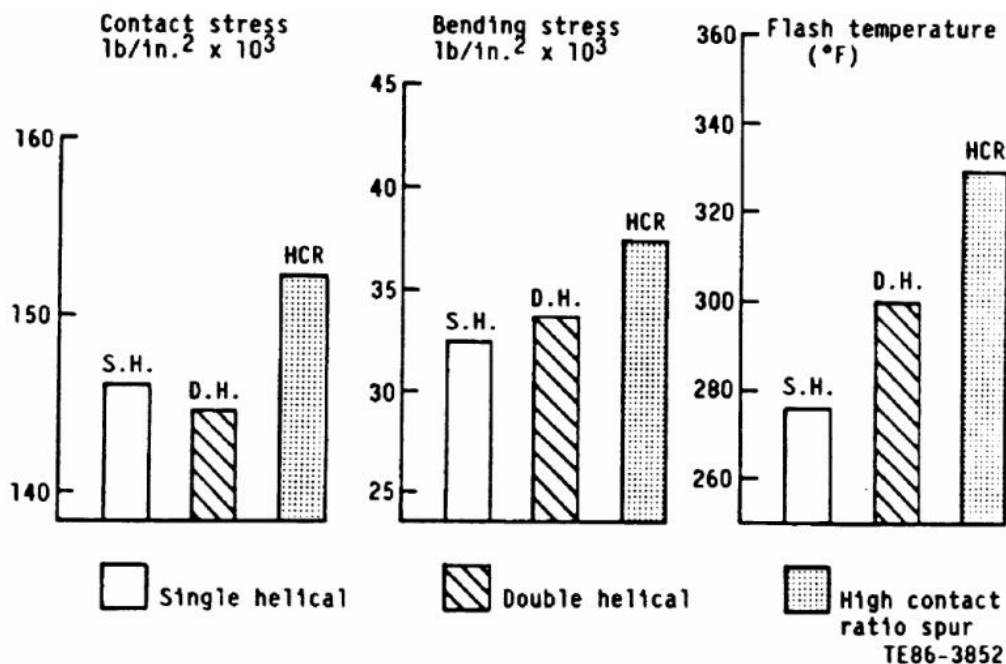


Figura 5-17. Resultados da comparação feita entre as engrenagens consideradas em as três categorias. (NASA CR-179625).

5.3 Engrenagens cilíndricas de dentes helicoidais

As engrenagens cilíndricas de dentado helicoidal são caracterizadas pelo seu dentado oblíquo em relação ao eixo de rotação. Nestas engrenagens o movimento é transmitido da mesma maneira que nos cilíndricos de dentado direito, mas estes são capazes de transmitir mais potência a velocidades superiores, são mais silenciosos e mais duradouros mas resultam mais caros de fabricar e desgastam-se mais que os direitos, necessitando portanto de mais lubrificação.

As engrenagens direitas têm a característica de que cada dente começa a engrenar bruscamente em toda a sua longitude e termina de engrenar do mesmo modo. Portanto, os pequenos erros geométricos inevitáveis no fabrico dos dentes traduz-se em pequenos choques no início do engrenamento, acompanhados do correspondente barulho. Para além disso, ao ser variável com o tempo o número de dentes em contato (i.e., para uma relação de contato de 1,7), traduz-se em variações de carga súbitas sobre os dentes (não é o mesmo que um dente suporte toda a carga que esta seja repartida entre dois); é dizer, variações bruscas da força transmitida a cada dente. Devido a isto, as engrenagens cilíndricas rectas não são adequadas para transmitir potências importantes (produzem vibrações, ruído,...).

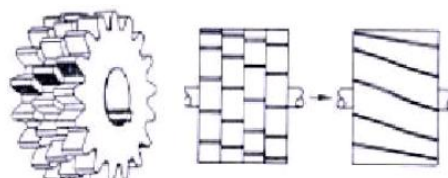


Figura 5-18. Esquema de engrenagem helicoidal como limite de sucessão de engrenagens retos infinitesimais.

Uma primeira aproximação para solucionar este problema poderia consistir em talhar dentes retos deslocados, de modo que os saltos súbitos se suavizem (ver Figura 5-18). É o que se conhece como engrenagens cilíndricas escalonadas, e o seu funcionamento é tanto mais suave quanto maior for o número de escalões em os que é talhada a engrenagem. A ideia das engrenagens helicoidais surge assim como o passo ao limite das engrenagens escalonadas, onde os saltos são tão pequenos (infinitesimais) que há continuidade. Neles, a engrenagem dos dentes começa e termina de maneira gradual, o que se traduz numa marcha mais “suave” (menos ruído e vibrações). Ao mesmo tempo, os dentes helicoidais permitem obter, com qualquer número de dentes, uma relação de contato tão grande como se desejar.

Devido à sua forma própria, os dentes helicoidais induzem cargas axiais que nos dentes rectos não existiam; quando estas cargas resultam inapropriadas é conveniente recorrer a engrenagens helicoidais duplas, consistindo em duas engrenagens helicoidais simples montadas sobre o mesmo eixo, mas com as hélices encontradas, de modo que ambos criem cargas axiais opostas que se anulem. Os dentes das duas engrenagens formam uma espécie de V. Este tipo de engrenagens foram inventados por o fabricante de automóveis francês André Citroën.

Um engrenagem de hélice dupla tem unicamente metade do erro de deslizamento que o de uma hélice simples ou de engrenagem recta. Toda a discussão relacionada com as engrenagens helicoidais simples (de eixos paralelos), é aplicável às engrenagens helicoidais duplas, à excepção que o ângulo do hélice é geralmente superior para os helicoidais duplos, devido a não existir tracção axial.

Nomenclatura

As engrenagens helicoidais têm dois passos relacionados, um no plano de rotação e outro no plano normal ao dente, para além do passo axial (ver Figura 5-19).

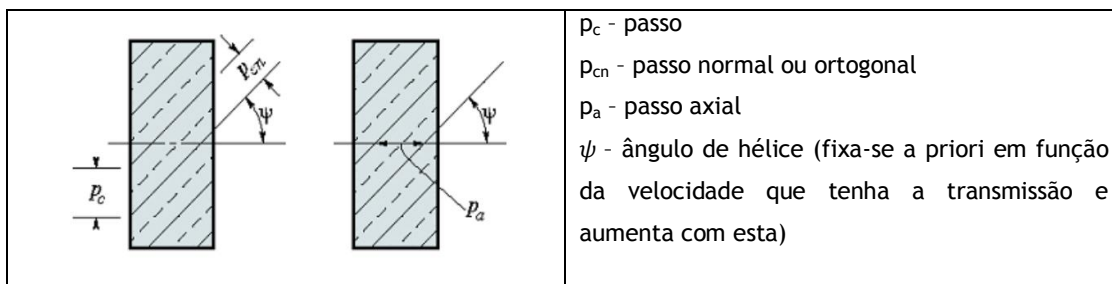


Figura 5-19. Passos das engrenagens helicoidais

$$p_{cn} = p_c \cdot \cos \psi$$

$$p_a = \frac{p_c}{\tan \psi} = \frac{p_{cn}}{\sin \psi}$$

Nas engrenagens helicoidais podem ser caracterizados três ângulos diferentes, que influem na definição geométrica e na distribuição das forças (ver Figura 5-20). Estes ângulos são:

- O ângulo de hélice ψ .

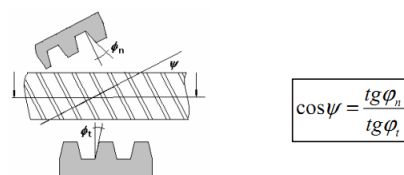


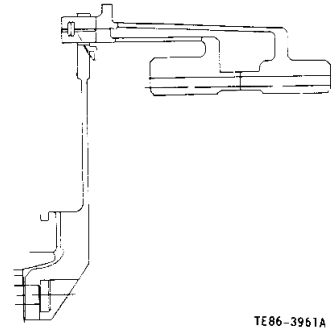
Figura 5-20. Ângulos em dentes helicoidais.

- O ângulo de pressão na direcção normal ϕ_n .
- O ângulo de pressão na direcção tangencial ϕ_t .

Estas engrenagens são caracterizadas pelos sistemas de normalização mediante os parâmetros seguintes:

- Ângulo de pressão normal.
- Ângulo de hélice.
- Módulo (ou diametral pitch).

A escolha do dentado tipo bihelicoidal origina uma nova limitação estrutural: para que o acoplamento do trem resulte possível será preciso que pelo menos uma das rodas esteja composta de duas peças independentes, cada uma das quais portará o dentado helicoidal em sentido oposto à outra (ver Figura 5-21). No nosso caso, a roda será a engrenagem anel, a qual ficará dividida em anel exterior e interior, referindo-nos à acoplagem destas peças com o eixo de saída e tendo estas o mesmo diâmetro primitivo.



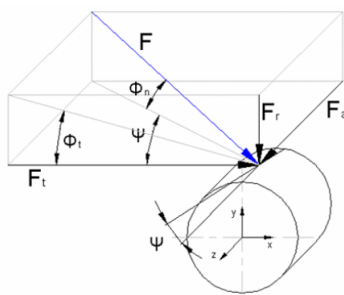
TE86-3961A

Figura 5-21. Acoplamento da engrenagem anel com seu eixo de saída. (NASA-CR-179625)

5.4 Condições de semelhança

5.4.1 Imposições de projeto

Impõe-se como parâmetro de projecto para a caixa o tamanho máximo que permissível, restringindo assim o raio da engrenagem anel (que condicionará o seu número de dentes) e fixando este modo o dado de partida que configure a geometria do resto dos componentes do redutor. Não entanto, para obter uma semelhança mecânica plausível existem muitos fatores que deverão ser tidos em consideração.



$$F_r = F \sin \phi_n$$

$$F_t = F \cos \phi_n \cos \psi$$

$$F_a = F \cos \phi_n \sin \psi$$

$$F_r = F_t \tan \phi_n$$

$$F_a = F_t \tan \psi$$

$$F = \frac{F_t}{\cos \phi_n \cos \psi}$$

Figura 5-22. Descomposição de forças em engrenagens helicoidais.

O número de dentes da engrenagem coroa é função do passo de seu dentado, é este por sua vez é o dos esforços que suporta, sendo estes últimos consequência da força à qual a engrenagem é submetida para lhe imprimir o movimento de rotação que será responsável da transmissão de potência. Em caso de

dentes de tipo helicoidal, a força aplicada se divide nas componentes axial, tangencial e normal, que causam sobre a roda esforços axiais, flexores e de contacto (ver Figura 5-22).

O cálculo dos esforços sobre o dente, pode conseguir-se mediante expressões que relacionem a decomposição de forças em função dos ângulos, outros fatores da geometria do dente (como são a sua altura, ...) e as características próprias do material utilizado (módulo de elasticidade, coeficiente de Poisson, ...) e tratamentos feitos sobre estes (ver Figura 5-23).

Há métodos analíticos concebidos para obter a forma óptima do dentado, assim como expressões matemáticas e recursos informáticos desenvolvidos por organismos normalizadores (AGMA, ISSO, DIN, ...) para calcular esforços e controlar a eleição de parâmetros em função destes.

Todos os métodos consultados requerem a utilização de grande número de factores (de forma, de tamanho, de distribuição da carga, ...) que a sua vez dependem de outras variáveis, de modo que a obtenção das magnitudes necessárias para uma estimacão realista

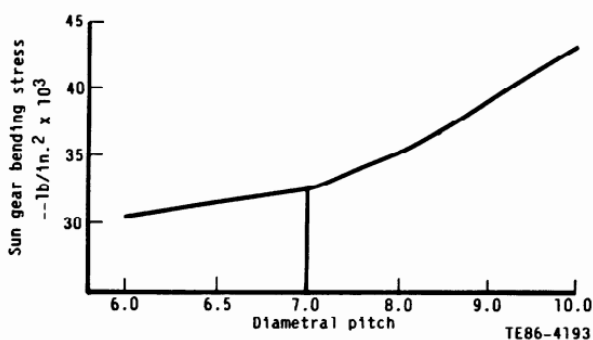


Figura 5-23. Eleição das dimensoes do dentado em função dos esforços flexores suportados pela engrenagem sol, que resulta ser a de menor tamanho e a que suporta maiores cargas. (NASA CR-179625)

do módulo do dentado ficam fora do alcance do estudo realizado.

Ante esta dificuldade e com as possibilidades que os dados enunciados nas informações técnicas conhecidas do modelo, optar-se-á pela aproximação mais pessimista, que consistirá em adoptar exactamente o mesmo módulo que aqueles redutores utilizam. Desta maneira consegue-se uma robustez para o dentado muito superior à que realmente se necessita, já que a

resistência dos dentes projectados é capaz de transmitir uma potência de 13 000 hp, o que reduz as combinações de dentado possíveis para o nosso redutor, mas nos assegura a tolerância aos esforços submetidos.

Assim, fixam-se como parâmetros de projecto para o dentado os seguintes:

Diametral Pitch (in ⁻¹)	7	Ângulo de pressão normal	22,5°
Módulo (in)	0,14285714		
Módulo (mm)	3,62857143	Ângulo do hélice	26°

Restrições geométricas:

Raio máximo da engrenagem coroa	120 mm (aproximadamente 85% R toma)
Número de dentes da engrenagem coroa	66

Restrições por exigências da aplicação:

$$i = 1 + 2 \cdot \frac{r_5}{r_2} = 1 + 2 \cdot \frac{Z_5}{Z_2}$$

Onde a causa das velocidades de rotação do eixo de entrada e dos hélices, e atendendo à transmissão de binário:

$$8,3 < i < 8,6$$

Semelhança geométrica:

A própria configuração exige que a combinação de dentes eleita seja tal que a diferença entre o número de dentes do anel exterior e o da engrenagem central resulte ser um número par, cujo valor será o dobro do dos dentes das engrenagens planetárias.

$$2r_3 = r_5 - r_2 \qquad 2Z_3 = Z_5 - Z_2$$

Atribuindo as condições já enunciadas e fazendo uma estimacão para relaoes de transmissão entre 8 e 9, são obtidas unicamente duas possibilidades para a combinao $Z_{sol}/Z_{planetas}/Z_{coroa}$ (ver Figura 5-24):

16/25/66 e 18/24/66

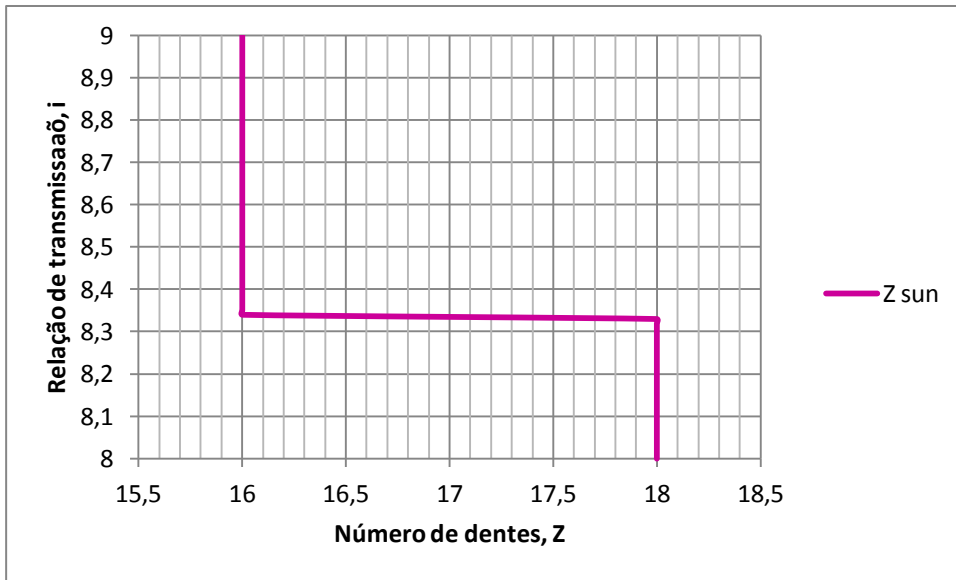


Figura 5-24. Dentes possíveis para a engrenagem sol em funo da relao de transmissão.

Para além disso, verifica-se que para este tipo de configurao, o número de engrenagens planetárias deverá ser divisor exacto do valor resultante da soma dos dentes das engrenagens sol e coroa.

$$Z_2 + Z_5 = N \cdot n^{\circ}planetas, \forall N \in \mathbb{N}$$

Deste modo a configurao escolhida são pode ser 18/24/66 (ver Figura 5-25), com quatro engrenagens planetárias que nos dão uma relao de transmissão de $i = 8,33$.

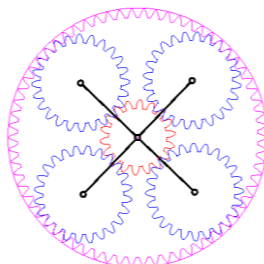


Figura 5-25. Denteado final do redutor. (Simulador de mecanismos)

5.4.2 Estimação do peso

Rodas dentadas:

A largura do dente das engrenagens conserva-se, já que este foi fixo atendendo principalmente às limitações exigidas pela separação necessária entre rolamentos e os processos de fabricação do dentado. O estudo realizado no NASA CR-179625 sobre os materiais é adoptado integralmente, mantendo todas as escolhas sobre alheações e portanto as suas densidades (ver Figura 5-26).

Summary of materials used in the AGBT gear system.

Planet gears and sun gear	CBS 600
Speed controlling gear train gears	AISI 9310
Ring gears	EMS 64500
Planet, carrier, and input bearings	M50 and M50-NiL
Prop shaft bearings	CBS 600
Speed controlling gear train bearings	Existing
Housing, cover, and inner support	C355.0-T7
Planet carrier	4130
Shafts	EMS 64500 and 4340
Flexible diaphragm	4340
Miscellaneous alloy steel details	4130
Miscellaneous stainless steel details	347SS

Figura 5-26. Resumo de materiais utilizados em o redutor do Allison. (NASA CR-179625)

Desta forma, o peso das rodas à escala relaciona-se com o peso das engrenagens no modelo original da seguinte forma:

$$W' = k \cdot W \quad , \text{ onde: } \quad k = \frac{R'^2}{R^2} \quad \text{ e } \quad R = \frac{M \cdot Z}{2} .$$

São obtidos os seguintes resultados:

Tabela 5-2. Configuração final da caixa redutora

AGBT gear system						
	Quant.de	Peso unitário (lb)	Peso unitário (kg)	Peso total (kg)	Z	R (mm)
sol	1	8,938	4,057852	4,057852	36	65,31
planetas	4	16,04	7,28216	29,12864	48	87,09
aneis interior	1	25,2	11,4408	11,4408	132	239,49
aneis exterior	1	23,55	10,6917	10,6917	132	239,49

Modelo a escala						
	Quant.de	Z	R (mm)	k	Peso unitário (kg)	Peso total (kg)
sol	1	18	32,65714286	0,25	1,014463	1,014463
planetas	4	24	43,54285714	0,25	1,82054	7,28216
aneis interior	1	66	119,7428571	0,25	2,8602	2,8602
aneis exterior	1	66	119,7428571	0,25	2,672925	2,672925

Portaplanetas, rolamentos e eixos:

O projecto dos rolamentos e eixos de entrada é entravado novamente por estudos extensos sobre as cargas produzidas numa série de pontos que resultam críticos nos diferentes planos e direções de preferência, que se baseiam neste caso nos dados fornecidos pelo fabricante de hélices (Hamilton Standard) e em outros dependentes da potência produzida pela planta motora e a turbina livre.

Para estes elementos parece lógico assumir um factor geométrico similar ao aplicado para as rodas dentadas, o qual incluía a suposição de que as dimensões dos componentes do redutor diminuem unicamente no plano perpendicular à direção de rotação para o modelo à escala. De forma análoga, só modificamos as magnitudes radiais conservando as larguras ou profundidades dos elementos para garantir que temos uma estimação pessimista do seu peso (ver Figura 5-27).

Com tudo isto obtemos um dimensionamento com segurança de que temos a resistência necessária para o suporte das cargas de funcionamento.

<u>Carrier assy**</u> (including spacers)	1	115.028	115.028
<u>Bearings**</u>			
Prop	2	45.298	90.596
Planet (rollers/cage/inner race)	4	12.730	50.920
Carrier-ball	1	7.270	7.270
Carrier-roller	1	4.120	4.120
Input	2	6.592	<u>13.184</u>
			166.090
<u>Shafting**</u>			
Prop	1	64.400	64.400
Input	1	10.540	10.540
Sun gear	1	8.511	8.511
Flex diaphragm	1	27.275*	<u>27.275</u>
			110.726

Figura 5-27. Resumem de pesos em lbm modelo de para o quatro planetas. O peso do diafragma resulta de um processo de cálculo em vez de uma medição directa. (NASA-CR-179625)

De esta forma obtemos:

	AGBT gear system		modelo a escala
	peso libras	peso kg	peso kg
portaplanetas	115,028	52,222712	13,055678
rolamentos	166,09	75,40486	18,851215
eixos	110,726	50,269604	12,567401

Cárter e outros:

Devido a que os dados técnicos do modelo construído por Allison estava destinado em todo momento a ser testado em banco, os dados disponíveis para o conjunto e pesos do cárter e o sistema de lubrificação não são representativos daqueles que teria um redutor concebido para ser testado em voo.

A eficiência do sistema de lubrificação é um factor crítico no rendimento mecânico da caixa redutora, e é especialmente importante a escolha cuidadosa do lubrificante, atendendo às suas características (viscosidade, temperatura,...).

A estimação do peso destes elementos completar-se-á a partir dos dados disponíveis para redutores que apresentem áreas frontais similares.

5.5 Conclusões

Como anteriormente referido, o peso total estimado para o redutor é apresentado na Tabela 5-3.

Tabela 5-3. Peso total estimado para o redutor

	peso kg
sol	1,014463
planetas	7,28216
anel exterior	2,8602
anel interior	2,672925
portaplanetas	13,055678
rolamentos	18,851215
eixos	12,567401
cárter e outros	
TOTAL	58,304042

A informação disponível sobre os estudos existentes deste tipo de hélices é escassa, e ainda quando pode fornecer orientação acerca do rendimento que obtêm para a transmissão de trabalho com o ar a elevados números de Mach, proporciona-nos a descrição sobre os métodos de dimensionado ou projeto das pás ou do seu conjunto. Isto impossibilita a estimação de diâmetros e pesos que seria necessária para o balanço final da mudança realizada.

Um dimensionamento inicial das hélices daria continuidade ao estudo das cargas produzidas nas suas pás e da transmissão de estas aos eixos de saída da caixa redutora (ver Figura 5-28). Conhecer os esforços a que o eixo é submetido iria permitir-nos um estudo

mais coerente para as engrenagens, rolamentos e eixos. Esta análise mais correcta, poderia conseguir diminuir o peso do redutor proposto e daria os dados de partida para o sistema de lubrificação.

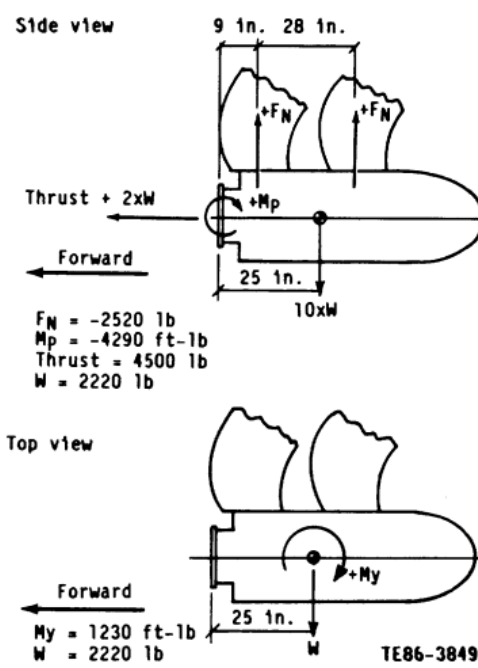


Figura 5-28. Momentos criados pelas hélices sobre os eixos. (NASA-CR-179625)

A Figura 5-29, mostra as características próprias dos hélices que foram tomadas como dados de partida para o desenvolvimento do redutor de cinco planetas de PW (NASA-CR-180883), que são os de menor tamanho encontradas.

Configurational:	Start of Design	Revised Data
Prop diameter, m (ft)	3.5 (11.6)	3.35 (11.0)
Blade type/number	SR-7/6x6	SR-7/6x6
Blade weight, airfoil + attachment, kg (lb)	29 (64)	22.7 (50)
Tip speed, m/sec (FPS)	229 (750)	197 (645)
Maximum oil temperature, °C (°F)	177 (350)	177 (350)
Prop Loads (Normal):		
Prop weight, kg (lb)	1,179 (2,600)	1,095 (2,414)
1P moment (scalar sum), SLTO, Nm (ft-lb)	8,257 (6,090)	3,539 (2,610)
1P shear, SLTO, kg (lb)	1,828 (4,030)	835 (1,840)
Gyro moment at 1 rad/sec, Nm (ft-lb)		
	Fwd	20,202 (14,900)
	Aft	20,202 (14,900)
	Net	0 (0)
Maximum torque, Nm (ft-lb)	Fwd (carrier)	38,747 (28,578)
	Aft (ring gear)	31,826 (23,474)
Thrust, Takeoff Static Conditions, N (lb)		84,516 (19,000)
At 0.2 Mn, N (lb)		72,951 (16,400)
Reverse thrust, At 0.2 Mn, N (lb)		60,051 (13,500)
At 0 Mn (approximately), N (lb)		8,896 (2,000)

Figura 5-29. Características da hélice desenhada por Stupino. (NASA-CR-180883)

Tomando estes dados como definitivos (i.é., acoplado diretamente estas hélices ao redutor projectado) estaríamos acrescentando mais de 1 tonelada de peso a uma aeronave cujo peso máximo de descolagem não excede os 8000 kg.

Para além disso, estaríamos a colocar umas hélices com 3,35 m de diâmetro na parte traseira da fuselagem de um jacto que tem a altura máxima na cauda de 4,67 m com os correspondentes problemas de distâncias entre o chão e a fuselagem. A reforma correspondente das estruturas portadoras das gondolas resultaria como o inconveniente mais preocupante à desestabilização da aeronave.

6 Capítulo. Resumo das mudanças

6.1 Dados iniciais

As escolhas de dimensionamento assim como as limitações impostas ajustam-se aos dados disponíveis do motor original, de forma a que as variações de pressão dos compressores resultem inalteradas. O caudal mássico de ar de admissão do turbojato é exatamente o fluxo primário do turbofan FJ44-4A. Como condições de voo adoptam-se as características de cruzeiro correspondentes aos dados de tracção publicados por o fabricante (ver Tabela 3-5). Para os parâmetros característicos dos componentes e das caixas de acessórios tomaram-se valores típicos. As variáveis de entrada são apresentadas na Tabela 6-1.

Tabela 6-1. Variáveis de entrada utilizadas para o processo de cálculo.

Variáveis de entrada			
Condições do voo		Funcionamento dos componentes	
Po (Pa)	30089,57908	η_r	1
M	0,72	$\pi d \max$	0,98
To (k)	228,714	ecL	0,93
Maire(g/mol)	28,96	ecH	0,95
Ru (J/mol.k)	8,31447	η_b	0,98
γ_c	1,4	etH	0,96
γ_t	1,35	etL	0,97
Cpc (kJ/kg.k)	1,004	etLivre	0,98
Cpt (kJ/kg.k)	1,107	π_n	0,98
Limitações de projecto		π_b	0,93
T41t	1300	Acessórios	
Escolhas de projecto		PL (kw)	90
m0 (kg/s)	6	η_{cajaL}	0,87
δ	0,01	η_{mL}	0,89
β	0,05	PH (kw)	200
ϵ_1	0,02	η_{cajaH}	0,87
ϵ_2	0,03	η_{mH}	0,9
π_{cb}	4	$\eta_{mejelibre}$	0,89
π_{ca}	3,2	η_g	0,993
hPR(kJ/kg)	42800	η_{prop}	0,83

6.2 Análise de resultados

6.2.1 Análise paramétrica

Na Tabela 6-2 são apresentados os resultados de cálculo relativamente ao turbojacto e turboprop.

Tabela 6-2. Resultados de cálculo para o turbojacto e turboprop.

TURBOJATO		TURBOPROP	
P _{9t} /P ₀	4,58660356	P _{9t} /P ₀	1,297286825
M ₉	1	M ₉	0,631585232
v _{9/a0}	1,75749692	v _{9/a0}	0,990874231
F/m ₀ (kN/(kg/s))	0,58419407	F/m ₀ (kN/(kg/s))	0,982793889
W/m ₀ (kw/(kg/s))	127,477303	W/m ₀ (kw/(kg/s))	214,4559849
S (kg/kN*s)	0,03178887	S (kg/kN*s)	0,018895993
Sp (kg/kw*s)	0,00014568	Sp (kg/kw*s)	8,65952E-05
η _T	0,16038248	η _T	0,269812601
η _P	1,05630953	η _P	0,832992375
C _c	0,55514496	C _c	0,08331138
C _{prop}	0	C _{prop}	0,596160436
C _{tot}	0,55514496	C _{tot}	0,933924371
F (kN)	3,5051644	F (kN)	5,896763336
		P _{prop} (kw)	1419,574932
		F _{prop}	5,399588837
		F _{core}	0,497174498

- Como consequência de adicionar uma turbina ao turbojato, origina-se uma diminuição na velocidade, pressão e temperatura dos gases à saída; a tubeira passa de bloqueada ($M_8=1$) a não bloqueada ($P_0=P_9$).
- Para a configuração óptima, a variação de temperaturas resulta tal que proporciona aos hélices uma potência (P_{prop}) de 1420 kw, que ofereceram 5,39 kN de tracção em comparação aos 0,50 kN oferecidos pelo jacto de saída (91,6-8,4%).
- O coeficiente de transferência de trabalho do jacto de saída diminui desde 55,5% até ao valor de 8,3%, valor típico para os motores turboprop; não entanto, o coeficiente de transferência total de trabalho do turboprop, aumenta em 37,8% em relação ao do turbojacto e melhora o rendimento termodinâmico⁹ do seu ciclo em 68%, enquanto que a eficiência propulsiva¹⁰ decresce em 21%.

⁹ O rendimento termodinâmico ou térmico de um turbohélice é definido como quociente entre a potência total produzida pelo motor e a energia contida no combustível consumido. O incremento reflexa o aumento da potência produzida para o mesmo consumo de combustível.

¹⁰ A eficiência propulsiva de um turbohélice é definida como o quociente entre a potência utilizada para produzir potência propulsiva para o avião e a energia total disponível. A diminuição deve-se a que foi conseguido aumentar a energia disponível do ciclo.

6.2.2 Tracção e consumo específico

Na Tabela 6-3 apresentam-se os dados do turbofan original sobre o qual são feitas as modificações, o turbojato intermédio e o turboprop resultante.

Tabela 6-3. Resultados de cálculo para o turbojato e turboprop, e valores originais to FJ44-4A.

	FJ44-4A	TURBOJATO	TURBOPROP
F (N)	2668,8*	3505,164401	5896,763336
m_0 (kg/s)	32	6	6
S (kg/kN*s)	0,02107*	0,031788866	0,018895993

*dados publicados por o fabricante.

Ao fazermos uma comparação com o turbojato base, observamos uma diminuição importante no consumo de combustível quer no turbofan quer no turboprop. No entanto, no turbofan a tracção é inferior, enquanto que no turboprop aumenta consideravelmente o inicial. Isto é devido ao maior bypass do motor propfan (teoricamente pode ser encarado como um turbofan de razão de bypass infinita), que lhe permite movimentar uma maior massa de ar com menos resistência.

Resumindo, em relação ao motor original, o projectado obtém um aumento de tracção de 120% (5896 N frente aos 2668 N do FJ44-4A), com uma diminuição em o consumo de combustível de um 10% (2,17401 mg/kN*s).

6.2.3 Diferenças construtivas

Resistência aerodinâmica frontal: a eliminação do conduto para o fluxo secundário apresenta uma diminuição considerável no diâmetro da nacelle (de 0,64 m até 0,28 m). Por outro lado, o motor propfan possui umas hélices que não foram dimensionadas. Em qualquer situação espera-se que a resistência aerodinâmica que estas ofereçam seja menor do que a produzida pela gôndola original. Neste sentido é necessário dimensionar as hélices e calcular a sua resistência instalada.

Estrutura portadora traseira da fuselagem: a estrutura traseira da fuselagem deverá de ser substancialmente modificada, devido as diferenças de peso e dimensões entre ambos tipos de motores. O aumento do peso, requer que seja feito um reforço nas estruturas portadoras com novas nervuras e materiais mais resistentes aos esforços de tração e flexão. Também se deverá assegurar a união do motor com a estrutura. Por outro lado, o maior diâmetro do motor propfan (ao contar com os hélices) tornará necessário um redimensionamento das estruturas portadoras para evitar o choque das pás com a fuselagem.

Pesos adicionais: o peso do FJ44-4A sem óleo é 650 kg. Para a caixa redutora foi estimado um peso aproximado de 60 kg seca, mas foi impossível estimar de forma realista do peso dos hélices. Esperasse que os novos elementos (turbina, redutor e hélices) apresentem um peso maior que o dos elementos retirados (carenado, fan). Este aumento total no peso da

planta de potência, afectará fortemente a estabilidade da aeronave tornando necessário o redimensionamento das suas superfícies sustentadoras assim como do trem de aterragem.

Sistema de controlo de passo do hélice: este sistema encarrega-se de modificar o ângulo que as pás do hélice formaram com a corrente incidente, permitindo manter a relação revoluções-tracção constante. Adiciona peso e complexidade à configuração adicional.

Sistema de lubrificação: este sistema sofrerá numerosas modificações. Será necessário, aumentar o tamanho dos depósitos de óleo para satisfazer o aumento das necessidades, assim como a utilização de radiadores de óleo (Oil Coolers) devidamente redimensionados. Também será requerida uma bomba adicional, que se encarregue de fazer chegar o óleo a cada uma das partes móveis do novo sistema de redução de velocidade de rotação do hélice para diminuir a sua fricção e temperatura.

6.2.4 Diferenças operacionais

Aumento de Mach de cruzeiro: a tracção adicional obtida devido aos novos hélices propfan, oferece-nos a opção de aumentar o Mach de voo do avião para o mesmo consumo, o que se traduz em tempos de voo menores. Deste modo, a transformação proposta apresenta para a aplicação uma importante vantagem competitiva.

7 Capítulo. Conclusões

O estudo termodinâmico realizado para a transformação de um motor turbofan em motor propfan, prevê importantes melhorias na tracção produzida para o mesmo consumo específico e oferece à aeronave a possibilidade de aumentar a velocidade de cruzeiro.

O facto de não existirem estudos documentados para hélices de tipo propfan de pequeno diâmetro, faz com que a análise final da aplicação resulte incompleta. Em relação à análise final, é necessário também dimensionar as hélices e estudar as cargas produzidas por elas por forma a reajustar e finalizar o dimensionamento da caixa redutora.

O turboprop apresenta uma concepção mais complexa, maior área frontal e é mais pesado do que o turbofan, pelo que a estrutura de suporte deverá ser também maior e robusta. Será necessário um estudo aerodinâmico e de estabilidade da nova aeronave.

É necessário refinar o projecto preliminar, podendo melhorar-se características como o peso e rendimentos dos componentes e do seu conjunto.

Bibliografía

Arthur G. Erdman, G. N. *Diseño de Mecanismos, Análisis y Síntesis, 3rd Ed.* Pearson.

B. Magliozzi, D. B. *Propeller and Propfan Noise* . Hamilton Standard Division.

Bowles, M. D. (2010). Advanced Turboprops and Laminar Flow, Chapter 5. In M. D. Bowles, *The Apollo of Aeronautics: NASA's Aircraft Energy Efficiency Program 1973-1987* (p. 111-136). Washington, DC: NASA SP-20546: National Aeronautics and Space Administration.

D. C. Howe, C. V. *AGBT Advanced Counter Rotating Gearbox Detailed Design Report (NASA CR-180883)*. Lewis Research Center.

Dowson, M. D. (1998). The Advanced Turboprop Project: Radical Innovation in a Conservative Environment. In B. a. Dowson, *Engineering Science to Big Science: The NACA and NASA Collier Trophy Research Project Winners* (p. 321-343). Washington, DC: NASA SP-4219: Pamela E. Mack.

Dr. R. McDonald, B. W. (2009). *VERDE*. CALIFORNIA POLYTECHNIC STATE UNIVERSITY, SAN LUIS OBISPO.

Edward A. Rothman, G., & John A. Violette, G. (1988). *Brevetto n. 4,730,985*. United States.

Faires, V. M. *Diseño de Elementos de Máquinas*. Montaner y Simon, S.A.

J. S. Vanderover, K. D. *Analysis of a Contra-Rotating Propeller Driven Transport Aircraft*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Clarkson University, Potsdam, New York, 13699-5725.

Jack D. Mattingly, W. H. *Aircraft Engine Design*. AIAA Education Series.

Jackson, A. J. (2009). *OPTIMISATION OF AERO AND INDUSTRIAL GAS TURBINE DESIGN FOR THE ENVIRONMENT* . CRANFIELD UNIVERSITY.

Joseph Edward Shigley, L. D. *Mecánica, Diseño en Ingeniería*. McGraw-Hill.

Krishna Rao V. Kaza, M. H. (1988). *Aeroelastic Response of Metallic and Composite Propfan Models in Yawed Flow*. National Aeronautics and Space Administration, Lewis Research Center, Cleveland, Ohio 44135-3191.

Mattingly, J. D. (1996). *Elements of Gas Turbine Propulsion*. McGraw-Hill.

N. E. Anderson, R. W. (1987). *Advanced Gearbox Technology (AGBT) Final Report (NASA-CR-179625)*. Lewis Research Center.

Norton, R. L. *Diseño de Máquinas*. Pearson.

Oosten, N. v. (2008). *Initial study on aircraft cruise noise*. Anotec Consulting, S.L.

Pedro, F. D. (s.d.). <http://libros.redsauce.net>. Recuperado el 01/02/2012

Piovan, D. I. (2004). *Cátedra: Elementos de Máquinas*.

Rafael Antônio, C. L. *Elementos de Máquinas e Transmissões*.

Rivera, J. C. (2002). *RUIDO DE AEROPUERTOS. ESTUDIO DEL PROBLEMA DE RUIDO EN EL AEROPUERTO JORGE CHÁVEZ, SITUACIÓN ACTUAL Y PROPUESTAS DE SOLUCIÓN*. PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ.

Schefter, J. (March 1985). New blades make the prop liners as fast as jets. *Popular Science* , 69.

Swift, G. A. (1987). *Advanced Propfan Análisis For The Family Of Commuter Airplanes*. 188-19468 Kansas Univ.

William E. Sullivan, J. E. (1984). *Large-Scale Advanced Propfan (LAP) Blade Design*. National Aeronautics and Space Administration, HAMILTON STANDARD DIVISION, UNITED TECHNOLOGIES.