



**UNIVERSIDADE
EDUARDO
MONDLANE**

FACULDADE DE ENGENHARIA

DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

CURSO DE LICENCIATURA EM ENGENHARIA MECÂNICA

RELATÓRIO DE ESTÁGIO PROFISSIONAL

**MONITORAMENTO DA CONDIÇÃO DA VIBRAÇÃO DO MOTOR DA
AERONAVE BOEING 737-700 DAS LINHAS AÉREAS DE
MOÇAMBIQUE-LAM.**

Autor: Manhique, Djidji Américo

Supervisor da empresa: Eng^o. Prosper Ntaganda

Supervisores da faculdade: Eng^o. Paxis Marques João Roque, Msc.

Eng^o. Roberto L. David

Maputo, Novembro de 2023



FACULDADE DE ENGENHARIA

DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

CURSO DE LICENCIATURA EM ENGENHARIA MECÂNICA

RELATÓRIO DE ESTÁGIO PROFISSIONAL

**MONITORAMENTO DA CONDIÇÃO DA VIBRAÇÃO DO MOTOR DA
AERONAVE BOEING 737-700 DAS LINHAS AÉREAS DE
MOÇAMBIQUE-LAM.**

Autor: Manhique, Djidji Américo

Supervisor da empresa:

Eng.º. Prosper Ntaganda

Supervisores da faculdade:

Eng.º. Paxis Marques João Roque, Msc.

Eng.º. Roberto L. David

Maputo, Novembro de 2023



**MONITORAMENTO DA CONDIÇÃO DA VIBRAÇÃO DO MOTOR DO MOTOR DA AERONAVE BOEING
737-700 DAS LINHAS AÉREAS DE MOÇAMBIQUE-LAM.**

Manhique, Djidji Américo

TERMO DE ENTREGA DO RELATÓRIO DE TRABALHO DE LICENCIATURA

Declaro que o estudante Djidji Américo Manhique entregou no dia ____/____/2023 as três cópias do relatório do seu relatório de estágio profissional com a referência: _____, intitulado: **Monitoramento da condição da vibração do Motor da Aeronave Boeing 737-700 das Linhas Aéreas de Moçambique–LAM.**

Maputo, ____ de _____ de 2023

Chefe da Secretaria

ÍNDICE

DECLARAÇÃO DE HONRA	IV
AGRADECIMENTOS	V
DEDICATÓRIA	VI
ÍNDICE DE FIGURAS	VII
ÍNDICE DE TABELAS	X
LISTA DE ABREVIATURAS UTILIZADAS	XI
RESUMO	XIII
ABSTRACT	XIV
CAPÍTULO I–INTRODUÇÃO.....	1
1.1. Problemática.....	1
1.2. Problema.....	2
1.3. Objectivo Geral	3
1.4. Objectivo específico	3
1.5. Hipóteses/Proposições.....	3
1.6. Perguntas de investigação	3
1.7. Importância ou razões que motivaram o estudo.....	4
1.8. Estrutura do trabalho	4
CAPÍTULO II–REVISÃO DA LITERATURA.....	6
2.1. Conceitos básicos	6
2.2. Motores de Turbina ou a reacção	7
2.2.1. Princípio histórico.....	7
2.2.2. Princípio de funcionamento	9
2.2.3. Tipos de Motores a reacção	10
2.2.4. Combinação de dois tipos de motores	18



2.3.	Descrição do motor a reação CFM56-7B - Caso de Estudo	20
2.3.1.	Fan e o Booster	21
2.3.2.	Cones giratórios dianteiros e traseiros (<i>Spinner Cones</i>).....	21
2.3.3.	Fan Blades.....	21
2.3.4.	Compressor de alta pressão (HPC)	22
2.3.5.	Combustor.....	22
2.3.6.	Turbina de alta pressão (HPT).....	23
2.3.7.	Turbina de Baixa Pressão (LPT).....	23
2.3.8.	Unidade de acessórios (<i>Accessory drive</i>).....	24
2.3.9.	Principais Rolamentos do Motor	24
2.3.10.	Flanges do Motor	25
2.3.11.	Caixa de engrenagens de acessórios (<i>Accessory gear box -AGB</i>)	26
2.4.	Sistema de Monitoramento de vibração aérea (AVM-System)	27
2.4.1.	Sensores de vibração.....	28
2.4.2.	Condicionador de sinal AVM	29
2.4.3.	Cálculos de vibração	30
2.4.4.	Histórico de dados de vibração do motor	30
2.4.5.	Sistema AVM BITE e histórico de falhas.....	30
2.4.6.	AEVM-Advanced Engine Vibration Monitoring	30
2.4.7.	Acesso de dados	31
2.5.	Vibração e suas causas	32
2.5.1.	Causas da Vibração.....	33
2.5.2.	Relação entre vibração, curva de tendências e a curva da banheira	35
CAPÍTULO III--CONTEXTUALIZAÇÃO DA INVESTIGAÇÃO		38
3.1.	Apresentação da empresa LAM	38



3.2.	Situação do objecto de estudo	40
3.3.	Motivo que levou a realização do trabalho	41
CAPÍTULO IV–METODOLOGIA DE RESOLUÇÃO DO PROBLEMA.....		42
4.1.	Monitoramento da condição dos motores (ECTM).....	42
4.2.	Procedimentos de Manutenção.....	44
CAPÍTULO V–APRESENTAÇÃO, ANÁLISE E DISCUSSÃO DOS RESULTADOS		49
5.1.	Apresentação e análise dos resultados	49
5.2.	Discussão dos resultados	50
5.3.	Efeito da lubrificação na redução da vibração	51
CAPÍTULO VI–CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES		52
6.1.	Conclusões	52
6.2.	Recomendações	53
BIBLIOGRAFIA		54
ANEXOS		56



DECLARAÇÃO DE HONRA

Eu, Djidji Américo Manhique declaro por minha honra que o presente trabalho final do curso é exclusivamente de minha autoria, não constituindo cópia de nenhum trabalho realizado anteriormente e as fontes usadas para a realização do trabalho encontram-se referidas na bibliografia.

Assinatura: _____



AGRADECIMENTOS

O meu profundo e colossal agradecimento ao Deus invisível, criador de todas as coisas, por tornar a minha contínua existência possível e o fôlego da vida, pela sua graça e misericórdia. Agradecer especial e sobejamente aos meus magníficos pais, que contribuíram bastante para a minha auspiciosa formação académica, pelo suporte e pelo incomensurável esforço despendido por eles, pois abdicaram de realizar parte dos seus sonhos para tornarem possível a minha formação.

O meu especial agradecimento aos meus irmãos, pelo companheirismo, força e confiança que proporcionaram a mim.

De agradecer também a minha insólita e pomposa namorada, pela força, confiança, ajuda, aconselhamento, companheirismo, proporcionados durante esta época da minha formação.

Citar nomes, estaria excluindo muita gente que de forma directa ou indirecta contribuíram durante o meu percurso, o meu “muito obrigado” aos colegas do curso.

De agradecer ao Eng^o Roberto David e ao Eng^o Paxis Roque, por se disponibilizarem, me orientarem e direccionarem, para a realização deste trabalho e por contribuírem bastante com a sua ilustre experiência no concerne a esta temática, que de certa forma, me tornou um pesquisador e crítico.

À todos os docentes do departamento de engenharia mecânica, por terem contribuído fundamentalmente para a minha formação.

Aos engenheiros da LAM, por terem me acolhido, pelos conhecimentos partilhados e por terem sido os protagonistas do meu interesse ao tema deste trabalho, e em especial, ao Eng^a Prosper Ntaganda por ajudar na realização deste trabalho e por ter se disponibilizado para minha orientação e indicação de manuais para consultas.

À LAM, pela oportunidade dada de estágio, por fazer parte desta prestigiosa companhia aérea.

Muito obrigado!



DEDICATÓRIA

À minha mãe, Adélia João Langa, por incontáveis razões para apontar o seu nome. Ao meu pai, Américo Sebastião Manhique, pelo rigor e intransigência que nos tem tratado a todos, no que concerne ao percurso académico.



ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1: Eolípila. Fonte: (Wikipédia).	7
Figura 2: Diagrama esquemático de uma turbina a gás. Fonte: (Ribeiro 2012).	7
Figura 3: Derivação do ciclo simples da turbina a gás para aplicar em propulsão aeronáutica. Fonte: (Ribeiro 2012).	8
Figura 4: Ciclo Brayton (a) no plano p-v; (b) no plano h-s; Os processos ideais são representados com traços. Fonte: (Turbinas a Gás).	8
Figura 5: Esquema simplificado de um motor Turbofan. Fonte: (Ribeiro 2012).	9
Figura 6: Diagrama de um motor turbo-jacto e seu ciclo de funcionamento. Fonte: (Fernandes at al, 2008).	11
Figura 7: Diagrama esquemático de um motor turbofan de baixo bypass. Fonte: (Fernandes at al, 2008).	12
Figura 8: Diagrama esquemático de um motor turbofan de alto bypass. Fonte: (Fernandes at al, 2008).	12
Figura 9: Motor turbofan Rolls-Royce Trent 1000. Fonte: (Fernandes at al, 2008).	13
Figura 10: Diagrama esquemático de um motor turbo-compound. Fonte: (Fernandes at al, 2008).	13
Figura 11: Diagrama esquemático de um motor turbo-hélice de veio comum. Fonte: (Fernandes at al, 2008).	14
Figura 12: (a) Propfan impulsora desenvolvida pela General Electric; (b) Propfan Progress D-27 de configuração tratora utilizada no Antonov An-70. Fonte: (Fernandes at al, 2008).	15
Figura 13: Diagrama esquemático de um motor turbo-eixo. Fonte: (Fernandes at al, 2008). ..	15
Figura 14: Diagrama esquemático de um motor estator-reactor. Fonte: Fernandes at al, 2008).	16
Figura 15: Diagrama esquemático de um motor pulso-reactor. Fonte: (Fernandes at al, 2008).	17
Figura 16: Diagrama esquemático de um motor foguete. Fonte: (Fernandes at al, 2008).	18



Figura 17: Diagrama esquemático do motor J58 para funcionamento turbo-jacto e estator-reactor. Fonte: (Fernandes at al, 2008).	19
Figura 18: Diagrama esquemático de um motor turbo-foguete. Fonte: (Fernandes at al, 2008).	19
Figura 19: Esquema descritivo do motor CFM56-7B. Fonte: (AMM Chapter 72-00-00).	20
Figura 20: Fan blades e Spinners. Fonte: (AMM Chapter 72-00-00).	21
Figura 21: Fan blades. Fonte: (Autor).	22
Figura 22: Esquema do compressor de alta pressão (HPC). Fonte: (CFM 2003).	22
Figura 23: Esquema do combustor anular duplo (DAC). Fonte: (CFM 2003).	23
Figura 24: Esquema da HPT Nozzle e LPT de estágio único. Fonte: (CFM 2003).	23
Figura 25: Esquema da turbina de baixa pressão (LPT). Fonte: (CFM 2003).	23
Figura 26: Esquema do accessory drive. Fonte: (CFM 2003).	24
Figura 27: Esquema dos principais rolamentos do motor. Fonte: (AMM Chapter 72-00-00).	25
Figura 28: Esquema das flanges do motor. Fonte: (AMM Chapter 72-00-00).	25
Figura 29: Vista do Accessory gear box-AGB no motor. Fonte: (Autor).	26
Figura 30: Componentes do accessory drive. Fonte: (AMM Chapter 72-00-00).	27
Figura 31: Esquema simplificado do AVM System. Fonte: (AMM Chapter 77-31-00).	28
Figura 32: Esquema do AVM System-Localização . Fonte: (AMM Chapter 77-31-00).	29
Figura 33: Condicionador de Sinal AVM. Fonte: (AMM Chapter 77-31-00).	31
Figura 34 Esquema funcional de sistema AVM . Fonte: (AMM Chapter 77-31-00).	31
Figura 35: Esquema descritivo do Sistema AVM. Fonte: (AMM Chapter 77-31-00).	32
Figura 36: Curva do Ciclo de Vida do Equipamento ("Banheira"). Fonte: (Fernandes, 2019)	37
Figura 37: Organograma da empresa. Fonte: (MOM)	39
Figura 38: Aeronave C9-BAQ da frota BOEING da LAM. Fonte: (Autor)	40
Figura 39: Motor modelo CFM56-7B da aeronave C9-BAQ. Fonte: (Autor)	40
Figura 40: Memória PCMCIA. Fonte: (Autor)	43



Figura 41: Lubrificante Molykote. Fonte: (Autor)	46
Figura 42: Parafusos de equilíbrio de peso do Spinner Cone traseiro. Cone removido durante os trabalhos de manutenção. Fonte: (Autor).....	46
Figura 43: Vista do motor antes da intervenção da manutenção.	47
Figura 44: (a) Remoção/instalação das platforms do fan Disk. (b) Remoção/Instalação dos Spinner cones. Fonte: (Autor).	47
Figura 45: Fan blades removidas para lubrificação e secagem. Fonte: (Autor).....	48
Figura 46: Vista do motor depois de removidas as fan blades e platforms. Fonte: (Autor).....	48
Figura 47: Gráfico de Tendência dos motores. Fonte: (ECM Report-LAM).....	49
Figura 48: Platforms defeituosas. Fonte: (Autor).....	50



ÍNDICE DE TABELAS

Tabela 1: Condições limitantes da vibração. Fonte: (ECM Manual)33



LISTA DE ABREVIATURAS UTILIZADAS

ACARS	Aircraft Communications Addressing and Reporting System
ACMS	Aircraft Condition-Monitoring System
AGB	Accessory Gearbox
AMM	Aircraft Maintenance Manual
AVM	Airborn Vibration Monitoring
BITE	Built-In Test Equipment
CDS	Central Diagnostic System
CFM	Comercial Fan Motors
DETA	Direcção de Exploração de Transportes Aéreos
DEU	Display Electronic Unit
ECTM	Engine Condition Trend Monitoring
EE	Electronic Equipment
EEC	Electronic Engine Control
FADAU	Flight Data Acquisition Unit
FFCCV	Fan Frame Compressor Case Vertical
FIM	Fault Isolation Manual
FOD	Foreign Object Damage
GSS	Ground Support Software
HDS	Horizontal Drive Shaft
HMU	Hydromechanical Unit
HPC	High Pressure Compressor
HPT	High Pressure Turbine
ICAO	International Civil Aviation Organization
IDG	Integrated Drive Generator
IGB	Inlet Gear Box
kN	Kilo Newton
LAM	Linhas Aéreas de Moçambique
Lbf	Libra-força
LPC	Low Pressure Compressor
LPT	Low Pressure Turbine
MOM	Manual de Organização da Manutenção
N1	Eixo de baixa pressão



N2	Eixo de alta pressão
PCMCIA	Personal Computer Memory Card International Association
RDS	Radial Drive Shaft
TGB	Transfer Gear Box



RESUMO

A segurança aeronáutica é um factor imprescindível no ramo aeronáutico, pois toda ocorrência relacionada com a operação de uma aeronave, entre o período em que uma pessoa embarca com a intenção de realizar voo, até o momento em que tenha nela desembarcado, que possa causar a aeronave, dano ou falha estrutural que afecte adversamente a resistência estrutural, o desempenho ou características de voo e exija substituição ou a realização de grandes reparos no componente afectado assim como perigar a vida das pessoas deve ser eliminada.

O presente trabalho perscrutou sobre o fenómeno de vibração que se verificou num motor turbofan modelo CFM56-7B, realizando conjuntamente a análise vibratória do motor em questão por meio da monitoria da condição do equipamento, e das causas que levam ao surgimento da vibração. Tratar-se-á também, num contexto aeronáutico, de algumas acções de manutenção associados à correcção deste parâmetro. A Prevenção de acidentes aeronáuticos, é um dos objetivos principais desta abordagem.

Realizou-se mais adiante, uma vasta revisão bibliográfica no que diz respeito à mecânica deste motor e seus componentes ou partes que o constituem, a variedade dos motores de turbina e sua história, o princípio de funcionamento de motores aeronáuticos, uma revisão acerca dos fenómenos vibratórios e suas causas, assim como uma revisão bibliográfica referente a técnicas de manutenção aplicáveis.

No final, apresentam-se os resultados finais do tema em questão e as conclusões obtidas.

Contudo, apresenta-se o presente relatório de estágio para aquisição do grau de licenciatura em engenharia mecânica.

Palavras-Chave:

Vibração, Motor Turbofan CFM56, Monitoramento da Condição.



ABSTRACT

Aeronautical safety is an essential factor in the aeronautical industry, as any occurrence related to the operation of an aircraft, between the period in which a person embarks with the intention of flying, until the moment in which he has disembarked on it, which may cause damage or structural failure to the aircraft that adversely affects the structural strength, performance or flight characteristics and requires replacement or major repairs to the affected component as well as endangering the people's lives must be taken away.

The present work looked at the vibration phenomenon that occurred in a turbofan engine model CFM56-7B, jointly performing the vibration analysis of the engine in question by monitoring the condition of the equipment, and the causes that lead to the appearance of vibration. In an aeronautical context, it will also be a question of some maintenance actions associated with the correction of this parameter. The prevention of aviation accidents is one of the main objectives of this approach.

A vast bibliographic review was carried out with regard to the mechanics of this engine and its components or parts that constitute it, the variety of turbine engines and their history, the principle of operation of aeronautical engines, a review of vibratory phenomena and their causes, as well as a bibliographic review regarding applicable maintenance techniques.

At the end, the final results of the topic in question and the conclusions obtained are presented. However, this internship report for the acquisition of a degree in mechanical engineering is presented.

Keywords:

Vibration, Engine Turbofan CFM56, Condition Monitoring.



CAPÍTULO I—INTRODUÇÃO

Segundo (Packer 2008), Vibração é qualquer movimento periódico, ou oscilatório, regular ou irregular de um elemento estrutural ou peça de uma máquina: movimento repetitivo a partir de uma posição de repouso, num determinado tempo. É sabido que a vibração pode danificar máquinas e estruturas, e por esse motivo, deve ser controlada e/ou mesmo isolada. E ainda, segundo este autor, na aviação, além de degradar a estrutura da aeronave, pode induzir respostas fisiológicas indesejadas nos sistemas cardiovascular, respiratório, esquelético, endócrino e metabólico, além de músculos e nervos, na execução das tarefas dos pilotos de aeronaves.

A vibração pode interferir nos sistemas controlados manualmente. O efeito da duração da exposição também pode degradar o desempenho ao longo do tempo e levar a uma disfunção sensorial suficiente para reduzir a habilidade de executar uma tarefa. (Harris e Piersol 2002, apud Packer 2008).

Para garantir a aeronavegabilidade de uma aeronave, certos parâmetros devem ser limitados dentro dos padrões estabelecidos pelas autoridades aeronáuticas, como a vibração que é o parâmetro de estudo deste trabalho.

O presente trabalho, faz análise da vibração, pelo monitoramento da condição, de um motor (motor #1-esquerda) turbofan modelo CFM56-7 do avião BOEING 737-700 C9-BAQ da LAM, no âmbito de garantir a aeronavegabilidade da aeronave, a segurança, eliminar os riscos de acidentes ou incidentes devido a vibração e ainda aumentar a confiabilidade da frota.

1.1. Problemática

A ICAO (*Internationa Civil Aviation Organization*), estabeleceu padrões internacionais e práticas recomendadas para a segurança operacional e de aeronavegabilidade das aeronaves. O anexo 19, da ICAO, prescreve os seguintes conceitos:

Acidente: uma ocorrência associada à operação de uma aeronave que, no caso de uma aeronave tripulada, ocorre entre o momento em que qualquer pessoa embarca na aeronave com a intenção de voar até o momento em que todas essas pessoas tenham desembarcado, ou no caso de uma aeronave não tripulada, ocorre entre o momento em que a aeronave está pronta para se mover com a finalidade de voo até o momento em que ela pára ao final do voo e o sistema de propulsão primário é desligado, excepto quando os danos são de causas naturais, autoinfligidos ou



infligidos por outras pessoas, ou quando os ferimentos são causados por passageiros clandestinos escondidos fora das áreas normalmente disponíveis para passageiros e tripulantes. Incidente: uma ocorrência, excepto um acidente, associada à operação de uma aeronave que afeta ou pode afetar a segurança da operação.

Segurança: O estado em que os riscos associados às atividades de aviação, relacionadas ou em suporte directo à operação de aeronaves, são reduzidos e controlados a um nível aceitável, culminando assim, em zero acidentes (ou incidentes graves).

O anexo 8 da ICAO, preconiza que condições limitantes devem ser estabelecidas para o avião, seu motor, sistemas e equipamentos.

A conformidade com os padrões desta parte deve ser estabelecida assumindo que o avião é operado dentro das limitações especificadas. As limitações devem incluir uma margem de segurança para tornar a probabilidade de acidentes muito ínfima.

Deve-se limitar faixas de qualquer parâmetro cuja variação possa comprometer a operação segura da aeronave, por exemplo. massa, localização do centro de gravidade, distribuição de carga, velocidades, temperatura do ar ambiente e altitude, entre outros, devem ser estabelecidos dentro e em conformidade com todos os padrões pertinentes.

Limitações que podem ser excedidas em voo e que são definidas quantitativamente devem ser expressas em unidades. Essas limitações devem ser corrigidas, para reduzir os acidentes ou incidentes no espaço aéreo.

Assim, condições limitantes de vibração na estrutura e componentes do avião foram estabelecidas e padronizadas dentro dos limites aceitáveis para se evitar acidentes ou incidentes no espaço aéreo, garantir a segurança durante o voo e assim se assegurar a aeronavegabilidade e confiabilidade das aeronaves.

1.2. Problema

Por objetivo a salvaguardar e a proteger as pessoas e bens, de forma permanente, actuando ao nível da prevenção de eventuais situações de risco ou ameaça à segurança, deve-se otimizar a prevenção de acidentes aeronáuticos através de ações devidamente programadas, a fim de eliminar ou reduzir a ocorrência de acidentes ou incidentes aeronáuticos.

Uma aeronave deve exercer suas funções com garantia de segurança. Sabe-se que vibração pode degradar a estrutura e/ou componentes da aeronave, por tanto, devem-se realizar intervenções de manutenção aeronáuticas com vista a evitar os danos, acidentes ou incidentes que este



parâmetro pode causar, dentro dos padrões estabelecidos pelas autoridades aeronáuticas e pelos manuais de manutenção.

1.3. Objectivo Geral

Monitorar e avaliar o fenómeno de vibração com vista a garantir condições máximas possíveis de segurança de voo da aeronave, a confiabilidade e conseqüente aeronavegabilidade.

1.4. Objectivo específico

- Analisar e diagnosticar as condições de vibração do Motor;
- Prevenir a danificação prematura do equipamento e conseqüentemente, aumentar a operacionalidade da aeronave;
- Propor acções correctivas de manutenção de modo a reduzir os custos de manutenção.

1.5. Hipóteses/Proposições

- Realizando a análise de indicadores: análise de lubrificantes e de fragmentos, trincas ou vestígios de desgaste, pode-se encontrar a causa da vibração e corrigi-la segundo o AMM;
- Realizando a Monitoria integrada de sistemas com aparelhos que alertam sobre potencial falha, pode-se encontrar a causa da vibração e corrigi-la segundo o AMM.

1.6. Perguntas de investigação

- i. Quais são as causas da vibração do motor?
- ii. Será que a frequência de vibração está dentro dos níveis aceitáveis?
- iii. Que procedimento é usado para controlar as tendências de vibração dos motores?



- iv. Quais componentes do motor são mais causadoras da vibração?
- v. O que é vibração e como ela pode afectar a operação do motor, aeronave e tripulantes?
- vi. Quão a vibração pode perigar a vida dos passageiros e tripulantes? O seu impacto quanto a segurança e sua perspectiva económica?
- vii. Até que ponto este fenómeno pode comprometer a aeronavegabilidade da aeronave?
- viii. Que procedimentos de manutenção devem ser seguidos para se solucionar o problema da vibração?

1.7. Importância ou razões que motivaram o estudo

A segurança na indústria aeronáutica é um dos critérios mais importantes a se verificar em cada utilização do equipamento ou componente aeronáutico, e com isso, garante-se a disponibilidade do equipamento, a operacionalidade e a sua aeronavegabilidade para fins comerciais/económicos da empresa.

O monitoramento de condição contínua da vibração dos motores das aeronaves, possibilita eliminar falhas, avarias e consequentes paragens das operações pela danificação do equipamento e posteriormente custos onerosos de manutenção, para a substituição do componente ou para reparação (*Overhaul*) do mesmo, por meio das práticas de manutenção preventiva. O não cumprimento das condições de monitoramento pode perigar a vida de várias pessoas a bordo da aeronave, passageiros e tripulantes, além de lesar o prestígio e a visão da companhia no que concerne ao transporte de pessoas e carga por via aérea.

O estudo da vibração e a sua aplicação em aeronaves é de extrema importância, pois possibilita uma previsão de falhas e/ou avarias dos componentes, máquina ou equipamentos, reduzindo os custos de manutenção correctiva e consequente aumento da disponibilidade do equipamento, garantindo a operacionalidade da máquina com segurança social e certificação de aerovegabilidade para fins comerciais e ganho económico da companhia aérea.

1.8. Estrutura do trabalho

Este relatório encontra-se explanatoriamente repartido pelos seguintes capítulos:



- Capítulo I – Introdução: faz-se uma breve introdução relativa ao tema do trabalho, apresentando-se a problemática do trabalho, o problema, o objectivo geral, os objetivos específicos, as hipóteses, as perguntas norteadoras da investigação, e por fim importâncias ou razões que motivaram o estudo;
- Capítulo II – Revisão de literatura: constam aqui, as revisões bibliográficas, principais conceitos, informações teóricas cruciais para o fundamento e compreensão da temática, são aqui descritas as directrizes para o apuramento dos resultados;
- Capítulo III – Contextualização da investigação: apresenta-se aqui, o estado actual da empresa, do objecto em estudo e como são desempenhas as actividades na empresa relativamente ao tema central.
- Capítulo IV – Metodologia de resolução do problema: descrevem-se aqui, os métodos utilizados e actividades desempenhadas para o êxito do objectivo primordial do trabalho, dentro das prescrições e padrões aeronáuticos;
- Capítulo V – Apresentação, análise e discussão dos resultados: são debruçados aqui os resultados do problema em estudo, a análise dos resultados, o diagnóstico, e a eficácia da acção final da manutenção;
- Capítulo VI – Conclusões e recomendações: apresenta-se aqui, o balanço final da investigação, são apresentadas as consequências lógicas obtidas com a realização do trabalho.

Constam também, como partes pós-textuais:

- Bibliografia: é apresentada toda a bibliografia usada para a realização do trabalho e sustentação do conteúdo.
- Anexos: consta aqui, o material complementar ao texto para fins de esclarecimento, são partes do manual de manutenção de aeronaves



CAPÍTULO II—REVISÃO DA LITERATURA

Para que uma aeronave permaneça em voo e com velocidade constante, deve existir um empuxo igual e em direção oposta ao arrasto aerodinâmico dessa aeronave. Esse empuxo ou força propulsora é fornecido por um motor térmico adequado. Todos os motores térmicos têm em comum a capacidade de converter energia calorífica em energia mecânica, por meio do fluxo de uma massa de fluido através desse motor. Em todos os casos, a energia calorífica é liberada em uma posição (um ponto) do ciclo onde a pressão é alta em relação à pressão atmosférica.

A força de propulsão é obtida através do deslocamento de um fluido de trabalho (não necessariamente o mesmo fluido utilizado dentro do motor), na direção oposta àquela na qual a aeronave é propelida. Isso é uma aplicação da terceira lei de Newton. O ar é o principal fluido utilizado para propulsão em todos os tipos de motores.

Em um motor alternativo, a admissão, a compressão, a combustão e o escapamento ocorrem na mesma câmara de combustão, conseqüentemente, cada uma dessas funções tem ocupação exclusiva da câmara, durante sua respectiva parte no ciclo de combustão. Uma vantagem significativa do motor de turbina a gás, contudo, é que existem secções separadas para cada função, e todas as funções ocorrem simultaneamente sem interrupção. (Dos Reis 2015).

2.1. Conceitos básicos

Aeronavegabilidade: O estado de uma aeronave, motor, hélice ou peça quando está em conformidade com seu projecto aprovado e é incondicional para uma operação segura. A capacidade de uma aeronave operar em condições seguras.

Aeronavegabilidade contínua: O conjunto de processos que garantem que uma aeronave, motor, hélice ou peça esteja em conformidade com os requisitos de aeronavegabilidade aplicáveis e permaneça em condições de operação segura durante toda a sua vida operacional.

A Aeronavegabilidade:

- Esta capacidade está “reflectida” no certificado de aeronavegabilidade concedido pela Autoridade de Aviação Competente a uma determinada aeronave.
- Este certificado permanece válido enquanto a aeronave continuar atendendo às suas especificações (*KEEPSAIRWORTHY*), que é conhecida como Aeronavegabilidade Contínua.
- A aptidão para voar com segurança durante toda a vida útil da aeronave depende de: Operações de Projeto e Fabricação, Manutenção e Reparo.



2.2. Motores de Turbina ou a reação

2.2.1. Princípio histórico

Os motores a reação surgiram, como conceito, quando Héron de Alexandria inventou a eolípila no primeiro século depois de Cristo. Este usava vapor direcionado através de dois tubos de modo a conseguir movimentar uma esfera em seu próprio eixo.



Figura 1: Eolípila. Fonte: (Wikipédia).

De uma forma geral, foi a partir deste engenho que se baseou a concepção de uma turbina a gás, que consiste num compressor acoplado a uma turbina e uma câmara de combustão entre estes dois componentes.

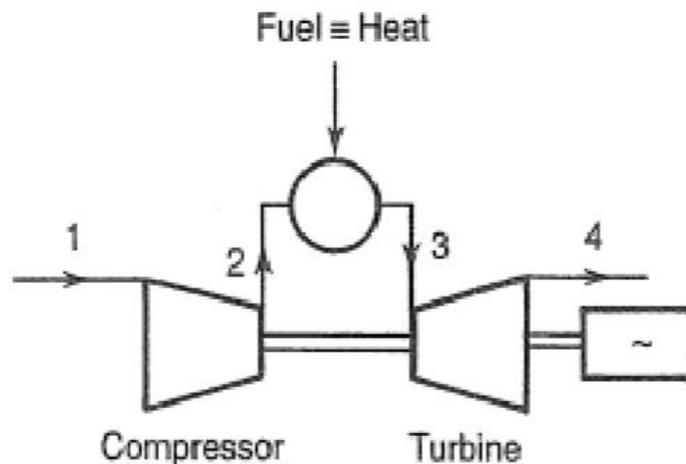


Figura 2: Diagrama esquemático de uma turbina a gás. Fonte: (Ribeiro 2012).

O grande avanço nas turbinas a gás ocorreu na época da 2ª Guerra Mundial devido a aeronáutica, que tinha necessidade de aumentar a velocidade de seus aviões e continuou com a industrialização após a 2ª Guerra, com a instalações de potência a gás.

O objectivo deste sistema é transformar o ar com pouca energia que entra pelo compressor, num gás com elevada pressão e temperatura, ou seja, com muita energia termodinâmica acumulada. Esta energia será por sua vez extraída na turbina e utilizada para diversas aplicações, nomeadamente para conduzir uma carga (alternador eléctrico, hélice propulsora de um navio, etc.) ou para produzir o impulso necessário para mover uma aeronave.

A propulsão é concretizável, através da introdução de uma tubeira à saída da turbina para converter a energia que o gás ainda contém em energia cinética, ou seja, segundo a Terceira Lei de Newton, ao acelerar o fluido na sua descarga para a atmosfera, esta derivação do ciclo simples da turbina a gás produzirá impulso. O trabalho extraído na turbina, é consumido por via mecânica para conduzir o compressor.

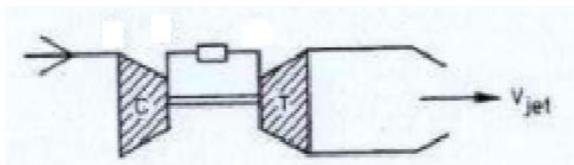


Figura 3: Derivação do ciclo simples da turbina a gás para aplicar em propulsão aeronáutica. Fonte: (Ribeiro 2012).

No caso ideal, o funcionamento de uma turbina a gás, também denominada por gerador de gases, pode ser termodinamicamente definido através do Ciclo de Brayton, onde o fluido de trabalho é comprimido isentropicamente (processo 1-2), queimado a pressão constante no interior da câmara de combustão (processo 2-3), expandido isentropicamente através da turbina (processo 3-4) e finalmente arrefecido isobaricamente até ao estado inicial.

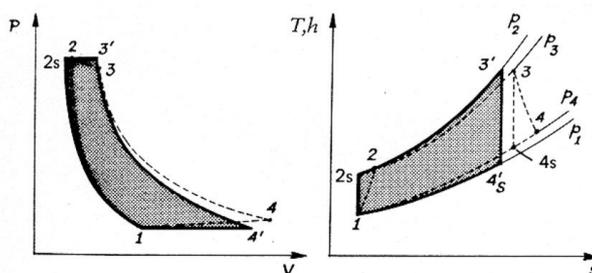


Figura 4: Ciclo Brayton (a) no plano p-v; (b) no plano h-s; Os processos ideais são representados com traços. Fonte: (Turbinas a Gás).



Inicialmente, o motor a jacto foi desenvolvido somente para uso militar. No entanto, a grande evolução tecnológica das turbinas a gás fez com que no início de 1950 surgisse a primeira aeronave civil e que este tipo de motor fosse considerado até à actualidade o motor de eleição na propulsão aeronáutica civil e militar.

No sector da aviação comercial, houve a necessidade crescente de aeronaves de grande porte com o objectivo de transportar mais passageiros e mais carga. Surgiu, portanto, a necessidade de um motor com elevada capacidade de propulsão, mas com baixos consumos de combustível e manutenção reduzida.

Foi desta forma que apareceu uma variação moderna e inovadora do ciclo simples da turbina a gás, denominada por *turbofan*, sendo inicialmente concebida para melhorar o rendimento propulsivo do motor de propulsão.

Este tipo de motor consiste basicamente na adição de uma *fan* ao motor a jacto simples, de forma a que uma parcela do caudal de ar total (*caudal bypass*) contorne o *core* do motor antes de ser expelido através de uma tubeira de escape. (Ribeiro 2012).

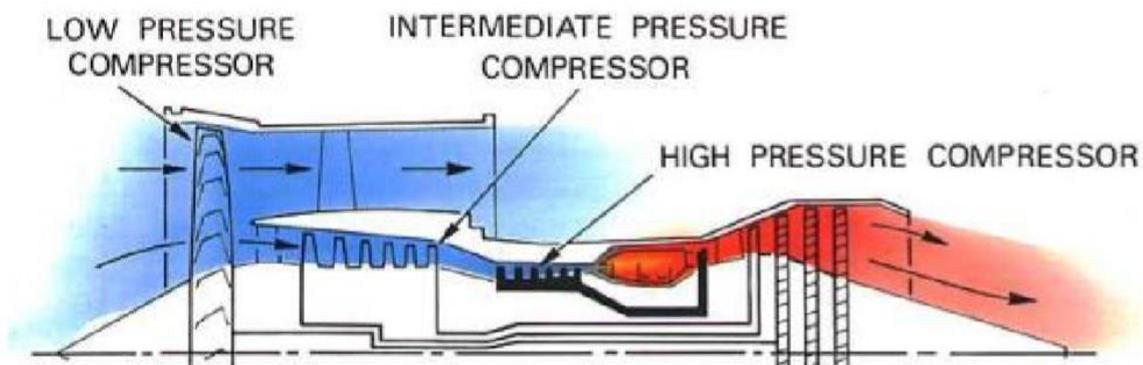


Figura 5: Esquema simplificado de um motor Turbofan. Fonte: (Ribeiro 2012).

2.2.2. Princípio de funcionamento

Um motor a reação também conhecido como motor a jacto ou ainda apenas como reactor, é um motor que expelle um jacto rápido de algum fluido para gerar uma força de impulso, de acordo com a terceira lei de Newton. Converte energia química armazenada como combustível em energia térmica que por sua vez é convertida em energia mecânica, gerando empuxo. A combustão neste tipo de motor é contínua resultando numa geração contínua de potência.

O ciclo continua com a adição de energia térmica que aumenta a temperatura e volume a praticamente pressão constante, daí se designar de ciclo a pressão constante, ou mais correctamente ciclo de Brayton. O gás expande depois através da turbina onde lhe é retirada energia dos gases resultando num decréscimo da temperatura e pressão

enquanto o volume continua a aumentar. O processo de expansão continua até os gases atingirem o cone da tubeira de escape, que providencia a energia propulsiva (impulso), o gás é então finalmente reduzido até à pressão atmosférica. (Fernandes 2008).

2.2.3. Tipos de Motores a reacção

De acordo com (Fernandes 2008), os principais tipos de motores de jacto, ou de reacção, são;

- Turbo-jacto
- Turbofan
 - De baixo bypass
 - De alto bypass
- Turbo-hélice
 - Turbo-compound
- Propfan
- Estator-reactor
- Pulso-reactor
- Foguete
- Combinação de motores
 - Turbo-estator
 - Turbo-foguete

2.2.3.1. Motor Turbo-Jacto

Este motor possui apenas um conjunto (*spool*) turbina-compressor e apresenta uma pequena área frontal. O ar aspirado pela conduta de admissão em frente ao motor é comprimido, no compressor, até valores que podem atingir 12 vezes a sua pressão inicial. O combustível é depois adicionado ao ar e queimado na câmara de combustão aumentando a temperatura da mistura até cerca de 600 a 800°C. Os gases resultantes passam pela turbina que converte parte da energia cinética dos gases de escape em energia mecânica para mover o compressor. Caso a turbina e o compressor sejam eficientes a pressão à saída da turbina será sensivelmente o dobro da pressão atmosférica. Este diferencial de pressão (energia) é convertido em impulso no final da tubeira de escape.

Os turbo-jactos são bastante ineficientes quando operam a velocidades inferiores a Mach 2, a sua eficiência térmica aumenta através da pressão obtida devido à deslocação do avião (aumento do grau de compressão), para além de serem bastante ruidosos caracterizam-se ainda



pelo difícil controlo do fluxo de ar através do motor. A larga maioria dos aviões modernos utiliza uma variação do turbo-jacto conhecida por turbofan por motivos económicos.

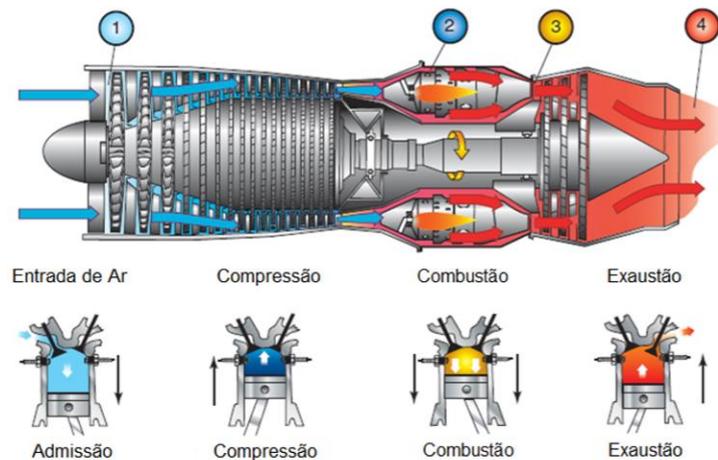


Figura 6: Diagrama de um motor turbo-jacto e seu ciclo de funcionamento. Fonte: (Fernandes et al, 2008).

2.2.3.2. Motor Turbo-Fan

É o tipo de motor de reacção mais usado na aviação comercial. Fundamentalmente é um turbo-hélice com as seguintes diferenças:

- A hélice é substituída por pequenas pás (*fan*) que trabalham dentro de uma conduta.
- O diâmetro externo das pás é muito menor que o da hélice
- A *fan* é responsável de até cerca de 80% da força de impulso produzida pelo motor.
- Pode ter redutor de velocidade para a *fan*.

Este motor tendo maior área frontal do que o turbo-jacto e as pás da *fan* permitem acelerar maior massa de ar do que um motor turbo-jacto. Uma grande quantidade de ar que o turbofan acelera não passa no compressor e câmaras de combustão não necessita de ser misturada com combustível. Deste modo o elevado impulso é conseguido com um menor consumo de combustível. Dependendo do consumo específico (impulso líquido/massa de ar admitida), os turbofan operam melhor dentro da janela de 200 a 1100 mph, esta é a razão pela qual este tipo de motor se generalizou na aviação civil bem como no militar.

Os motores turbofan são divididos em dois tipos:

- De baixa razão de bypass
- De alta razão de bypass



A razão de bypass é a razão entre a quantidade de ar que passa em torno da zona quente do motor e a quantidade de ar que passa no centro do motor (câmaras de combustão). Esta razão dá-nos uma ideia da massa de ar que é acelerada relativamente ao ar que entra efectivamente na câmara de combustão. A razão de bypass é normalmente usada para distinguir entre os diversos tipos de motores turbofan. Baixo “bypass” para motores com relações até 2:1 e alto bypass para relações acima desta. Os motores de baixo bypass possuem uma eficiência propulsiva superior ao turbo-jacto até velocidades próximas de Mach 1.

A velocidade de jacto é baixa já que grande parte da energia dos gases de combustão é utilizada para fazer rodar os compressores.

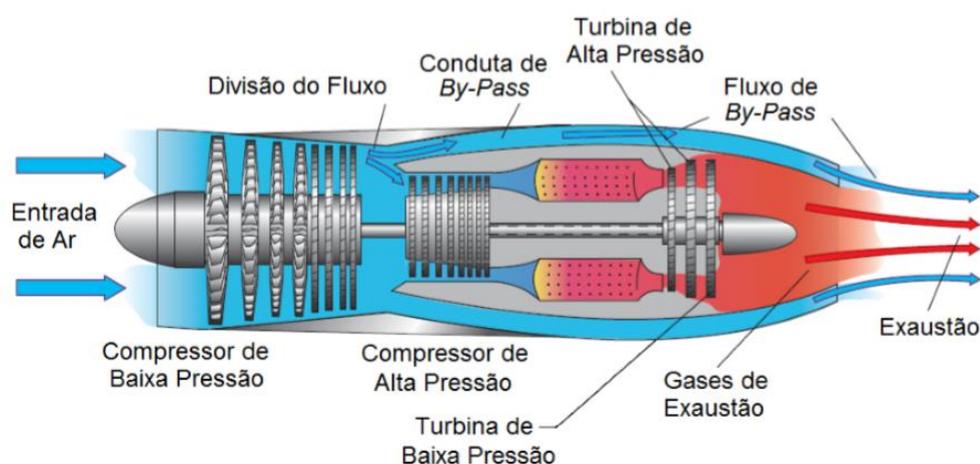


Figura 7: Diagrama esquemático de um motor turbofan de baixo bypass. Fonte: (Fernandes et al, 2008).

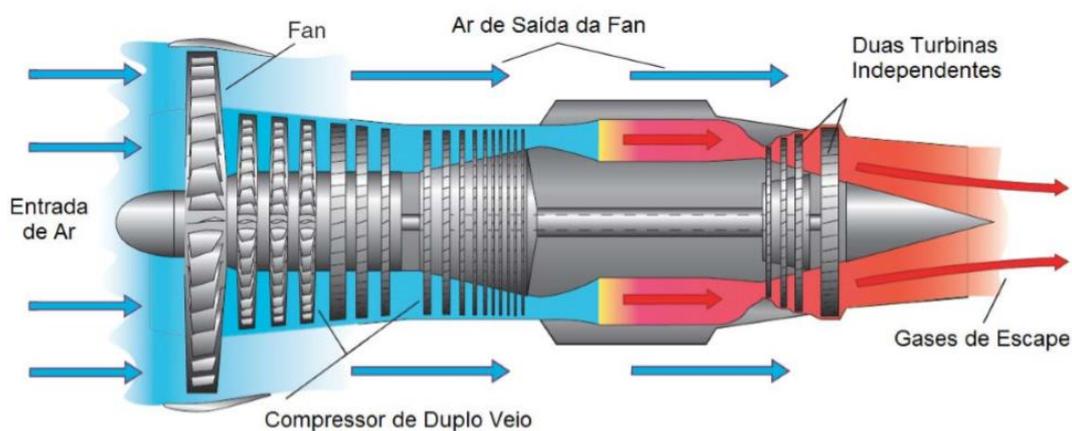


Figura 8: Diagrama esquemático de um motor turbofan de alto bypass. Fonte: (Fernandes et al, 2008).



Figura 9: Motor turbofan Rolls-Royce Trent 1000. Fonte: (Fernandes et al, 2008).

2.2.3.3. Motor Turbo-Compound

Um motor turbo-compound é um motor que utiliza uma turbina para absorver parte da energia que um motor de pistões desperdiça através dos gases de escape. A turbina está ligada mecanicamente à cambota. Esta turbina permite aumentar a potência debitada pelo motor sem aumentar o consumo de combustível reduzindo assim o consumo específico.

Esta turbina, por vezes designada de turbina de recuperação de potência utiliza a energia dos gases de escape. Durante o processo de expansão, e antes do pistão chegar ao ponto morto inferior, a válvula de escape abre maximizando a recuperação de energia pela turbina.

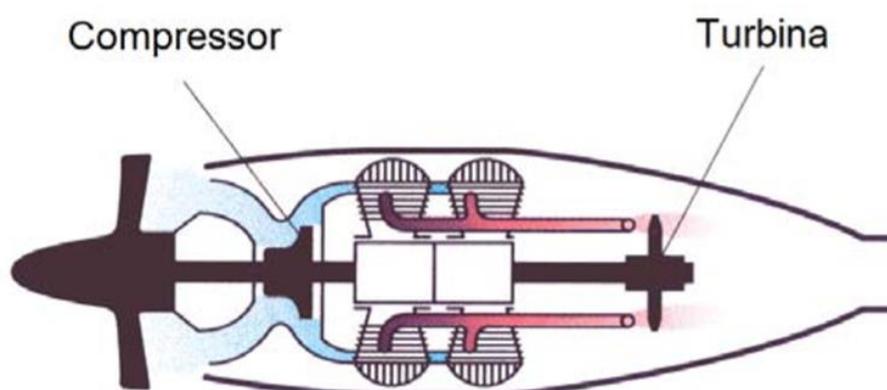


Figura 10: Diagrama esquemático de um motor turbo-compound. Fonte: (Fernandes et al, 2008).

2.2.3.4. Motor Turbo-Hélice

O turbo-hélice é um motor muito semelhante ao turbo-jacto, em que, em vez de produzir um jacto propulsor de alta velocidade, são colocados andares adicionais na turbina a fim de absorver maior potência dos gases de escape para movimentar o compressor e a hélice através da caixa redutora. De forma geral o motor turbo-hélice é utilizado em aeronaves de pequena a média dimensão de baixa velocidade. Contudo, é possível atingirem-se velocidades na ordem das 550 mph utilizando motores turbo-hélice.

O motor turbohélice utiliza como tração uma hélice que é acionada por um motor a reação que é atrelado a uma caixa de redução ligado ao eixo da hélice, devido à alta rotação das turbinas e compressores, a caixa de redução reduz a rotação da hélice para que ela trabalhe em uma determinada rotação visando a eficiência.

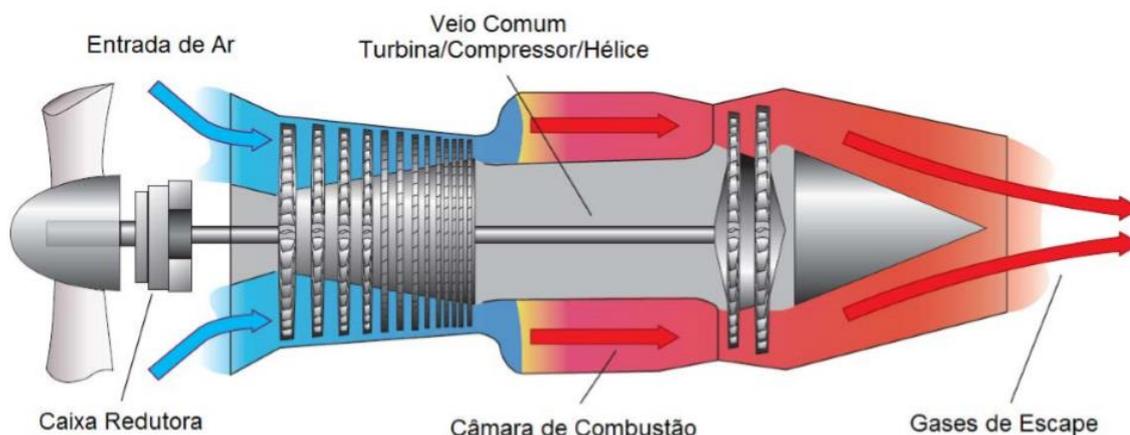


Figura 11: Diagrama esquemático de um motor turbo-hélice de veio comum. Fonte: (Fernandes et al, 2008).

2.2.3.5. Motor Propfan

Um motor propfan é basicamente um motor turbofan modificado com a *fan* colocada exteriormente à nacele do motor no mesmo eixo do compressor e turbina. Esta pode estar colocada na frente do motor (tractora), ou na retaguarda (impulsora). Os motores propfan são por vezes designados por motores de bypass ultra-elevado por se conseguirem relações entre o ar acelerado e o ar admitido pelo motor na ordem dos 15:1. Este tipo de motor foi desenvolvido tendo como objectivo obter o desempenho e velocidade de um motor turbofan aliado ao consumo de um motor turbo-hélice.



Figura 12: (a) Propfan impulsora desenvolvida pela General Electric; (b) Propfan Progress D-27 de configuração tratora utilizada no Antonov An-70. Fonte: (Fernandes et al,2008).

2.2.3.6. Motor Turbo-Eixo

Um motor de turbina de gás que entrega a potência gerada através de um veio, que acciona um mecanismo diferente de uma hélice, designa-se por turbo-eixo. Este motor é muito semelhante ao turbo-hélice. A extracção de potência pode dar-se por uma ligação directa do veio à turbina, ou na variante mais comum, pela utilização de uma turbina livre. Esta turbina colocada depois da turbina que movimenta o compressor, liga a uma caixa redutora de onde se retira a potência mecânica para movimentar normalmente um rotor no caso de aeronaves, ou outros órgãos como bombas e compressores no caso das unidades auxiliares de potência (APU).

A secção principal do motor não incluído a turbina livre é geralmente designada de secção de geração de gases.

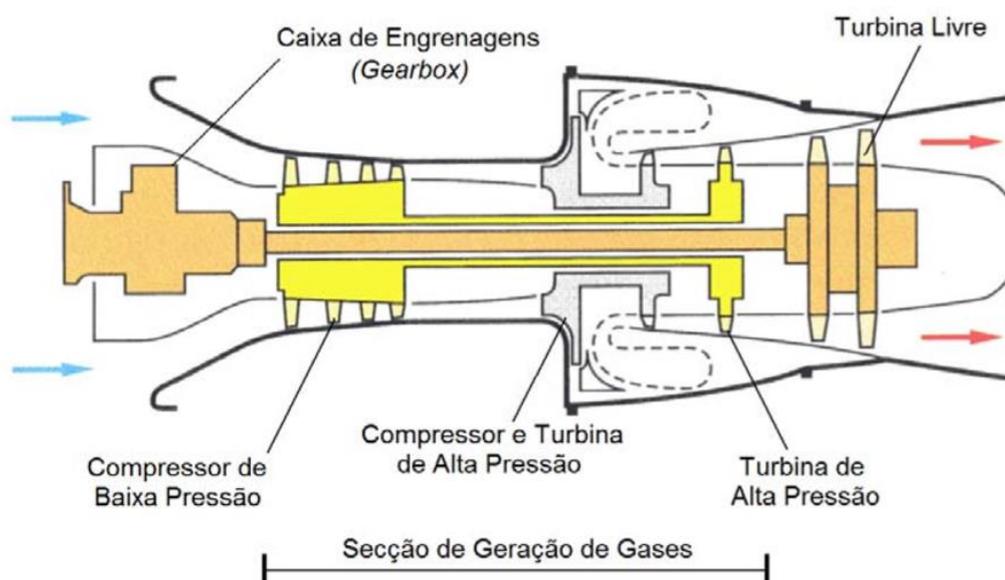


Figura 13: Diagrama esquemático de um motor turbo-eixo. Fonte: (Fernandes et al, 2008).

2.2.3.7. Motor Estator-Reactor (Ram-Jet)

Este motor é por vezes designado também de conduta aero-termodinâmica. Caracteriza-se por não possuir partes móveis e consiste numa conduta com uma entrada convergente e uma saída convergente ou convergente-divergente. Na câmara de combustão existe um injetor de combustível e uma vela. Quando em movimento o ar é forçado a entrar na conduta onde perde parte da sua energia cinética aumentando a energia de pressão à medida que passa pela conduta. A energia total é então aumentada pela combustão do combustível e os gases de escape acelerados para a atmosfera pela saída da conduta. O motor somente inicia o seu funcionamento quando a velocidade do móvel em que se encontra instalado for aproximadamente de 250 mph. Quando esta velocidade é atingida a pressão, devido ao impacto do ar (efeito de “ram”), é suficiente para iniciar o funcionamento, após o que a ignição pode ser desligada pois a temperatura acumulada no tubo permite a combustão contínua do combustível. Este tipo de motor está a ser utilizado para propulsionar mísseis que são inicialmente lançados por foguetes e também na combinação do mesmo com motores turbo-jacto. Por si só este motor não é particularmente adequado a aeronaves pois é requerida uma elevada velocidade inicial antes que o motor possa produzir impulso.

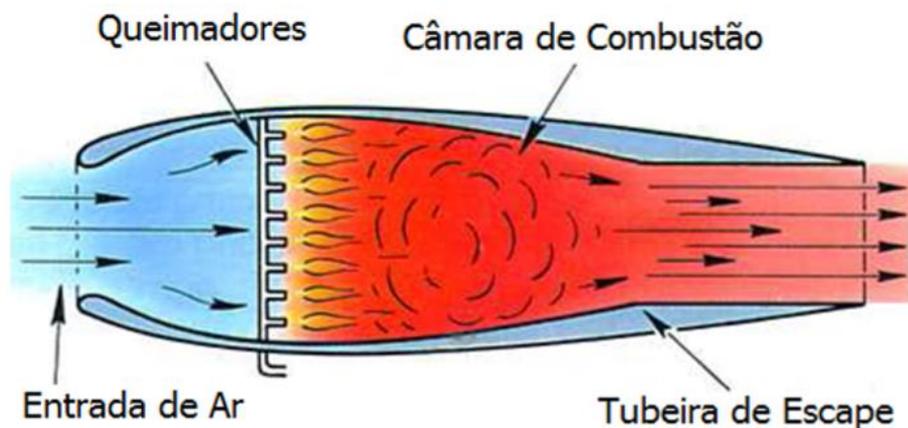


Figura 14: Diagrama esquemático de um motor estator-reactor. Fonte: Fernandes et al, 2008).

2.2.3.8. Motor Pulso-Reactor

O pulso-reactor utiliza o princípio da combustão intermitente e, ao contrário do estator-reactor, pode operar na condição estática. O motor é formado por uma conduta aerodinâmica semelhante ao ram-jet sendo, devido às maiores pressões envolvidas, de construção mais robusta. É constituído por um tubo com forma especial com a finalidade de diminuir a velocidade do ar admitido no seu interior. Na parte dianteira do tubo existe um conjunto de válvulas mantidas

fechadas por acção de molas. A abertura das mesmas faz-se pela pressão de impacto do ar e a redução interna de pressão pela deslocação do motor.

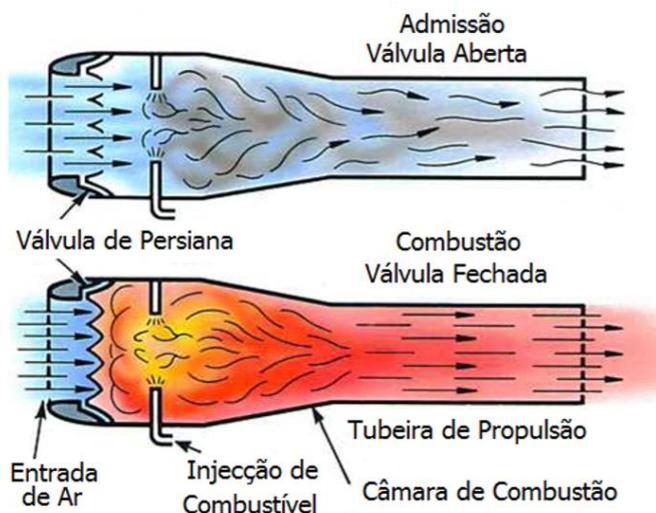


Figura 15: Diagrama esquemático de um motor pulso-reactor. Fonte: (Fernandes et al, 2008).

Para o motor iniciar o seu funcionamento é necessário colocar na câmara ar comprimido que, misturado com o combustível, formará a carga para a combustão. Inicialmente, uma vela iniciará a combustão sendo depois o calor acumulado responsável pelas combustões seguintes. Quando ocorre a combustão as válvulas fecham devido à pressão dos gases queimados que actuam em todas as direcções. Como a parte traseira do tubo é aberta, os gases saem criando uma força de acção que impulsiona o motor para a frente. Durante o escape a pressão interior diminui para valores inferiores à pressão atmosférica, provocando a abertura das válvulas e assim, a entrada de uma nova quantidade de ar para ser misturado com o combustível que é injectado continuamente. Este ciclo de funcionamento repete-se milhares de vezes por minuto e embora o fluxo combustível seja contínuo o funcionamento do motor não é. A combustão é intermitente, uma vez que a mesma só ocorre quando a mistura ar/combustível atinge o ponto de inflamação. Desta forma o motor apresenta um barulho pulsativo cuja frequência depende do comprimento do tubo de escape. O impulso é praticamente contínuo porque a frequência das combustões é bastante elevada. O motor pulso-jacto não é adequado à propulsão de aeronaves devido ao seu elevado consumo de combustível sendo também incapaz de igualar o desempenho dos modernos motores de turbina a gás.

2.2.3.9. Motor Foguete (Rocket)

A forma mais simples de foguete é um tubo de metal, ou mesmo papel, cheio de pó de pólvora ou de qualquer outro tipo de mistura química que arda rapidamente. Os gases provenientes da combustão são expelidos para a traseira do tubo impulsionando o foguete para a frente. O mesmo princípio é o utilizado nos actuais foguetões usados para transportar satélites e humanos em viagens espaciais. Apesar do motor foguete ser um motor de jacto possui uma diferença fundamental dos restantes: não utiliza o ar atmosférico como fluido de jacto propulsivo. Produz o seu próprio fluido propulsivo através da combustão de combustível líquido ou quimicamente decomposto com o oxigénio que transporta, permitindo-lhe assim operar fora da atmosfera terrestre.

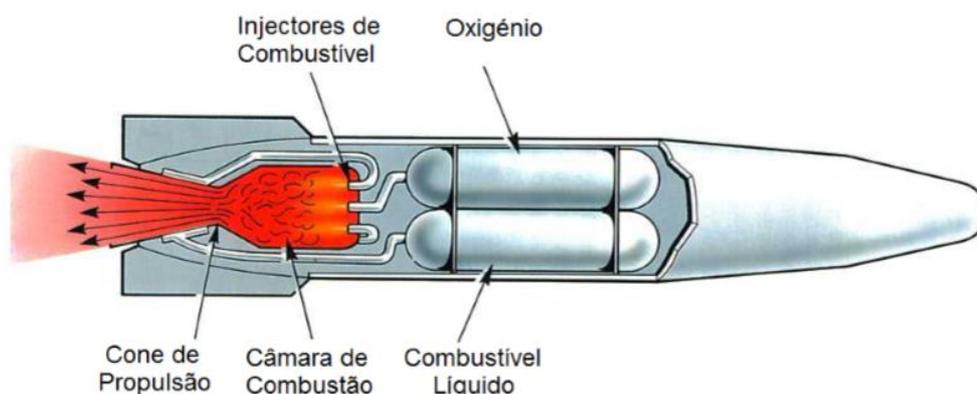


Figura 16: Diagrama esquemático de um motor foguete. Fonte: (Fernandes et al, 2008).

2.2.4. Combinação de dois tipos de motores

Na tentativa de melhorar a eficiência dos motores e solucionar os problemas de alta velocidade, foram projectados e construídos motores obtidos pela combinação de dois tipos: o turbo-jacto com estator-reactor, conhecido por turbo-estator, e o turbo-jacto com foguete, chamado turbo-foguete:

2.2.4.1. Turbo-Estator

É uma combinação em que o motor turbo-jacto possui externamente uma conduta que forma o estator-reactor. Nas descolagens, subidas e aterragens, o avião com motor turbo-estator é propulsionado pelo motor turbo-jacto, enquanto em cruzeiro a propulsão é garantida pelo estator-reactor. O turbo-jacto é usado até Mach 3, sendo utilizado o estator-reactor para velocidades superiores. Nestas velocidades o turbo-jacto deixa de funcionar porque as alhetas guias bloqueiam a entrada de ar para o compressor.

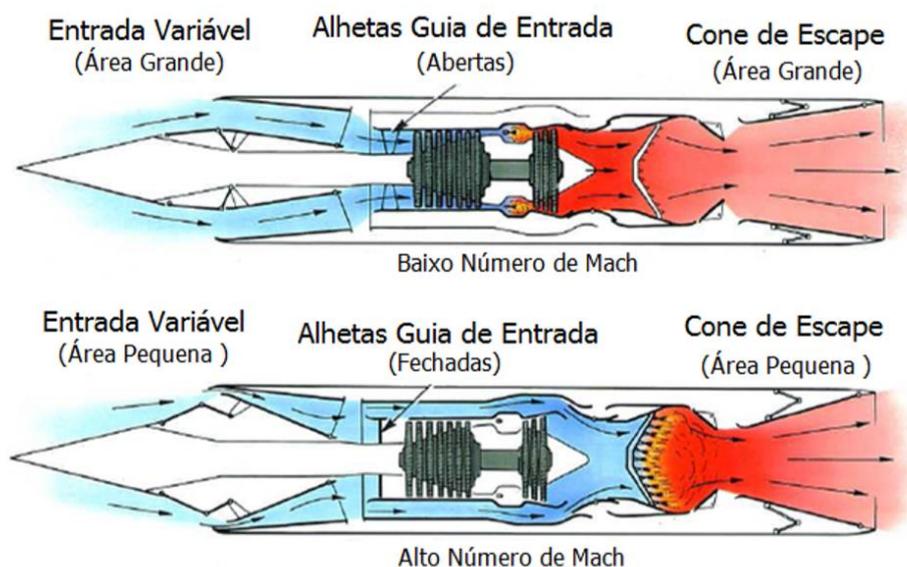


Figura 17: Diagrama esquemático do motor J58 para funcionamento turbo-jacto e estator-reactor.

Fonte: (Fernandes et al, 2008).

2.2.4.2. Turbo-Foguete

É um motor mais leve e menor que o turbo-estator tendo, no entanto, elevado consumo de combustível. O avião ou veículo em que o mesmo for instalado, tem que transportar o oxigénio necessário para o funcionamento do foguete. Este motor tem um compressor de baixa pressão accionado por meio de uma turbina que recebe os gases da combustão do combustível e do oxigénio líquido. Como a temperatura destes gases é muito elevada, é-lhes misturado combustível afim de os arrefecer e não danificar a turbina. Este combustível mistura-se posteriormente com o ar do compressor e é queimado no queimador posterior do motor.

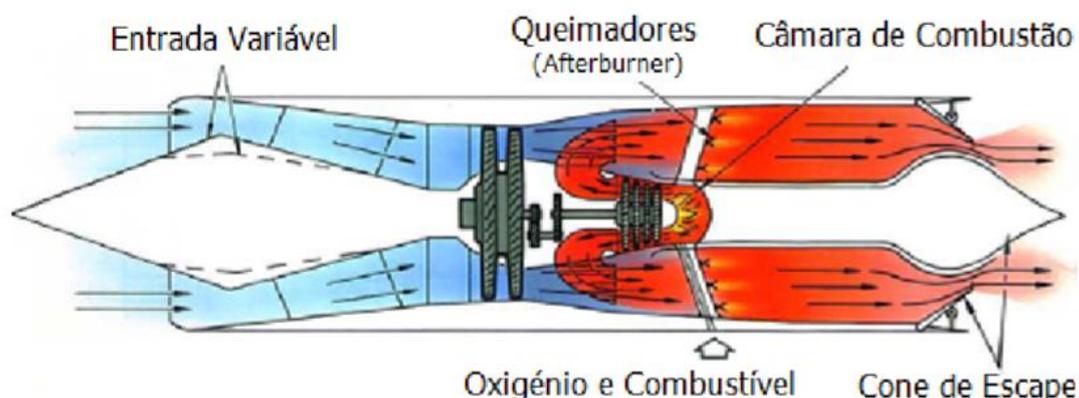


Figura 18: Diagrama esquemático de um motor turbo-foguete. Fonte: (Fernandes et al, 2008).

2.3. Descrição do motor a reação CFM56-7B - Caso de Estudo

O CFM56-7 é um motor *turbo fan*, de fluxo axial, rotor duplo e de alto *bypass* (5;6:1). O diâmetro do *fan* do motor é de 1,55 metro (61 polegadas), O seu comprimento é 103,50 polegadas (2,63 metros) e o seu peso é de 2385 quilogramas (5257 libras). Estes motores fornecem o impulso necessário ao avião e também fornecem energia para os seguintes sistemas do avião:

- Eléctrico
- Hidráulico
- Pneumático.

O CFM56-7 está dividido pelas seguintes secções:

- *Fan* e o *Booster*
- Compressor de alta pressão (HPC)
- Combustor
- Turbina de alta pressão (HPT)
- Turbina de baixa pressão (LPT) e;
- Unidade de acessórios (Accessory drive).

O rotor do *Fan* e do *Booster* e o rotor LPT estão no mesmo eixo de baixa pressão (N1) e o rotor HPC e o rotor HPT estão no mesmo eixo de alta pressão (N2).

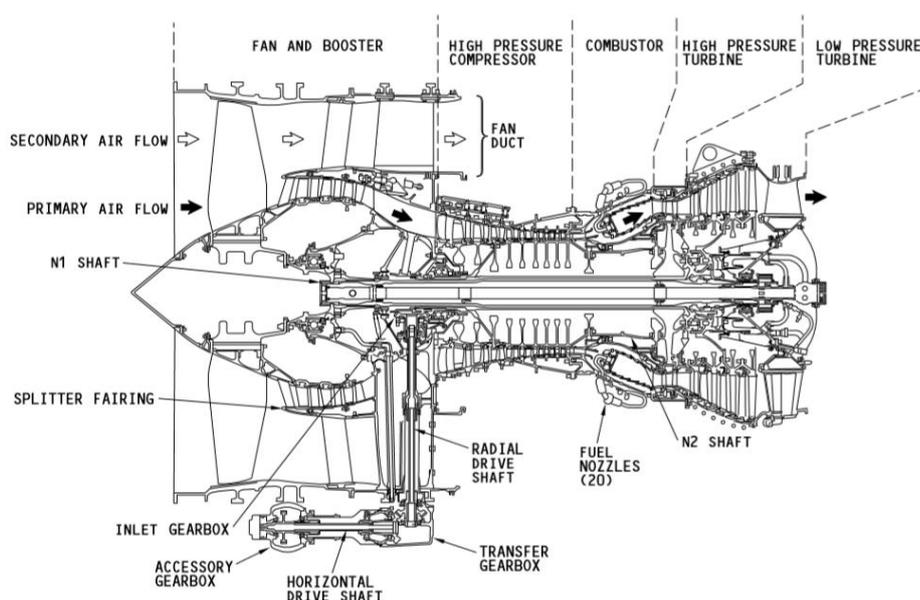


Figura 19: Esquema descritivo do motor CFM56-7B. Fonte: (AMM Chapter 72-00-00).

2.3.1. Fan e o Booster

O *Fan* e o *Booster* são/formam um compressor de quatro estágios, onde o *Fan* aumenta a velocidade do ar. O *splitter fairing* divide o ar em dois fluxos: primário e secundário.

O fluxo de ar primário entra para o núcleo do motor e o *booster* aumenta a pressão desse ar, e este é enviado para o HPC. O fluxo de ar secundário entra no ducto do *Fan* fornecendo aproximadamente 80% do empuxo durante a decolagem.

2.3.2. Cones giratórios dianteiros e traseiros (*Spinner Cones*)

Os cones giratórios dianteiros e traseiros são carenagens aerodinâmicas que direcionam o fluxo de ar de entrada do motor.

2.3.3. Fan Blades

Existem 24 *Fan Blades* de titânio de corda larga (*wide-chord*). Um calço espaçador (*Spacer Shim*) sob cada *fan blade* mantém-no na posição radial correta. Pode-se remover o calço espaçador para facilitar a remoção da *fan blade*. As plataformas entre as *blades* facilitam o fluxo de ar. A flange de retenção da *fan* e o anel de retenção seguram os calços espaçadores das *fan blades* e as plataformas.

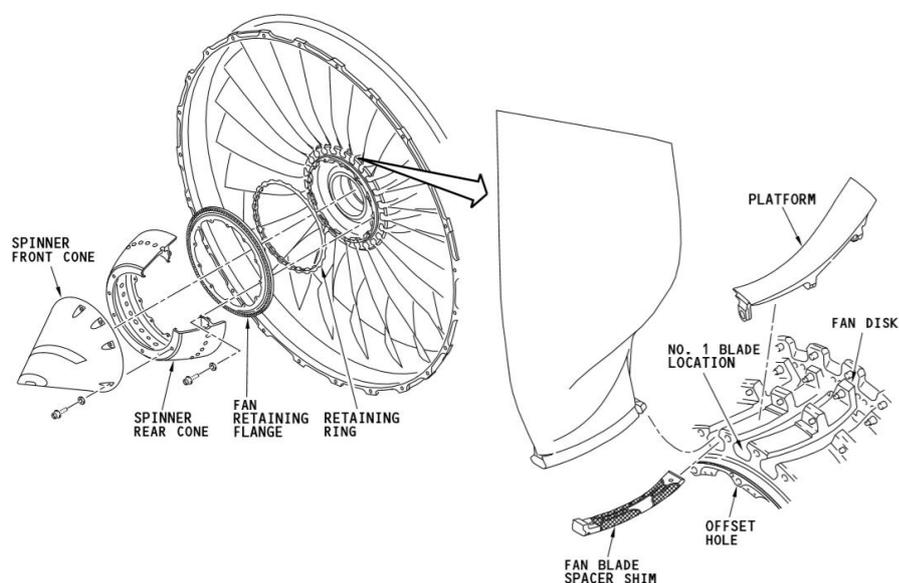


Figura 20: Fan blades e Spinners. Fonte: (AMM Chapter 72-00-00).

As *Blades* do *Fan* possuem um desenho único, para melhor performance do motor, melhor fluxo de ar melhorando a queima de combustível e diminuindo a emissão de carbono.



Figura 21: Fan blades. Fonte: (Autor).

2.3.4. Compressor de alta pressão (HPC)

O HPC é um compressor de nove estágios, e este aumenta a pressão do ar do LPC e o envia para a câmara de combustão. O HPC também fornece ar sangrado (*Bleed Air*) para o sistema pneumático da aeronave e para o sistema de ar do motor.

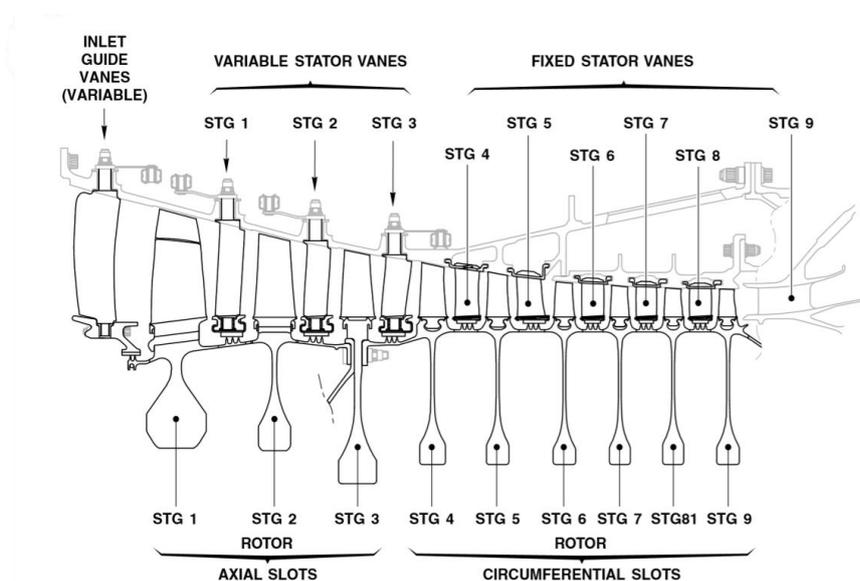


Figura 22: Esquema do compressor de alta pressão (HPC). Fonte: (CFM 2003).

2.3.5. Combustor

O combustor ou câmara de combustão, mistura o ar vindo dos compressores e o combustível vindo dos bicos injectores. Esta mistura de ar e combustível queima na câmara de combustão para produzir gases quentes, e de seguida, estes gases quentes vão para o HPT.

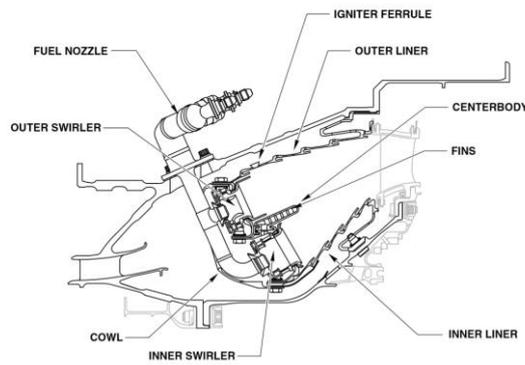


Figura 23: Esquema do combustor anular duplo (DAC). Fonte: (CFM 2003).

2.3.6. Turbina de alta pressão (HPT)

O HPT é uma turbina de estágio único. Ele transforma a energia cinética dos gases quentes em energia mecânica. O HPT utiliza essa energia mecânica para girar o rotor do HPC e a *Accessory drive*. As palhetas da turbina são do tipo impulso reativa e são fabricadas de titânio.

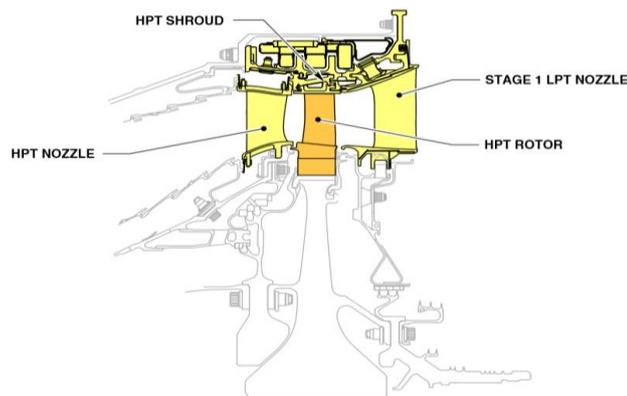


Figura 24: Esquema da HPT Nozzle e LPT de estágio único. Fonte: (CFM 2003).

2.3.7. Turbina de Baixa Pressão (LPT)

A LPT é uma turbina de quatro estágios e transforma a energia remanescente dos gases quentes em energia mecânica. O LPT utiliza essa energia mecânica para girar o *fan* e o rotor do *booster*.



Figura 25: Esquema da turbina de baixa pressão (LPT). Fonte: (CFM 2003).

2.3.8. Unidade de acessórios (*Accessory drive*)

A unidade acessória possui como constituintes, os seguintes componentes:

- Caixa de engrenagens de entrada (*Inlet gear box-IGB*)
- Eixo de transmissão radial (*Radial drive shaf -RDS*)
- Caixa de engrenagens de transferência (*Transfer gear box -TGB*)
- Eixo de transmissão horizontal (*Horizontal drive shaft -HDS*)
- Caixa de engrenagens de acessórios (*Accessory gear box -AGB*).

O eixo N2 gira o AGB através destes eixos e caixas de engrenagens: IGB, RDS, TGB e HDS.

A AGB detém e opera os acessórios do avião e do motor.

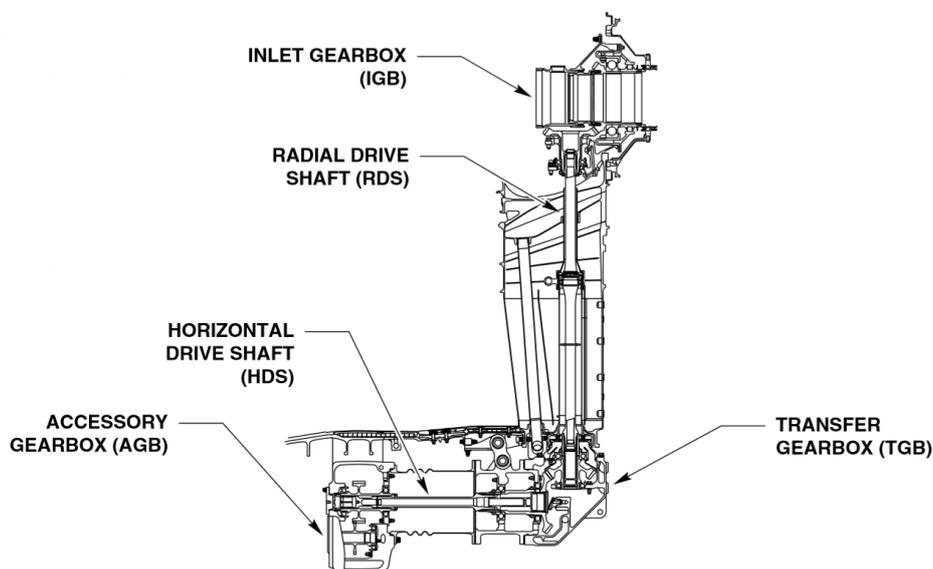


Figura 26: Esquema do accessory drive. Fonte: (CFM 2003).

2.3.9. Principais Rolamentos do Motor

Existem cinco rolamentos principais do motor que sustentam o eixo N1 e o eixo N2. Os rolamentos de esferas absorvem as cargas axiais e radiais dos eixos enquanto que rolamentos de rolos absorvem apenas cargas radiais. Os rolamentos principais do motor estão em duas cavidades do cárter. Estas cavidades do reservatório são o reservatório dianteiro e o reservatório traseiro.

Os rolamentos número 1 e número 2 seguram a frente do eixo N1. Um rolamento de esferas e um rolamento de rolos constituem o conjunto de rolamentos número 3, ambos os rolamentos número 3 seguram a frente do eixo N2. O rolamento número 4 segura a parte traseira do eixo N2. O rolamento número 5 segura a parte traseira do eixo N1.

Os rolamentos números 1, 2 e 3 estão no cárter dianteiro. Os rolamentos números 4 e 5 estão no cárter traseiro.

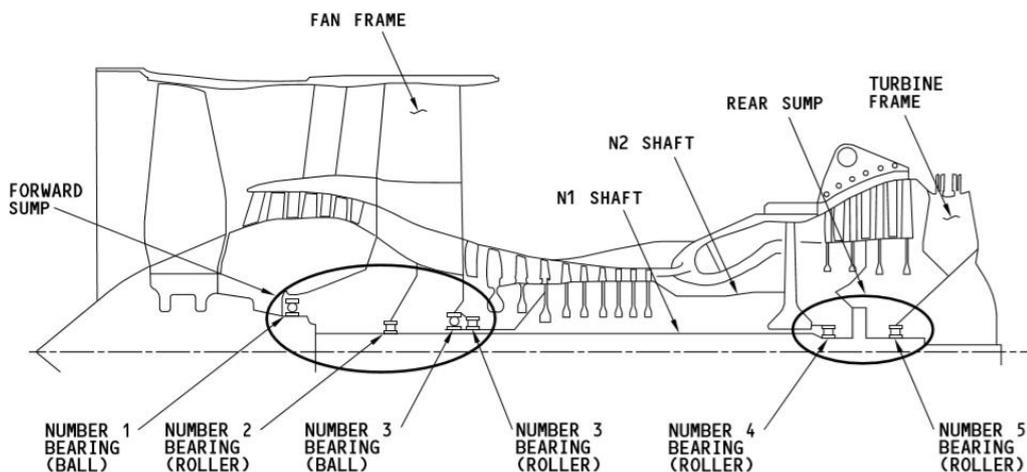


Figura 27: Esquema dos principais rolamentos do motor. Fonte: (AMM Chapter 72-00-00).

2.3.10. Flanges do Motor

O motor possui 16 flanges. Os flanges são identificados com uma designação alfanumérica. Os flanges suportam vários acessórios e componentes e são usadas designações alfanuméricas para encontrar a posição dos componentes no motor.

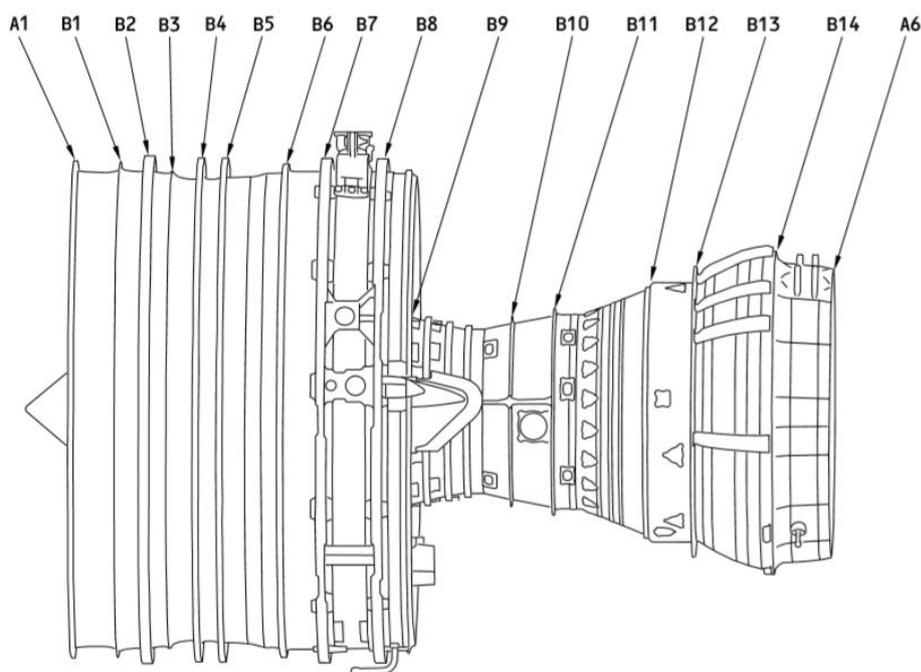


Figura 28: Esquema das flanges do motor. Fonte: (AMM Chapter 72-00-00).

2.3.11. Caixa de engrenagens de acessórios (*Accessory gear box -AGB*)

A Caixa de engrenagens de acessórios (AGB) fica no lado esquerdo do motor, na caixa de entrada do *fan* (*fan inlet case*). O AGB envia torque do rotor N2 através de engrenagens de dentes rectos para girar o motor e os acessórios do avião. São unidades substituíveis em linha. Pode-se obter o acesso ao AGB e aos acessórios ao abrir a tampa esquerda do *fan*.



Figura 29: Vista do Accessory gear box-AGB no motor. Fonte: (Autor).

Os seguintes acessórios para motor e avião ficam na face frontal do AGB, a saber:

- Alternador EEC
- Sensor N2
- *Hand cranking pad* (*Manivela manual*)
- *Engine air starter*
- *Integrated drive generator* (IDG)
- Bomba hidráulica (*Hydraulic pump*).

Os seguintes acessórios do motor ficam na face traseira do AGB, a saber:

- Conjunto da bomba de combustível (bombas de combustível, HMU e trocador de calor principal de óleo/combustível);
- Unidade de lubrificação;
- *Scavenge oil filter*

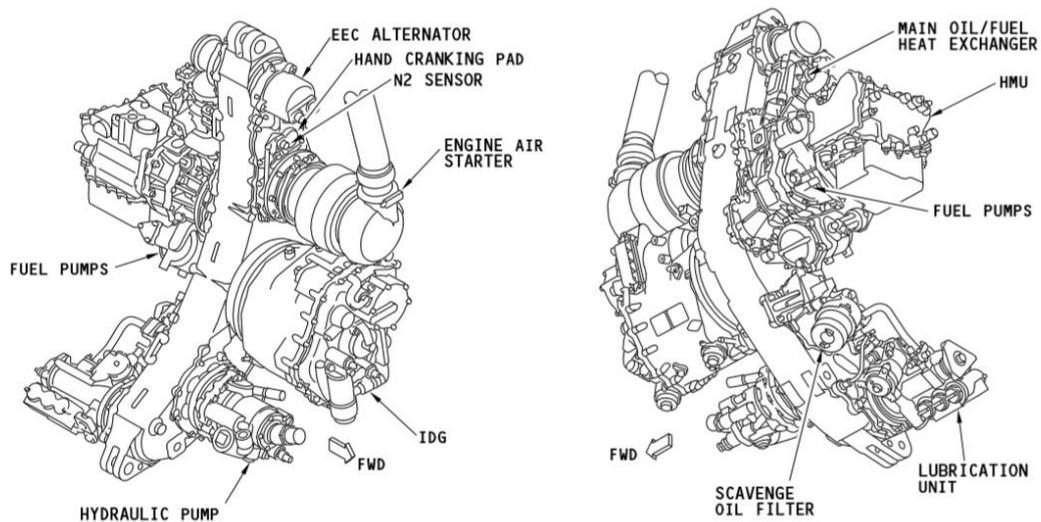


Figura 30: Componentes do accessory drive. Fonte: (AMM Chapter 72-00-00).

2.4. Sistema de Monitoramento de vibração aérea (AVM-System)

O sistema *Airborne Vibration Monitoring* (AVM) fornece continuamente níveis de vibração do motor ao CDS.

O sistema AVM possui como constituintes, os seguintes componentes:

- Condicionador de sinal AVM
- Um sensor de vibração (acelerômetro) próximo à extremidade dianteira do motor
- Um sensor de vibração (acelerômetro) na estrutura do *fan* do motor.

O condicionador de sinal, usa os sinais dos seguintes sensores para calcular os níveis de vibração do motor:

- Sensor de vibração do rolamento número 1
- Sensor de vibração vertical da caixa do compressor da estrutura do *fan* (FFCCV)
- Sensor de velocidade N1
- Sensor de velocidade N2.

O condicionador de sinal fornece os dados de vibração para as displays de unidades electrónicas (DEUs) e para a Unidade de aquisição de dados de voo (FDAU). A vibração do motor normalmente aparece no display secundário do motor. O display do motor secundário geralmente aparece na unidade de display central inferior.

O condicionador de sinal possui equipamento de teste integrado (BITE) para ajudar com a realização de tarefas tais como:

- Solucionar problemas de falhas do sistema;
- Ver e apagar dados de vibração na memória não volátil do condicionador de sinal AVM;
- Calcular uma solução de equilíbrio para vibração do motor.

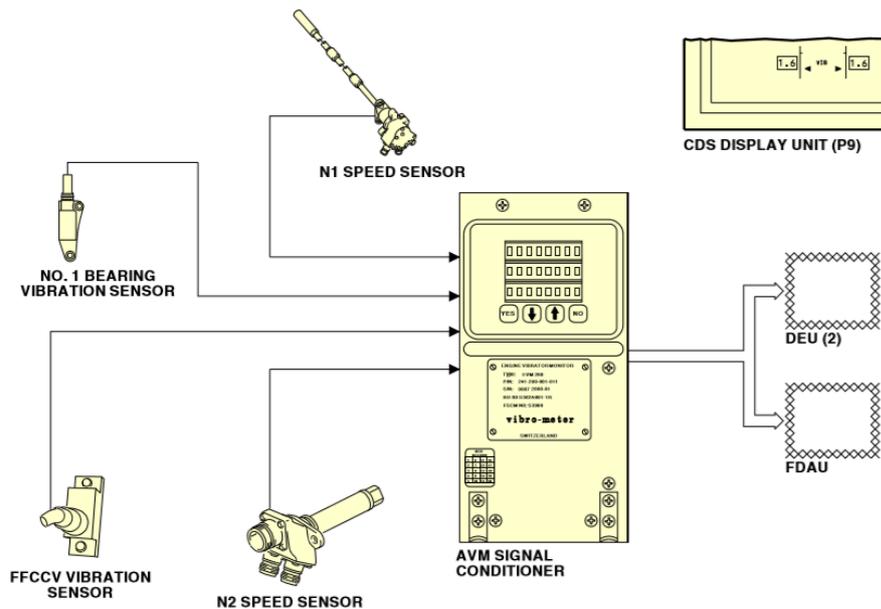


Figura 31: Esquema simplificado do AVM System. Fonte: (AMM Chapter 77-31-00).

O sistema AVM possui dois sensores de vibração (acelerômetros) no motor e um condicionador de sinais no compartimento do equipamento electrónico (EE).

2.4.1. Sensores de vibração

Os sensores de vibração são cristais piezoelétricos auto-excitantes. Os sensores fornecem uma pequena saída de sinal eléctrico, e o nível de saída muda quando a estrutura do motor se move na direcção radial. A diferença de saída é proporcional ao nível de vibração do motor.

O sensor de vibração do rolamento número 1 fica dentro do motor, e este, não é possível ver com o motor no avião, contudo, pode-se ter acesso a este sensor durante a revisão do motor.

Um conector eléctrico é conectado à fiação deste sensor na *fan case*. Esta conexão fica atrás do tanque de óleo do motor, logo acima da placa de identificação do motor.

O FFCCV está na estrutura traseira do ventilador, só abrindo a tampa direita do *fan* e a tampa direita do *reverser* para obter acesso a este sensor.

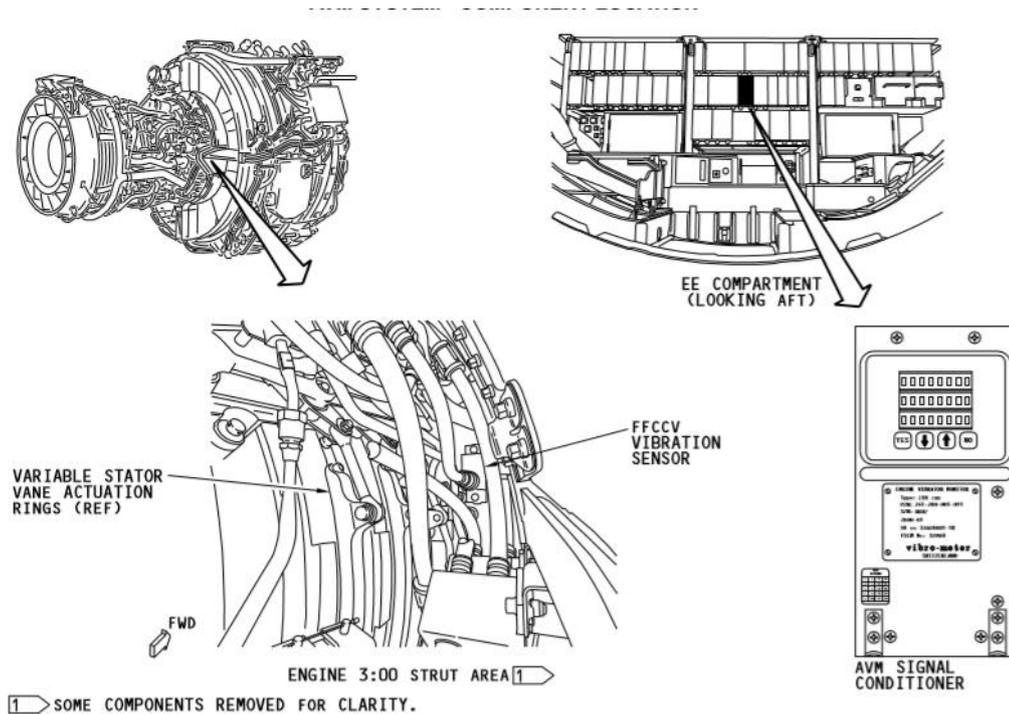


Figura 32: Esquema do AVM System-Localização . Fonte: (AMM Chapter 77-31-00).

2.4.2. Condicionador de sinal AVM

O condicionador de sinal AVM desempenha as seguintes funções:

- Calcula a vibração de cada motor e fornece um sinal para o sistema de exibição comum (CDS);
- Mantém dados históricos de vibração do motor na memória para cada motor;
- Fornece soluções de equilíbrio de vibração que ajudam a realizar operações de equilíbrio de compensação do motor;
- Isola falhas do sistema AVM e mantém dados de falha na memória.

A face frontal do condicionador de sinal AVM possui *BITE* que permite executar estas funções:

- Ver ou apagar dados do histórico de falhas;
- Ver ou apagar dados do histórico de voo;
- Operar a função de equilíbrio;
- Iniciar um autoteste interno do condicionador de sinal AVM.

2.4.3. Cálculos de vibração

O condicionador de sinal AVM calcula continuamente os dados de vibração para diversas áreas de cada motor. A vibração mais alta para cada motor é exibida no CDS. O condicionador de sinal AVM usa entradas destes componentes para calcular os níveis de vibração:

- Sensores de vibração (2)
- Sensor de velocidade N1
- Sensor de velocidade N2.

O condicionador de sinal AVM calcula continuamente a vibração para estas áreas do motor:

- Ventilador/compressor de baixa pressão (LPC)
- Compressor de alta pressão (HPC)
- Turbina de alta pressão (HPT)
- Turbina de baixa pressão (LPT).

2.4.4. Histórico de dados de vibração do motor

O condicionador de sinal AVM contém informações de dados de vibração do motor dos últimos 32 voos (ciclos do motor) de cada motor, isto é, armazena até 32 mensagens de falha (manutenção) em sua memória não volátil, para calcular soluções de equilíbrio de um plano (*fan*) e de dois planos (*fan* e LPT). Um novo voo começa quando a velocidade de um motor é superior a 45% de N2. O voo para quando ambos os motores atingem menos de 45% de N2.

2.4.5. Sistema AVM BITE e histórico de falhas

Um teste ocorre cada vez que o condicionador de sinal AVM recebe energia elétrica inicial ou quando se inicia um teste no *menu self test* no display.

O condicionador de sinal AVM faz um teste para monitorar itens tais como:

- Circuitos internos;
- Sinal N1 do motor 1 e motor 2;
- Sinal N2 do motor 1 e motor 2.

2.4.6. AEVM-Advanced Engine Vibration Monitoring

O condicionador de sinal AEVM pode encontrar sinais de possíveis danos no rolamento nº 3 ou nº 4. Para fazer isso, ele faz uma análise das assinaturas de frequência enviadas pelo sensor de vibração do rolamento nº 1. O condicionador de sinal também pode enviar os dados para o Sistema de endereçamento e relatórios de comunicações de aeronaves (ACARS), se instalado.



2.4.7. Acesso de dados

Para obter acesso aos dados de vibração do motor, usam-se os interruptores BITE e o display do painel frontal. O display é ativado quando pressionado um dos quatro interruptores BITE. Pode-se usar um laptop com software de suporte de solo (GSS) para obter acesso aos dados de vibração do motor e aos dados do sistema AEVM.

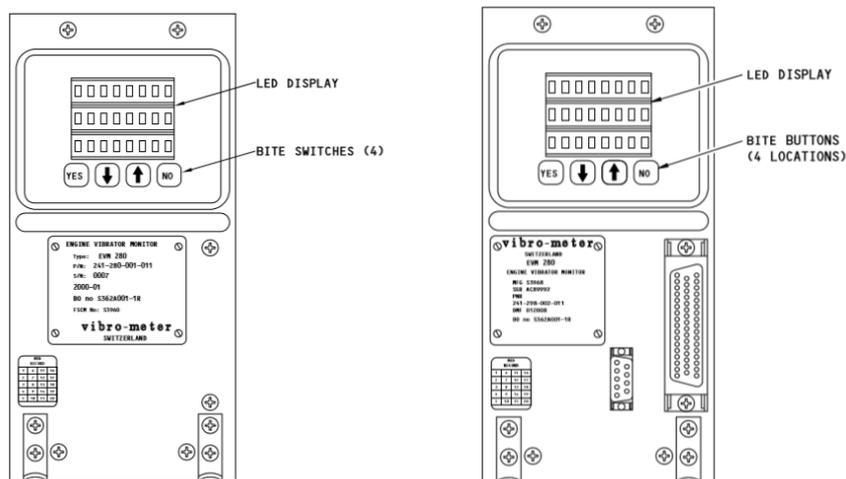


Figura 33: Condicionador de Sinal AVM. Fonte: (AMM Chapter 77-31-00).

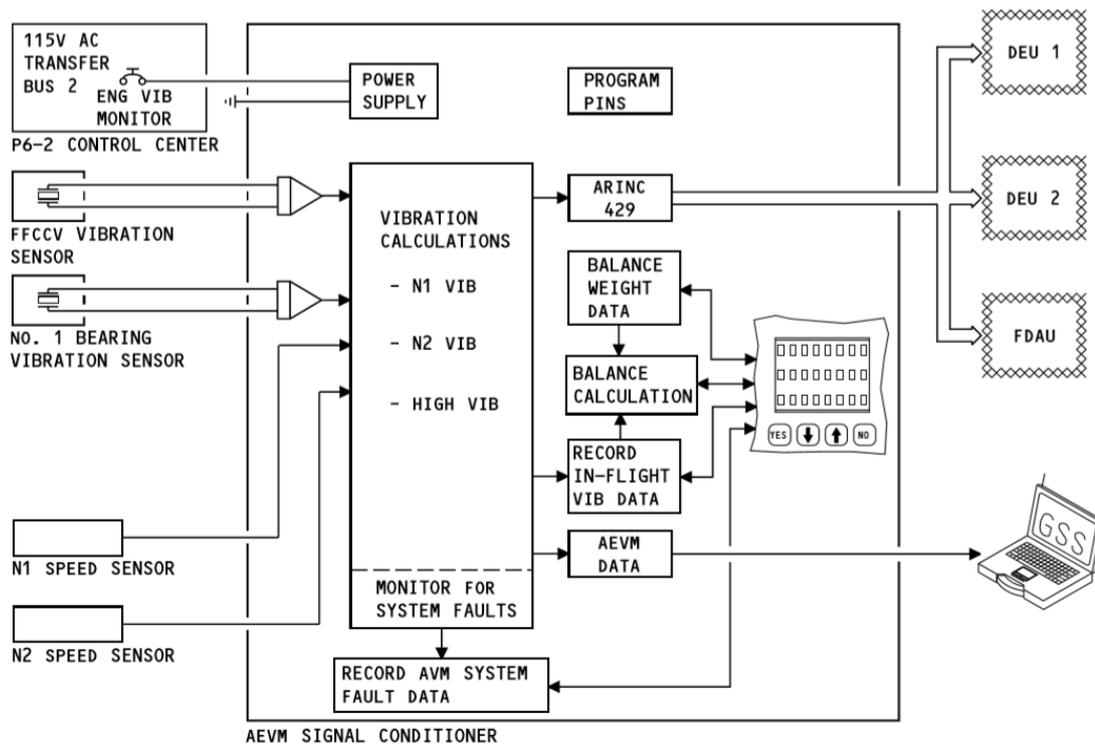


Figura 34 Esquema funcional de sistema AVM . Fonte: (AMM Chapter 77-31-00).



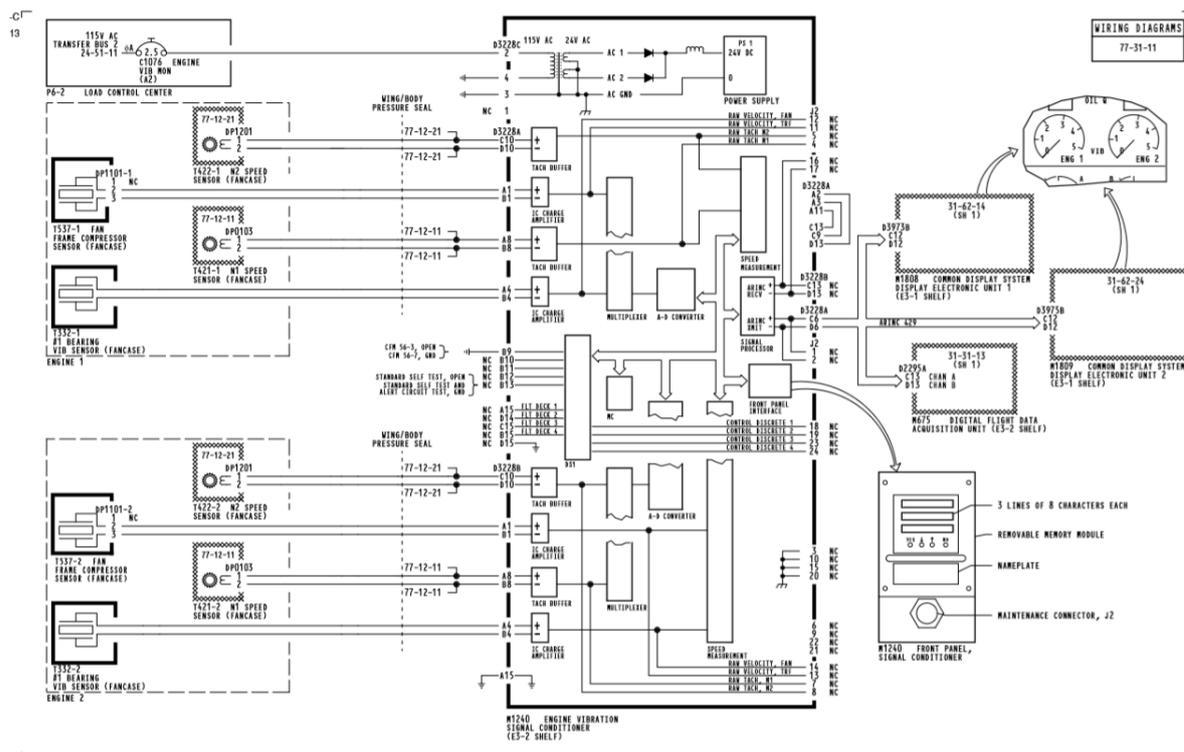


Figura 35: Esquema descritivo do Sistema AVM. Fonte: (AMM Chapter 77-31-00).

2.5. Vibração e suas causas

Conforme explanado no capítulo 1 deste trabalho, Vibração é qualquer movimento periódico ou oscilatório, regular ou irregular de um elemento estrutural ou peça de uma máquina: movimento repetitivo a partir de uma posição de repouso, num determinado tempo. (Packer 2008).

A vibração é provocada por uma ou mais forças externas ou internas que excitam um sistema, levando então a sair do seu estado natural de equilíbrio. A existência da vibração pode danificar os motores e a estrutura da aeronave, e além de induzir respostas fisiológicas indesejadas nos sistemas cardiovascular, respiratório, esquelético, endócrino e metabólico, além de músculos e nervos, na execução das tarefas dos pilotos de aeronaves, pode também interferir nos sistemas automáticos e controlados manualmente e, por esse motivo, deve ser controlada.

Para garantir a aeronavegabilidade de uma aeronave, este parâmetro deve ser limitado dentro do padrão estabelecido pelas autoridades aeronáuticas, pois também pode afectar económica e comercialmente as actividades da LAM, havendo paragem das operações da aeronave por inconformidade.

Para o efeito, as condições limitantes da vibração dos motores CFM56-7B são ilustradas na tabela abaixo.

Tabela 1: Condições limitantes da vibração. Fonte: (ECM Manual)

Valores	Condição
De 0 a 3.9	Normal
4 a 5	Excedência
6 a 12	Problema de indicação

2.5.1. Causas da Vibração

2.5.1.1. Desequilíbrio (*Unbalance*)

O (ECM Manual-LAM), prescreve que, conceitualmente, a alta vibração é impulsionada pelo desequilíbrio da massa do rotor. Ao analisar os motores das aeronaves, é possível ter um "verdadeiro" desequilíbrio da massa, mas também algum comportamento semelhante que pode ser chamado de desequilíbrio de massa "aparente".

Desequilíbrio de massa real: significa níveis de vibração durante um período de tempo (Ex: *fan blades* apresentam uma não homogénea distribuição de massa).

Desequilíbrio de massa aparente: provável quando há um deslocamento ou nível variável de vibração (Ex: lubrificação insuficiente do *fan*).

Problema de indicação: sinais de vibração causados por um problema com fiação ou um acelerômetro, mas que não ocorreram necessariamente durante a operação.

Sendo o desequilíbrio a principal causa de vibração nos motores, ocorre quando o centro de massa local (eixo principal de inércia) da secção transversal não coincide com centro de rotação (eixo geométrico de rotação). Em suma, o desequilíbrio manifesta-se sempre que o rotor apresente uma não homogénea distribuição de massa em torno do seu eixo geométrico.

Se o rotor for curto e a inércia localizada, haverá basicamente uma força radial à velocidade de rotação do veio/rotor, que excita as vibrações principalmente nas duas direções radiais e muito pouco na direção axial. Onde a rigidez radial do eixo e os suportes dos rolamentos, apresentam valores elevados, a resposta da vibração será controlada pelo parâmetro de rigidez e em termos de deslocamento, será proporcional à força de desequilíbrio que também se designa de força centrífuga. (FERNANDES 2019).



2.5.1.2. Tipos de desequilíbrio

Os tipos de desequilíbrio são caracterizados e diferenciados pelo posicionamento relativo entre o eixo geométrico de rotação e o eixo principal de inércia. O eixo principal de inércia caracteriza-se por ser aquele em que o rotor rodaria livremente caso não existissem os constrangimentos que advêm pelos apoios. Em relação ao centro de massa, este caracteriza-se por ser um ponto específico deste eixo, onde a massa total do rotor se localiza. (FERNANDES 2019).

De acordo com este autor, os quatro tipos de desequilíbrios são, nomeadamente:

- Desequilíbrio Estático: caracterizado por apresentar o eixo principal de inércia paralelo ao eixo de rotação, o centro de massa não se faz coincidir com o eixo geométrico de rotação.
- Desequilíbrio de Momento: caracteriza-se por apresentar uma interseção do eixo principal de inercia com o eixo geométrico de rotação no centro de massa do rotor.
- Desequilíbrio Quase-Estático: ocorre quando o eixo principal de inércia intersecta o eixo de rotação do rotor num ponto diferente do centro de massa.
- Desequilíbrio Dinâmico: este é gerado pela contribuição do desequilíbrio estático com o desequilíbrio de momento e caracteriza-se pelo facto do eixo principal de inercia do rotor nunca intersetar o seu eixo geométrico de rotação.

2.5.1.3. Causas que geram desequilíbrios nos motores turbo fan

As razões que podem gerar desequilíbrios num motor turbopropulsor são inúmeras derivadas da quantidade de componentes que o agregam. São apresentadas algumas das causas que geram desequilíbrios e na prática muitas destas acontecem em simultâneo, sendo divididas em quatro grupos:

- a) Defeitos provenientes da fase de projecto
 - Insuficiente grau de maquinação das superfícies;
 - Desalinhamentos (para componentes excêntricos);
 - Intolerâncias anómalas para o equipamento em questão.
- b) Defeitos provenientes do material
 - Fundição deficiente;
 - Variação de densidade;



- Variação de espessura.
- c) Defeitos provenientes durante a maquinação ou montagem
- Deformações devido a apertos desiguais;
 - Montagem de componentes deficientes (parafusos, porcas, anilhas com medidas incorretas);
 - Deformações permanentes introduzidas na fabricação, tensões residuais, soldaduras, etc.
- d) Causas operacionais
- Desgaste e corrosão não uniformes;
 - Incrustação de sólidos e impurezas não uniforme;
 - Balanceamento térmico;
 - Componentes empenados ou partidos.

As causas concernentes aos três primeiros grupos, são provenientes das acções de manutenção (montagem e desmontagem de peças), fases de projeto e fabrico. Estas causas manifestam-se durante o teste do equipamento, seja um equipamento novo à estreia ou que tenha sofrido reparação. As causas operacionais estão relacionadas com as condições de manuseio do rotor e do ambiente onde este está inserido. Estas causas vão-se repercutir no comportamento dinâmico do rotor de uma forma gradual e evolutiva no tempo. (FERNANDES 2019).

2.5.2. Relação entre vibração, curva de tendências e a curva da banheira

Baseando-se nas abordagens de (FERNANDES 2019), para se abordar a relação entre o valor de vibração, a curva de tendências e a curva da banheira, é necessário definir dois conceitos básicos, fazendo a distinção do que é o sinal no domínio do tempo, das inseridas na curva de tendência, como também, o que representa o valor da vibração.

Ao longo das datas impostas oportunamente, há um registo do sinal (sinal no domínio do tempo) transmitido pelo equipamento em funcionamento em que, a área associada á onda recolhida deste sinal, representa a energia total de vibração emitida pelo equipamento em análise. O sinal no tempo é recolhido num determinado momento, numa determinada data, hora, minuto e segundo e, posteriormente, é registado numa curva de tendência a sua energia (amplitude) que ao longo das sucessivas aquisições deste sinal, esta vai tendo um crescimento em conformidade com o aumento vibratório do equipamento. Esta curva de tendência (Fig.47), providenciará o momento em que o equipamento, atinge o nível de amplitude máxima de vibração admissível,



possibilitando assim, prever qual o *timing* mais oportuno para uma possível intervenção de manutenção. Fazendo um foco para os motores de avião, a curva de tendência, preconiza a capacidade de estabelecer uma periodicidade para se efetuar ações de manutenção no motor em função do nível de vibração deste, relacionando-se com o período de vida que corresponderá a uma taxa específica de avarias do motor.

A curva da “banheira” (Fig.36) representa, o comportamento típico de um equipamento fazendo a relação com a sua taxa de falhas ao longo do tempo, originando assim as três fases da vida de um equipamento. Inicialmente apresenta-se a fase da infância/mortalidade infantil, caracterizada por eventuais falhas provenientes do começo de operação do equipamento, que advêm de problemas de fabricação, erros de projeto, defeitos na instalação, componentes inadequados ou montagem incorreta, verifica-se um decrescimento da taxa de avarias com o tempo. Posteriormente, entra-se numa fase de maior estabilidade no que concerne às anomalias/falhas apresentadas, sendo a ocorrência destas falhas aleatórias numa taxa normal, ou por outra, caracteriza-se pela taxa de avarias/falhas aproximadamente constante. Por último, entra-se na fase de degradação, onde o motor está sujeito a uma maior taxa de falhas, derivadas do desgaste dos seus componentes, são avarias/falhas devidas a velhice do equipamento, estas são progressivamente mais frequentes até a reforma do equipamento causada pela sua ineficiência exigindo assim uma redobrada monitorização, o que leva a uma manutenção condicionada, uma leitura mais assídua dos seus parâmetros de vibração por períodos de tempo mais curtos até ao momento em que se manifesta uma notória necessidade de parar o equipamento antes que este atinja valores inaceitáveis de funcionamento.

Na curva da banheira, a taxa de ocorrência de falhas na fase de mortalidade infantil é maior em relação à fase da vida útil que tende a estabilizar. Esta taxa de ocorrência volta a subir na fase de degradação pelos motivos já enunciados no paragrafo anterior.

O momento para a ocorrência da falha pode ser previsto com base na curva de tendência associada à respetiva fase de vida do motor, uma vez que é na curva de tendência que se registam os valores da vibração do motor. A curva de tendência começa a ter um crescimento mais acentuado, o que leva a identificar uma relação directa com a taxa de avarias existente nesta fase.



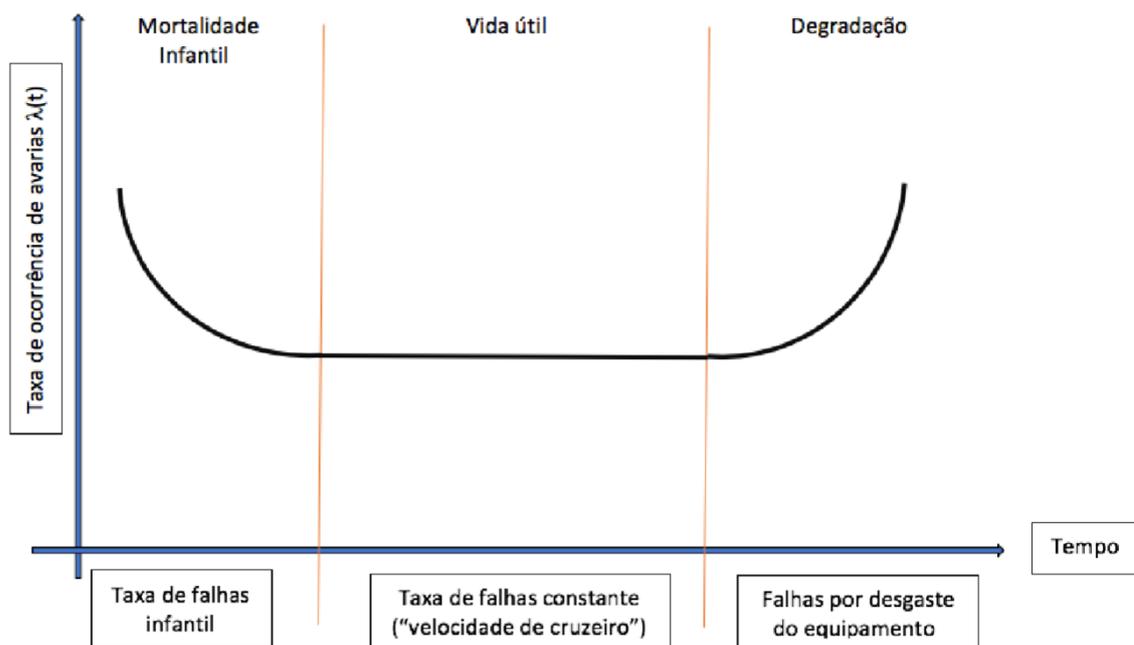


Figura 36: Curva do Ciclo de Vida do Equipamento ("Banheira"). Fonte: (Fernandes, 2019)

CAPÍTULO III—CONTEXTUALIZAÇÃO DA INVESTIGAÇÃO

3.1. Apresentação da empresa LAM

A LAM – Linhas Aéreas de Moçambique, SA tem a sua sede localizada no Largo da DETA, Alameda do Aeroporto N.º 113, Aeroporto Internacional de Mavalane, cidade de Maputo. Presentemente possui Representações em todas as províncias do país. E fora do país, está representada em Portugal, África do Sul, Tanzânia e Quênia.

A LAM – Linhas Aéreas de Moçambique foi criada no dia 14 de Maio de 1980, ao abrigo do Decreto n.º 8/80 de 19 de Novembro, e assumiu todos os direitos e obrigações resultantes de actos ou contractos praticados ou celebrados pela sua antecessora, a DETA - Direcção de Exploração do Transporte Aéreo - que esteve em actividade desde 1936.

A actual LAM é uma sociedade de Direito Privado, constituída pelo Estado Moçambicano, que detém 91% das acções da nova companhia, sendo que os gestores, técnicos e trabalhadores da LAM detêm os restantes 9% das acções.

Sucessora da DETA – Direcção de Exploração de Transportes Aéreos, criada pelo Governo português em 1936 como uma divisão de exploração de serviços dos Portos e Caminhos de Ferro, extinta após a proclamação da independência de Nacional em 1975.

Com a extinção da DETA foi criada a LAM, Empresa Estatal, sob tutela do Ministério dos Transportes e Comunicações, que durou entre os anos 1980 e 1998, onde foi transformada em sociedade anónima de responsabilidade limitada (SARL), pelo Decreto Lei N.º 69/98, de 23 de Dezembro, adoptando a denominação de LAM- Linhas Aéreas de Moçambique, SARL, tendo como objecto social, o transporte aéreo de passageiros, carga e correio no serviço doméstico, regional e intercontinental, com carácter regular e não regular.

Presentemente, a empresa está estruturada em seis Direcções, designadamente, Recursos Humanos, Técnica, Operações, Finanças, Comercial e Sistemas de Informação, coordenadas por um Director Geral, sendo que para este trabalho, a Direcção Técnica é que se mostram de maior interesse prático para este trabalho, por ser a área onde decorreu o Estágio Profissional, tendo em conta a sua atribuição de garantir a manutenção das condições de aeronavegabilidade do material voo.

A Direcção Técnica está dividida em três departamentos, que são: Departamento de Aviões, Departamento de Oficinas, Departamento de Engenharia e Planeamento, uma Unidade de Garantia de Qualidade, um Núcleo de Formação, um Secretariado, um Gabinete de Contabilidade Analítica e uma Unidade Administrativa. (MAIBASSO 2022).



3.1 A) ORGANOGRAMA DA LAM SA

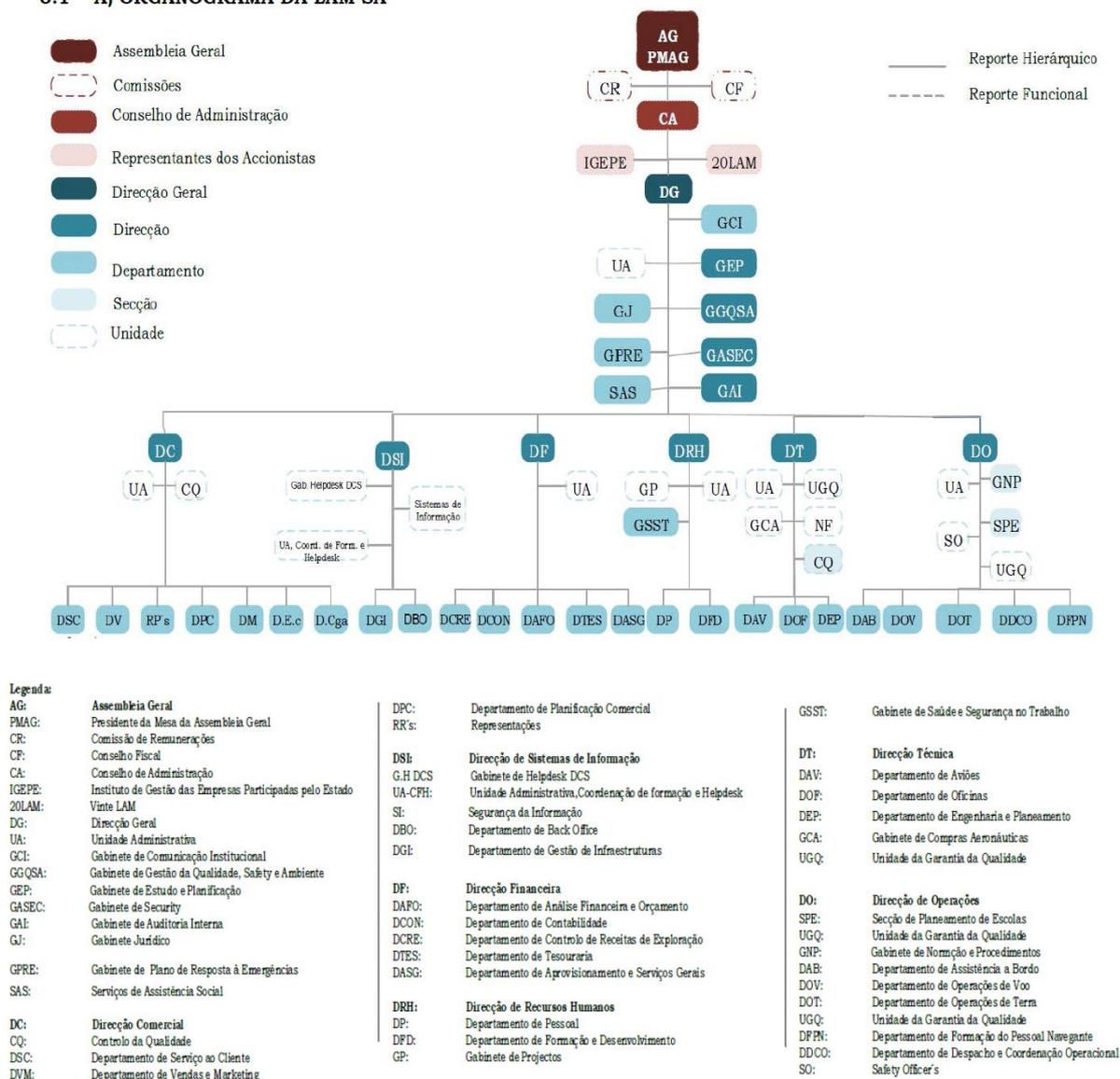


Figura 37: Organograma da empresa. Fonte: (MOM)

Actualmente, a LAM tem 753 funcionários e opera com 7 aeronaves, das quais 4 (três aeronaves Bombardier Modelo DHC-8 Q-400 e uma aeronave BOEING 737-700) são alugadas, e 3 (Embraer E-145) pertencem a Moçambique Expresso (MEX), subsidiária da LAM.



3.2. Situação do objecto de estudo

A aeronave na qual o motor em causa foi instalado já entrou em *phase out* (interrupção das operações) na frota LAM na data de 03 de Setembro de 2023. É uma aeronave do modelo BOEING 737-752, fabricado pela BOEING a 21 de Setembro de 2004. Este avião era alugado, pertencente a AERCAP Holdings N.V, com *line number* 1571 e *serial number* 33792.

O avião, com matrícula registada C9-BAQ, iniciou as suas operações na frota LAM na data de 14 de Abril de 2014 e finalizou a 03 de Setembro de 2023, tendo realizado uma média de 22094,26 horas de voo e 15645 ciclos de voo. O avião realizava em média, mensalmente, um pouco mais de 200 horas de voo e mais de 130 ciclos.



Figura 38: Aeronave C9-BAQ da frota BOEING da LAM. Fonte: (Autor)

O motor em causa como objecto de estudo do fenómeno da vibração, é um motor modelo CFM56-7B22C1, fabricada pela *Comercial Fan Motors* (CFM). A potência deste motor é de 22700 lbf (101 kN), instalado no avião na data 06 de Janeiro de 2023. Desde a sua instalação até a data do *phase out* da aeronave, tem realizado 1909,88 horas de voo e 1238 ciclos.



Figura 39: Motor modelo CFM56-7B da aeronave C9-BAQ. Fonte: (Autor)

3.3. Motivo que levou a realização do trabalho

Durante a operação da aeronave, na sua decolagem e à subida, no desempenhar das actividades dos pilotos, notou-se e reportou-se, que o motor a esquerda da aeronave estava vibrando, segundo o *CDS Display Unit* no *cockpit* do avião, mostrando vibração do motor até 3,5 unidades quase atingindo o limite máximo normal padronizado de 3.9 unidades para que uma avião seja despachado e possa continuar com a operação, proporcionando desconforto “emocional” durante o voo (Não que a estrutura do avião estivesse vibrando ou fosse afectada).

Doravante, com o presente trabalho, pretende-se minimizar a ocorrência deste fenómeno e/ou a danificação prematura do equipamento por meio da vigilância e do monitoramento da condição do equipamento.



CAPÍTULO IV–METODOLOGIA DE RESOLUÇÃO DO PROBLEMA

Quanto a metodologia de sustentação do trabalho, baseou-se no uso de recursos bibliográficos e experimentais, desde teses, dissertações, manuais variados, *sites* na internet, entre outros para alcançar os objectivos pretendidos.

Quanto a metodologia de resolução do problema, para se alcançar os objectivos pretendidos, relativamente aos procedimentos técnicos realizados, recorreu-se a uma metodologia que consistiu na consulta bibliográfica de certos manuais aeronáuticos relevantes para o tema, dos apontamentos de algumas cadeiras frequentadas do curso, manuais de fabricantes de componentes e equipamentos aeronáuticos, de fabricantes de motores aeronáuticos, dos manuais internos da empresa em que decorreu o estágio profissional, bem como a entrevista de técnicos com vasta experiência e comprovada na manutenção de diversos tipos de motores de aeronaves. Foram usadas fotografias, e visitas as instalações da companhia para uma melhor compilação de dados necessários para a elaboração do trabalho.

As visitas foram realizadas para reconhecimento de sistemas, registos fotográficos e colecta de informações sobre os equipamentos, operação, manutenção do sistema, informações sobre a estrutura e funcionamento da instalação.

4.1. Monitoramento da condição dos motores (ECTM)

A monitoria da condição ECTM, consiste na avaliação do estado dos motores em intervalos regulares ou contínuos, com a finalidade de diagnosticar potenciais falhas, manter um alto nível de desempenho dos motores e reduzir os tempos de paragens das aeronaves. A secção de engenharia da LAM, por pelo menos duas vezes por semana, verifica se existem alguma alteração nos gráficos de tendências no que concerne aos parâmetros controlados nos motores. Basicamente, a monitoria da condição do equipamento consiste na extracção de informação sobre um determinado parâmetro de uma máquina ou equipamento, análise dos dados obtidos para prognosticar a condição da máquina ou do equipamento sem afectar as suas operações. Realiza-se o monitoramento da vibração, para preservar tanto a aeronave na qual o motor está instalado assim como a integridade do próprio motor, pois é preciso que o desempenho e a



condição dos motores sejam avaliados e comparados com padrões aceitáveis e que funcione dentro dos limites admissíveis de acordo com as recomendações do fabricante.

A monitoria da condição induz a tomada de medidas correctivas quando elas são necessárias em intervalos programados ou rotineiros.

A LAM usa a monitoria da condição para assegurar a alta fiabilidade das suas aeronaves e motores e, não obstante, o controlo da fiabilidade dos motores é feito com base nos dados extraídos durante cada voo do dia. Os dados extraídos ou baixados, são correspondentes a performance do motor durante os voos efectuados, denominados ACMS, são extraídos com recurso a uma memória denominado PCMCIA em cada três/dois dias através de uma carta básica. Após a extracção dos ACMS, a secção de engenharia da LAM faz o envio destes dados para a CFM *International* pelo e-mail, onde são decodificados, explanados através dos softwares definidos para o efeito e os resultados são colocados a disposição do operador num Website do mesmo. Em caso de alteração dos parâmetros dos motores, o engenheiro responsável pelos motores da frota LAM é notificado por e-mail.



Figura 40: Memória PCMCIA. Fonte: (Autor)

As inspecções regulares são realizadas, em intervalos pré-estabelecidos, para as peças ou componentes críticos. O desgaste e a roptura ou potenciais falhas são detectadas durante este tipo de inspecção. A monitoria da condição envolve a aplicação de técnicas de diagnóstico de defeitos ou falhas. A monitoria da condição é considerada a mais fiável, económica e eficiente técnica de manutenção da maioria dos equipamentos críticos tal como é o caso dos motores aeronáuticos.

A monitoria da condição contribui também para a planificação da manutenção, redução dos custos de manutenção e acautela a higiene, saúde e segurança no trabalho, ao proporcionar informação que alerta prematuramente sobre potenciais falhos das máquinas e equipamentos.

4.2. Procedimentos de Manutenção

Na indústria aeronáutica, tudo que entra e sai num avião é registado, documentado, e/ou certificado, inclusive as intervenções da manutenção, que são descritos em manuais certificados para cada tipo de aeronave ou componente da aeronave.

Para o efeito da correcção do fenómeno da vibração, devem-se seguir algumas orientações impostas pelo fabricante, assim sendo, recorreu-se aos manuais de manutenção de aeronaves (AMM & FIM), que prescrevem as seguintes intervenções relativas aos procedimentos efectuados:

1. Executar o procedimento BITE do Condicionador de Sinais AVM.
 - 1.1. Se nenhuma indicação de falha for exibida, executar o Procedimento de isolamento de falha abaixo.
2. Fazer uma verificação do histórico de voo do AVM para identificar a fonte da vibração
 - 2.1. Se o histórico de voo do AVM mostrar uma vibração realmente alta do motor, executar o Procedimento de Isolamento de Falhas de Alta Vibração do Motor.
3. Examinar o conector elétrico, D3228A (motor 1) ou D3228B (motor 2), no AVM
 - 3.1. Se não encontrar nenhum problema, continue.
4. Para procurar um problema com o circuito do sensor de rolamento nº 1, deve se seguir as seguintes etapas:
 - 4.1. Examinar o conector elétrico, DP1304, na *fan case* atrás do tanque de óleo, logo acima da placa de identificação do motor.
5. Para procurar um problema com o circuito do sensor FFCCV, deve se seguir as seguintes etapas:
 - 5.1. Examinar o conector elétrico, DP1101, do sensor FFCCV na *fan frame* traseira no suporte das 3:00 horas.
6. Examinar visualmente o motor:
 - 6.1. Examinar a entrada e a exaustão em busca de sinais de colisão com pássaros, danos por FOD ou partículas de metal.



- 6.2. Usar a mão para girar o rotor do ventilador, procurar rugosidade no rolamento, ruídos incomuns ou emperramento enquanto o motor gira.
- 6.3. Se encontrar rugosidade no rolamento, ruídos incomuns ou emperramento, substituir o motor.
7. Se a vibração for registada apenas no rotor LP, deve-se executar as seguintes etapas:
 - 7.1. Fazer a verificação visual para ver se há tiras de elastómero soltas ou faltando (defeituosas) nas *platforms* das *fan blades*.
 - 7.1.1. Usar uma lanterna e observar cada lado da *platform* ao longo da face da blade.
 - 7.2. Se a quantidade de tiras de elastómeros soltas ou faltando (defeituosas) for superior aos limites padronizados, devem se substituir as *platforms*.
8. Para diminuir o nível de vibração, fazer um equilíbrio do ajuste do *fan* e monitorar o motor quanto à vibração do rotor LP durante os voos subsequentes.
 - 8.1. Se a vibração do rotor LP estiver alta novamente, seguir estas etapas.
 - 8.1.1. Examinar as *platforms* para verificar se há ajuste de peso da tira de elastómero em falta ou solta. Substituir as plataformas fora dos limites.
 - 8.1.2. Lubrificar as *fan blades* conforme procedimento de instalação.

Esta sequência de tarefas é descrita no manual de manutenção de aeronaves com suas subsequentes subtarefas, com isso, neste documento, fez-se uma síntese das acções a tomadas para o diagnóstico da falha.

As intervenções da equipe de manutenção para reduzir/corrigir a vibração registada no motor podem ser descritas de forma resumida, pois consistiam na remoção dos *Spinner cones*, remoção das *fan blades*, sua posterior lubrificação, instalação das *fan blades* retiradas e por fim, a instalação dos *Spinner cones*. De realçar que as tarefas descritas acima foram realizadas e passaram dos testes uma após outra, ou seja, não se verificaram anomalias ou defeitos nas primeiras condições das primeiras acções. Iniciou-se com as tarefas mais simples e pelos componentes mais susceptíveis de registarem falhas, até se encontrar a causa deste fenómeno e posterior lubrificação das *fan blades*, e foi por meio desta, que se verificou a redução do nível da vibração experimentada.

Para a lubrificação das *fan blades*, usou-se um spray a base de grafite, houve a necessidade de serem removidas e colocadas a parte para poder se formar, por meio da secagem por um período de tempo, a película protectora do desgaste pela fricção e do atrito.





Figura 41: Lubrificante Molykote. Fonte: (Autor)

Não houve a necessidade de se fazer o balanceamento das *blades* (*Trim balance*), uma vez que anteriormente, não se registou nenhum histórico de troca das *blades*, pois este poderia, por ventura, corromper a integridade do motor.



Figura 42: Parafusos de equilíbrio de peso do Spinner Cone traseiro. Cone removido durante os trabalhos de manutenção. Fonte: (Autor)



Figura 43: Vista do motor antes da intervenção da manutenção.

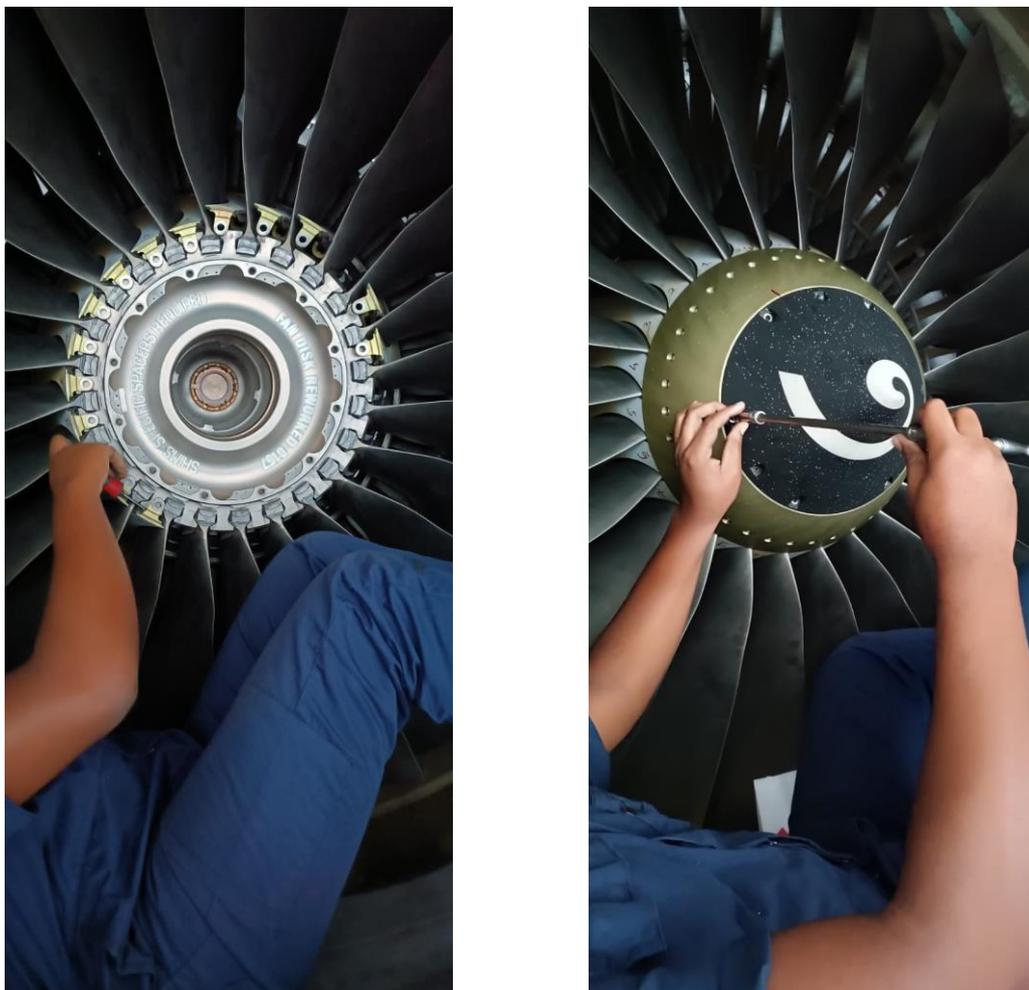


Figura 44: (a) Remoção/instalação das platforms do fan Disk. (b) Remoção/Instalação dos Spinner cones. Fonte: (Autor).



Figura 45: Fan blades removidas para lubrificação e secagem. Fonte: (Autor).

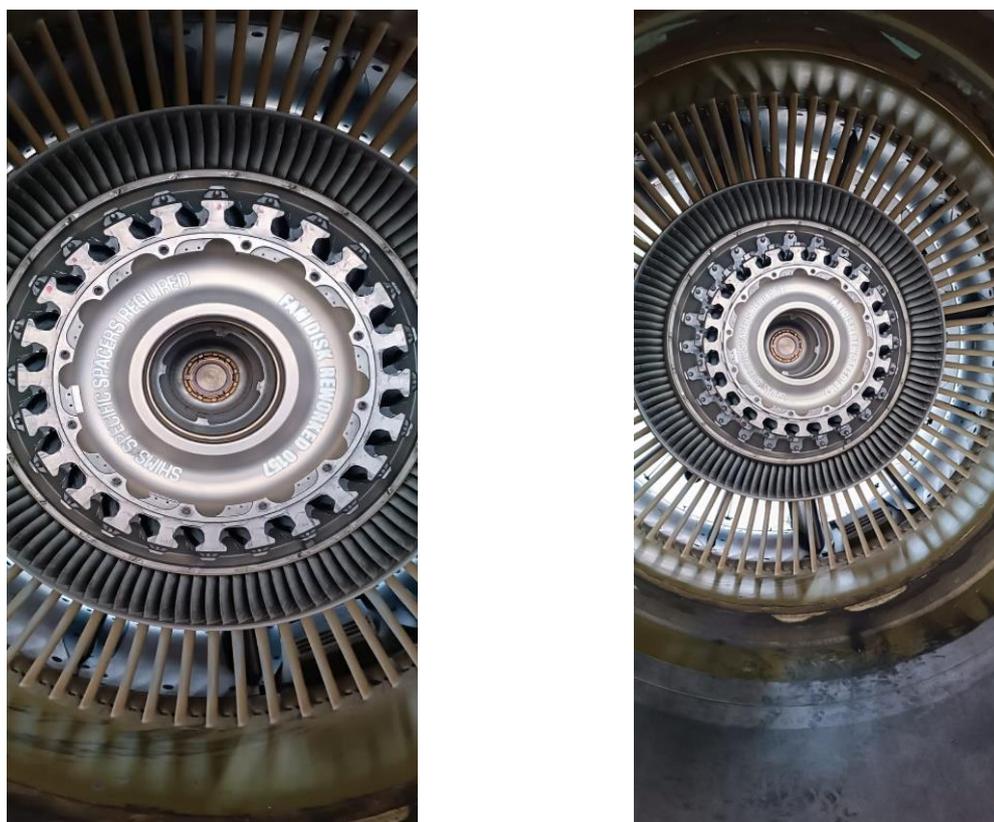


Figura 46: Vista do motor depois de removidas as fan blades e platforms. Fonte: (Autor).

Pode se encontrar, respectiva e detalhadamente nos anexos do presente trabalho, as tarefas e passos concernentes as intervenções da manutenção, ordena e relativamente a remoção dos *Spinner Cones*, *fan blades*, lubrificação e posterior instalação das *fan blades* e *spinner Cones* segundo o manual do fabricante.

CAPÍTULO V—APRESENTAÇÃO, ANÁLISE E DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

5.1. Apresentação e análise dos resultados

Conforme o gráfico da monitoria da condição ECTM, pode se fazer a avaliação do estado do motor, analisando os resultados obtidos para prognosticar a condição do motor quanto ao parâmetro da vibração, assim como posteriormente a intervenção da manutenção.



Figura 47: Gráfico de Tendência dos motores. Fonte: (ECM Report-LAM)

Observando o gráfico, do nível de vibração em função do tempo e dos ciclos realizados pelos motores, pode se notar pelas curvas (em azul e violeta), que se verificou uma redução (decréscimo) do nível de vibração desse motor depois da intervenção da manutenção.

A condição normal de vibração dos motores é de até 3,9 unidades, contudo, a companhia tem como condição ótima o intervalo de 0 a 1, sendo que qualquer condição do motor acima desta margem é uma chamada de atenção para a vigilância da vibração.

Pode se observar no gráfico, que as duas curvas se mostram inicialmente abaixo da linha do nível 1 de vibração, e que com o decorrer do tempo, ao longo das operações, pode se observar o crescimento do gráfico em função do nível de vibração até um ponto acima do nível ótimo máximo 1, em que posteriormente a intervenção da manutenção, constatou-se um decréscimo do nível de vibração e conseqüente decréscimo das curvas. No gráfico não se encontra o nível de vibração visualizado no CDS, por ser uma vibração transitória e, por alguma condição,

ou pela amplitude em função do tempo, ou pela amplitude em função da frequência, não foi captado pelo AVM durante esta operação da aeronave.

5.2. Discussão dos resultados

Conforme os resultados obtidos, prática e teoricamente, pode-se afirmar que a causa deste fenómeno observado da vibração é operacional pois estava relacionada com as condições de manuseio do rotor e do ambiente onde este está inserido.

Conforme visto, esta causa foi se repercutindo no comportamento dinâmico do rotor de uma forma gradual e evolutiva no tempo.

Este motor, experimentou um desequilíbrio de massa aparente, pois observou-se um nível variável de vibração pela lubrificação insuficiente do *fan*. Contudo, com a lubrificação do mesmo, pode se garantir, como sabido, que a aeronave exercerá suas funções com garantia de segurança, sendo que o parâmetro vibração se encontra dentro das condições normais estabelecidos pelas autoridades aeronáuticas.

Durante a intervenção da manutenção, pode se notar os desgaste e/ou danificação das *platforms* das *fan blades*, o que também contribuiu no aumento da vibração.



Figura 48: Platforms defeituosas. Fonte: (Autor)

5.3. Efeito da lubrificação na redução da vibração

A vida e a fiabilidade do equipamento podem ser melhoradas através da aplicação adequada da lubrificação, conforme observado neste relatório. Com a lubrificação procura-se geralmente, reduzir o atrito das superfícies em movimento relativo ao mínimo, dado que ela representa perda de eficiência e de material.

A película lubrificante formada pelo spray lubrificante, adere às superfícies sólidas em movimento relativo e pela sua presença impede o contacto directo entre elas, pois, quando uma superfície desliza, sobre outra, há sempre alguma força de resistência ao movimento. O rotor gira a altas rotações por minuto, e existindo uma pequena folga entre as superfícies de trabalho em contacto, pequenas incrustações nestas, podem influenciar negativamente naquilo que é a integridade do motor, e conseqüentemente, causam a vibração do mesmo.

Quando o atrito é pequeno, o deslizamento entre as superfícies em contacto é suave e fácil. No entanto, quando o atrito é maior, o deslizamento torna-se difícil e as superfícies em contacto aquecem e para este caso, geram um desequilíbrio por meio do atrito entre as superfícies.

Quando existe o contacto “seco” entre duas superfícies, as moléculas próximas à superfície de um metal reagem com as moléculas próximas à superfície do outro metal, compondo assim a força de adesão entre as superfícies, devido à atração molecular.

Deste modo, todos os pontos do motor com movimento relativo entre duas superfícies em contacto devem ser lubrificados, pois a lubrificação melhora sempre a suavidade do movimento entre duas superfícies em contacto. Com efeito, a existência de um lubrificante entre as superfícies reduziu o atrito, e reduziu, portanto, os seus efeitos sobre o fenómeno observado, pois, a função mais importante de qualquer lubrificante é a de tornar mais fácil o deslizamento relativo entre as superfícies em contacto.

Antes de se efectuar a lubrificação das *blades*, as condições entre as superfícies em contacto não eram favoráveis, contudo, posteriormente, com a efectivação desta, proporcionou-se uma relativa separação entre as superfícies em contacto, tornando mais simples o movimento relativo entre elas.

A lubrificação neste caso, é considerada correcta pois o ponto de lubrificação recebeu o lubrificante certo, no volume adequado e no momento exacto.



CAPÍTULO VI—CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES

6.1. Conclusões

O Monitoramento e avaliação do fenómeno de vibração foi realizado com vista a garantir condições máximas possíveis de segurança de voo da aeronave, a confiabilidade e consequente aeronavegabilidade.

Como debruçado, com o estudo realizado, constatou-se que existem várias causas deste fenómeno de vibração, que podem causar o desequilíbrio de massa. Com isso, diagnosticou-se para este caso, as causas operacionais como origem deste fenómeno de vibração, que culminou com um desequilíbrio de massa aparente, pois se verificou um nível variável de vibração pela lubrificação insuficiente do *fan*. Esta causa vai-se repercutindo no comportamento dinâmico do rotor de uma forma gradual e evolutiva no tempo, conforme visto no gráfico de tendências do motor.

Este caso, é um tipo das falhas devidas à depreciação, pois registou-se um crescimento da fricção ou aumento de resistência nas superfícies em movimento relativo.

Foi possível também, realizar o diagnóstico da falha por meio das tarefas e condições impostas pelo fabricante, e a avaliação das mesmas condições por meio da curva de tendências do motor, como ferramenta crucial da monitoria da condição do equipamento.

Como acções propostas para prevenir e/ou corrigir este fenómeno, basearam-se em manuais das autoridades aeronáuticas para o efeito, que culminou com a lubrificação da *fan*, como acção final da manutenção.

Inicialmente, antes da intervenção da manutenção, o motor apresentava um aumento da vibração com o tempo, e com a intervenção proactiva, foi possível evitar a danificação prematura do equipamento. Foi por meio da lubrificação que se verificou uma redução do nível de vibração experimentada pelo motor, reduzindo os custos de manutenção para os casos de grandes reparos ou troca de equipamento que seriam causados caso não se interviesse, e consequentemente, aumentou-se a operacionalidade da aeronave em condições máximas de segurança e sua confiabilidade.



6.2. Recomendações

- a) Realizar-se um estudo/pesquisa para se determinar o factor do nível de alerta das falhas e avarias para cada componente da aeronave, e devem ser observados tendo em conta a idade do equipamento e o nível de criticidade do mesmo.
- b) Adoptar-se um método de investigação de falhas de equipamentos, danos ou defeitos de peças/componentes para poder se apurar a razão da falha (causa raíz), para que sejam tomadas medidas objectivando a eliminação de sua repetição e/ou alertar o utente a respeito do que poderá ocorrer se a máquina for usada ou conservada inadequadamente. Com isso, poderá se prever, pelos dados recolhidos, quando é que o componente poderá apresentar uma falha se usado daquela forma, ou por outra, fazer-se um levantamento de como a falha ocorreu, quais os sintomas, se a falha já aconteceu em outra ocasião, quanto tempo a máquina trabalhou desde sua aquisição, quando foi realizada a última reforma, quais as reparações foram feitas na máquina, em que condições de serviço ocorreu a falha, quais foram os serviços executados anteriormente, quem era o operador da máquina e por quanto tempo ele a operou.
- c) Implementar-se um centro integrado de controle de operações (IOCC), para melhor organização, gestão e controlo dos atrasos e cancelamentos técnicos, isto é, devidos as avarias que se registam, contribuindo assim para o fácil estudo da fiabilidade da frota.



BIBLIOGRAFIA

1. AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL. **Engine**, Chapter 72–00–00. Jun 15/2016 Edition. Toronto, Canada
2. AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL. **Engine**, Chapter 72–21–02. Feb 15/2022 Edition. Toronto, Canada
3. AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL. **Engine Indicating**, Chapter 77–31–00. Feb 15/2020 Edition. Toronto, Canada.
4. ALI, Alexandre Charifo. **Lições De Manutenção Industrial- Bases Da Teoria Da Danificação**. DEMA – FEUEM.
5. ALI, Alexandre Charifo. **Lições De Manutenção Industrial- Práticas De Engenharia De Manutenção**. DEMA – FEUEM.
6. DOS REIS, Vanderlei. **Teoria aa Construção de Motores de Aeronaves**. Florianópolis: Aero Td, 2015. Acedido a 05 de setembro de 2023.
<https://aerotd.com.br/decoleseufuturo/wp-content/uploads/2015/05/TEORIA-E-CONSTRU%C3%87%C3%83O-DE-MOTORES-DE-AERONAVES.pdf>
7. FAULT ISOLATION MANUAL. **Power Plants**, Chapter 71-05 TASK 808. Jun 15/2020 Edition. Toronto, Canada.
8. FERNANDES, António at al. **Compêndio de Motores de Turbina**. Portugal. Agosto de 2008. Acedido a 26 de setembro de 2023.
https://crfa.emfa.pt/paginas/emafa1673002654_disponibilidade1672927223_aamfes1671536171_802crfa2021/ficheiros/Documentos/Compendios/Categoria%20B2/motores_deturbina.pdf
9. FERNANDES, Salomão Marques da Silva Duarte. **Procedimentos de Manutenção na Indústria Aeronáutica**. 2019. Tese de Doutoramento. Instituto Superior de Engenharia de Lisboa. Acedido a 19 de outubro de 2023.
<http://hdl.handle.net/10400.21/10442>.
10. ICAO. International Civil Aviation Organization. Annex 8: **Airworthiness of Aircraft**. 2020. Acedido a 16 de Agosto de 2023.
<https://ffac.ch/wp-content/uploads/2020/09/ICAO-Annex-8-Airworthiness-of-Aircraft.pdf>
11. ICAO. International Civil Aviation Organization. Annex 19: **Safety Management**. 13/05/2013. Acedido a 17 de Agosto de 2023.
<https://www.icao.int/safety/SafetyManagement/Documents/030e.pdf>
12. LIRA, Wesley José. **Segurança de voo**. Florianópolis: Aero Td, 2015. Acedido a 17 de agosto de 2023.
<https://aerotd.com.br/decoleseufuturo/wp-content/uploads/2015/05/SEGURAN%C3%87A-DE-VOO-.pdf>

13. MAIBASSO, Paulino. **Implementação de um banco de teste do APU do avião Bombardier modelo DHC-8, Q-400 na empresa LAM–Linhas Aéreas de Moçambique**. 2022. Acedido a 24 de Outubro de 2023.
<http://monografias.uem.mz/handle/123456789/2828>.
14. MANUAL DE PROCEDIMENTOS ESPECÍFICOS. **Engine Condition Trend Monitoring**, Edicao 3, Rev 3.1. LAM.
15. PACKER, Sérgio Paulo. **Estudo sobre a influência da vibração na execução de tarefas de pilotos de aeronaves**. 2008. Tese de Doutorado. Universidade de São Paulo. Acedido a 16 de Agosto de 2023.
<https://www.teses.usp.br/teses/disponiveis/3/3150/tde-02022009-180004/en.php>
16. RIBEIRO, Pedro Miguel Albino. **Análise de performance da Família de Motores de Avião CFM56**. 2012. Tese de Doutorado. Acessado a 05 de Outubro de 2023.
<https://core.ac.uk/download/pdf/47131842.pdf>
17. ROMAGUERA, Salvador Alepuz. EASA. MODULE 1. **Concept of Airworthiness**. Bangkok (Thailand), October 7th –18th, 2019). Acedido a 14 de Setembro de 2023.
https://www.icao.int/APAC/Meetings/2019%20COSCAP%20SEAEASA%20AIR/M01%20-%20Airworthiness_concept_compressed.pdf#search=EASA%2D%20AIRWORTHINESS%20INSPECTOR%20TRAINING.
18. SYSTEM SCHEMATIC MANUAL. **Engine Indicating**, Chapter 77–31–11. Feb 15/2022 Edition. Toronto, Canada.
19. *TRAINING MANUAL. CFM56-ALL. Borescope Inspection*. SEP 2003. CTC-229 Level 3. TOC. Acedido a 23 de Outubro de 2023.
<https://www.manualslib.com/manual/1589534/Cfm-Cfm56-Series.html>.
20. https://pt.wikipedia.org/wiki/Motor_a_rea%C3%A7%C3%A3o. Acedido a 15 de Setembro de 2023.
21. https://www.feis.unesp.br/Home/departamentos/engenhariamecanica/intranet/capitulo_12.pdf. Acedido a 26 de Setembro de 2023.
22. <https://www.lam.co.mz/index.php/pt/Sobre-a-LAM/Historia-e-Perfil/Visao>. Acedido a 13 de Outubro de 2023.

ANEXOS

**737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL
SPINNER CONES - REMOVAL/INSTALLATION**

1. General

A. This procedure contains the following tasks:

- (1) A removal of the spinner cones from the fan disk.
 - (a) This task includes a procedure to remove the retaining flange from the spinner rear cone (if it is necessary).
- (2) An installation of the spinner cones.
 - (a) This task includes a procedure to install the retaining flange on the fan disk (if it is necessary).

TASK 72-21-01-000-801-F00**2. Spinner Cones - Removal**

(Figure 401)

A. General

- (1) The spinner cone is made of two parts:
 - (a) The spinner front cone.
 - (b) The spinner rear cone.
- (2) For this task, the spinner front cone will be referred to as the front cone.
- (3) For this task, the spinner rear cone will be referred to as the rear cone.
- (4) As part of the Aircraft Maintenance Manual (AMM) validation program, this procedure has been validated at a customer site for the Jun-15-2012 revision.

B. References

Reference	Title
70-10-03-910-801-F00	Temporary Marking Procedures (P/B 201)
72-55-00-941-801-F00	Replacement of the LPT Shaft Plug O-ring (PRE-CFM-SB 72-0124) (P/B 201)
72-55-00-941-802-F00	Replacement of the CVT O-ring and Damper Seals (P/B 201)

C. Tools/Equipment

NOTE: When more than one tool part number is listed under the same "Reference" number, the tools shown are alternates to each other within the same airplane series. Tool part numbers that are replaced or non-procurable are preceded by "Opt:", which stands for Optional.

Reference	Description
SPL-2188	Tool Set - Jack Screws Part #: 856A1130G10 Supplier: 58828
SPL-2190	Pins - Guide, Spinner Rear Cone Part #: 856A3778G01 Supplier: 58828
STD-585	Mat - Protective, Closed Cell Neoprene, 30-50 duro, Weather and Oil Resistant, 3/8 Inch Min Thickness, Minimum 42x60 Inches with Warning Streamers
STD-858	Tag - DO NOT OPERATE

D. Location Zones

Zone	Area
411	Engine 1 - Engine

EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

72-21-01

Page 401
Oct 15/2022

(Continued)

Zone	Area
421	Engine 2 - Engine

E. Prepare for the Removal

SUBTASK 72-21-01-040-001-F00

- (1) Open these circuit breakers and install safety tags:

CAPT Electrical System Panel, P18-2

Row	Col	Number	Name
B	8	C01103	ENGINE 1 START VALVE

F/O Electrical System Panel, P6-2

Row	Col	Number	Name
C	4	C00154	ENGINE 2 START VALVE

SUBTASK 72-21-01-040-002-F00

- (2) Make sure that the engine start lever is in the CUTOFF position.
- (a) Install a DO NOT OPERATE tag, STD-858, on the applicable engine start lever.

SUBTASK 72-21-01-480-001-F00

- (3) Put a protective mat, STD-585, in the inlet cowl.

F. Spinner Cone Removal

SUBTASK 72-21-01-020-001-F00

- (1) Remove the front cone [1] from the rear cone [4].
- (a) Remove the six bolts [2] and the six washers [3].
- (b) Install three jackscrews (P08) of jackscrews tool set, SPL-2188, into the jackscrew holes.
- NOTE:** There are nine holes on the front cone. Six holes are used to attach the front cone to the rear cone. The other three holes with jackscrews are used to disengage the front cone away from the rear cone.
- (c) Turn the jackscrews until they touch the front flange of the rear cone [4].
- (d) Tighten the jackscrews in a sequence order to disengage the front cone [1] from the rear cone [4].
- (e) Remove the front cone [1].
- (f) Remove the jackscrews from the front cone [1].

NOTE: If you find that the lug of the Low Pressure Turbine (LPT) shaft plug (Pre SB 72-0124) or center vent tube (Post SB 72-0124) is broken (Figure 402), remove the pieces. Replace the LPT shaft plug or the center vent tube at the next shop visit.

SUBTASK 72-21-01-020-002-F00

- (2) Remove the rear cone [4] and the fan retaining flange [7] as an assembly.



CAUTION BE CAREFUL NOT TO DO DAMAGE TO THE FAN BLADES WHILE YOU REMOVE THE BALANCE SCREWS. DAMAGE TO EQUIPMENT COULD OCCUR.

- (a) If you replace the rear cone [4], transfer the balance screws [8] to the replacement rear cone. Keep the same positions.

 EFFECTIVITY
 LAM ALL
72-21-01

D633A101-LAM

Page 402
Oct 15/2022

737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

**CAUTION**

USE ONE OF THE MARKERS THAT IS SHOWN IN THE REFERENCE. AN INCORRECT MARKER CAN CAUSE DAMAGE TO EQUIPMENT.

- 1) Make marks to show the relation between the rear cone balance screws [8] and the fan disk, refer to: (TASK 70-10-03-910-801-F00).
- (b) Remove the twelve bolts [5] and twelve washers [6] that attach the rear cone [4] and fan retaining flange [7] to the fan disk.

NOTE: If it is necessary, you can remove the balance screws to get access to the bolts. Make sure that you make a mark and record the position of the balance screws for installation in their correct position. This is necessary to keep the rotor balanced.

**CAUTION**

MAKE SURE THAT YOU HOLD THE REAR CONE AND THE RETAINING FLANGE WHEN YOU DISCONNECT THEM FROM THE FAN DISK. IF YOU DO NOT HOLD THEM, THEY COULD FALL AND CAUSE DAMAGE TO EQUIPMENT.

- (c) Install three guide pins, SPL-2190, in the fan disk as the support to guide the rear cone [4] and the fan retaining flange [7] during the removal.

NOTE: This is to make sure that the fan retaining flange does not fall.

**CAUTION**

DO NOT USE JACKSCREWS IF IT IS NOT NECESSARY TO REMOVE THE FAN RETAINING FLANGE FROM THE SPINNER CONE. IF YOU DO NOT OBEY, DAMAGE TO EQUIPMENT COULD OCCUR.

- (d) Pull with your hand the rear cone [4] and the fan retaining flange [7] to remove them as an assembly.

NOTE: If you find that the lug of the LPT shaft plug or center vent tube is broken (Figure 402), remove the pieces. Replace the LPT shaft plug or the center vent tube at the next shop visit.

SUBTASK 72-21-01-020-006-F00

- (3) If it is necessary, do these steps to remove the fan retaining flange [7] from the rear cone [4]:

NOTE: This step is necessary if you replace the rear cone [4].

- (a) Install the three jackscrews (P11) of jackscrews tool set, SPL-2188, equally spaced into the jackscrew holes on the rear flange of the rear cone [4].
- (b) Turn the jackscrews until they touch the front flange of the fan retaining flange [7].
- (c) Tighten the jackscrews in a clockwise direction and in a sequence order to disengage the retaining flange [7] from the rear cone [4].
- (d) Remove the retaining flange [7].
- (e) Remove the jackscrews from the rear cone [4].

G. OIL WETTING SPINNER CONES

SUBTASK 72-21-01-360-001-F00

- (1) Oil wetting of the inner surface of the spinner cones, the fan disk and the fan shaft is not permitted.

EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

72-21-01Page 403
Oct 15/2022

**737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL**

- (a) To correct the oil seepage, do this task: Replacement of the LPT Shaft Plug O-ring (PRE-CFM-SB 72-0124), TASK 72-55-00-941-801-F00 or Replacement of the CVT O-ring and Damper Seals, TASK 72-55-00-941-802-F00.

————— **END OF TASK** —————

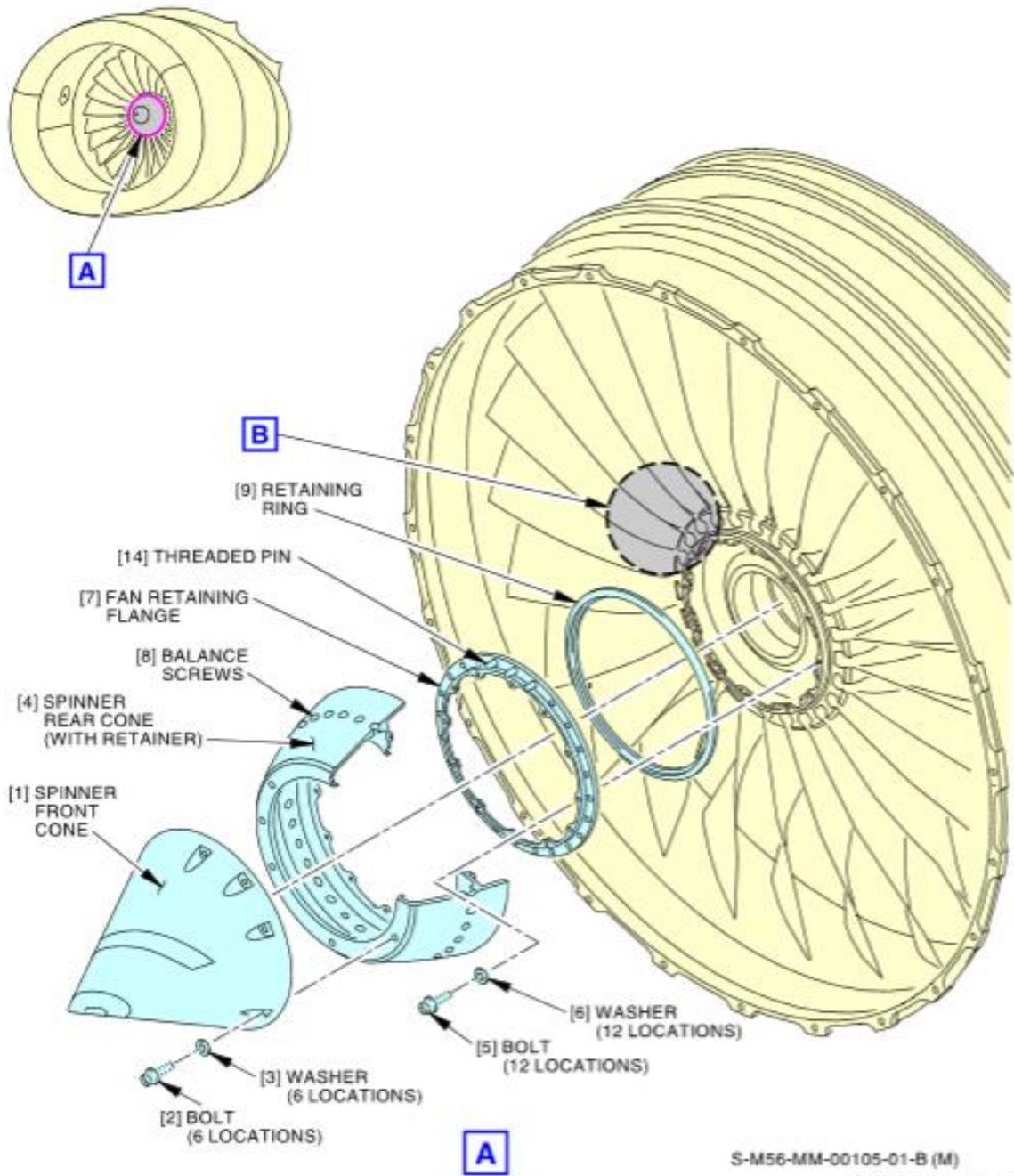
EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

ECCN 9E991 BOEING PROPRIETARY - See 8th page for details

72-21-01

Page 404
Feb 15/2020



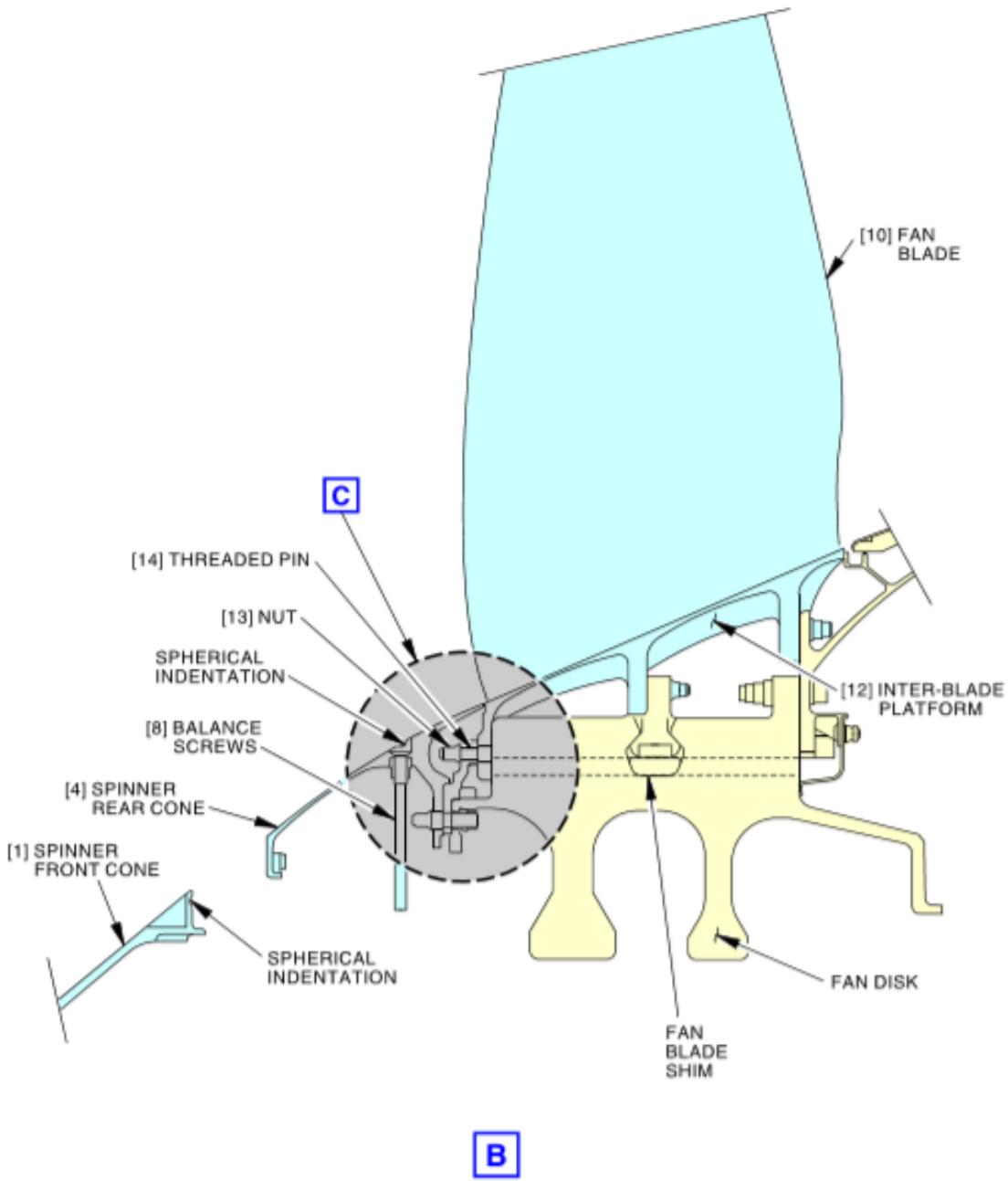
Spinner Installation
Figure 401/72-21-01-990-801-F00 (Sheet 1 of 3)

EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

72-21-01

Page 405
Feb 15/2020



S-M56-MM-00106-01-B
F82065 80006582331_V4

Spinner Installation
Figure 401/72-21-01-990-801-F00 (Sheet 2 of 3)

EFFECTIVITY
LAM ALL

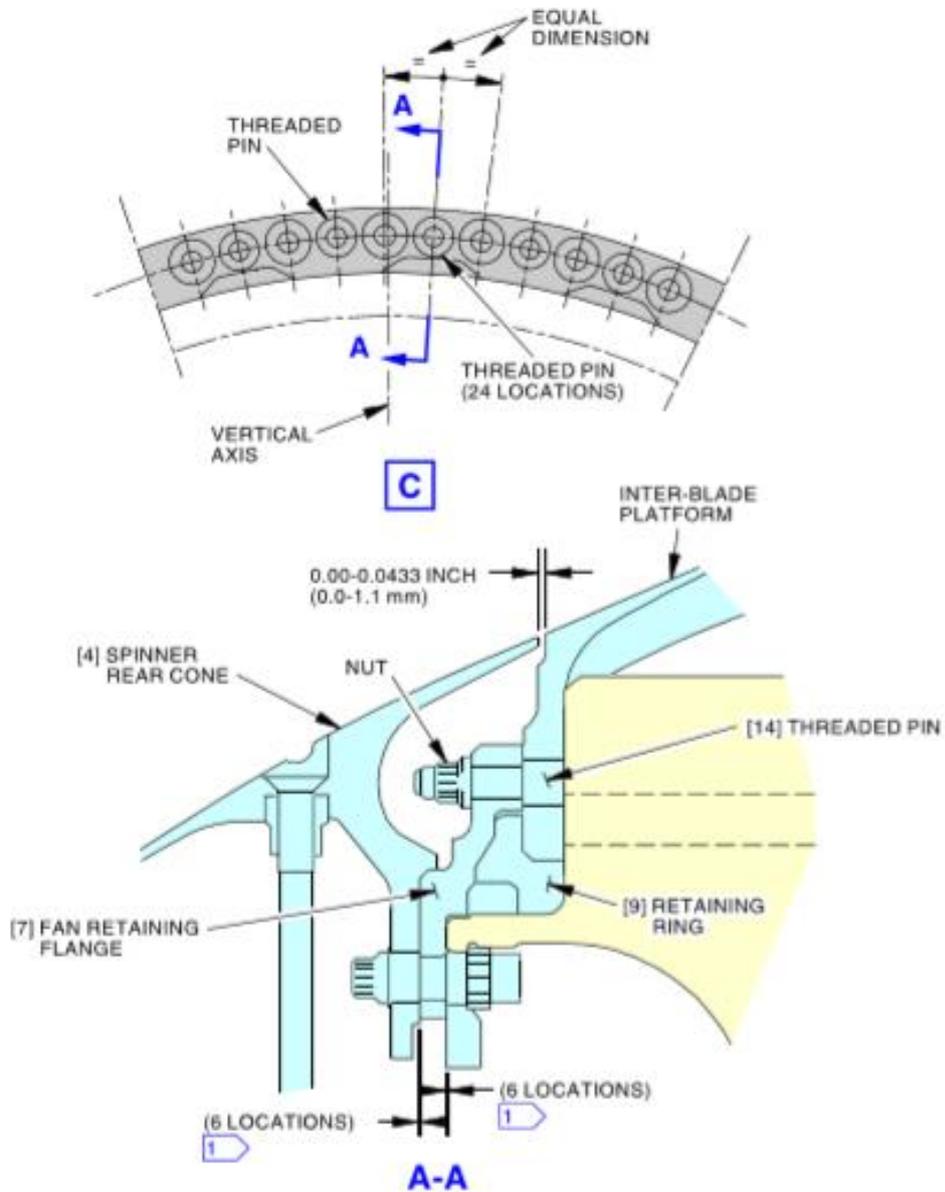
D633A101-LAM

ECCN 9E991 BOEING PROPRIETARY - See title page for details

72-21-01

Page 406
Feb 15/2020

737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL



1 THE SEATING AT THE 12 LOCATION (2X6) IS CORRECT WHEN YOU CANNOT PUT A FEELER GAGE [THICKNESS 0.001 INCH (0.02 mm)] BETWEEN PARTS.

MM-00107-02-B
026489 50006582332_V4

Spinner Installation
Figure 401/72-21-01-990-801-F00 (Sheet 3 of 3)

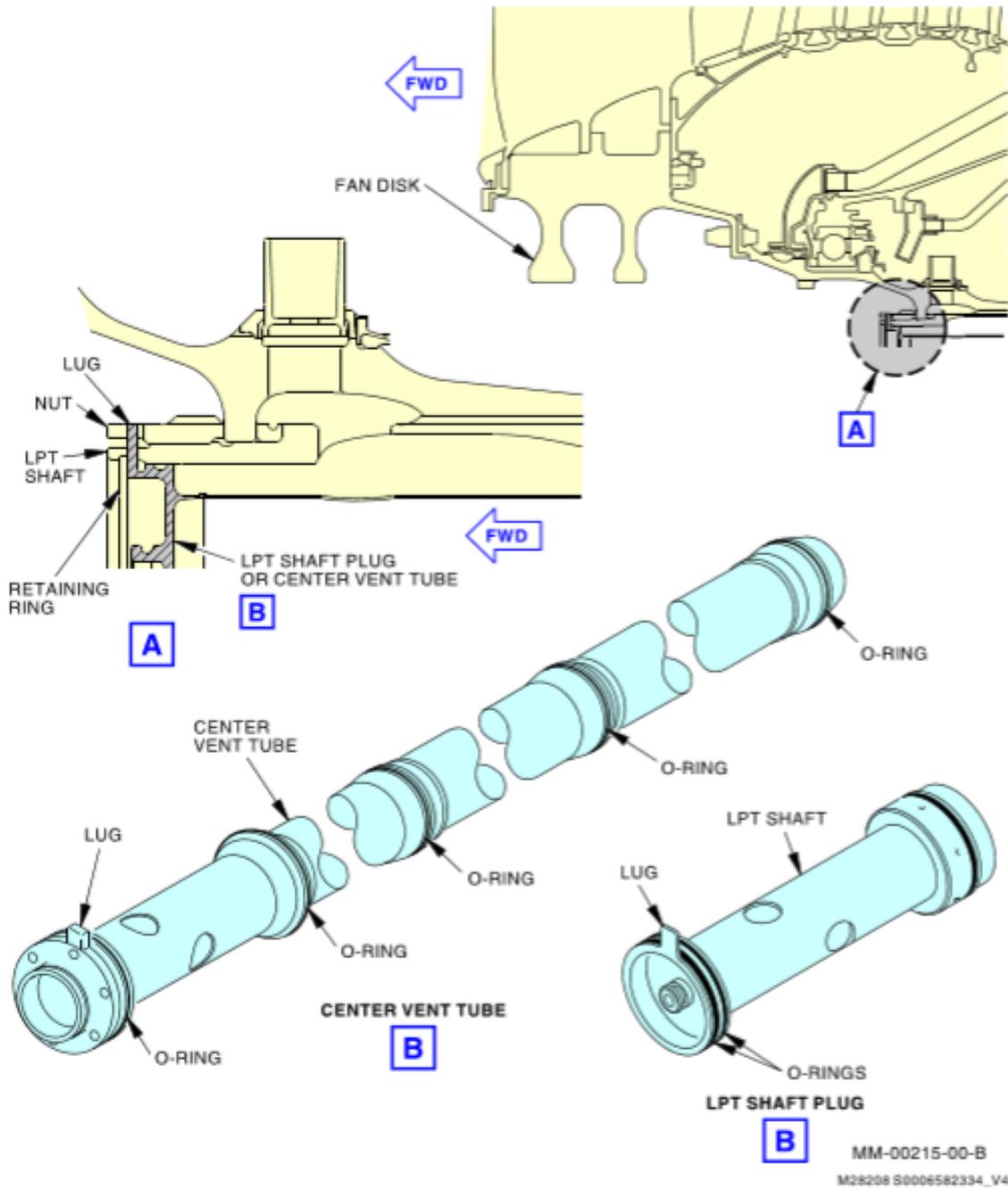
EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

ECCN 9E991 BOEING PROPRIETARY - See the page for details

72-21-01

Page 407
Feb 15/2020



Inspection of the Lug of LPT Shaft Plug or Center Vent Tube
Figure 402/72-21-01-990-803-F00

EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

ECCN 9E991 BOEING PROPRIETARY - See title page for details

72-21-01

Page 408
Feb 15/2020

**737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL
FAN BLADE - REMOVAL/INSTALLATION**

1. General

- A. This procedure has these tasks:
- (1) A removal of a complete set of fan blades
 - (2) An installation of a complete set of fan blades
 - (3) A replacement of a complete set of fan blades
 - (4) A replacement of one pair (or pairs) of fan blades.
 - (a) This task includes the replacement of one fan blade.

TASK 72-21-02-000-801-F00**2. Fan Blade Removal (Complete Set)**

(Figure 401, Figure 402, Figure 403, Figure 404, and Figure 405)

A. General

- (1) To get access to the fan blades through the inlet cowl, remove the spinner front and rear cones.
- (2) Each engine has twenty-four fan blades which are installed in the fan disk.
- (3) Each fan blade is attached with a fan blade spacer and held in its position with a platform.

B. References

Reference	Title
70-10-03-910-801-F00	Temporary Marking Procedures (P/B 201)
72-21-01-000-801-F00	Spinner Cones - Removal (P/B 401)

C. Tools/Equipment

NOTE: When more than one tool part number is listed under the same "Reference" number, the tools shown are alternates to each other within the same airplane series. Tool part numbers that are replaced or non-procurable are preceded by "Opt:", which stands for Optional.

Reference	Description
COM-13625	Slide Hammer, Threaded Tip Part #: CJ93B Supplier: 5A740 Opt Part #: CG240-8 Supplier: 55719 Opt Part #: CG240-9 Supplier: 5K761 Opt Part #: CJ125-6 Supplier: 55719 Opt Part #: CJ93-1 Supplier: 55719
SPL-2324	Puller - Platform, Fan Blade Part #: 856A3779G02 Supplier: 58828 Opt Part #: 856A3779G01 Supplier: 58828
SPL-2325	Wrench - Fan Blade, Retainer Ring, Removal Part #: 856A3782G02 Supplier: 58828
SPL-8860	Pliers - Elastomer Spacer Part #: 856A2691G01 Supplier: 58828
SPL-11284	Puller - Spacers, Fan Blade Part #: 856A2954G02 Supplier: 58828 Opt Part #: 856A2954G01 Supplier: 58828
SPL-15042	Puller - Spacers, Fan Blade Part #: 856A3707G08 Supplier: 58828

EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

72-21-02Page 401
Jun 15/2023

737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

(Continued)

Reference	Description
SPL-15043	Puller - Spacer, Fan Blade Part #: 856A3947G02 Supplier: 58828 Opt Part #: 856A3947G01 Supplier: 58828
SPL-16077	Puller - Fan Blade Spacers Part #: 856A3948G02 Supplier: 58828 Opt Part #: 856A3948G01 Supplier: 58828
STD-585	Mat - Protective, Closed Cell Neoprene, 30-50 duro, Weather and Oil Resistant, 3/8 Inch Min Thickness, Minimum 42x60 Inches with Warning Streamers
STD-858	Tag - DO NOT OPERATE
STD-1315	Spatula - Plastic, Stiff

D. Consumable Materials

Reference	Description	Specification
B00676 [CP1041]	Alcohol - Isopropyl	
D00672 [CP5070]	Vaseline - Pure Mineral	V V-P-236
G50530 [CP5061]	Marker - Temporary	

E. Location Zones

Zone	Area
411	Engine 1 - Engine
421	Engine 2 - Engine

F. Prepare for the Removal

SUBTASK 72-21-02-840-001-F00

- (1) Open these circuit breakers and install safety tags:

CAPT Electrical System Panel, P18-2

Row	Col	Number	Name
B	8	C01103	ENGINE 1 START VALVE

F/O Electrical System Panel, P6-2

Row	Col	Number	Name
C	4	C00154	ENGINE 2 START VALVE

SUBTASK 72-21-02-860-001-F00

- (2) Make sure that the engine start levers are in the CUTOFF position.
(a) Install a DO NOT OPERATE tag, STD-858, on the applicable start levers.

SUBTASK 72-21-02-480-001-F00



MAKE SURE THAT YOU GIVE SUFFICIENT PROTECTION TO THE INNER SURFACE OF THE INLET COWL. IF YOU DO NOT GIVE SUFFICIENT PROTECTION TO THE INLET COWL, DAMAGE CAN OCCUR.

- (3) Install a protective mat, STD-585, in the fan inlet cowl.

SUBTASK 72-21-02-840-002-F00

- (4) Do this task: Spinner Cones - Removal, TASK 72-21-01-000-801-F00.

NOTE: The fan retaining flange is removed during the spinner removal task.

EFFECTIVITY
LAM ALL

72-21-02

D633A101-LAM

Page 402
Jun 15/2023

G. Fan Blade Removal

LAM ALL POST SB CFM56-7B-72-548

SUBTASK 72-21-02-020-019-F00

- (1) Remove the 8 elastomer spacers [12] equally spaced (360 degrees divided by 8) between the fan retaining ring and fan disk flange.
 - (a) Use the pliers, SPL-8860.

LAM ALL

SUBTASK 72-21-02-030-001-F00



USE ONLY APPROVED MARKING MATERIALS ON THE FAN BLADES. IF YOU DO NOT USE APPROVED MARKING MATERIALS, DAMAGE CAN OCCUR.

- (2) Use a temporary marker, G50530 [CP5061], to put a mark on the fan blades as follows (for a list of markers, see the reference) (TASK 70-10-03-910-801-F00):
 - (a) Find blade No. 1.
 - 1) The blade No. 1 is immediately above the offset hole on the fan disk bolt flange.
 - (b) Put a mark on the convex side of this blade to identify it as the blade No. 1.
 - (c) Number the remaining blades in a counterclockwise direction from two to twenty-four.

NOTE: This is counterclockwise as seen from the front of the engine.

SUBTASK 72-21-02-030-004-F00

- (3) Use a temporary marker, G50530 [CP5061], to put a mark on the fan blades platform [2] as follows (for a list of markers, see the reference) (TASK 70-10-03-910-801-F00):
 - (a) Find platform No. 1.
 - 1) Platform No. 1 is immediately at the left of the fan blade No. 1 when fan blade No. 1 is at the 12 o'clock location.
 - (b) Put a mark on this blade to identify it as the platform No. 1.
 - (c) Number the remaining platforms in the same counterclockwise direction from two to twenty-four as the fan blades.

NOTE: This is counterclockwise as seen from the front of the engine.

SUBTASK 72-21-02-020-001-F00



MAKE SURE THAT YOU WEAR GLOVES WHEN YOU DO WORK ON THE FAN BLADES. IF YOU DO NOT WEAR GLOVES WHEN YOU DO WORK ON THE FAN BLADES, YOU CAN CAUSE AN INJURY.

- (4) Do these steps to remove the fan retaining ring [6] with the wrench, SPL-2325, from the fan disk [3] (Figure 402):
 - (a) Install the two pins (detail of wrench) in two opposite holes of the fan disk forward flange.
 - (b) Engage the support on the two pins and seat against the fan retaining ring [6], engaging the screw heads in the lugs of the retaining ring.
 - (c) Install the nuts on the pins and tighten.
 - (d) Tighten the knurled nuts.

EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

ECCN 9E91 BOEING PROPRIETARY - See title page for details

72-21-02

Page 403
Feb 15/2023

737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

- (e) Turn the wrench handles clockwise to disengage the fan retaining ring [6] lugs from the fan disk [3] scallops.
- (f) Remove the nuts to remove the tool and fan retaining ring [6] from the fan disk [3].
- (g) Loosen the knurled nuts to remove the fan retaining ring [6] from the support.
- (h) Remove the pins from the fan disk [3] forward flange.

SUBTASK 72-21-02-640-006-F00

- (5) Apply a bead of vaseline, D00672 [CP5070], on each side of the fan blade No. 1, No. 2 and No. 24 airfoil, above the platform [2] seals when fan blade No. 1 is at the 12 o'clock position.

SUBTASK 72-21-02-660-008-F00

- (6) Move fan blade No. 1 to the 6 o'clock position.

SUBTASK 72-21-02-020-022-F00



DO NOT USE SHARP EDGE TOOLS TO REMOVE THE FAN BLADE PLATFORM OR FAN BLADE SPACER. SHARP EDGE TOOLS CAN CAUSE DAMAGE TO ADJACENT PARTS OF THE FAN BLADE PLATFORM OR FAN BLADE SPACER.



DO NOT PUSH THE FAN BLADE SHIM BACK INTO THE SLOT IF THE FAN BLADE SHIM COMES OUT WITH THE FAN BLADE SPACER. IF YOU PUSH THE FAN BLADE SHIM INTO THE SLOT, DAMAGE TO EQUIPMENT CAN OCCUR.

NOTE: If the fan blade shim and fan blade spacer comes out, it is recommended to remove the fan blade.

- (7) Remove the spacer from fan blades No. 1, No. 2, and No. 24 as follows (Figure 403):

NOTE: It is necessary to move the spacer along its axis, and not along the engine center line.

LAM ALL PRE SB 737-CFM56-7B-72-0649

- (a) Install a puller, SPL-11284, against the spacer of fan blade No. 1.
 - 1) If it is necessary, install the slide hammer, COM-13625.

LAM ALL POST SB 737-CFM56-7B-72-0649

- (b) Install a puller, SPL-15042, against the spacer of fan blade No. 1.
 - 1) If it is necessary, install the slide hammer, COM-13625.



MAKE SURE THAT THE SHOULDER OF THE PIN OF THE PULLER, SPL-15042, IS IN THE CONTACT WITH THE STOP OF THE PULLER. IF YOU DO NOT OBEY, BENDING LOAD AND DAMAGE TO THE PIN CAN OCCUR.

LAM ALL

- (c) Engage the pin of the puller in the spacer hole to attach it.
- (d) Remove the spacer forward from the fan disk slot.

NOTE: If the removal of the spacer is easy, go to step 2.G.(7)(e).

- 1) Turn fan blade No. 1 at 12 o'clock position to remove fan blade platform No. 1 from the fan disk.

EFFECTIVITY
LAM ALL

72-21-02

D633A101-LAM

Page 404
Jun 15/2023

**737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL**

- 2) Remove fan blade platforms No. 24 and No. 1:

NOTE: A standard or locally manufactured tool with appropriate hardness material, such as stiff plastic spatula, STD-1315, can be used as an alternative to the puller, SPL-2324.

- a) Preferred method using puller, SPL-2324:

- <1> Use the puller, SPL-2324, to put the platforms at the 12 o'clock position for removal.
- <2> Shake and lower the three fan blades No. 1, No. 2, and No. 24 on their slots to lubricate the fan blade platform seals.
- <3> Install the puller on platform No. 24 as follows:
 - <a> Loosen the knurled nut, position the puller support on the platform with the wear stop of the puller against the rear edge of the platform.
 - Engage the pin, detail of the plate, in the platform forward flange hole and tighten the knurled nut.
- <4> Lift with your hand rear of fan blade No. 1 root in the dovetail slot.

NOTE: The rear slots on the fan blade root engage in the booster spool forward flange.
- <5> Keep the rear of fan blade No. 1 root lifted in the dovetail slot with your hand while you push fan blade No. 24 with your elbow.
- <6> Pull axially the platform puller to disengage platform No. 24 from the threaded pins.
- <7> Remove fan blade platform No. 24 from the fan disk.
- <8> Remove the platform puller from platform No. 24.

- b) Alternative method using a standard or locally manufactured tool.

- <1> Use the standard or locally manufactured tool, to put the platforms at the 12 o'clock position for removal.
- <2> Shake and lower the three fan blades No. 1, No. 2, and No. 24 on their slots to lubricate the fan blade platform seals.
- <3> Use the alternative standard or locally manufactured tool as a lever arm, to disengage the rear of the platform or the forward lug of the platform.
- <4> Lift with your hand rear of fan blade No. 1 root in the dovetail slot.

NOTE: The rear slots on the fan blade root engage in the booster spool forward flange.
- <5> Keep the rear of fan blade No. 1 root lifted in the dovetail slot with your hand while you push fan blade No. 24 with your elbow.
- <6> Pull axially the platform puller to disengage platform No. 24 from the threaded pins.
- <7> Remove fan blade platform No. 24 from the fan disk.
- <8> Remove the platform puller from platform No. 24.

- 3) Apply alcohol, B00676 [CP1041], and wait for 5 minutes to let the alcohol penetrate the lubricant.

- 4) Turn the fan until the spacer that you remove is at 6 o'clock position.

EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

ECCN 9E991 BOEING PROPRIETARY - See title page for details

72-21-02

Page 405
Feb 15/2023

737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

- 5) Use the spacer puller, SPL-15043, to disengage the spacer.
 - a) Do not fully remove the spacer with the spacer puller, SPL-15043.
 - b) Fully engage the lever arm in the spacer.
 - c) Disengage the spacer.
 - d) Remove the spacer puller, SPL-15043.
 - e) If it is necessary, apply alcohol, B00676 [CP1041], followed by 5 minutes of waiting time for additional help to remove the spacer.
- 6) Use the puller, SPL-15042, or puller, SPL-16077, to extract the spacer.
 - a) If it is necessary, install the slide hammer, COM-13625.
 - b) If the spacer comes out together with the shim, use the puller, SPL-15042, to remove fully the spacer.
 - c) If the spacer comes out without the shim, use the puller, SPL-15042, or puller, SPL-16077, to remove fully the spacer.
- (e) Remove the spacer from the puller, SPL-11284, or puller, SPL-15042, or puller, SPL-16077.
- (f) Store the spacer in its related position in the suitable location.
- (g) Do the above steps again to remove the spacers from fan blades No. 2 and No. 24.

SUBTASK 72-21-02-020-005-F00

- (8) Do these steps to remove platforms No. 24 and No. 1 and fan blades No. 1 and No. 2 (Figure 404):

NOTE: A standard or locally manufactured tool with appropriate hardness material, such as stiff plastic spatula, STD-1315, can be used as an alternative to the puller, SPL-2324.

NOTE: If the platforms No.24 and No.1 are removed, go to step 2.G.(8)(a)9) or step 2.G.(8)(b)9).

- (a) Preferred method using puller, SPL-2324:
 - 1) Use the puller, SPL-2324, to put the platforms at the 12 o'clock position for removal.
 - 2) Shake and lower the three fan blades No. 1, No. 2, and No. 24 on their slots to lubricate the fan blade platforms seals.
 - 3) Install the puller on platform No. 24 as follows:
 - a) Loosen the knurled nut, position the puller support on the platform with the wear stop of the puller against the rear edge of the platform.
 - b) Engage the pin, detail of the plate, in the platform forward flange hole and tighten the knurled nut.
 - 4) Lift with your hand the rear of the fan blade No. 1 root in the dovetail slot.

NOTE: The rear slots on the fan blade root engage in the booster spool forward flange.
 - 5) Keep the rear of the fan blade No. 1 root lifted in the dovetail slot with your hand while you push fan blade No. 24 with your elbow.
 - 6) Pull axially the platform puller to disengage platform No. 24 from the threaded pins.
 - 7) Remove fan blade platform No. 24 from the fan disk.
 - 8) Remove the platform puller from platform No. 24.
 - 9) Lower the rear of fan blade No. 1 in the fan disk slot.

EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

ECCN 9E991 BOEING PROPRIETARY - See title page for details

72-21-02

Page 406
Feb 15/2023

**737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL**

- 10) Pull and remove fan blade No. 1 from the fan disk slot.
 - 11) Put fan blade No. 1 and platform No. 24 in their related position in a suitable location.
 - 12) Do the above steps again to remove fan blade platform No. 1 and fan blade No. 2.
- (b) Alternative method using a standard or locally manufactured tool:
- 1) Use the standard or locally manufactured tool, to put the platforms at the 12 o'clock position for removal.
 - 2) Shake and lower the three fan blades No. 1, No. 2, and No. 24 on their slots to lubricate the fan blade platforms seals.
 - 3) Use the alternative standard or locally manufactured tool as a lever arm, to disengage the rear of the platform or the forward lug of the platform.
 - 4) Lift with your hand the rear of the fan blade No. 1 root in the dovetail slot.
NOTE: The rear slots on the fan blade root engage in the booster spool forward flange.
 - 5) Keep the rear of the fan blade No. 1 root lifted in the dovetail slot with your hand while you push fan blade No. 24 with your elbow.
 - 6) Pull axially the platform puller to disengage platform No. 24 from the threaded pins.
 - 7) Remove fan blade platform No. 24 from the fan disk.
 - 8) Remove the platform puller from platform No. 24.
 - 9) Lower the rear of fan blade No. 1 in the fan disk slot.
 - 10) Pull and remove fan blade No. 1 from the fan disk slot.
 - 11) Put fan blade No. 1 and platform No. 24 in their related position in a suitable location.
 - 12) Do the above steps again to remove fan blade platform No. 1 and fan blade No. 2.

SUBTASK 72-21-02-020-017-F00

**CAUTION**

REMOVE THE PARTS AT EACH LOCATION IN THIS SEQUENCE: THE SPACER, FAN BLADE PLATFORM AND FAN BLADE. IF YOU DO NOT OBEY, DAMAGE TO THE PLATFORM AND FAN BLADE CAN OCCUR.

- (9) To remove the rest of the fan blades, do the steps again in this sequence for each fan blade.
NOTE: During the fan blades removal, let the fan rotor turn until stabilization is accomplished.
- (a) Remove spacers No. 3 to No. 23.
 - (b) Remove fan blade platforms No. 2 to No. 23.
 - (c) Remove fan blades No. 3 to No. 24.

SUBTASK 72-21-02-030-002-F00

LAM ALL POST SB CFM56-7B-72-0485 OR POST SB CFM56-7B-72-0324**CAUTION**

BE CAREFUL WITH THE SHIMS. THEY ARE THIN, AND EASY TO BEND. DO NOT PUSH THEM WITH TOO MUCH FORCE ACROSS THE BLADE ROOT. YOU CAN CAUSE DAMAGE TO THE BLADE COATINGS, AND THE SHIMS.

- (10) Remove the shim from the root of the fan blade.

EFFECTIVITY
LAM ALL

72-21-02

D633A101-LAM

Page 407
Feb 15/2023

ECCN 9E991 BOEING PROPRIETARY - See 99e page for details

737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

LAM ALL POST SB CFM56-7B-72-0324

- (a) Put the shims in their related position in a suitable location.

LAM ALL

————— END OF TASK —————

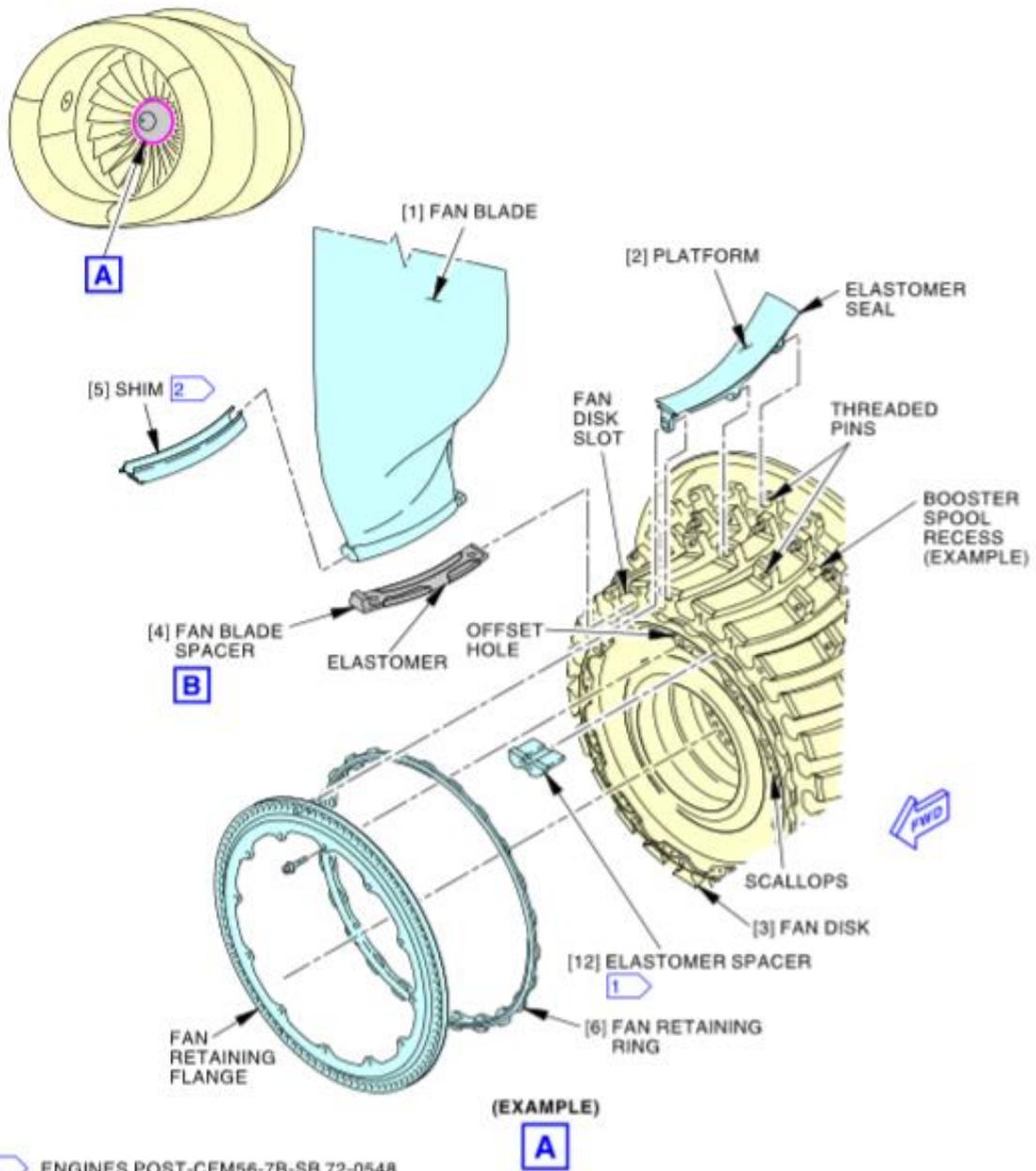
EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

ECCN 9E901 BOEING PROPRIETARY - See title page for details

72-21-02

Page 408
Oct 15/2022



J67027 50000175576_V6

Fan Blade Installation
Figure 401/72-21-02-990-834-F00 (Sheet 1 of 2)

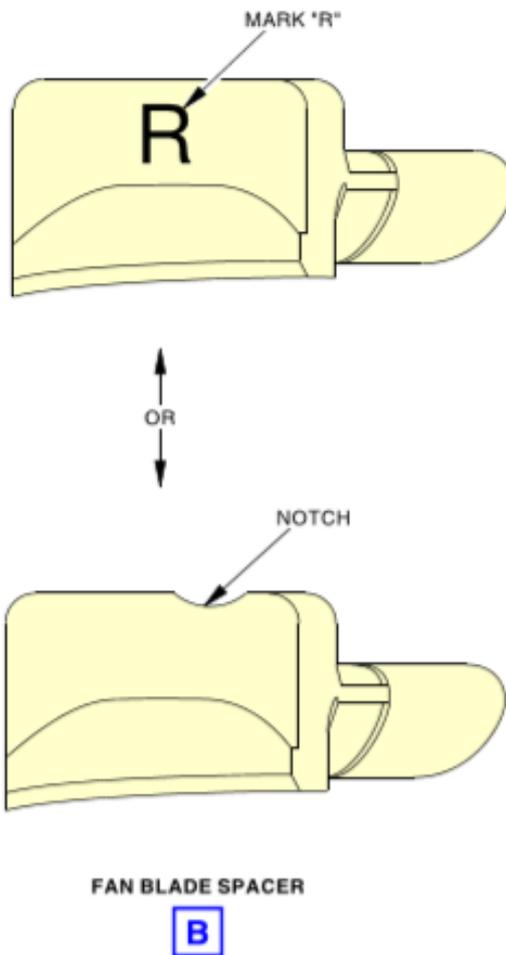
EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

ECCN 9E901 BOEING PROPRIETARY - See title page for details

72-21-02

Page 409
Oct 15/2022



2852882 50000663740_V1

Fan Blade Installation
Figure 401/72-21-02-990-834-F00 (Sheet 2 of 2)

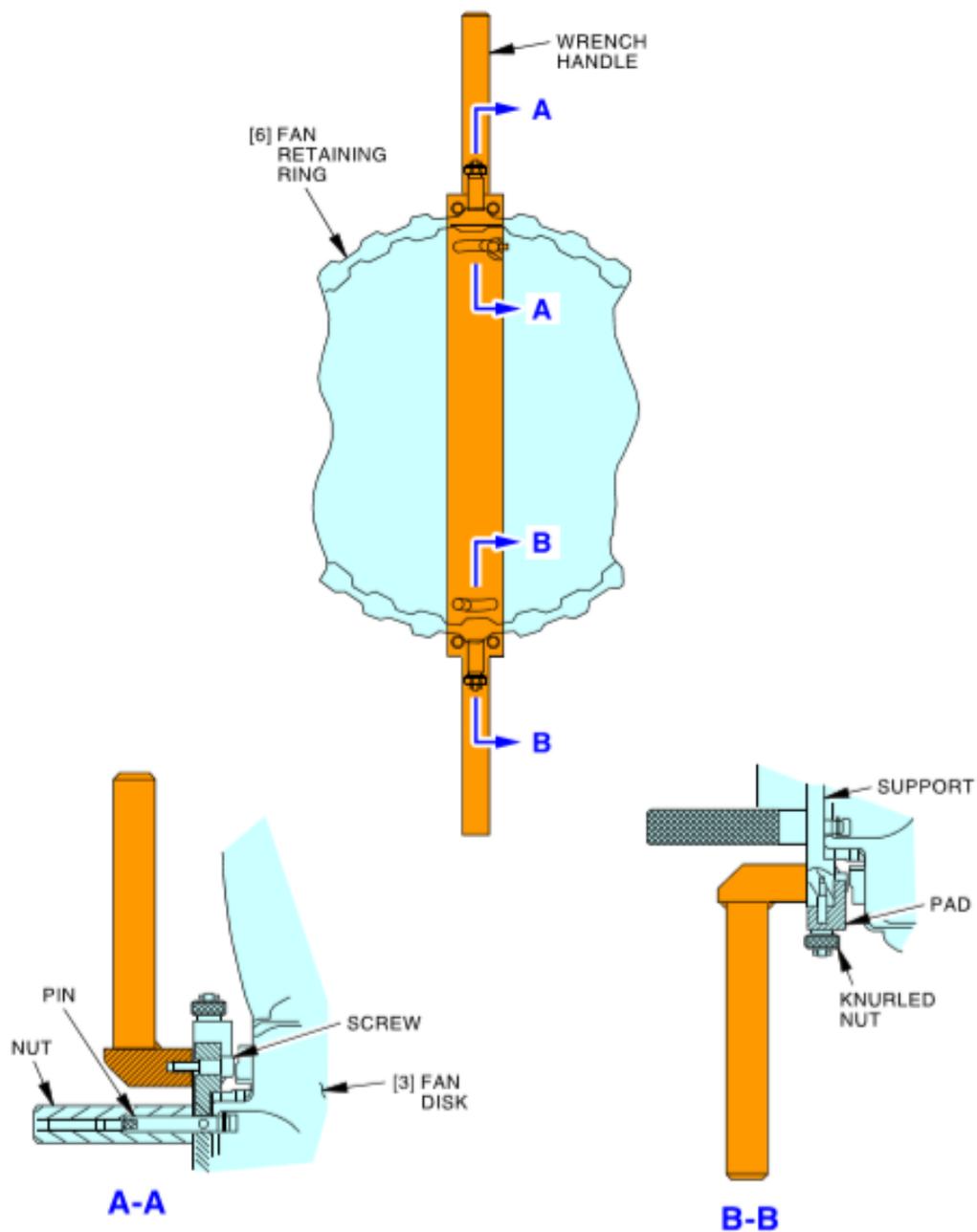
EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

ECCN 9E991 BOEING PROPRIETARY - See title page for details

72-21-02

Page 410
Oct 15/2022



J67250 50000175577_V2

Fan Retaining Ring
Figure 402/72-21-02-990-835-F00

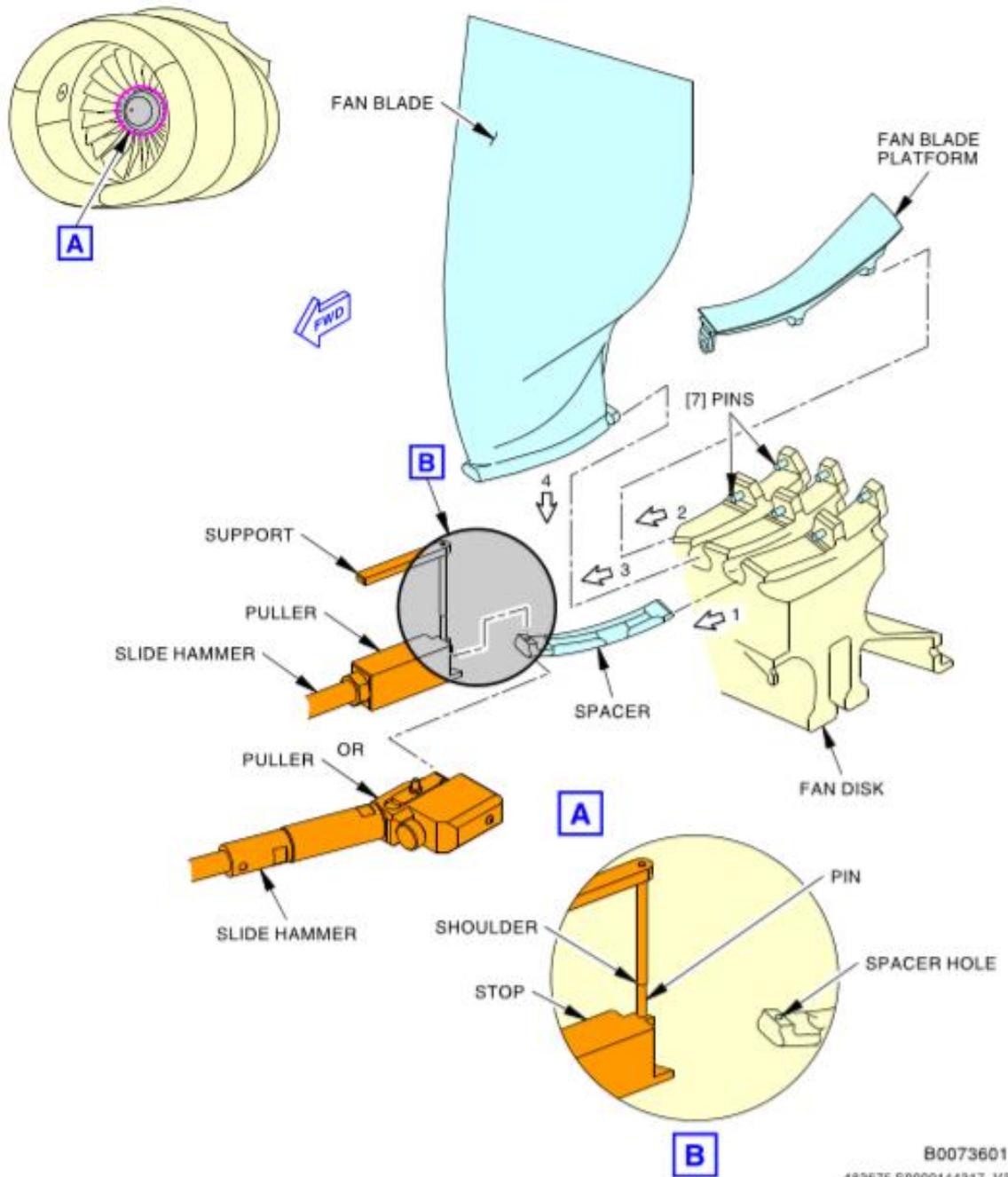
EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

ECCN 9E991 BOEING PROPRIETARY - See title page for details

72-21-02

Page 411
Oct 15/2022



B0073601
483675 S0000144317_V3

Fan Blade Spacer Removal
Figure 403/72-21-02-990-822-F00 (Sheet 1 of 3)

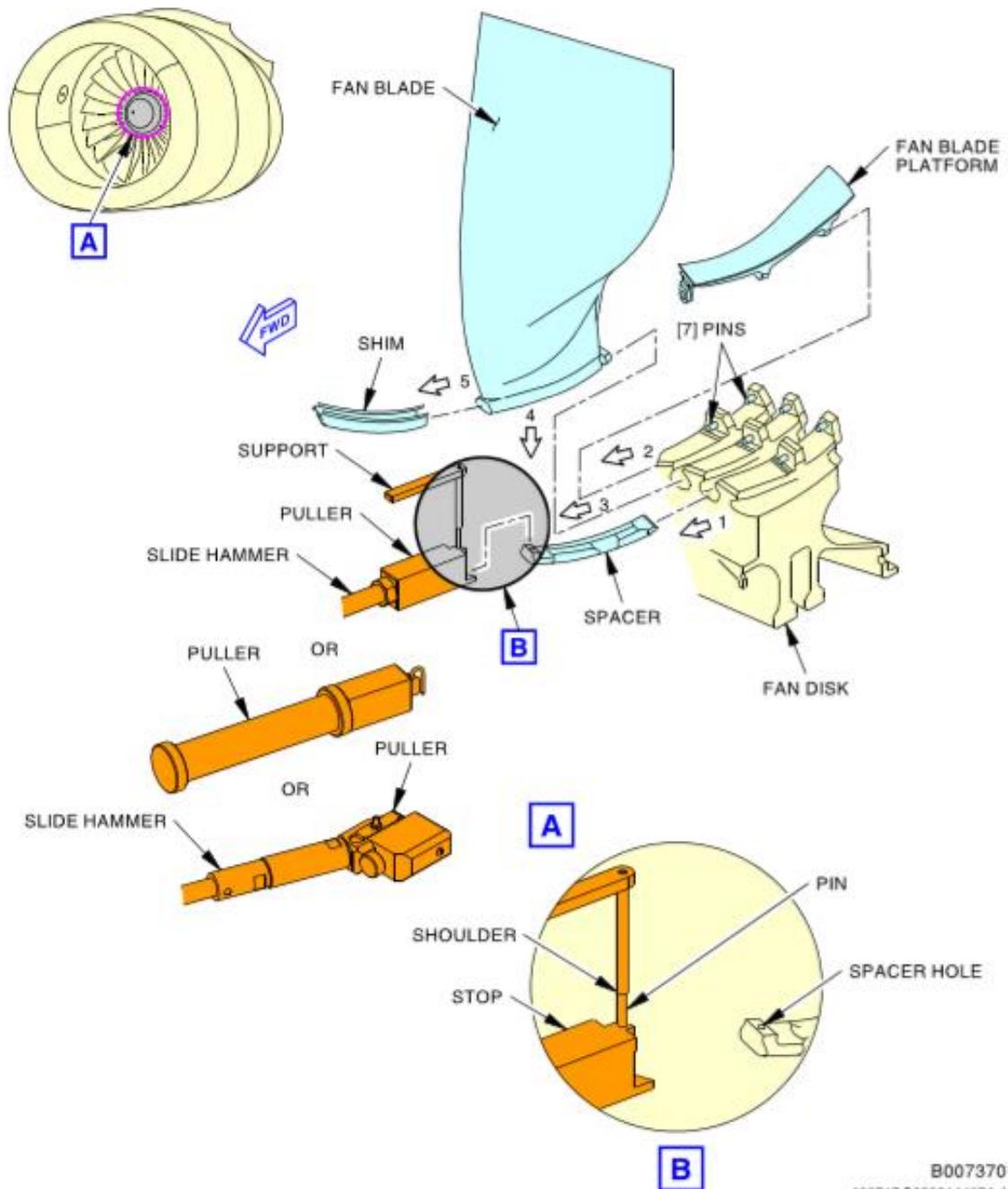
EFFECTIVITY
LAM ALL PRE SB CFM56-7B-72-0485 AND PRE SB
CFM56-7B-72-0324

D633A101-LAM

ECCN 9E991 BOEING PROPRIETARY - See title page for details

72-21-02

Page 412
Oct 15/2022



B0073701
483717 S0000144374_V4

Fan Blade Spacer Removal
Figure 403/72-21-02-990-822-F00 (Sheet 2 of 3)

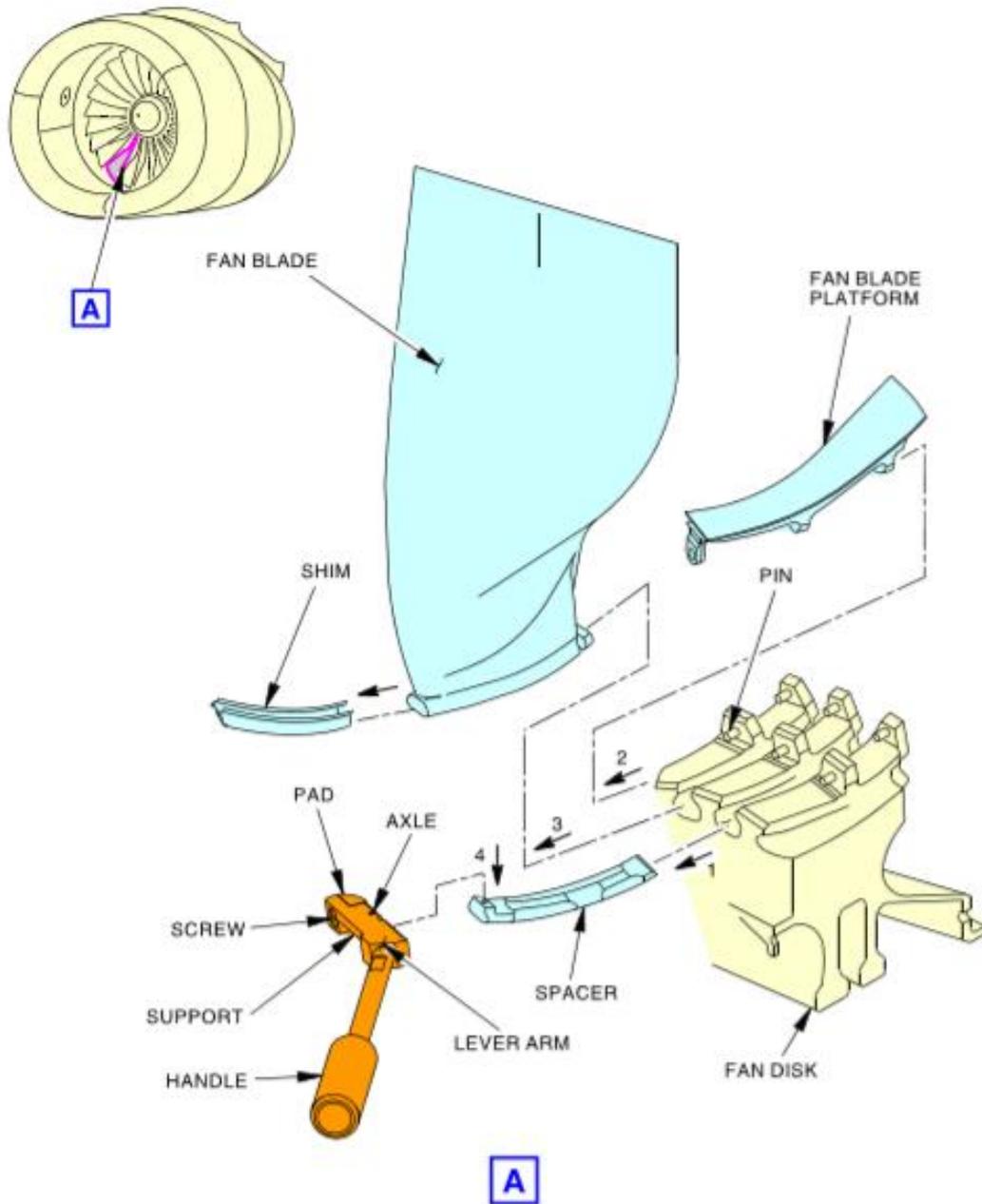
EFFECTIVITY
LAM ALL POST SB CFM56-7B-72-0485 OR POST SB
CFM56-7B-72-0324

D633A101-LAM

ECON 98991 BOEING PROPRIETARY - See 18th page for details

72-21-02

Page 413
Oct 15/2022



2540147 50000603055_V1

Fan Blade Spacer Removal
Figure 403/72-21-02-990-822-F00 (Sheet 3 of 3)

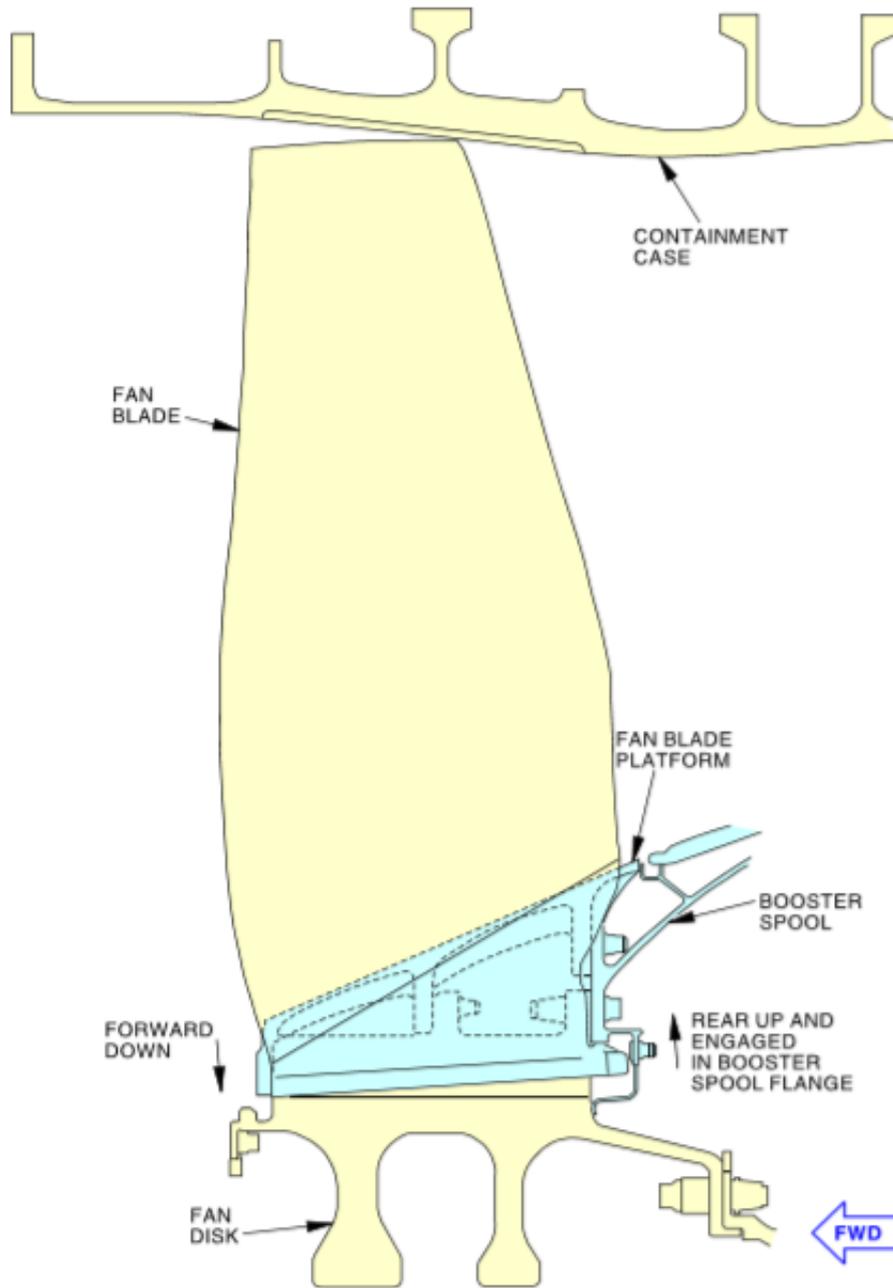
EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

ECCN 9E911 BOEING PROPRIETARY - See title page for details

72-21-02

Page 414
Oct 15/2022



J67504 50000175578_V2

Fan Blade Platform
Figure 404/72-21-02-990-836-F00

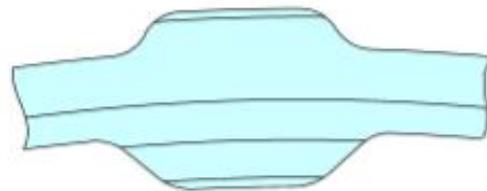
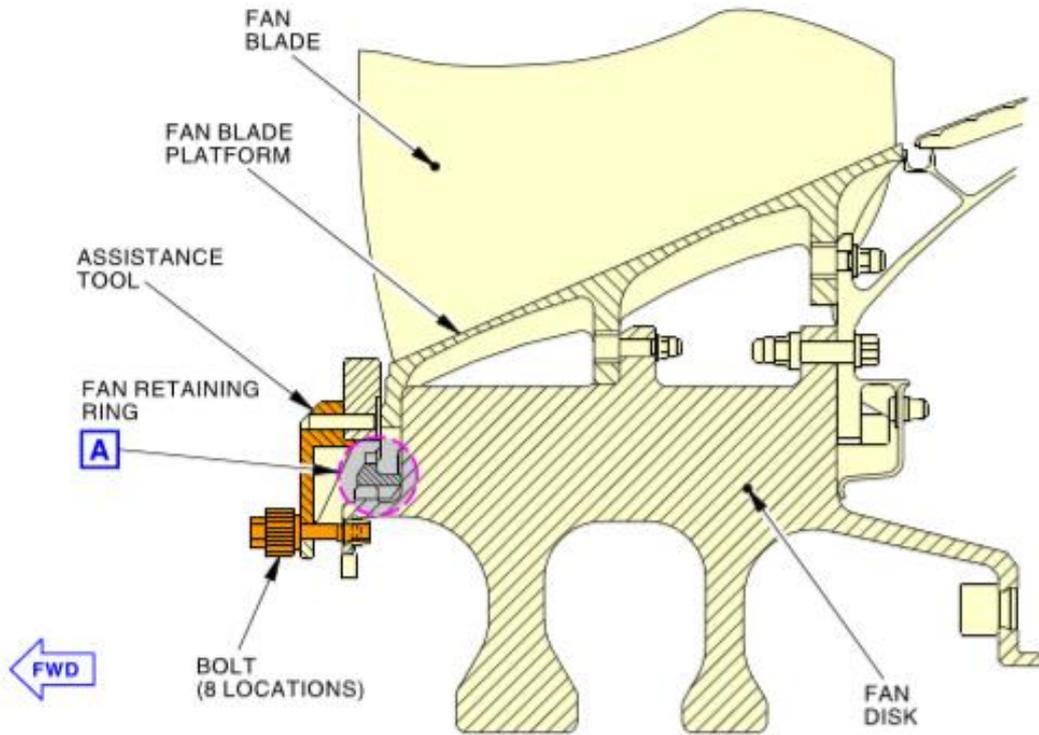
EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

ECCN 9E991 BOEING PROPRIETARY - See 99a page for details

72-21-02

Page 415
Oct 15/2022



1631638 S0000300453_V2

Fan Retaining Ring Installation
Figure 405/72-21-02-990-842-F00

EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

ECCN 9E911 BOEING PROPRIETARY - See title page for details

72-21-02

Page 416
Oct 15/2022

**737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL**

FAN AND BOOSTER ASSEMBLY - MAINTENANCE PRACTICES

1. General

- A. This procedure gives the data to lubricate the fan rotor blades and the fan disk.
- B. This procedure will decrease the wear on the fan blade and/or fan disk. It can also decrease the engine vibration, which occurs when the fan blades become seized in the disk.
- C. The lubricated fan disk and fan blades will also increase the service life of these components.

TASK 72-21-00-640-801-F00

2. Fan Rotor Blades and Fan Disk Lubrication

NOTE: This procedure is a scheduled maintenance task.

A. General

- (1) This procedure gives the data to lubricate the fan rotor blades and the fan disk.
- (2) The fan and booster assembly is aft of the inlet cowl.

B. References

Reference	Title
70-10-05-600-801-F00	Application Of Molybdenum Disulfide And Other Lubricants Dispersed In An Inorganic Binder And Non-Flammable Solvent - Maintenance Practices (P/B 201)
72-21-01-000-801-F00	Spinner Cones - Removal (P/B 401)
72-21-01-400-801-F00	Spinner Cones Installation (P/B 401)
72-21-02-000-801-F00	Fan Blade Removal (Complete Set) (P/B 401)
72-21-02-400-801-F00	Fan Blade Installation (Complete Set) (P/B 401)

C. Tools/Equipment

Reference	Description
STD-585	Mat - Protective, Closed Cell Neoprene, 30-50 duro, Weather and Oil Resistant, 3/8 Inch Min Thickness, Minimum 42x60 Inches with Warning Streamers

D. Consumable Materials

Reference	Description	Specification
B00676 [CP1041]	Alcohol - Isopropyl	
G50766 [CP2240]	Sheet - Abrasive Sheet For Cleaning Up And Finishing, Scotch-Brite Type A CFS	

E. Location Zones

Zone	Area
411	Engine 1 - Engine
421	Engine 2 - Engine

F. Prepare For the Procedure

SUBTASK 72-21-00-885-001-F00

- (1) For engine 1, do this step:

EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

ECON 9E091 BOEING PROPRIETARY - See title page for details

72-21-00

Page 201
Jun 15/2023

**737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL**

Open this circuit breaker and install safety tag:

CAPT Electrical System Panel, P18-2

<u>Row</u>	<u>Col</u>	<u>Number</u>	<u>Name</u>
B	8	C01103	ENGINE 1 START VALVE

SUBTASK 72-21-00-865-002-F00

- (2) For engine 2, do this step:

Open this circuit breaker and install safety tag:

F/O Electrical System Panel, P6-2

<u>Row</u>	<u>Col</u>	<u>Number</u>	<u>Name</u>
C	4	C00154	ENGINE 2 START VALVE

SUBTASK 72-21-00-860-001-F00

- (3) Make sure the start levers are in the CUTOFF position.
(a) Install a DO-NOT-OPERATE tag on the applicable start lever.

SUBTASK 72-21-00-490-001-F00

- (4) Install a protective mat, STD-585 in the inlet cowl.

SUBTASK 72-21-00-010-001-F00

- (5) Do this task, Spinner Cones - Removal, TASK 72-21-01-000-801-F00.

SUBTASK 72-21-00-020-001-F00

- (6) Do this task, Fan Blade Removal (Complete Set), TASK 72-21-02-000-801-F00.

G. Procedure

SUBTASK 72-21-00-110-001-F00



DO NOT GET THE SOLVENT IN YOUR MOUTH, EYES, OR ON YOUR SKIN. DO NOT BREATHE IN THE FUMES FROM THE SOLVENT. PUT ON PROTECTIVE SPLASH GOGGLES AND GLOVES WHEN YOU USE THE SOLVENT. KEEP THE SOLVENT AWAY FROM SPARKS, FLAME, AND HEAT. THE SOLVENT IS POISONOUS AND FLAMMABLE, WHICH CAN CAUSE INJURIES TO PERSONS AND DAMAGE TO EQUIPMENT.



KEEP TRICHLOROETHYLENE, TRICHLOROETHANE, AND PERCHLOROETHYLENE AWAY FROM TITANIUM PARTS. CHLORINATED AND HALOGEN MATERIALS CAUSE DAMAGE TO TITANIUM PARTS.

- (1) Clean all dirt and unwanted material from the fan blade roots, fan disk dovetail slots and shims. Use a clean cloth soaked with alcohol, B00676 [CP1041].
(a) If it is necessary, a soft bristle brush or dry Scotch-Brite Type A CFS Sheet, G50766 [CP2240] with alcohol, B00676 [CP1041] can be used to remove dirt build-up.

SUBTASK 72-21-00-640-001-F00

- (2) Lubricate the items that follow (TASK 70-10-05-600-801-F00):

NOTE: Make sure to use the reference, too much lubricant can cause high vibration or fumes in the cabin.

- (a) Lubricate the mating faces of the fan blade spacer.
(b) Lubricate the threaded pins on the fan disk, booster spool and retaining flange.
(c) Lubricate the dovetail slots (pressure faces) of the fan disk.

EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

72-21-00

Page 202
Feb 15/2021

**737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL**

- (d) Lubricate the aft face of the shank of each fan blade.
- (e) Lubricate the roots (Dovetails) of each blade.

LAM ALL POST SB CFM56-7B-72-0485 OR POST SB CFM56-7B-72-0324

- (f) Lubricate the shims.

LAM ALL

H. Put the Airplane Back to its Usual Condition

SUBTASK 72-21-00-420-001-F00

- (1) Do this task, Fan Blade Installation (Complete Set), TASK 72-21-02-400-801-F00.

SUBTASK 72-21-00-410-001-F00

- (2) Do this task, Spinner Cones Installation, TASK 72-21-01-400-801-F00.

SUBTASK 72-21-00-490-002-F00



MAKE SURE THERE ARE NO TOOLS, PARTS, OR OTHER UNWANTED MATERIAL IN THE INLET COWL. IF YOU DO NOT OBEY THESE INSTRUCTIONS, YOU CAN CAUSE DAMAGE TO THE ENGINE.

- (3) Remove the protective mat, STD-585 from the lower surface of the inlet cowl.

SUBTASK 72-21-00-860-002-F00

- (4) Remove the safety tags and close these circuit breakers:

CAPT Electrical System Panel, P18-2

<u>Row</u>	<u>Col</u>	<u>Number</u>	<u>Name</u>
B	8	C01103	ENGINE 1 START VALVE

F/O Electrical System Panel, P6-2

<u>Row</u>	<u>Col</u>	<u>Number</u>	<u>Name</u>
C	4	C00154	ENGINE 2 START VALVE

SUBTASK 72-21-00-860-003-F00

- (5) Remove the DO-NOT-OPERATE tag from the start lever for the applicable engine.

————— **END OF TASK** —————

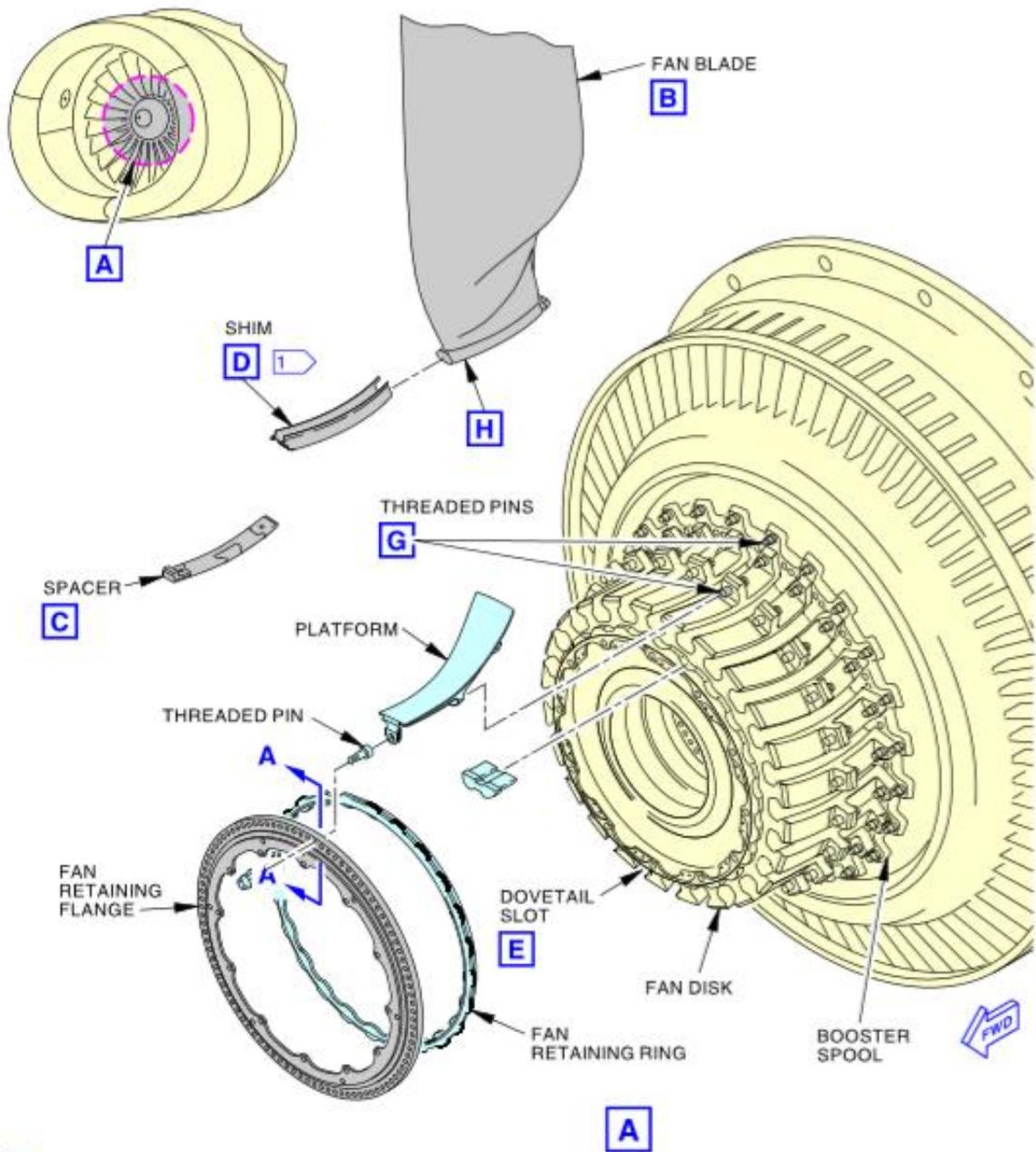
EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

ECCN 9E991 BOEING PROPRIETARY - See title page for details

72-21-00

Page 203
Feb 15/2020



1 ENGINES POST-CFM56-7B-SB 72-0485 OR
ENGINES POST-CFM56-7B-SB 72-0324

1651701 S0000302901_V3

Fan Rotor Blade and Fan Disk Lubrication
Figure 201/72-21-00-990-803-F00 (Sheet 1 of 4)

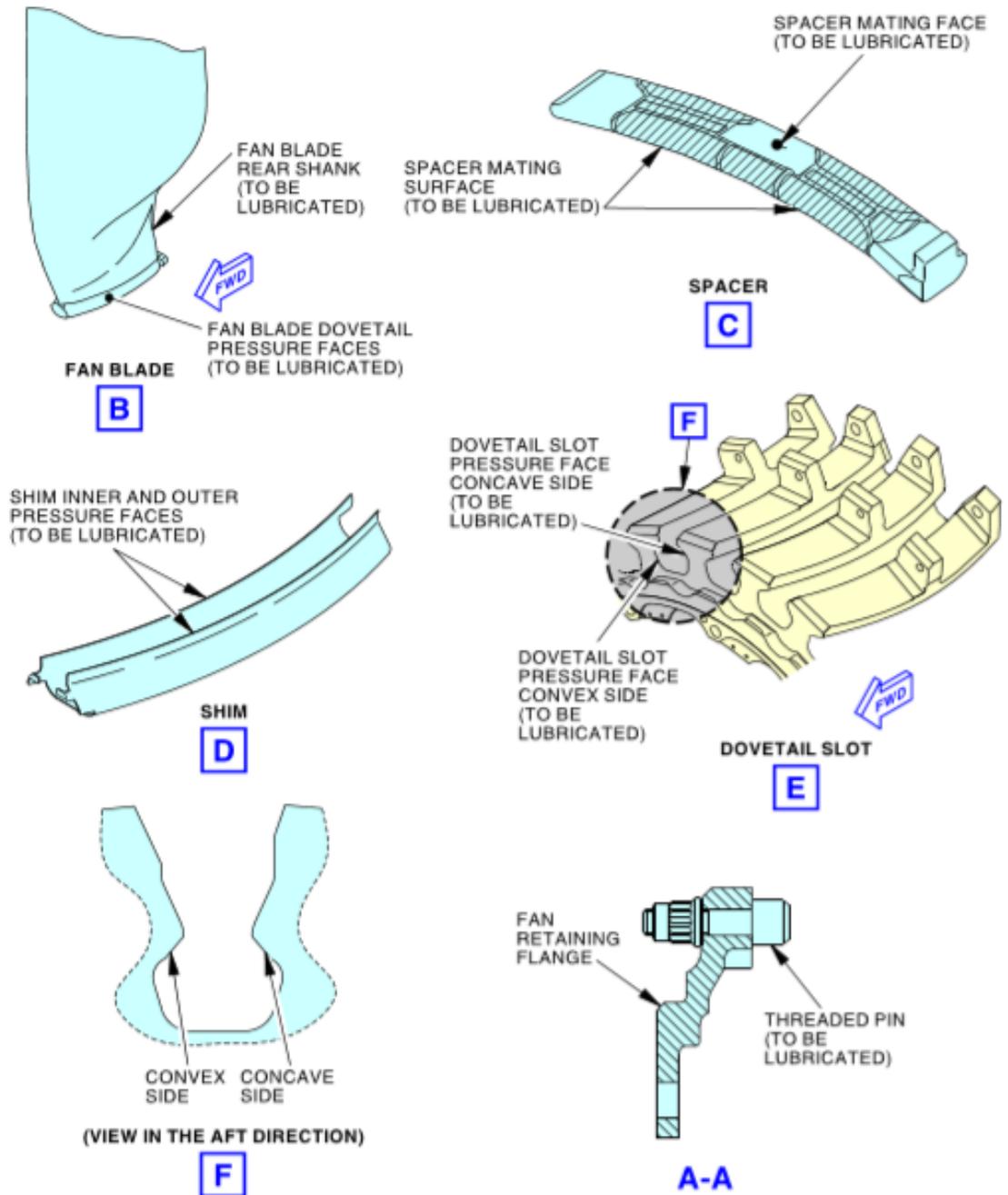
EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

ECCN 9E901 BOEING PROPRIETARY - See title page for details

72-21-00

Page 204
Jun 15/2016



1651762 S0000302902_V2

Fan Rotor Blade and Fan Disk Lubrication
Figure 201/72-21-00-990-803-F00 (Sheet 2 of 4)

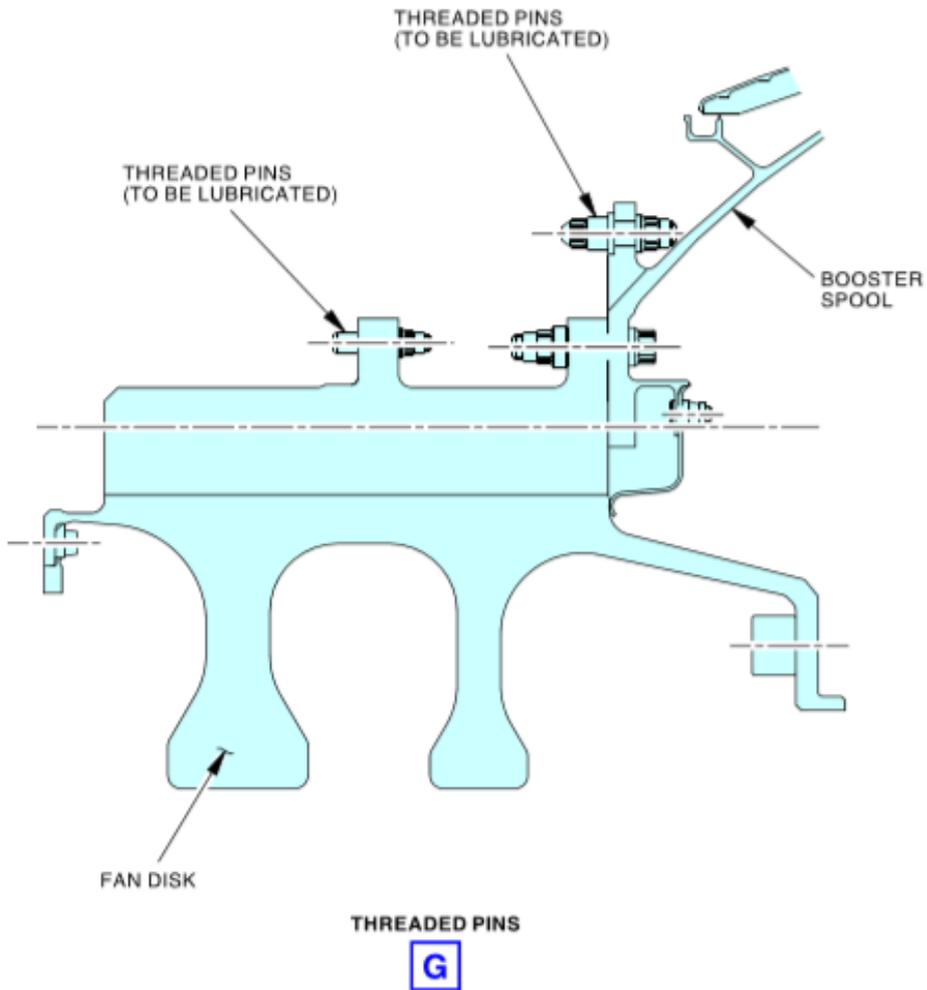
EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

ECCN 9E991 BOEING PROPRIETARY - See title page for details

72-21-00

Page 205
Jun 15/2016



1652026 S0000302903_V2

Fan Rotor Blade and Fan Disk Lubrication
Figure 201/72-21-00-990-803-F00 (Sheet 3 of 4)

EFFECTIVITY	
LAM ALL	

D633A101-LAM

ECCN 9E991 BOEING PROPRIETARY - See title page for details

72-21-00

Page 206
Jun 15/2016

**737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL**

TASK 72-21-02-400-801-F00**3. Fan Blade Installation (Complete Set)**

(Figure 401 and Figure 405)

A. General

(1) This task provides the instructions on how to install a complete set of the fan blades.

B. References

Reference	Title
71-00-00-700-814-F00	Test 7 - Vibration Survey (P/B 501)
71-00-00-800-811-F00	Power Plant Test Reference Table (P/B 501)
71-00-00-993-939-F00	Table: Power Plant Test Reference Table (P/B 501)
72-21-00-640-801-F00	Fan Rotor Blades and Fan Disk Lubrication (P/B 201)
72-21-01-400-801-F00	Spinner Cones Installation (P/B 401)

C. Tools/Equipment

NOTE: When more than one tool part number is listed under the same "Reference" number, the tools shown are alternates to each other within the same airplane series. Tool part numbers that are replaced or non-procurable are preceded by "Opt:", which stands for Optional.

Reference	Description
SPL-10303	Tool - Assistance, Fan Blade, Retaining Ring Part #: 856A2956G01 Supplier: 58828
STD-123	Brush - Soft Bristle
STD-585	Mat - Protective, Closed Cell Neoprene, 30-50 duro, Weather and Oil Resistant, 3/8 Inch Min Thickness, Minimum 42x60 Inches with Warning Streamers

D. Consumable Materials

Reference	Description	Specification
B00676 [CP1041]	Alcohol - Isopropyl	
D00641 [CP5062]	Lubricant - Corrosion Inhibiting, Dry Film - Molykote D 321 R or Dow Corning 321	
D00672 [CP5070]	Vaseline - Pure Mineral	V V-P-236
D50019 [CP2444]	Lubricant - Molydisulfide Solid Film, Paste - Molykote G-n Plus	
D50308 [CP 2171]	Lubricant - MOS2 Solid	MIL-L-8937

E. Location Zones

Zone	Area
411	Engine 1 - Engine
421	Engine 2 - Engine

F. Prepare for the Installation

SUBTASK 72-21-02-160-001-F00

(1) Clean the fan blades [1] with alcohol, B00676 [CP1041] and a soft bristle brush, STD-123.

NOTE: Make sure that you comply with the fan blade interchangeability limits given in CFM SB 72-0796 before the fan blade installation. If you do not follow the instructions, you may not concur with the configuration limitation of these engines:

CFM56-7B26E, -7B26E/F, -7B26E/B1, -7B26E/B2, -7B26E/B2F,

CFM56-7B27E, -7B27AE, -7B27E/B1, -7B27E/B3, -7B27E/F, -7B27E/B1F,

EFFECTIVITY
LAM ALL**72-21-02**

D633A101-LAM

Page 417
Jun 15/2023

**737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL**

Engine Assembly Configuration operated at B26 or B27 thrust rating with -7BE LPT kit,
CFM SB 72-0809.

SUBTASK 72-21-02-640-001-F00

- (2) Lubricate the fan blades and fan disk dovetails (TASK 72-21-00-640-801-F00).

SUBTASK 72-21-02-640-003-F00

- (3) Lubricate the platform seal with vaseline, D00672 [CP5070] or Silicone.

NOTE: Apply the lubricant before you do the platform installation. If one hour occurs before you start the platform installation, apply the lubricant again.

NOTE: It is recommended to apply lubricant on the platform seal to help you during the platform installation.

SUBTASK 72-21-02-640-012-F00

- (4) Lubricate the swaged bushings and the fan blade mating face with vaseline, D00672 [CP5070] or Silicone.

LAM ALL POST SB CFM56-7B-72-548

SUBTASK 72-21-02-640-011-F00

- (5) Lubricate the 8 elastomer spacers [12] and the slots of the fan retaining ring with vaseline, D00672 [CP5070] or Lubricant, D50308 [CP 2171] or Dow Corning 321 lubricant, D00641 [CP5062] or Molykote G-n Plus lubricant, D50019 [CP2444].

LAM ALL**G. Fan Blade Installation**

SUBTASK 72-21-02-210-019-F00

- (1) Make sure that the fan disk slots are free of dust and turn the fan disk to put the fan disk slot No. 1 to the 6 o'clock position.

NOTE: The number one blade is immediately above the offset hole on the fan disk bolt flange. The number 1 engraved on each side of the slot identifies the fan disk slot No. 1. If the offset hole is not between the two engraved numbers 1, refer to the offset hole as the point to install the number one blade.

SUBTASK 72-21-02-420-001-F00



INSTALL THE FAN BLADES AND PLATFORMS IN THE CLOCKWISE DIRECTION WHEN YOU LOOK IN THE AFT DIRECTION. IF YOU DO NOT OBEY THIS INSTRUCTION, DAMAGE TO THE PLATFORMS CAN OCCUR.

- (2) Do these steps to install the first fan blade [1]:

NOTE: The fan blades are installed in the clockwise direction. You start with the No. 24 blade and continue down to the No. 1 blade.

LAM ALL POST SB CFM56-7B-72-0324

OBEY THE PROCEDURES FOR THE FAN DISK PARTS. IF YOU USE AN INCORRECT PROCEDURE, YOU CAN CAUSE DAMAGE TO THE EQUIPMENT.

EFFECTIVITY
LAM ALL

72-21-02

Page 418
Oct 15/2022

D633A101-LAM

ECCN 9E991 BOEING PROPRIETARY - See 99e page for details

737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

LAM ALL POST SB CFM56-7B-72-0324 (Continued)

(CAUTION PRECEDES)



BE CAREFUL WITH THE SHIMS. THEY ARE THIN, AND EASY TO BEND. DO NOT PUSH THEM WITH TOO MUCH FORCE ACROSS THE BLADE ROOT. YOU CAN CAUSE DAMAGE TO THE BLADE COATINGS, AND THE SHIMS.

- (a) Install a shim [5] by sliding it on the fan blade root.

NOTE: Reworked fan disks are identified with white paint on the hub of the fan disk: "SHIMS+SPECIFIC", "SPACERS REQUIRED" and "DISK REPAIRED".

LAM ALL POST SB CFM56-7B-72-0485



OBEY THE PROCEDURES FOR THE FAN DISK PARTS. IF YOU USE AN INCORRECT PROCEDURE, YOU CAN CAUSE DAMAGE TO THE EQUIPMENT.



BE CAREFUL WITH THE SHIMS. THEY ARE THIN, AND EASY TO BEND. DO NOT PUSH THEM WITH TOO MUCH FORCE ACROSS THE BLADE ROOT. YOU CAN CAUSE DAMAGE TO THE BLADE COATINGS, AND THE SHIMS.

- (b) Install a shim [5] by sliding it on the fan blade root.

NOTE: These fan disks are identified with white paint on the hub of the fan disk: "SHIMS+SPECIFIC", "SPACERS REQUIRED".

LAM ALL

- (c) Install the No. 24 fan blade [1] in the fan disk slot No. 24.

NOTE: With the disk slot No. 1 at the 6 o'clock position, the fan disk slot No. 24 is immediately to the left of the slot No. 1.

- 1) Push the fan blade [1] rearward until the fan lug on the rear of the fan blade [1] engages the booster spool recess on the fan disk.

SUBTASK 72-21-02-420-002-F00

- (3) Do these steps to install the platform [2]:

NOTE: The fan blade platforms are installed in numerical order. They are numbered counterclockwise when you look in the aft direction.

NOTE: If you mix Pre- and Post-CFM SB 72-0353 platform configuration blades, this can effect engine balance if the blade platforms are not installed as a pair 180 degrees apart. A vibration survey (Test 7 - Vibration Survey, TASK 71-00-00-700-814-F00) can be done at the operator's discretion. The survey will show if it is necessary to perform a fan trim balance or if the installation is correct.

NOTE: If you mix Pre- and Post-CFM SB 72-0909 platform configuration blades, this can effect engine balance if the blade platforms are not installed as a pair 180 degrees apart. A vibration survey (Test 7 - Vibration Survey, TASK 71-00-00-700-814-F00) can be done at the operator's discretion. The survey will show if it is necessary to perform a fan trim balance or if the installation is correct.

NOTE: Intermixing platform 340-001-817-0 with the old platforms 340-001-814-0 or 340-001-816-0 are acceptable provided the engine vibration levels are within limits.

EFFECTIVITY
LAM ALL

72-21-02

D633A101-LAM

Page 419
Oct 15/2022

ECCN 9E991 BOEING PROPRIETARY - See title page for details

737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL



MAKE SURE THAT THE BUSHINGS IN THE PLATFORM ARE CORRECTLY INSTALLED IN THEIR HOLES. IF THERE ARE MISSING BUSHINGS, DAMAGE TO THE ENGINE CAN OCCUR.



MAKE SURE THAT ALL THE LOCATING PINS ARE INSTALLED IN THE MIDDLE FLANGE OF THE FAN DISK. MAKE SURE THAT ALL THE LOCATING PINS ARE INSTALLED IN THE FRONT FLANGE OF THE BOOSTER SPOOL. IF THEY ARE MISSING, DAMAGE TO THE ENGINE CAN OCCUR.



INSTALL THE FAN BLADES AND PLATFORMS CLOCKWISE. IF YOU DO NOT INSTALL THE FAN BLADES IN THE CORRECT SEQUENCE, DAMAGE TO THE PLATFORM AND FAN BLADE CAN OCCUR.

- (a) Install the No. 23 platform [2]:
- 1) Engage the fan blade platform [2] immediately at the left of the No. 24 fan blade, when dovetail slot No. 24 is at 6 o'clock location.
 - 2) Push the fan blade platform [2] fully in position.

SUBTASK 72-21-02-020-002-F00

- (4) Do these steps to install the fan blade spacer [4]:



OBEY THE PROCEDURES FOR THE FAN DISK PARTS. IF YOU USE AN INCORRECT PROCEDURE, YOU CAN CAUSE DAMAGE TO THE EQUIPMENT.

- (a) Make sure you install the correct fan blade spacer [4].

LAM ALL POST SB CFM56-7B-72-0324

- 1) There is a specific mark "R" or a notch on the front of the spacer.

NOTE: Reworked fan disks are identified with white paint on the hub of the fan disk: "SHIMS+SPECIFIC", "SPACERS REQUIRED" and "DISK REPAIRED".

LAM ALL POST SB CFM56-7B-72-0485

- 2) There is a specific mark "R" or a notch on the front of the spacer.

NOTE: These fan disks are identified with white paint on the hub of the fan disk: "SHIMS+SPECIFIC", "SPACERS REQUIRED".

LAM ALL

- (b) Engage the No. 24 fan blade spacer [4] in the fan disk slot between the No. 24 fan blade [1] and the fan disk.
- (c) Push the No. 24 fan blade spacer [4] fully in position.

SUBTASK 72-21-02-420-010-F00



INSTALL THE PARTS IN THE SPECIFIED SEQUENCE AT EACH LOCATION. A DIFFERENT SEQUENCE CAN CAUSE DAMAGE TO THE PLATFORM AND FAN BLADE.

EFFECTIVITY
LAM ALL

72-21-02

D633A101-LAM

Page 420
Oct 15/2022

ECCN 9E991 BOEING PROPRIETARY - See title page for details

737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

(CAUTION PRECEDES)

**CAUTION**

INSTALL THE FAN BLADES AND PLATFORMS CLOCKWISE. IF YOU DO NOT INSTALL THE FAN BLADES IN THE CORRECT SEQUENCE, DAMAGE TO THE PLATFORM AND FAN BLADE CAN OCCUR.

- (5) Do the above steps again to install the fan blades [1], the platforms [2] and the fan blade spacers [4] for the No. 23 to No. 4 fan blades.

SUBTASK 72-21-02-420-011-F00

- (6) Do these steps to install the remaining fan blades, No. 3 to No. 1:

LAM ALL POST SB CFM56-7B-72-0324**CAUTION**

OBEY THE PROCEDURES FOR THE FAN DISK PARTS. IF YOU USE AN INCORRECT PROCEDURE, YOU CAN CAUSE DAMAGE TO THE EQUIPMENT.

**CAUTION**

BE CAREFUL WITH THE SHIMS. THEY ARE THIN, AND EASY TO BEND. DO NOT PUSH THEM WITH TOO MUCH FORCE ACROSS THE BLADE ROOT. YOU CAN CAUSE DAMAGE TO THE BLADE COATINGS, AND THE SHIMS.

- (a) Install a shim [5] by sliding it on the fan blade root.

NOTE: Reworked fan disks are identified with white paint on the hub of the fan disk: "SHIMS+SPECIFIC", "SPACERS REQUIRED", "DISK REPAIRED".

LAM ALL POST SB CFM56-7B-72-0485**CAUTION**

OBEY THE PROCEDURES FOR THE FAN DISK PARTS. IF YOU USE AN INCORRECT PROCEDURE, YOU CAN CAUSE DAMAGE TO THE EQUIPMENT.

**CAUTION**

BE CAREFUL WITH THE SHIMS. THEY ARE THIN, AND EASY TO BEND. DO NOT PUSH THEM WITH TOO MUCH FORCE ACROSS THE BLADE ROOT. YOU CAN CAUSE DAMAGE TO THE BLADE COATINGS, AND THE SHIMS.

- (b) Install a shim [5] by sliding it on the fan blade root.

NOTE: These fan disks are identified with white paint on the hub of the fan disk: "SHIMS+SPECIFIC", "SPACERS REQUIRED".

LAM ALL

- (c) Install the three fan blades [1] No. 3 to No. 1 in the applicable fan disk slots.
NOTE: Install these fan blades with the fan disk slots at the 12 o'clock position.
- (d) Remove the spacer No. 24 from under the fan blade No. 24.
- (e) Engage the fan blade platforms [2] No. 3 to No. 1 at their corresponding location on the threaded pins.
- (f) Push the fan blade platforms No. 3 to No. 1 fully in position.

EFFECTIVITY
LAM ALL

72-21-02

D633A101-LAM

Page 421
Oct 15/2022

ECCN 0001 BOEING PROPRIETARY - See title page for details

**737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL**

- (g) Lift with your hand the rear of the No. 1 fan blade root in the dovetail slot while you push the fan blade No. 24 with your elbow to install horizontally the platform No. 24 on the locating threaded pins, between the No. 1 and the No. 24 fan blades.
- (h) Push the fan blade platform No. 24 fully in position.



OBEY THE PROCEDURES FOR THE FAN DISK PARTS. IF YOU USE AN INCORRECT PROCEDURE, YOU CAN CAUSE DAMAGE TO THE EQUIPMENT.

- (i) Make sure you install the correct fan blade spacer [4].

LAM ALL POST SB CFM56-7B-72-0324

- 1) There is a specific mark "R" or a notch on the front of the spacer.

NOTE: Reworked fan disks are identified with white paint on the hub of the fan disk: "SHIMS+SPECIFIC", "SPACERS REQUIRED" and "DISK REPAIRED".

LAM ALL POST SB CFM56-7B-72-0485

- 2) There is a specific mark "R" or a notch on the front of the spacer.

NOTE: These fan disks are identified with white paint on the hub of the fan disk: "SHIMS+SPECIFIC", "SPACERS REQUIRED".

LAM ALL

- (j) Engage the four remaining spacers No. 3 to No. 1 and No. 24 in the applicable fan disk slots. Push all of the spacers in position.

NOTE: Do the installation of the remaining spacers with the fan disk slots at the 6 o'clock position.

- (k) Make sure the forward retention tab of the spacers is in contact with the fan disk slot forward face.

SUBTASK 72-21-02-020-000-F00

- (7) Do these steps to install the fan retaining ring (Figure 405):
 - (a) Install the fan retaining ring on the fan disk [3] forward flange.

NOTE: There is no offset hole on the retaining ring.

NOTE: Do not use a tool to install the retaining ring.



YOU CAN USE AN APPLICABLE TOOL TO MOVE THE PLATFORM INSTALLATION SLOWLY IN THE REARWARD POSITION. THE PLATFORM CAN CAUSE DAMAGE TO THE PARTS.

- (b) Make sure the fan blades [1], platforms [2] and fan blade spacers [4] are in their correct positions.
- (c) Align the lugs of the retaining ring in front of the scallops of the fan disk [3].
- (d) Engage the retaining ring on the forward fan disk flange.
- (e) Install the fan blade retaining ring assistance tool, SPL-10303 on the fan disk to maintain the spacers and platforms.
 - 1) Install the eight bolts and tighten with your hand.

EFFECTIVITY
LAM ALL

72-21-02

D633A101-LAM

Page 422
Oct 15/2022

**737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL**

- (f) Turn the retaining ring as necessary to put the retaining ring lugs in front of the fan disk lugs.
- (g) Remove the eight bolts and remove the fan blade retaining ring assistance tool, SPL-10303.

LAM ALL POST SB CFM56-7B-72-548

SUBTASK 72-21-02-430-002-F00

- (8) Install the eight elastomer spacers [12] equally spaced (360 degrees divided by 8) between the fan retaining ring and the fan disk flange.
 - (a) Make sure that the FWD indication on the elastomer spacer is readable when it is installed (Figure 401).

NOTE: The first spacer is installed under the fan disk slot No. 1.

LAM ALL

SUBTASK 72-21-02-410-001-F00

- (9) Do this task: Spinner Cones Installation, TASK 72-21-01-400-801-F00.

NOTE: The fan retaining flange is installed during the spinner installation task.

SUBTASK 72-21-02-080-001-F00

**CAUTION**

MAKE SURE THAT YOU REMOVE THE TOOLS, PARTS, AND UNWANTED MATERIAL FROM THE INLET COWL. DAMAGE TO THE ENGINE COULD OCCUR ON THE SUBSEQUENT ENGINE START.

- (10) Remove the protective mat, STD-585 from the inlet cowl.

H. Fan Blade Installation Test

SUBTASK 72-21-02-840-003-F00

- (1) Remove the safety tags and close these circuit breakers:

CAPT Electrical System Panel, P18-2

<u>Row</u>	<u>Col</u>	<u>Number</u>	<u>Name</u>
B	8	C01103	ENGINE 1 START VALVE

F/O Electrical System Panel, P6-2

<u>Row</u>	<u>Col</u>	<u>Number</u>	<u>Name</u>
C	4	C00154	ENGINE 2 START VALVE

SUBTASK 72-21-02-860-002-F00

- (2) Remove the DO-NOT-OPERATE tag from the applicable start lever.

SUBTASK 72-21-02-720-001-F00

- (3) Do the Fan Blades, Complete Set Test 7 as listed in the Power Plant Test Reference Table (TASK 71-00-00-800-811-F00).

NOTE: It is not necessary to do the Test 7 in the Power Plant Test Reference Table (Table 71-00-00-993-939-F00) for re-installation of fan blades in same position (for example, after you do the Fan Rotor Blades and Fan Disk Lubrication, TASK 72-21-00-640-801-F00).

————— **END OF TASK** —————

EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

ECCN 9E991 BOEING PROPRIETARY - See 99e page for details

72-21-02

Page 423
Oct 15/2022

**737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL**

TASK 72-21-01-400-801-F00**3. Spinner Cones Installation**

(Figure 401)

A. General

- (1) For this task, the spinner front cone will be referred to as the front cone.
- (2) For this task, the spinner rear cone will be referred to as the rear cone.

B. Tools/Equipment

NOTE: When more than one tool part number is listed under the same "Reference" number, the tools shown are alternates to each other within the same airplane series. Tool part numbers that are replaced or non-procurable are preceded by "Opt:", which stands for Optional.

Reference	Description
SPL-2190	Pins - Guide, Spinner Rear Cone Part #: 856A3778G01 Supplier: 58828
SPL-9286	Pins - Guide, Spinner Cone Part #: 856A3409G01 Supplier: 58828
STD-442	Gun - Heat, 180 deg. F (82 deg. C) Maximum Output Temperature
STD-585	Mat - Protective, Closed Cell Neoprene, 30-50 duro, Weather and Oil Resistant, 3/8 Inch Min Thickness, Minimum 42x60 Inches with Warning Streamers
STD-858	Tag - DO NOT OPERATE

C. Consumable Materials

Reference	Description	Specification
D00599 [CP2442]	Oil - Engine	
D00601 [CP2101]	Vaseline - Graphite Mineral	
D00640 [CP2104]	Lubricant - Molybdenum Disulfide, Solid - Molykote G	
D00641 [CP5062]	Lubricant - Corrosion Inhibiting, Dry Film - Molykote D 321 R or Dow Corning 321	
D00673 [CP2569]	Lubricant - Molybdenum Disulfide, Solid - Dow Corning G-n Metal Assembly	
D50019 [CP2444]	Lubricant - Molydisulfide Solid Film, Paste - Molykote G-n Plus	
D50308 [CP 2171]	Lubricant - MOS2 Solid	MIL-L-8937

D. Location Zones

Zone	Area
411	Engine 1 - Engine
421	Engine 2 - Engine

E. Prepare for the Installation

SUBTASK 72-21-01-410-001-F00

- (1) Make sure the retaining ring [9] is in its position on the fan disk.

F. Spinner Cones Installation

SUBTASK 72-21-01-420-001-F00

- (1) If the fan retaining flange [7] was removed from the rear cone [4], do these steps to install the fan retaining flange [7] and then, the rear cone [4]:

EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

ECCN 9E991 BOEING PROPRIETARY - See title page for details

72-21-01

Page 409
Jun 15/2023

737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

- (a) Do these steps to install the fan retaining flange [7] on the fan disk:
- 1) Lubricate three guide pins, SPL-2190 with oil, D00599 [CP2442].
 - 2) Install the three guide pins, SPL-2190, equally spaced on the fan disk with one guide pin in the offset hole.
 - 3) Lubricate the locating threaded pins on the aft side of the fan retaining flange [7] with Molykote G lubricant, D00640 [CP2104], Dow Corning G-n Metal Assembly lubricant, D00673 [CP2569] or Dow Corning 321 lubricant, D00641 [CP5062].
 - 4) Install the fan retaining flange [7] on the fan disk:

NOTE: If some platforms have disengaged bushings and the fan retaining flange [7] moves forward after the fan retaining flange installation, there can be an acceptable clearance between the aft flange of the fan retaining flange [7] and the front face of the fan disk forward flange before you apply the final torque.

 - a) Align the offset hole of the fan retaining flange [7] with the offset guide pin.

NOTE: The offset hole of the fan retaining flange [7] is identified with a spherical indentation on the surface.
 - b) Fully engage the fan retaining flange [7] on the fan disk forward flange and the locating pins in the platform holes.
- (b) Do these steps to install the rear cone [4]:



MAKE SURE THAT YOU INSTALL THE FAN RETAINING FLANGE [7] ON THE FAN DISK. DAMAGE TO ENGINE PARTS COULD OCCUR.

- 1) Lightly lubricate the threads of the 12 bolts [5] with graphite mineral vaseline, D00601 [CP2101].



MAKE SURE THAT YOU WEAR GLOVES WHEN YOU HANDLE THE REAR CONE. THE AFT FLANGE OF THE REAR CONE WILL BE HOT WHEN YOU INCREASE THE TEMPERATURE OF THE AFT FLANGE FOR THE INSTALLATION. INJURY CAN OCCUR.

- 2) Increase the temperature of the aft flange of the rear cone [4] to approximately 140°F (60°C) with a 180 deg. F (82 deg. C) maximum output temperature heat gun, STD-442.

NOTE: Use a Thermocouple Contact Probe to make sure you increase the temperature of the aft flange of the rear cone [4] to the correct temperature.
- 3) Align the offset hole of the rear cone [4] with the offset guide pin.

NOTE: The offset hole of the fan retaining flange [7] is identified with a spherical indentation on the surface.
- 4) Engage the rear cone [4] on the fan retaining flange [7].
- 5) Install the nine bolts [5] and washers [6] and tighten by hand until the rear cone [4] is fully engaged on the fan retaining flange [7].
 - a) Make sure that all the bolts [5] go through the flanges of the fan disk, the rear cone [4] and the fan retaining flange [7].
- 6) Let the rear cone [4] cool to ambient temperature.
- 7) Remove the three guide pins, SPL-2190.

EFFECTIVITY
LAM ALL

72-21-01

D633A101-LAM

Page 410
Jun 15/2023

ECCN 9E091 BOEING PROPRIETARY - See title page for details

**737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL**

- 8) Install the three remaining bolt [5] and washers [6].
 - a) Cross-tighten the bolt [5] to 135 in-lb (15.3 N·m) - 165 in-lb (18.6 N·m).
- (c) Do the clearance check for the correct installation of the rear cone [4] and retaining flange [7] that follows:

SUBTASK 72-21-01-420-004-F00

- (2) If the fan retaining flange [7] assembled with the rear cone [4], do these steps to install the rear cone [4] and fan retaining flange [7] on the fan disk:
 - (a) Lubricate three guide pins, SPL-2190 with oil, D00599 [CP2442].
 - (b) Install the three guide pins, SPL-2190, equally spaced on the fan disk with one guide pin in the offset hole.
 - (c) Lubricate the locating threaded pins on the aft side of the fan retaining flange [7] with Molykote G lubricant, D00640 [CP2104], Dow Corning G-n Metal Assembly lubricant, D00673 [CP2569] or Dow Corning 321 lubricant, D00641 [CP5062].
 - (d) Lubricate the threads of the bolts [5] with graphite mineral vaseline, D00601 [CP2101].
 - (e) Align the offset hole of the rear cone [4] with the offset guide pin.
 - (f) Install the rear cone [4] and the fan retaining flange [7] assembly to the forward flange of the fan disk:

NOTE: If some platforms have disengaged bushings and the fan retaining flange [7] moves forward after the fan retaining flange installation, there is an acceptable clearance between the aft flange of the fan retaining flange [7] and the front face of the fan disk forward flange.

- 1) Engage the locating pins of the fan retaining flange [7] into the front holes of the inter fan blade platforms and the scallops of the fan retaining flange [7] into the scallops of the retaining ring [9].
- 2) Equally space and then install the three bolts [5] and three washers [6] through the fan retaining flange [7] and through the rear cone [4] into the fan disk.
- 3) Cross-tighten the bolts [5] to 135 in-lb (15.3 N·m) - 165 in-lb (18.6 N·m).
- 4) Remove the three guide pins, SPL-2190.
- 5) Install the remaining nine bolts [5] and washer [6] through the fan retaining flange [7] and through the rear cone [4] into the fan disk.
- 6) Cross-tighten the bolts [5] to 135 in-lb (15.3 N·m) - 165 in-lb (18.6 N·m).
- (g) Do the clearance check for the correct installation of the rear cone [4] and retaining flange [7] that follows:

SUBTASK 72-21-01-211-003-F00

**CAUTION**

MAKE SURE THAT THE CLEARANCE BETWEEN THE REAR CONE AND THE FAN RETAINING FLANGE IS CORRECT. THE INCORRECT CLEARANCE CAN CAUSE DAMAGE TO THE EQUIPMENT.

- (3) Do this clearance check for the correct installation of the rear cone [4] and retaining flange [7]:
 - (a) Examine, at six locations with a feeler gage, the clearance between the aft edge of the rear cone [4] and the inter-fan blade platforms:

NOTE: You must do a check of this clearance with the fan blade pulled on its forward stop.

- 1) The clearance must be in 0 in. (0 mm)-0.0433 in. (1.1 mm).

EFFECTIVITY
LAM ALL

D633A101-LAM

72-21-01

Page 411
Oct 15/2021

**737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL**

- (b) Make sure at six locations, that there is no clearance between the aft flange of the rear cone [4] and the forward flange of the fan retaining flange [7].
- 1) The installation is correct if you cannot put a 0.001 in. (0.02 mm) feeler gage at six different locations.
 - 2) If the clearance is not correct, make sure the bolts [5] are tightened to the correct torque.
- (c) Make sure at six locations, that there is no clearance between the aft flange of the fan retaining flange [7] and the forward flange of the fan disk.
- 1) The installation is satisfactory if you cannot put a 0.001 in. (0.02 mm) feeler gage at six locations.
 - 2) If the clearance is not correct, make sure that the bolts [5] are tightened to the correct torque.
 - 3) If the clearance is not correct, remove the rear cone [4] and the fan retaining flange [7], and find the cause of the problem. Reinstall the rear cone and retaining flange.

SUBTASK 72-21-01-410-005-F00

- (4) If you removed some of the balance screw [8] from the rear cone [4], install the balance screw [8] in their correct positions.
- (a) Lightly coat the balance screw [8] with Molykote G-n Plus lubricant, D50019 [CP2444] or Lubricant, D50308 [CP 2171].
 - (b) Tighten the balance screw [8] to 68 in-lb (7.7 N·m) - 74 in-lb (8.4 N·m).

SUBTASK 72-21-01-420-002-F00

- (5) Do these steps to install the front cone [1] (Figure 401):
- (a) Install the front cone [1]:
 - 1) Lubricate three guide pins, SPL-9286 with oil, D00599 [CP2442].
 - 2) Install the three guide pins, SPL-9286, equally spaced on the front flange of the rear cone [4] with one guide pin in the offset hole.

NOTE: The offset hole of the rear cone [4] is identified with a spherical indentation on its forward mounting flange.

**WARNING**

MAKE SURE THAT YOU WEAR GLOVES WHEN YOU HANDLE THE FRONT CONE. YOU COULD TOUCH THE HOT FRONT FLANGE OF THE REAR CONE WHEN YOU INCREASE THE TEMPERATURE FOR THE INSTALLATION. INJURY CAN OCCUR.

- 3) Increase the temperature of the forward flange of the rear cone [4] to approximately 140°F (60°C) with a heat 180 deg. F (82 deg. C) maximum output temperature heat gun, STD-442.

NOTE: Use a Thermocouple Contact Probe to make sure that you increase the temperature of the forward flange to reach correct temperature.

- 4) Align the offset hole of the front cone [1] with the offset guide pin.
- 5) With the use of the guide pins, engage the front cone [1] to the rear cone [4].
- 6) Lubricate the threads of the bolts [2] with graphite mineral vaseline, D00601 [CP2101].
- 7) Equally space and then install the three bolt [2] and three washer [3] through the front cone [1] into the rear cone [4].

EFFECTIVITY
LAM ALL

72-21-01

D633A101-LAM

Page 412
Jun 15/2023

737-600/700/800/900
AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

- a) Hand tighten the bolts [2] until the front cone [1] is fully engaged.
- 8) Let the temperature of the front cone [1] decrease to the ambient temperature.
- 9) Remove the guide pins, SPL-9286 from the rear cone [4].
- 10) Install the remaining three bolts [2] and three washers [3].

- a) Cross-tighten the six bolt [2] to 110 in-lb (12.4 N·m) - 120 in-lb (13.6 N·m).

NOTE: Appearance of a gap between the front spinner cone and rear spinner cone seating surfaces may be the result of the chamfer added to the rear spinner cone at manufacturing.

- (b) Make sure that the front cone [1] is fully engaged on the rear cone [4]:
 - 1) If the front cone [1] is not fully engaged, make sure the bolts [2] are tightened to the correct torque.
 - a) If the front cone [1] is not fully engaged and the bolts [2] are tight, remove the front cone [1] and find the cause of the problem.

G. Put the Airplane Back to its Usual Condition

SUBTASK 72-21-01-440-003-F00



CAUTION

MAKE SURE THAT THERE ARE NO PARTS, TOOLS, OR OTHER UNWANTED MATERIAL IN THE INLET COWL. DAMAGE TO EQUIPMENT COULD OCCUR AT THE SUBSEQUENT ENGINE START.

- (1) Remove the protective mat, STD-585 from the lower surface of the inlet cowl.

SUBTASK 72-21-01-440-001-F00

- (2) Remove the safety tags and close these circuit breakers:

CAPT Electrical System Panel, P18-2

<u>Row</u>	<u>Col</u>	<u>Number</u>	<u>Name</u>
B	8	C01103	ENGINE 1 START VALVE

F/O Electrical System Panel, P6-2

<u>Row</u>	<u>Col</u>	<u>Number</u>	<u>Name</u>
C	4	C00154	ENGINE 2 START VALVE

SUBTASK 72-21-01-080-001-F00

- (3) Remove the DO NOT OPERATE tag, STD-858 from the start lever for the applicable engine.

————— **END OF TASK** —————

EFFECTIVITY
LAM ALL

72-21-01

D633A101-LAM

Page 413
Oct 15/2021

ECCN 9E991 BOEING PROPRIETARY - See title page for details