



民用航空器维修基础系列教材 • 共 8 册  
(第 8 册)

航空器维修实践  
**Aircraft Maintenance Practice**

中国民用航空维修协会推荐

## 内容简介

本书为民用航空器维修基础系列教材之一。全书分为三部分：第一部分是勤务和航线检查，第二部分是故障和缺陷处理，第三部分是航线可更换件拆装。在编写过程中，注重知识实用性且遵循通俗易懂的原则，以理论结合实际的方式落地。同时，避免深奥和复杂的理论，强调定性描述航空器维修基础知识和实作培训大纲中要求掌握的基本知识点，着眼于基础能力培养和维修相关技能点在实际维修场景中的应用。

本教材不仅可以作为航空维修相关院校和 CCAR-147 维修培训机构的培训教材或参考资料，也可以作为已具备一定基础的飞机维修专业人员的学习用书。

**本教材的著作权归中国民用航空维修协会所有，任何单位和个人不得以营利为目的使用本教材，侵权必究。**

# **民用航空器维修基础系列教材编写委员会**

主任委员：吴溪浚

副主任委员：杨卫东、刘英俊、杨国余、徐建星、蒋陵平、罗亮

生、刘韬然

编委：王会来、刘韬然、安辉、李珈、杨国余、何冠华、罗亮生、

贺建坤、董红卫、蒋陵平、樊智勇（按姓氏笔画排名）

# 序 言

民用航空器维修基础系列教材是由中国民用航空维修协会民用航空器维修培训机构工作委员会依据中国民航局规章 CCAR-66R3《民用航空器维修人员执照管理规则》，并按照中国民航局咨询通告 AC-66-FS-002 R1《航空器维修基础知识和实作培训规范》组织民用航空器维修领域的工程师、专家、学者编写的系列教材。教材包括《航空概论》《航空器维修》《飞机结构和系统》《直升机结构和系统》《航空涡轮发动机》《活塞发动机及其维修》《航空器维修基本技能》《航空器维修实践》，共计 8 本教材。教材紧密围绕 AC-66-FS-002 R1《航空器维修基础知识和实作培训规范》维修基础知识和维修实作的培训模块内容，涵盖了飞机维修的基本知识、基础理论、飞机结构与系统、维修技能与维修实践等方面。在编写过程中，编者力求做到概念清楚、理论正确、知识点全面、突出维修实际应用，注重理论和实践相结合，力求深入浅出，图文并茂，通俗易懂，符合机务维修人员学习和使用习惯。本套教材是民用航空器维修执照人员必须掌握的基本知识和基本技能，主要作为 CCAR-66R3 执照考试和 CCAR-147 维修培训教材，也适合在职飞机维修人员学习和相关院校专业做专业教材。

本套教材是在中国民航局飞行标准司的直接领导下编写的，教材的编写得到了中国民航大学、中国民用航空飞行学院、中国南方航空股份有限公司、东方航空技术有限公司、广州民航职业技术学院、北京飞机维修工程有限公司(Ameco)、广州飞机维修工程有限公司(GAMECO)、海南海航汉莎技术培训有限公司、山东航空股份有限公司、厦门航空有限公司、东航江苏有限公司、海直通用航空有限责任公司、深圳航空有限责任公司、成都航空职业技术学院、北大荒通用航空有限公司、中航西飞民用飞机有限责任公司等单位以及航空器维修领域专家的大力支持，在此一并表示感谢！

本套教材由广州民航职业技术学院罗亮生教授负责统稿。

由于编写时间仓促和我们的水平有限，书中难免存在诸多不足，请各位专家和读者及时指出，以便再版时加以改进。

“民用航空器维修基础系列教材”编委会

2020 年 2 月 10 日

## 前 言

本书是民用航空器维修人员执照系列教材之一，是按照中国民航局咨询通告 AC-66-FS-002 R1《航空器维修基础知识和实作培训规范》M8 模块编写的。在编写过程中，注重知识实用性且遵循通俗易懂的原则，以理论结合实际的方式落地。同时，避免深奥和复杂的理论，强调定性描述大纲中要求掌握的基本知识点。

本教材内容包含航空器维修相关的勤务和航线检查、故障和缺陷的处理以及航线可更换件的拆装，强调基础能力培养和技能点在实际维修场景中的应用。本教材不仅可以作为航空维修相关院校和 CCAR-147 维修培训机构的培训教材或参考资料，也可以作为已具备一定基础的飞机维修专业人员的学习用书。

全教材由安辉主编，王志刚、刘鹏和鲍向志统稿。

本教材各章编写人员如下：第 1 章由李士涛、王德超、厉东和、魏慎伟、王加杰、方占平编写；第 2 章由白玉堂、刘鹏编写；第 3 章由王健编写；第 4 章由刘进编写。

本书在编写过程中参考了很多中英文资料，同时得到了山东航空公司各级领导的大力支持和帮助，在此表示感谢。

本教材由李珈、杨国余、何龙、李亨达、骆剑评审。

由于编者水平有限以及编写仓促，书中难免存在不足，欢迎各位专家和读者及时指出，以便再版时加以纠正。

编者

2020 年 2 月 10 日

# 目 录

前 言.....	I
航空器维修实践.....	1
第一部分 勤务和航线检查.....	4
第1章 勤务.....	5
1. 1 航空器入位和离港.....	5
1. 1. 1 航空器指挥.....	5
1. 1. 2 无线电通话基本术语介绍.....	9
1. 1. 3 内话耳机的使用、与机组联络通话.....	13
1. 1. 4 航空器牵引、航空器接送演练.....	18
1. 2 航空器停放和系留.....	30
1. 2. 1 轮档、警示锥、起落架安全销的使用.....	30
1. 2. 2 安装和取下皮托管套、发动机蒙布.....	40
1. 2. 3 航空器地面安保交接、贴封条.....	45
1. 2. 4 航空器系留.....	47
1. 3 地面设备的使用.....	55
1. 3. 1 地面电源设备.....	55
1. 3. 2 地面气源车.....	60
1. 3. 3 工作梯和高空作业安全防护.....	62
1. 4 航空器清洁.....	66
1. 4. 1 驾驶舱、风挡清洁.....	66
1. 4. 2 减震支柱镜面清洁.....	70
1. 5 开关舱门和盖板.....	74
1. 5. 1 开关登机门 .....	74
1. 5. 2 开关电子设备舱门.....	79
1. 5. 3 开关货舱门.....	81
1. 5. 4 开关空调舱门（右侧） .....	84
1. 5. 5 开关电源盖板.....	87
1. 6 水和油液勤务.....	89
1. 6. 1 放清水.....	89
1. 6. 2 放燃油沉淀.....	92

1.6.3 液压油箱勤务.....	95
1.6.4 滑油勤务.....	98
1.7 轮胎勤务和检查.....	102
1.7.1 轮胎气压测量和充气.....	102
1.7.2 轮胎检查.....	107
第2章 航线检查.....	120
2.1 检查和测试.....	120
2.1.1 检查的分类和定义.....	120
2.1.2 测试的分类和定义.....	126
2.1.3 自检测试（BITE）.....	130
2.2 主要系统构型设置.....	136
2.2.1 电源、燃油、空调、引气和液压系统典型构型设置.....	136
2.3 航线检查.....	141
2.3.1 航线维修（Line Maintenance）的定义.....	141
2.3.2 航前、短停和航后维修.....	141
2.3.3 航线维修的实施举例.....	142
2.3.4 绕机检查.....	146
2.3.5 航线检查工作单卡和维修工作实施依据文件.....	147
第二部分 故障和缺陷的处理.....	386
第3章 故障和缺陷的处理流程和案例.....	387
3.1 故障和缺陷的处理流程.....	387
3.1.1 排除故障的典型流程.....	387
3.1.2 保留故障的典型流程.....	387
3.2 航线维护中故障和缺陷的处理案例.....	388
3.2.1 航线维护中的故障处理案例.....	388
3.2.2 航线维护中常见缺陷案例.....	395
第三部分 航线可更换件拆装.....	411
第4章 航线可更换件拆装.....	412
4.1 气源、液压、灯光、发动机点火系统部件拆装.....	412
4.1.1 气源系统部件-发动机高压级活门拆装.....	412
4.1.2 液压系统部件-EMDP壳体回油滤组件拆装.....	417
4.1.3 灯光系统部件-固定式着陆灯的更换.....	421

4.1.4 发动机点火系统部件-1号发动机点火激励器拆装.....	424
4.2 机轮刹车、座椅附件、通讯或导航系统天线和计算机、驾驶舱部件拆装.....	428
4.2.1 外侧主轮和刹车拆装.....	428
4.2.2 客舱座椅作动筒拆装.....	438
4.2.3 3号甚高频天线（VHF 3）拆装.....	440
4.2.4 3号甚高频收发机拆装.....	443
4.2.5 空调面板组件拆装.....	445
参考文献.....	449

# 航空器维修实践

## 概述

根据MSG-3逻辑分析方法制定的维修计划文件(MPD)将例行维修工作分为：飞机系统/动力装置维修方案、飞机结构维修方案和区域检查方案，本教材各部分内容涵盖了这些方案中使用的大部分基础维修方法。

维修计划文件中的三类维护项目及用到的维修方法主要包括：

### 1. 飞机系统/动力装置维修方案

执行飞机系统/动力装置维修方案中的维修项目时可能用到以下维修方法：

- (1) 润滑(LUB: LUBRICATION): 通过补充润滑油、油脂等减少摩擦并(或)进行冷却，以维持部件和(或)系统的固有可靠性；
- (2) 勤务(SVC: SERVICING): 为了维持固有可靠性而对部件和(或)系统进行的基本维护工作；
- (3) 检查(INSPECTION): 按照检查标准进行检查，以发现不正常情况。分为一般目视检查(GVI: INSPECTION-GENERAL VISUAL)和详细目视检查(DET/DVI: INSPECTION - DETAILED)；
- (4) 目视检查(VCK: VISUAL CHECK): 通过观察确定待检查项目是否能够实现其目标功能。目的是发现失效状态，检查过程中不需要比对具体数值；
- (5) 操作检查(OPC: OPERATIONAL CHECK): 确定待检查项目是否能够实现其目标功能。目的是发现失效状态，通过操作系统或部件本身完成检查，过程中不需要比对具体数值，也不需要额外设备；
- (6) 功能检查(FNC: FUNCTIONAL CHECK): 确定待检查项目是否能够在规定值的范围内实现其各项功能。目的是发现潜在失效状态，检查过程中可能需要额外设备；
- (7) 恢复(RST: RESTORATION): 通过清洁、更换或者大修使部件和(或)系统恢复到使用标准；
- (8) 报废(DIS: DISCARD): 将即将达到设计使用寿命的部件拆下报废。

### 2. 飞机结构维修方案

执行飞机结构维修方案中的维修项目时可能用到以下维修方法：

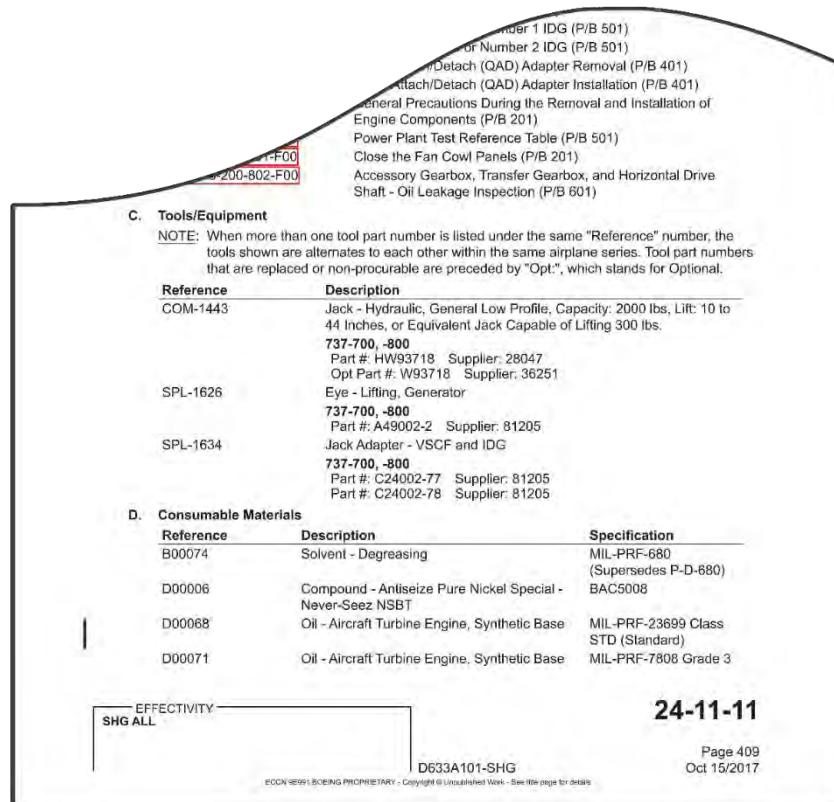
- (1) 一般目视检查(GVI: INSPECTION-GENERAL VISUAL);
- (2) 详细目视检查(DET/DVI: INSPECTION - DETAILED);
- (3) 特别详细目视检查(SPECIAL DETAILED INSPECTION)。

以上三种结构检查类型的定义会在第2章“检查的分类和定义”中详细讲解。

### 3. 区域检查方案

执行区域检查方案中的维修项目时使用的检查方法通常为一般目视检查。

航空器维修实践活动与人、机、料、法、环五个因素有密切联系，本教材大部分工作项目都以航空器维修手册为依据，而典型维修工作单卡包括工具/设备、耗材、化工品、航材、工作区域（环境）和工作步骤等内容，维修工作单卡是机、料、法、环在维修工作中的体现。



图概述-1A 典型维修工作单卡

如无特殊说明，本教材中涉及的人、机、料、法、环是指：

人 (Man): 人员资质、人员能力、人员数量、人员分工和人员状态（生理/心理）等。本教材中包含的各项工作所需的维修人员应为已接受相关培训、符合该工作所需能力、满足人员数量及分工要求、人员状态良好、已获得相应授权或工作许可的人员；

机 (Machine): 工具、设备、梯子、台架、保护设备等；

料 (Material): 航材、耗材及航化品等；

法 (Method): 技术文件、手册法规、应急程序等。本教材工作示例仅供参考，实际维修工作应严格遵守设备制造厂家的使用说明及航空器制造厂家维修手册的要求。本教材中的“维修手册”即指航空器制造厂家的维修手册；

环 (Environment): 开展维修工作的地点及周围环境可能对维修工作产生的影响。

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

(Continued)

Reference	Description	Specification
G01912	Lockwire - MS20995NC32, Monel - 0.032 Inch (0.8128 mm) Diameter	NASM20995

**E. Expendables/Parts**

AMM Item	Description	AIPC Reference	AIPC Effectivity
10	IDG	24-11-11-01A-005	SHG ALL
16	O-ring	24-11-11-50-030	SHG ALL

**F. Location Zones**

Zone	Area
410	Subzone - Engine 1
420	Subzone - Engine 2

**G. IDG Installation**

SUBTASK 24-11-11-860-008

- (1) Make sure that these circuit breakers are open and have safety tags:  
**F/O Electrical System Panel, P6-4**  

Row	Col	Number	Name
F	10	C01283	GENERATOR CONT UNIT 1
F	11	C01284	GENERATOR CONT UNIT 2

**NOTE:** No corrective action is necessary if the following maintenance messages display: AUX BAT CHGR INOP or BAT CHGR INOP. These maintenance messages are nuisance faults that will display when only battery power is supplied to the airplane.
- (2) Do these steps to prepare the IDG [10] for the installation:
  - If not already done, inspect the accessory gearbox magnetic/sealol seal for leaks, do this task: **TASK 72-60-00-200-802-F00**.
  - If installed, remove the protective cover from the gearbox mount pad on the gearbox.
  - Examine the IDG [10], the QAD ring and the input seal for material.
  - Clean all grease from the IDG input shaft with:
  - Apply a thin layer of oil, D00068, or oil. Do not damage the threads of the QAD tension bolt.

USE ONLY MBR  
(HTSLOC)

图概述-1B 典型维修工作单

# 第一部分 勤务和航线检查

# 第1章 勤务

## 1.1 航空器入位和离港

航空器入位是指航空器到指定的停机位置，航空器离港是指航空器离开机位，靠自身动力滑行出港。

航空器入位工作应设指挥员和监护员，指挥员负责指挥航空器停放在预定停机位置，监护员负责观察和监视航空器滑行路线上障碍物。航空器地面指挥工具为发光指挥棒。自动泊位引导系统不适用或失效时，应由指挥员将航空器指挥到停机位。

航空器出港工作应设指挥员和监护员。指挥员负责与机组、拖车司机建立联系，指挥航空器出港，与监护员共同监控航空器的状态及周围环境的变化，保障安全出港。

为规范维修人员、机组人员之间的交流动作，定义下列手势信号：

航空器指挥手势：在航空器移动和发动机启动期间，维修人员与机组人员联络时使用的手势信号。

航空器牵引手势：执行牵引工作时，维修人员与航空器牵引车驾驶员联络时使用的手势信号。

### 1.1.1 航空器指挥

#### 工作规范

##### 航空器指挥动作规范

###### 1) 确定机位：

双臂完全伸展，举过头顶，指挥棒指向上方，前后移动双手，引起机组人员注意。





## 2) 直线滑行:

伸展双臂，肘部弯曲，并将指挥棒从腰部至头部上下移动。



## 3) 减速:

手臂伸展，将指挥棒从腰部至膝盖上下小幅移动。



## 4) 向右转（从驾驶舱机组成员角度看）：

左臂和指挥棒伸展开与身体呈 90°，右手做前进的手势信号。右手动作的频率表示所需的航空器移动速度。

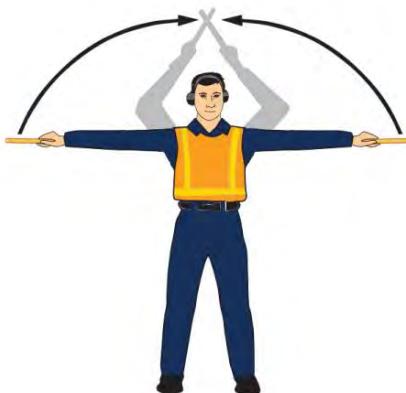


## 5) 向左转（从驾驶舱机组成员角度看）：

右臂和指挥棒伸展开与身体呈 90°，左手做前进的手势信号。左手动作的频率表示所需的航空器移动速度。

## 6) 停止/紧急停止:

将双臂和指挥棒完全伸展，在头顶上方交叉。



## 7) 留在原地/待命:

向下完全伸展双臂和指挥棒，与身体两侧呈 $45^{\circ}$ 。保持姿势，直至航空器准备好进行下一步操作。



## 8) 由下一个指挥员指挥或由信号塔/地面控制台指挥:

双臂向上指，然后向外移动伸展双臂至身体一侧，并将指挥棒指向下一个指挥员的方向或下一个滑行区域。



## 9) 引导结束:

用右手和/或指挥棒行标准军礼，以示意航空器出港。与机组人员保持目光接触，直至航空器已经开始滑行。



## 10) 起火:

起火: 右手按照夸张的数字 8 形状移动, 或从肩膀到膝盖方向做扇形运动, 同时左手指挥棒指向起火区域。



## 11) 设置刹车:

将手举起至略高于肩膀高度, 手掌打开。确保与机组人员保持目光接触, 手握拳。保持该姿势, 直至机组人员竖起大拇指表示确认。



## 12) 松刹车:

将手举起至略高于肩膀高度, 握拳。确保与机组人员进行目视接触, 打开手掌。保持该姿势, 直至机组人员竖起大拇指表示确认。



## 13) 轮档已放置:

双臂和指挥棒在头顶上方完全伸展开, 将指挥棒向内运动, 直至两个指挥棒相互接触。



14) 轮档已移除:

双臂和指挥棒在头顶上完全伸展开, 将指挥棒向外运动。获得机组人员授权之前, 切勿移除轮档。



15) 启动发动机:

抬起右臂至头部高度, 指挥棒向上指, 做圆周运动, 同时抬起左臂至头部高度以上位置, 并指向航空器。



16) 关闭发动机:

左边向上伸直, 右臂伸展, 指挥棒置于身体前方, 与肩齐高。移动右手和指挥棒至左肩上部位置, 然后在喉部平移将指挥棒拉回至右肩上部位置。



### 1.1.2 无线电通话基本术语介绍

机场管制塔台负责机场机动区的航空器交通管制。如果维修人员需要对机场机动区内的航空器进行更改机位或者进出机库作业, 应使用机载无线电设备与塔台联系。

维修人员在航空器离港时与机组的通话也应遵循无线电通话的基本原则。

#### 1.1.2.1 无线电通话基本术语

##### 1. 发音（中、英文发音）

1) 数字的发音

表 1-1 数字的发音

数字	汉语读法	英语读法
0	洞	ZE-RO*
1	幺	WUN
2	两	TOO
3	三	TREE
4	四	FOW-er
5	五	FIFE
6	六	SIX
7	拐	SEV-en
8	八	AIT
9	九	NIN-er
.	点	DAY-SEE-MAL 或 POINT
100	百	HUN-dred
1000	千	TOU-SAND

\*: 英文大写部分应重读，下同。

十位数及十位数以上的数字组合的读法一般按数字的汉语发音顺序逐位读出(不读出千、百、十)；整百、整千、整千百组合的数字通常读出数字，后面加上百或千或千百；也可按数字顺序读出。示例见下表。

表 1-2 数字组合的发音

数字	汉语读法	英语读法
10	幺洞	WUN ZE-RO
75	拐五	SEV-en FIFE
200	两百	TOO HUN-dred
450	四五洞	FOW-er FIFE ZE-RO
3600	三千六	TREE TOU-SAND SIX HUN-dred
2121	两幺两幺	TOO WUN TOO WUN
9000	九千	NIN-er TOU-SAND
33122	三三幺两两	TREE TREE WUN TOO TOO

## 2) 标准字母的发音

表 1-3 标准字母的发音

字母	单词	发音
A	Alpha	<u>AL</u> *FAH
B	Bravo	<u>BRAH</u> VOH
C	Charlie	<u>CHAR</u> LEE

D	Delta	<u>DELL</u> TAH
E	Echo	<u>ECK</u> OH
F	Foxtrot	<u>FOKS</u> TROT
G	Golf	GOLF
H	Hotel	HOH <u>TELL</u>
I	India	<u>IN</u> DEE AH
J	Juliett	<u>JEW</u> LEE ETT
K	Kilo	<u>KEY</u> LOH
L	Lima	<u>LEE</u> MAH
M	Mike	MIKE
N	November	NO <u>VEM</u> BER
O	Oscar	<u>OSS</u> CAH
P	Papa	PAH <u>PAH</u>
Q	Quebec	KEH <u>BECK</u>
R	Romeo	<u>ROW</u> ME OH
S	Sierra	SEE <u>AIR</u> RAH
T	Tango	<u>TANG</u> GO
U	Uniform	<u>YOU</u> NEE FORM
V	Victor	<u>VIK</u> TAH
W	Whiskey	<u>WISS</u> KEY
X	X-ray	<u>ECKS</u> RAY
Y	Yankee	<u>YANG</u> KEY
Z	Zulu	<u>ZOO</u> LOO

\*:标有下划线的部分应重读

### 3) 跑道的读法

跑道编号应按照数字的汉语或英语发音逐位读出。跑道编号中的英文字母 R、L、C 分别表示 RIGHT、LEFT、CENTER。汉语按照右、左、中读出，英语分别按照“RIGHT”、“LEFT”、“CENTER”读出。示例见下表。

表 1-4 跑道的读法

跑道编号	汉语读法	英语读法
03	跑道洞三	RUNWAY ZE-RO TREE
08L	跑道洞八左	RUNWAY ZE-RO AIT LEFT

### 4) 航空器的呼号

航空器的呼号有以下三种形式：

(1) 航空器的注册号: 注册号字母和数字应按照字母和数字的标准发音逐位读出。航空器制造厂商或航空器机型名称通常作为注册号字母的前缀。航空器制造厂商或航空器机型名称应按照英语发音习惯或翻译的汉语读出:

示例 1: G-ABCD

GOLF ALPHA BRAVO CHARLIE DELTA (英汉读法相同)

示例 2: Cessna G-ABCD

塞斯纳 GOLF ALPHA BRAVO CHARLIE DELTA (汉语读法)

Cessna GOLF ALPHA BRAVO CHARLIE DELTA (英语读法)

(2) 航空器营运人的无线电呼号加航空器注册号的最后四位字母: 航空器营运人呼号英语发音应按照国际民航组织指定的无线电呼号读出, 注册号的字母全部按照字母英语标准发音逐位读出。航空器营运人的无线电呼号汉语发音应按照中国民航规定的呼号读出, 航空器注册号按照字母英语标准发音逐位读出。示例见下表。

**表 1-5 航空器的呼号**

航空器的呼号	汉语读法	英语读法
CCA BHW	国航 BRAVO HOTEL WHISKEY CHARLIE	AIR CHINA BRAVO HOTEL WHISKEY CHARLIE

(3) 航空器营运人的无线电呼号加航班号: 航空器营运人呼号的英语发音应按照国际民航组织指定的无线电呼号读出。中国的航空公司呼号汉语发音应按照中国民航规定的呼号读出。航班号的字母全部按照字母英语标准发音逐位读出, 数字应按照数字的汉语、英语标准发音逐位读出。示例见下表。

**表 1-6 航空器的呼号**

航空器的呼号	汉语读法	英语读法
CCA 998A	国航九九八 ALPHA	AIR CHINA NIN-er AIT ALPHA

## 2. 无线电通话结构

- 1) 首次联系时应采用的通话结构为: “对方呼号” 加 “己方呼号” 加 “通话内容”;
- 2) 首次通话以后的各次通话, 空中交通管制员采用的通话结构为: “对方呼号” 加 “通话内容”;
- 3) 机组人员采用的通话结构为: “对方呼号” 加 “己方呼号” 加 “通话内容”;
- 4) 空中交通管制员肯定航空器驾驶员复诵的内容时可仅呼对方呼号。当空中交通管制员认为有必要时, 可具体肯定。

## 3. 通话基本要求

- 1) 先想后说, 应在发话之前想好说话内容;
- 2) 先听后说, 应避免干扰他人通话;
- 3) 应熟练掌握送话器使用技巧;
- 4) 语速应保持适中, 在发送需要记录的信息时降低速率;
- 5) 通话时每个单词发音应清楚、明白, 并保持通话音量平稳;
- 6) 在数字前应稍作停顿, 重读数字应以较慢的语速发出, 以便于理解;

7) 应避免使用“啊”、“哦”等犹豫不决的词。

### 1.1.3 内话耳机的使用、与机组联络通话

#### 1.1.3.1 内话耳机的使用

在牵引飞机、进出港接送机以及地面维护工作中，通常要使用内话耳机让驾驶舱和地面人员之间建立通信联系。内话耳机可用于飞行内话系统和勤务内话系统。飞行内话是驾驶舱和地面人员主要的通话方式，勤务内话主要用于地面维护工作中与各维修点的联络。本节主要以波音737-800型飞机为例介绍飞行内话系统内话耳机使用。



图1-1 内话耳机

#### 工作示例

以波音737-800型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

##### 1. 准备

1) 领用工具设备、器材：

(1) 耳机。

## 2. 操作

- 1) 给飞机供电;
- 2) 确保驾驶舱 P5 头顶板上的勤务内话电门处于关位。



图 1-2 勤务内话电门

- 3) 将所有音频控制面板 (ACP) 设定到下列状态:
  - (1) 将所有系统音量控制电门按压到关位;
  - (2) 按压 FLT INT 麦克风选择电门，确保相应灯亮;
  - (3) 按压 FLT INT 系统音量控制电门，确保相应灯亮;
  - (4) 将 FLT INT 系统音量控制电门旋转至中间位置。
- 4) 将机长和副驾驶员 ACP 设定到下列状态:
  - (1) 将扬声器 (SPKR) 音量控制电门按压到 ON 位，确保相应灯亮;
  - (2) 将扬声器 (SPKR) 音量控制电门旋转至中间位置或合适的音量。



图 1-3 音频控制面板 (ACP)

- 5) 将耳机连接到外部电源面板上的飞行内话（FLIGHT INTERPHONE）插孔内。

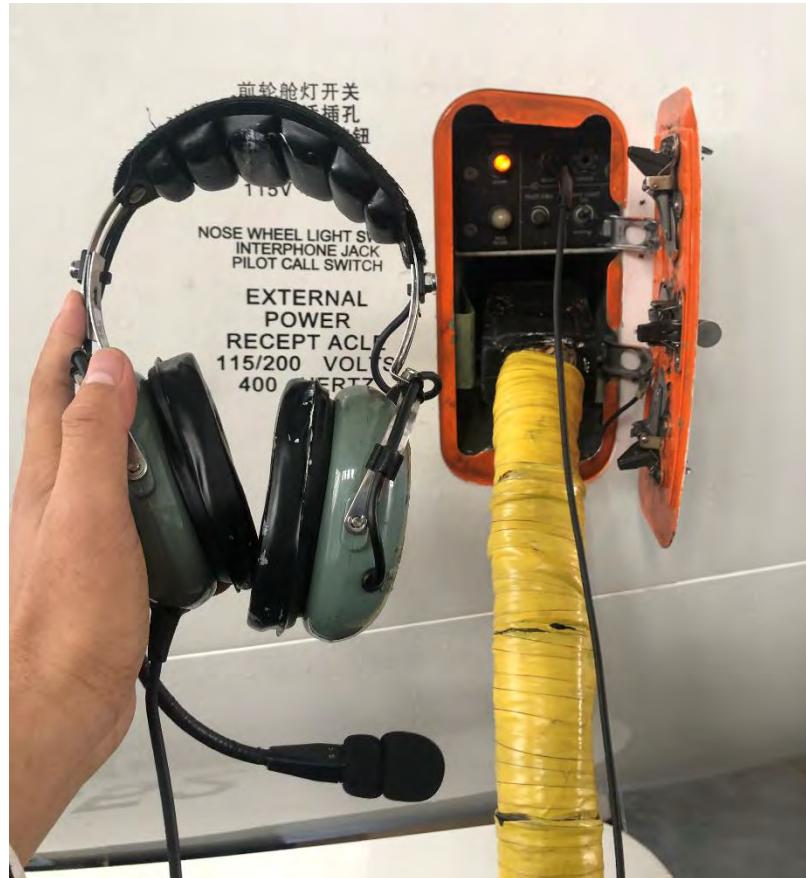


图 1-4 外部电源面板面板

- 6) 按压并保持地勤人员话筒上的发话（PTT）电门，使用地勤人员话筒发话。

(1) 确保驾驶舱人员能够清楚地听到驾驶舱扬声器的语音。



图 1-5 驾驶舱扬声器

- 7) 松开地勤人员话筒上的 PTT 电门。
- 8) 按压并保持飞行员驾驶盘上的 PTT 电门到 INT 位，对着飞行员头戴式话筒发话。
  - (1) 确保能够清楚地听到地勤人员耳机上的语音。



图 1-6 驾驶盘 PTT 电门

- 9) 松开飞行员驾驶盘上的 PTT 电门。

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾：
  - (1) 清点工具；
  - (2) 恢复工作现场；
  - (3) 恢复飞机状态。
- 2) 归还工具设备。

#### 1.1.3.2 维修人员与机组联络通话

遵循“先想后说，先听后说”的原则，使用简洁、专业的语言进行有效沟通。

### 工作示例

#### 1. 航空器进港后的联络

- 1) 维修人员向机组报告：
  - (1) 地面：“轮档已挡好，地面电源接好（视情），请松刹车。”  
“chocks inserted, ground power unit on, release brakes, please.”
  - (2) 机组：“收到，刹车松，关断 APU（或机上电源）（视情）。谢谢！”  
“OK. Parking brake released, APU(or onboard power) off. Thanks!”

#### 2. 航空器出港的联络

- 1) 推（拖）飞机时的联络
  - (1) 确保登机桥收回，地面设备撤除，舱门、盖板均已关好。

地面：“离港前检查已完成，地面已就绪，请松刹车。”

“Pre-departure checks completed, ground ready, release brakes, please.”

(2) 机组：“刹车松，可以推（拖），请推（拖）到XX位置。”

“Brakes released, pushback(tow off), pushback(tow off) aircraft to XX position, please.”

(3) 地面：“收到，刹车松，推（拖）到XX位置。”

“OK. Brakes released, pushback (tow off) to XX position.”

(4) 地面：“推（拖）到位。请刹车。”

“Pushback (tow off) in position. Engage, please.”

(5) 机组：“已刹车。”

“Brakes engaged.”

2) 航空器出港起动发动机的联络

在维修人员发出信号前，机组不应松刹车。

(1) 用辅助动力装置起动发动机的联络。

① 机组：“起动（冷转）X号发动机。”

“Start (dry run) NO. X.”

② 地面确保发动机危险区内无障碍物后，地面：“X号发动机可以起动（冷转）”或“稍等”。

“Start (dry run) NO. X” or “Stand by”.

③ 当所有发动机运转稳定，完成起动后检查，机组：“启动完毕，见手势滑出，再见。”

“Starting completed, wait for hand signals, ready to taxi out.”

④ 地面：“从左（右）侧给手势，可以滑出，再见”

“Hand signals from left(right), taxi out. Good-bye.”

在维修人员发出信号前，机组不应松刹车。

(2) 用气源车或电源车启动发动机的联络。

① 机组：“准备起动1号发动机”。

“Ready to start No. 1.”

② 地面：“气源（电源）打开，1号发动机可以起动”或“稍等”。

“Air (power) supply on. Start No. 1.” or “Stand by”.

③ 完成起动后检查，机组：“移去气源车（电源车）”。

“Clear air(power) supply unit”.

④ 完成指令后，地面：“气源车（电源车）已移去”。

“Air (power) supply unit cleared”.

⑤ 当所有发动机运转稳定，完成起动后检查，机组：“启动完毕，见手势滑出，再见。”

“Starting completed, wait for hand signals, ready to taxi out.”

⑥ 地面：“从左（右）侧给手势，可以滑出，再见”

“Hand signals from left(right), taxi out. Good-bye.”

在维修人员发出信号前，机组不应松刹车。

### 3. 出现异常情况采取的措施

如果发动机起动过程中或进入慢车工作状态后，出现异常情况，维修人员或机组认为有必要终止起动、关停发动机或提醒对方注意时，应及时进行通话联络，发出准确明白的信息。使用地面气源车或电源车起动发动机时，在通话联络失效的情况下，维修人员在用手势给出信号前，航空器驾驶人员不应松开刹车。

#### 1.1.4 航空器牵引、航空器接送演练

##### 1.1.4.1 航空器牵引

出港送机或因塔台调度、维修工作等，航空器必须离开当前机位时，需要维修人员对航空器进行牵引。

航空器牵引工作应设有以下人员：

航空器机上人员：应掌握航空器相关系统的操作方法，负责联系塔台和地面指挥员。

地面指挥人员：应掌握牵引航空器的技术要求。例如：维修手册中转弯角度、牵引速度、翼展、高度、转弯销等；应熟知机场内的各种标志（指示灯、各种标志线等），负责与航空器机上人员、牵引车驾驶员、监护员联系。

监护员：监护航空器周围环境，与地面指挥人员保持联系。

#### 工作规范

##### 1. 维修手势（维修人员对机上人员）

注意：

- 1) 在无法进行口头交流的情况下使用手势信号。
- 2) 确保在任何情况下都能收到机上人员的反馈信息。

- 1) 连接牵引杆：

将双臂置于头部上方，用一只手抓住另一只手的前臂。



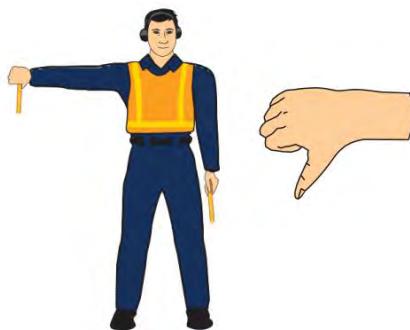
## 2) 确认/就绪:

抬起右臂，与头部等高，指挥棒向上指或竖起大拇指，左臂保持在身体一侧靠膝盖位置。



## 3) 否定:

右臂伸出与肩膀呈 90°，指挥棒或大拇指朝下，左手保持在身体一侧靠膝盖位置。



## 4) 耳机:

伸出双臂与身体呈 90°，移动双手捂住双耳。



## 2. 航空器牵引手势（维修人员至牵引车驾驶员）

## 1) 松开车辆刹车:

将手举起比肩略高，握拳，确保与拖车驾驶员保持目视接触，然后张开手掌。



## 2) 准备推出:

伸出手臂与肩膀呈  $90^{\circ}$ ，并竖起大拇指。该手势向牵引车驾驶员示意所有设备均已撤离航空器，轮档已移除，航空器刹车已松开，机上人员已给出“可以推出”的信息。



## 3) 否定/等待:

伸出手臂与肩膀呈  $90^{\circ}$ ，大拇指朝下。该手势向拖车驾驶员示意航空器尚未准备好推出，请在原地等待。



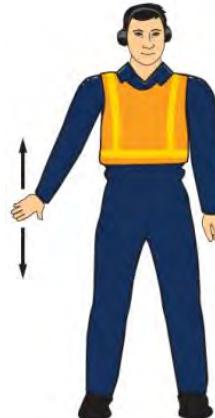
## 4) 设置车辆刹车/停车:

将手举起比肩略高，张开手掌，确保与牵引车驾驶员保持目视接触，然后握拳。推出结束时，该手势向牵引车驾驶员示意航空器刹车已设置。牵引车驾驶员应以同样的手势回应维修人员，以确认车辆刹车已设置。



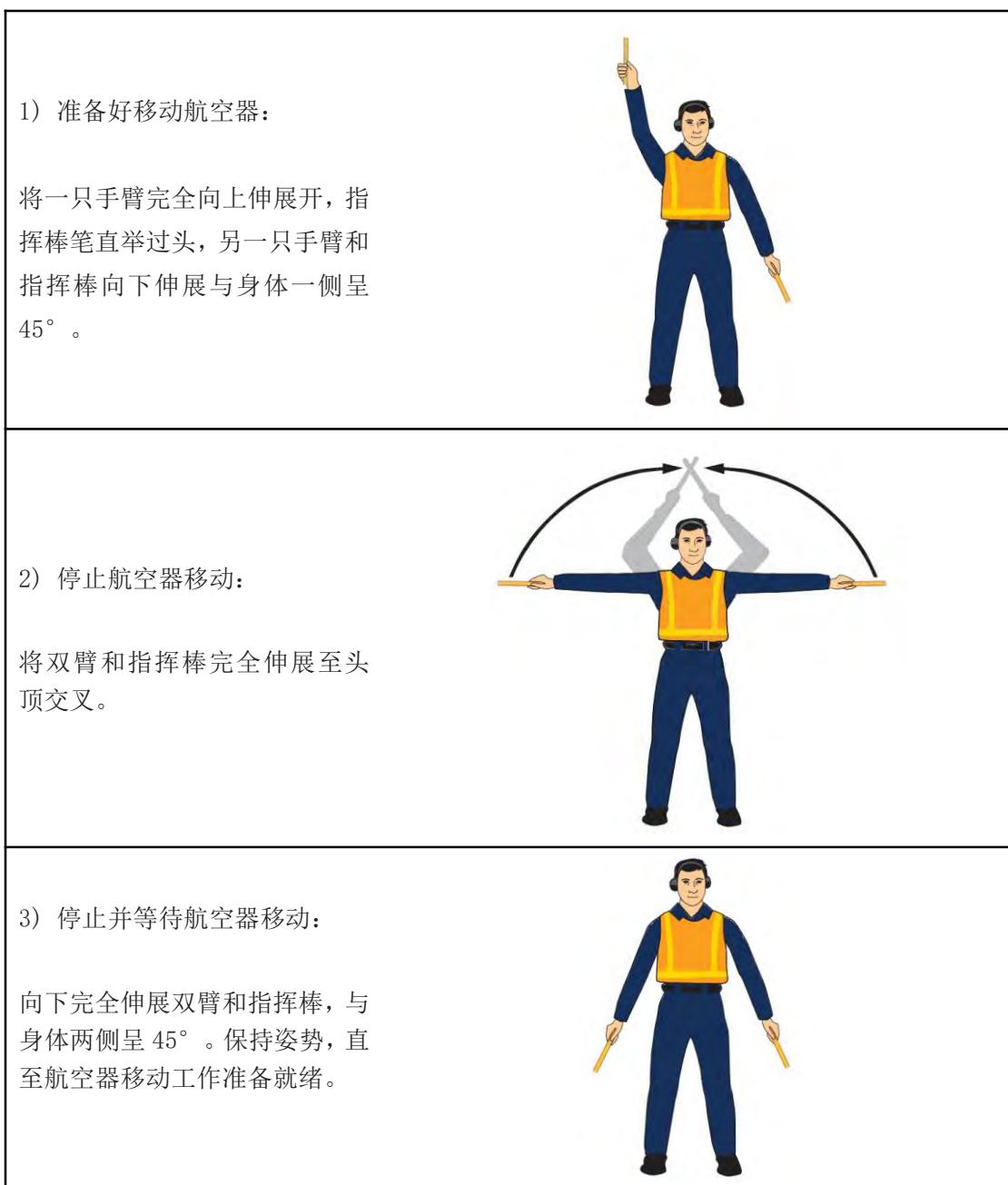
## 5) 减速:

向下伸出手，与身体一侧呈  $45^{\circ}$ ，并上下小幅运动。





### 3. 推出手势信号 (机翼监护员至戴耳机人员/牵引车驾驶员)



## 工作示例

以波音 737-800 型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

### 1. 准备

1) 接收维修任务：

(1) 打印或领用牵引飞机工作单卡。

2) 领用工具设备、器材：

(1) 转弯旁通销、起落架安全销、耳机、对讲机、牵引车、牵引杆（按需）、指挥棒（按需）、手套、抹布、手电（按需）。

### 2. 操作

1) 移动航空器前：

(1) 安装起落架安全销、转弯旁通销；

(2) 给航空器供电；

(3) 确保舱门及盖板已关闭（外部电源和耳机盖板除外）；

(4) 确保航空器刹车压力、机轮充气和减震柱压缩量正常；

(5) 确保航空器两侧燃油箱的油量平衡；

(6) 确保停机位周围区域无 FOD，地面设备已撤离；

(7) 确保耳机、对讲机工作正常。机上人员、地面指挥员和牵引车司机三者目视可见；

(8) 检查适用该机型的牵引杆的部件正常（特别是剪切销状态良好），在牵引航空器前先将牵引杆连接到航空器上，再连接牵引车；



图 1-7 前起落架转弯旁通销和连接牵引杆

(9) 若使用抱轮式牵引车牵引飞机，牵引车司机根据地面指挥人员的指令，关闭牵引车托架门，并将飞机前轮抱紧升起，等待推出指令；



图 1-8 抱轮式牵引车

- (10) 联系塔台，确认可以牵引。
- 2) 开始牵引作业：
  - (1) 撤离轮挡，松开刹车；
  - (2) 打开航空器的航行灯和防撞灯；
  - (3) 推出航空器；
  - (4) 航空器移动期间，地面指挥人员应保持与航空器一定的安全距离，并且随时监控周围环境，牵引速度和线路应遵循当地机场或者营运人的规定；
  - (5) 如果航空器要进入滑行道，应在滑行道口前 50 米处停止、观察；
  - (6) 确保航空器平稳停止，前轮在中立位。
- 3) 牵引完成后检查：
  - (1) 设置停留刹车；
  - (2) 告知塔台牵引已完成；
  - (3) 关闭航空器的航行灯和防撞灯；
  - (4) 放置轮挡；
  - (5) 撤离牵引车；
  - (6) 移除旁通销；
  - (7) 松开刹车。

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾：
  - (1) 清点工具；
  - (2) 恢复工作现场；
  - (3) 恢复飞机状态；
  - (4) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。
- 2) 归还工具设备。
- 3) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

#### 1.1.4.2 航空器入港接机

机组人员按照维修人员的手势或自动泊位引导系统指挥，操纵航空器从机位滑行线滑行至机位停止线。



图 1-9 机位停止线

## 工作示例

以波音 737-800 型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

### 1. 准备

- 1) 领用工具设备、器材：
  - (1) 指挥棒、手套、手电（按需）

### 2. 操作

- 1) 航空器入位前准备：
  - (1) 在航空器到达前至少 15 分钟到达停机位。
  - (2) 确保停机位和滑行区域应：
    - ① 清洁、无杂物；
    - ② 人员、车辆及设备处于机位安全线外；
    - ③ 廊桥在回位点（如有）；
    - ④ 地面标志清晰可见；
    - ⑤ 灭火瓶到位；
    - ⑥ 夜间运行时，照明设备正常；
    - ⑦ 清除地面上的冰、雪。
  - (3) 使用手势引导时，确保指挥员站在机位滑行线正前方并在机组视线内。机翼监护员（若需要）站在翼尖 1 米以外的位置。
    - (4) 指挥员应密切关注监护员的手势。
    - (5) 在指挥员给出允许接近手势之前，其他人员都必须远离航空器。
- 2) 航空器入位指挥操作  
**注意：如果发现相邻机位有航空器移动，应立即停止指挥。**
  - (1) 使用手势引导，入位程序：
    - ① 航空器沿机位滑行线滑行时，指挥员给出“确定机位”，“直线滑行”手势信号。



确定机位



直线滑行

② 航空器前轮应沿着滑行线滑行，根据需要使用“向左转”（或“向右转”）手势信号纠正航空器的行驶轨迹。



向左转



向右转

③ 如果发现紧急、危险情况，立即给出“停止”手势。



④ 当航空器驶近停止线时，使用“减速”手势。



⑤ 当前轮到达停止线时，给出“停止”，“关闭发动机”手势。



停止



关闭发动机

⑥ 航空器完全停止后，放置轮档。

⑦ 给出“轮档已放置好”和“松刹车”手势。



轮档已放置好



松刹车

⑧ 放置警示锥。

⑨ 向地面相关人给出“就绪”手势，允许作业。



(2) 配备自动泊位引导系统的停机位，入位程序：

① 指挥员应核实已选定入位航空器的机型信息；

② 指挥员负责操作紧急停止按钮，紧急情况应及时操作系统发出停止信号，所处的站位应能够清晰的观察到正在入位的航空器和监护人员；

③ 航空器完全停止后立即放置前轮轮档，发动机关闭并明显减速后可放置航空器的主轮轮档；

④ 指挥员向机组人员给出“轮档已放置好”和“松刹车”手势；

⑤ 放置警示锥；

⑥ 向地面相关人人员给出“就绪”手势，允许作业指令。

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾：
  - (1) 清点工具。
  - (2) 归还工具设备。

#### 1.1.4.3 航空器离港送机

航空器离港分两种方式：自主滑出离港和使用牵引车推出后离港。

本节介绍使用牵引杆式牵引车推出后离港工作程序。

### 工作示例

以波音 737-800 型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

#### 1. 准备

- 1) 领用工具设备、器材：
  - (1) 耳机、指挥棒、转弯旁通销、牵引车、牵引杆、手套、抹布、手电（按需）

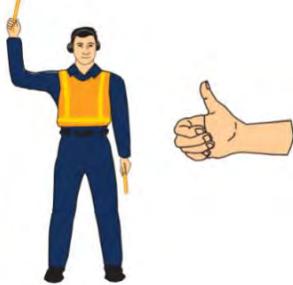
#### 2. 操作

- 1) 离港前检查：
  - (1) 确保停机位周围区域无FOD，地面设备已撤离；
  - (2) 确保舱门及盖板已关闭（外部电源和耳机盖板除外）；
  - (3) 确保耳机工作正常。
- 2) 开始牵引离港。

航空器的防撞灯亮起，表示机组人员已经获得塔台的离港指令，可以离港。

工作阶段	工作步骤	操作规范
准备	1. 插上前起落架转弯旁通销。	
	2. 通过内话系统，与机组联络，确认航空器的刹车已设置。	地面呼：“驾驶舱，地面” 驾驶舱答：“地面，驾驶舱” 地面呼：“准备撤出轮档，请设置刹车” 驾驶舱答：“已设置刹车”
	3. 连接牵引车。	
	4. 撤轮档。	

	5. 监护员撤轮档后确认机位符合推出条件，给出“准备好移动航空器”手势。	
	6. 指挥员与机组人员通话，确认准备就绪，通知机组松刹车，并询问推出方向。	地面呼：“驾驶舱，地面” 驾驶舱答：“地面，驾驶舱” 地面呼：“准备就绪，可以推出，请松刹车” 驾驶舱答：“刹车松，向北推出” 地面呼：“收到，向北推出”
	7. 向牵引车驾驶员给出“释放车辆刹车”和“推出”手势，并示意推出方向。	 释放车辆刹车      准备推出      示意推出方向
推出	8. 根据机组要求完成发动机起动监控。	驾驶舱呼：“地面，驾驶舱” 地面答：“驾驶舱，地面” 驾驶舱呼：“准备起动 2 发” 地面答：“2 发可以起动” 等待起动，并且监控发动机状态。 驾驶舱呼：“2 发起动正常，准备起动 1 发” 地面答：“1 发可以起动” 等待起动，并且监控发动机状态。
	9. 航空器移动期间，监护员应明显摆臂向指挥员持续发出“可继续作业”的信号。	
	<p><b>注意：</b>牵引车和航空器之间连接断开，必须立即通知机组人员和牵引车驾驶员刹车。</p> <p><b>警告：</b>航空器移动期间，地面指挥人员应保持与航空器一定的安全距离，并且随时监控周围环境。</p>	

	10. 航空器推出完成后，指挥员向牵引车驾驶员给出“刹车”手势。	
推出完成	11. 确认牵引车及航空器停稳后，通知机组人员“设置刹车”。	地面呼：“驾驶舱，地面” 驾驶舱答：“地面，驾驶舱” 地面呼：“推出已完成，请设置刹车” 驾驶舱答：“停留刹车已设置，可以断开连接” 地面呼：“请从右（左）侧看手势滑出，再见” 驾驶舱答：“右（左）侧看手势滑出，谢谢，再见”
	12. 断开牵引车连接。	
	13. 移除转弯旁通销，拔出耳机，关闭外部电源和耳机盖板。	
许可滑行	14. 站在安全区域，给出“就绪”手势，并且展示转向旁通销。	 
	15. 在机组人员给出（就绪）手势后，回应“引导结束”。	

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾：
  - (1) 清点工具；
  - (2) 恢复工作现场。
- 2) 归还工具设备。

## 1.2 航空器停放和系留

### 1.2.1 轮档、警示锥、起落架安全销的使用

#### 1.2.1.1 轮档、警示锥的使用

航空器停放期间，应放置轮档及警示锥。轮档可防止航空器意外滑动，警示锥可提醒人员、设备与航空器保持安全距离。轮档应采用金属或者其它等强度的非金属材料，航空器试车、防风和长期停放以及斜坡停放航空器使用的轮档应该按照维修手册的技术要求执行。



图 1-10 橡胶轮档



图 1-11 金属轮档



图 1-12 警示锥

## 工作规范

### 1. 轮档使用规范

- 1) 轮档的数量和位置符合维修手册要求；
- 2) 确保轮档完好可用；
- 3) 确保轮档放置区无冰、雪、霜和油污等污染物；
- 4) 应在发动机关车或指挥人员发出信号后，挡轮档；
- 5) 从机轮的侧面放置轮档，且靠近轮胎；
- 6) 发动机运转时，如需挡、撤轮档，应在指挥人员发出信号后，按照维修手册规定的安全通道进出；
- 7) 确保撤轮档前航空器已刹车。

### 2. 警示锥使用规范

- 1) 确保警示锥完好可用；
- 2) 应在发动机关车或指挥人员发出信号后，按要求摆放警示锥；
- 3) 遵守警示锥使用的风速限制；
- 4) 撤警示锥前，确保地面设备已撤离航空器；
- 5) 警示锥摆放时机：所有轮档挡好后，立即进行警示锥摆放；当收到机场发出的“机坪风力将超过限制风速或大风预警”信息或机场机坪风力超过风速限制要求时，应及时收起警示锥，防止被风吹移，风速小于限制值后重新摆放；如机场有特殊要求，需按机场的特殊要求执行；
- 6) 警示锥摆放顺序：先放置机头处警示锥，再放置大翼两侧和机尾处警示锥，最后放置发动机外侧前方处警示锥。所有警示锥摆放到位后，指挥员通知工作人员或勤务车可以靠近航空器进行工作，并在航空器周围执行监护工作；
- 7) 警示锥摆放位置：摆放位置为机头前，机尾后，发动机外侧前方，两边大翼外侧或前后投影外侧位置。

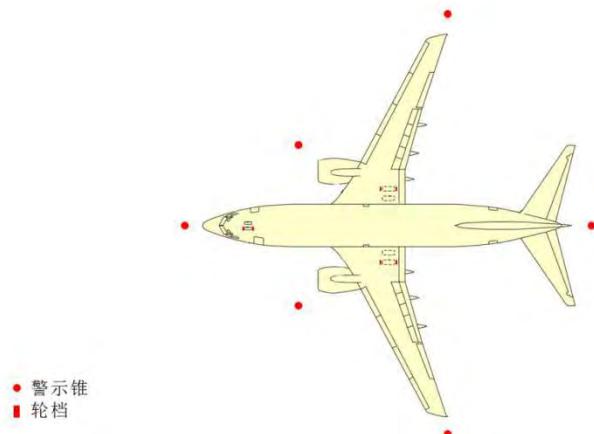


图 1-13 737-800 型飞机警示锥的摆放位置简图

## 工作示例

以波音 737-800 型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

### 1. 准备

1) 接收维修任务：

(1) 领取或打印维修工作单卡。

2) 领用工具、设备、器材：

(1) 手套、抹布、手电(按需)；

(2) 轮挡、警示锥。

3) 彻底清除轮挡警示锥放置区的霜、冰、雪和油污。

4) 确保轮挡和警示锥完整可用，数量齐全。金属轮挡的防滑齿没有缺失，结构钢管没有断裂、压塌、脱焊等现象；橡胶轮挡的防滑条没有脱落，没有出现橡胶破裂、掉块等情况。确保警示锥无破损，反光带良好。

### 2. 操作

1) 放置轮挡

(1) 轮挡摆放时机：当飞机到达指定位置后，监护员向指挥员发出停止信号，指挥员立即向机组发出停止滑行信号，指挥机组设置停留刹车并关停发动机，指挥员在所有发动机关停后给出挡轮挡信号；



图 1-14 指挥员挡轮档手势信号

(2) 轮档摆放数量: 正常情况下飞机航后和过站, 前起落架同一机轮前后必须放置轮档, 每个主起落架的外侧机轮前、后各放置一个轮档, 每架飞机共放置 6 个轮档;

(3) 轮档应靠近轮胎放置, 间距不应超过51毫米(2英寸), 如停留在带有坡度的机坪上时, 下坡度方向的轮档应紧贴轮胎放置, 上坡方向轮档与轮胎间距不应超过51毫米(2英寸);



图 1-15 轮档使用示例

(4) 当外界风速大于65公里/小时(35节)时, 所有机轮应放置轮档, 轮档应靠近轮胎放置, 间距不应超过51毫米(2英寸), 如停留在带有坡度的机坪上时, 下坡度方向的轮档应紧贴轮胎放置, 上坡方向轮档与轮胎间距不应超过51毫米(2英寸);

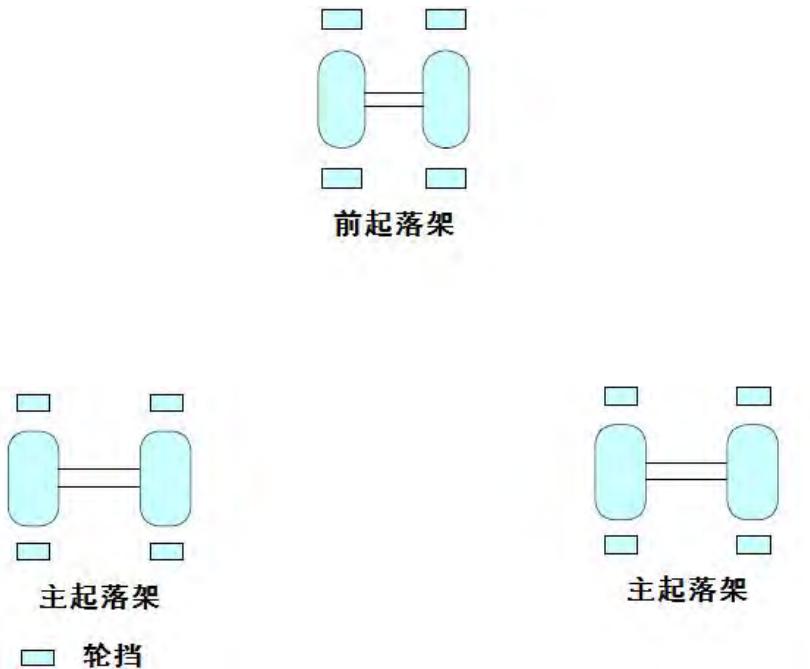


图 1-16 大风条件下轮挡使用简图



图 1-17 大风条件下轮挡使用示例

- (5) 发动机试车时前轮挡与轮胎距离为152–305毫米(6–12英寸)，后轮挡应贴近轮胎但轮挡不能接触轮胎；
- (6) 如需在发动机运转情况下放置轮挡时，应在指挥员发出信号后，发动机处于慢车状态时，从安全通道进出；
- (7) 先挡前轮轮挡，后挡主轮轮挡。在所有轮挡挡好后，由指挥员给出可以靠廊桥或停靠客梯车指令并通知机组松刹车。



图 1-18 挡前轮轮档



图 1-19 挡主轮轮档

- 2) 放置警示锥
  - (1) 所有轮挡挡好后, 立即摆放警示锥;
  - (2) 在机头、机尾、发动机前部外侧、两侧大翼翼尖放置警示锥, 机头、机尾、翼尖的警示锥应在飞机投影外侧, 发动机的警示锥应在发动机的外侧前方; 如营运人或机场有特殊要求, 需按要求执行;



图 1-20 警示锥摆放

- (3) 风速大于当地机场风速要求时不需要摆放警示锥，已经摆放的警示锥需要撤走，风速小于要求风速值后重新摆放。
- 3) 撤警示锥
    - (1) 飞机防撞灯亮后确认各勤务车已撤离航空器，指挥员给出信号后撤离警示锥。
  - 4) 撤除轮档
    - (1) 确认机组设置刹车后撤掉轮档，撤轮档时注意防止轮档与机轮、轮毂碰撞造成损伤；
    - (2) 对于使用有牵引杆进行牵引的飞机，先撤除左右主轮轮档，待连接好牵引杆/牵引车后再撤除前轮轮档；



图 1-21 牵引杆牵引飞机

(3) 对于使用无牵引杆进行牵引的飞机，先撤除前轮和一侧起落架主轮轮档，待连接牵引车后再撤除另一侧主轮轮档；



图 1-22 抱轮式牵引飞机

(4) 需要在发动机运转状态下取轮挡时，应在指挥员发出信号后，发动机处于慢车状态时，按手册规定的安全通道进出。

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾：
  - (1) 清点工具；
  - (2) 恢复工作现场。
  - (3) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。
- 2) 归还工具设备。
- 3) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

### 1.2.1.2 起落架安全销的使用

航空器在地面停放、牵引以及执行维修任务时，需要安装起落架安全销。起落架安全销在地面时可防止航空器起落架意外收起、在空中时可保持起落架放下、锁定。航后及停场时间较长的飞机或做某些测试时手册要求插安全销。

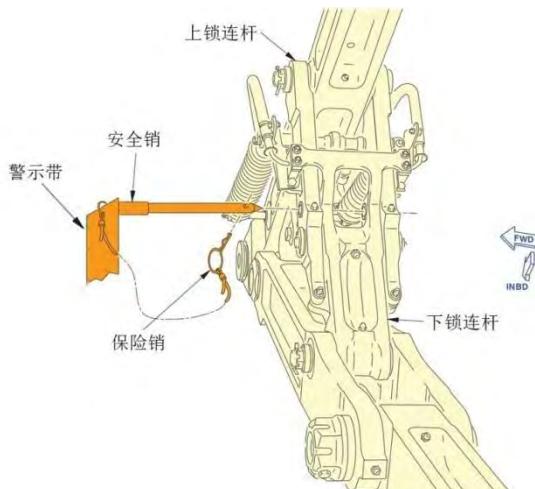


图1-23 737-800型飞机起落架安全销的使用简图



图1-24 A320型飞机主起落架安全销的使用简图

### 工作规范

1. 确保起落架安全销完好可用；
2. 安全销插好后，确保红色警告飘带展开；
3. 安全销取下后，确保安全销及插孔完好；
4. 安全销取下后，确保数量齐全，并放在指定位置。

### 工作示例

以波音 737-800 型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

#### 1. 准备

- 1) 接收维修任务：  
(1) 领取或打印维修工作单卡。
- 2) 领用工具、设备、器材：  
(1) 手套、抹布、手电(按需)。

## 2. 操作

- 1) 取出起落架安全销，确保警告飘带完好在位、连接牢靠，警告标志清晰安全销衬套是否在位、牢靠，锁销功能正常；
- 2) 安装前起落架安全销，并确保安装牢靠，飘带清晰可见；



图1-25 前起落架安全销的使用

- 3) 安装主起落架安全销，并确保安装牢靠，飘带清晰可见；

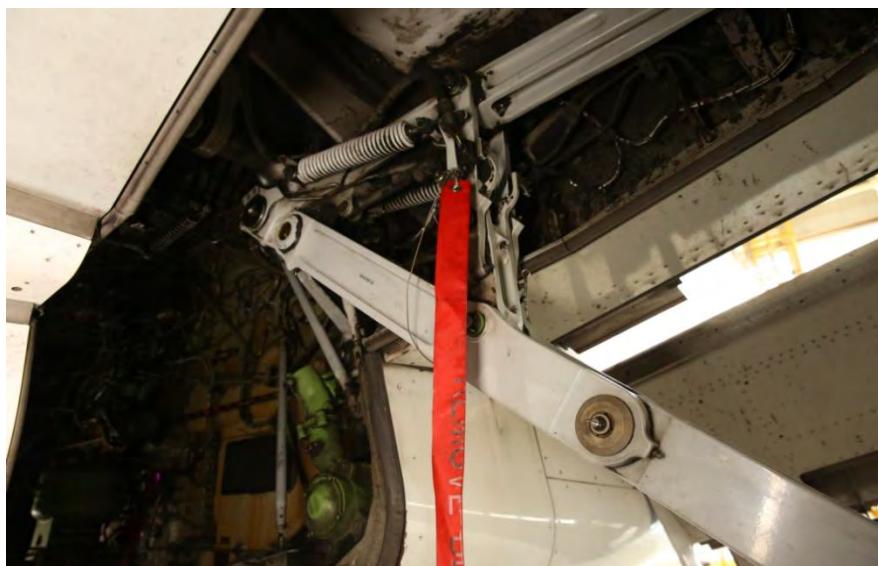


图 1-26 主起落架安全销的使用

- 4) 起落架安全销的取下：

起落架安全销取下的时机：航前工作结束后或相应的维修工作结束以及手册要求的重要测试前或测试后。

取下起落架安全销，确认起落架安全销插孔状态良好，安全销机构完整，数量齐全，重点检查安全销衬套是否完好在位。

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾:
  - (1) 清点工具;
  - (2) 恢复工作现场;
  - (3) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。
- 2) 归还工具设备。
- 3) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

## 1.2.2 安装和取下皮托管套、发动机蒙布

### 1.2.2.1 安装和取下皮托管套

皮托管是一种测量大气压力的传感器。当皮托管受到外界环境污染时，会引起大气数据错误，影响飞行安全。因此，航空器在长时间停放时，需要安装皮托管套；起飞前，必须将皮托管套取下。



图 1-27 皮托管套示例

### 工作规范

1. 检查皮托管套，确保无破损、内部无异物，防止皮托管产生划痕，红色警示飘带完好、标识清晰；
2. 安装皮托管套前，确保皮托管加温电门已关闭，且已冷却；
3. 安装前详细检查皮托管状况正常，无损伤、烧蚀、腐蚀；全压孔、静压孔无堵塞等异常状况；
4. 各个机型空速管位置高度不同，安装和取下管套时，选择与空速管高度相适应的工作梯，并遵守工作梯的使用规范，禁止从驾驶舱窗户探出身子安装，禁止踩踏轮挡等非专用工作台安装皮托管套；
5. 取下皮托管套后，确保数量齐全，并放在指定位置。

### 工作示例

以波音 737-800 型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

### 1. 准备

- 1) 接收维修任务:
  - (1) 领取或打印维修工作单卡。
- 2) 领用工具、设备、器材:
  - (1) 手套、抹布、手电(按需);
  - (2) 工作梯。

### 2. 操作

- 1) 从相应位置取出皮托管套;
- 2) 检查皮托管套, 确保无破损、内部无异物, 管套与皮托管接触面平滑, 红色警示飘带完好、标识清晰;
- 3) 确认皮托管加温电门关闭(AUTO位或OFF位), 确认皮托管已冷却;



图1-28 皮托管加温控制面板

- 4) 安装皮托管套。使用工作梯靠近机头前侧安装皮托管套, 禁止从驾驶舱窗户探出身子安装, 禁止踩踏轮档等非专用工作台安装皮托管套;
- 5) 取下皮托管套。航前工作时, 取下皮托管套, 清点数量, 放在指定位置; 放行人员在放行前要再次确认。

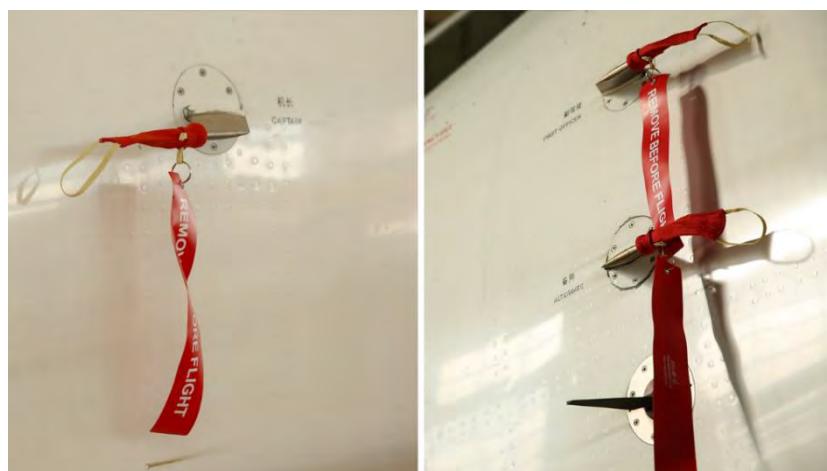


图1-29 皮托管套

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾:

- (1) 清点工具；
  - (2) 恢复工作现场；
  - (3) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。
- 2) 归还工具设备。
  - 3) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

### 1.2.2.1 安装和取下发动机蒙布

航空器长时间停放以及恶劣天气情况下，安装发动机蒙布可以保护发动机。



图1-30 737-800型飞机发动机蒙布示例

## 工作规范

1. 安装发动机蒙布前，确保发动机冷却；
2. 确保蒙布完好且无外来物；
3. 安装发动机蒙布前检查发动机无外来物，禁止踩踏航空器，防止损伤航空器；
4. 取下蒙布后，叠放整齐并放在指定位置。

## 工作示例

以波音 737-800 型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

### 1. 准备

- 1) 接收维修任务：
  - (1) 领取或打印维修工作单卡。
- 2) 领用工具、设备、器材：
  - (1) 手套、抹布、手电(按需)；
  - (2) 发动机蒙布、工作梯(按需)。

### 2. 操作

- 1) 确认维修工作结束，发动机已冷却；
- 2) 安装发动机蒙布前需检查进气道无异物、唇口无刮碰划伤。检查发动机各接近门关

闭锁好，风扇、反推整流罩下部锁扣锁紧扣好；

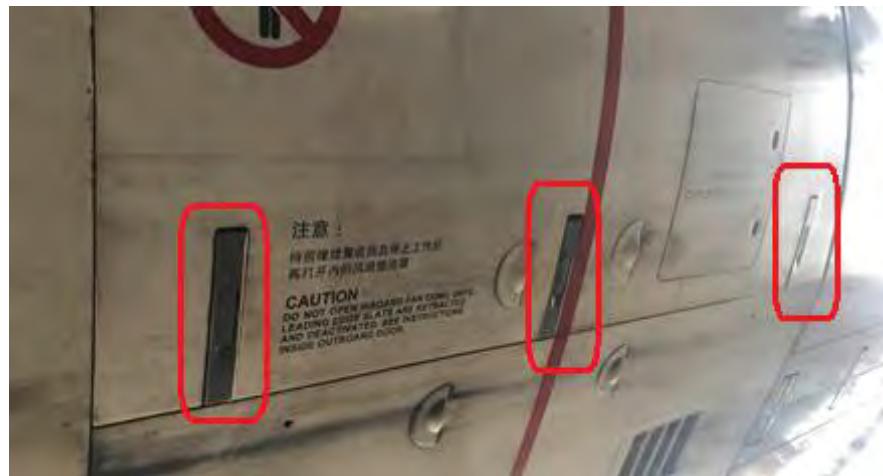


图1-31 发动机风扇整流罩锁扣

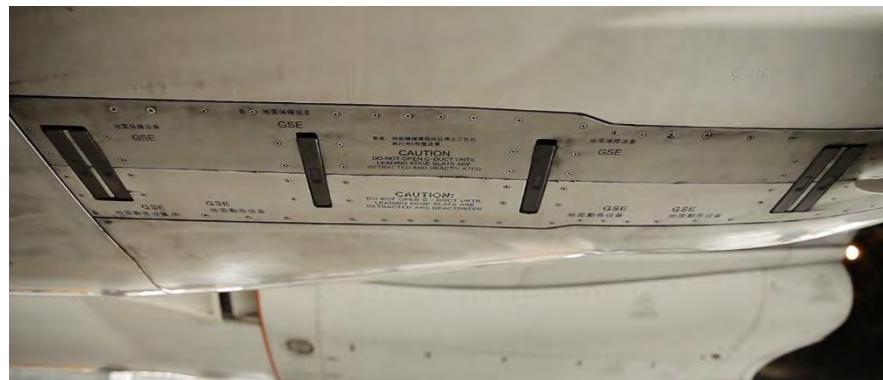


图1-32 发动机反推整流罩锁扣

- 3) 检查蒙布无破损、蒙布内无异物并确保拉绳与蒙布接口处连接良好；
- 4) 安装时确保蒙布完全包裹住发动机唇口，无缺口缝隙；
- 5) 安装蒙布需要与相应机型高度合适的工作梯，遵守工作梯安全使用事项，注意检查工作梯架的制动良好，防止磕碰发动机以及人员受伤；
- 6) 发动机蒙布常用的安装方法有两种：
  - (1) 蒙布拉绳与反推整流罩后端通过卡环固定(见图 1-33)。
  - (2) 蒙布拉绳与风扇整流罩表面的锁销孔固定(见图 1-34)。



图1-33 蒙布拉绳与反推整流罩后端通过卡环固定



图 1-34 蒙布拉绳与风扇整流罩表面锁销孔固定

#### 7) 两种蒙布的使用方法:

##### (1) 蒙布拉绳与反推整流罩后端卡环固定的安装方式使用方法:

- ① 卡环开口厚度与反推整流罩厚度保持一致，防止卡环损伤整流罩表面；
- ② 尽量保证各个拉绳的伸缩量相同；
- ③ 向后安装拉绳时需注意不要接触涡流发生器（涡流发生器本体较薄），防止变形。



图 1-35 蒙布拉绳与反推整流罩后端通过卡环固定

##### (2) 蒙布拉绳与风扇整流罩表面锁销孔固定安装方式使用方法:

- ① 确保锁销本体无明显损伤，锁定保险工作正常；
- ② 连接锁销与拉绳的布带无明显破损，防止拉绳脱落；

③ 锁销安装正确，锁定良好无松动。

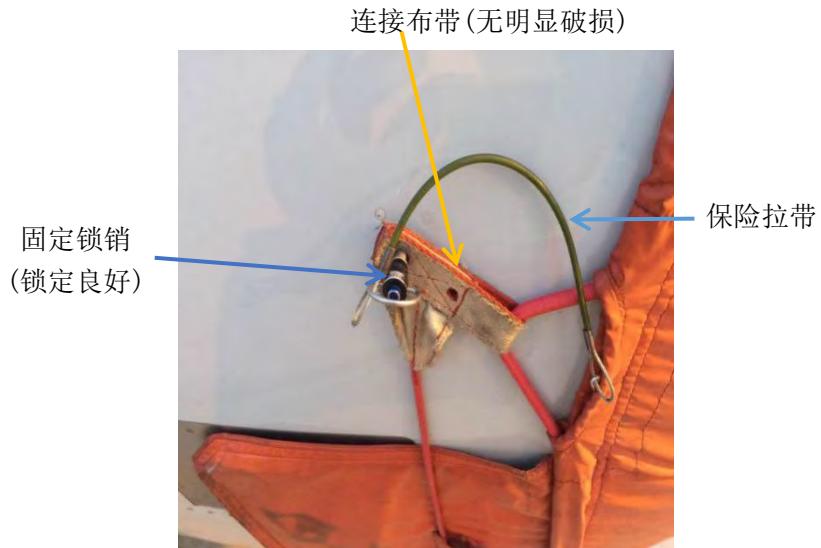


图 1-36 蒙布拉绳与风扇整流罩表面锁销孔固定安装方式

#### 8) 取下发动机蒙布

- (1) 拆卸时遵守工作梯使用安全注意事项，人员相互配合完成蒙布拆卸；
- (2) 蒙布拆卸后需检查发动机进气道是否存在异物，唇口是否有划伤。确保发动机周围地面无异物；
- (3) 清点蒙布数量并放置于规定位置；
- (4) 完成发动机和地面检查。

### 3. 收尾

#### 1) 工作收尾：

- (1) 清点工具；
  - (2) 恢复工作现场；
  - (3) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。
- 2) 归还工具设备。
  - 3) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

### 1.2.3 航空器地面安保交接、贴封条

航空器维修工作结束后，确保无外来人员、无外来物，维修人员对航空器的舱门贴专用封条或安装铅封，并与地面安保人员交接航空器。



图 1-37 航空器封条示例

## 工作规范

1. 确认航空器所有工作结束、航空器断电、机上人员及地面设备已撤离且所有舱门和盖板已关闭；
2. 在指定舱门粘贴封条，确保封条粘贴牢固、封条完好；
3. 维修人员与地面安保人员确认封条完好，移交航空器的监护责任。

## 工作示例

以波音 737-800 型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

### 1. 准备

- 1) 接收维修任务：
  - (1) 领取或打印维修工作单卡。
  - (2) 领用工具、设备、器材：
    - (1) 手套、抹布、手电(按需)；
    - (2) 封条、工作梯、航空器交接记录本。

### 2. 操作

- 1) 航空器监护移交
  - (1) 确认航空器所有工作结束、航空器断电、机上人员已撤离；
  - (2) 绕机确认航空器所有舱门和盖板已关闭，轮挡、警示锥按要求摆放，发动机蒙布和皮托管套在位且安装牢靠，航空器下无工具航材等设备，地面设备和车辆全部撤离航空器；
  - (3) 贴封条。将航空器所有舱门贴封条，粘贴封条时确保封条粘贴牢固、封条齐整无破损；



图 1-38 737-800 型飞机前设备舱贴封条示例

- (4) 交接航空器。维修人员与航空器护卫人员现场确认所交出航空器符合交接条件后办理交接手续，与护卫人员移交飞机要有详细的交接记录，交接记录及签字要正规。

航空器监护交接单			
机号: B-xxxx		机位: XX	机型: 737-800
交接状况: 正常		交接状况:	
交接 签字	交: 张三 接: 李四	交接 签字	交: 接:
时间: xxxx年xx月xx日xx时xx分		时间: 年 月 日 时 分	

图 1-39 航空器交接单

## 2) 航空器监护接收

- (1) 维修人员在接收飞机之前, 必须绕飞机检查, 检查飞机外表、舱门封条完好, 无异常方可接收飞机。如发现封条损毁等不正常情况应及时上报并按照要求仔细检查航空器;
- (2) 维修人员与护卫人员交接接收航空器要有详细的交接记录, 交接记录及签字字迹应正规。

航空器监护交接单			
机号: B-xxxx		机位: XX	机型: 737-800
交接状况: 正常		交接状况: 正常	
交接 签字	交: 张三 接: 李四	交接 签字	交: 李四 接: 王五
时间: xxxx年xx月xx日xx时xx分		时间: xxxx年xx月xx日xx时xx分	

图 1-40 航空器交接单

## 3. 收尾

- 1) 工作收尾:
  - (1) 清点工具;
  - (2) 恢复工作现场;
  - (3) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。
- 2) 归还工具设备。
- 3) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

### 1.2.4 航空器系留

航空器系留可以有效防止航空器在停留期间非正常移动, 保持航空器处于安全状态。

#### 工作规范

1. 航空器的系留设备应符合维修手册的要求;
2. 航空器停放时的系留要求和大风时的附加措施, 应按维修手册规定执行。

## 工作示例

以波音 737-800 型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

### 1. 准备

#### 1) 接收维修任务

- (1) 从规定渠道获取风害来临气象信息通报，并确定系留航空器；
- (2) 领取或打印维修工作单卡：AMM 10-21-00/201

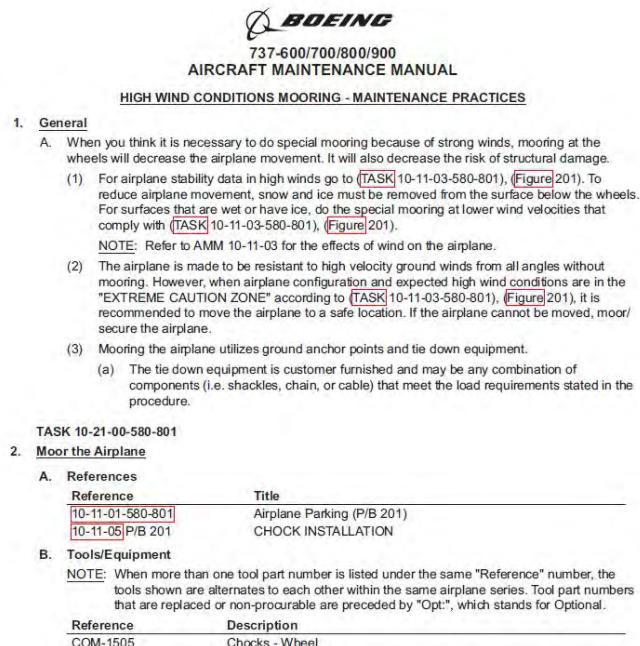


图 1-41 维修手册示意图

#### 2) 领用工具设备、器材

- (1) 手套、抹布、手电(按需)、工具盘、扳手、套筒；
- (2) 轮档、专用系留设备(前起落架系留设备 SPL-1520、主起落架系留带 COM-6734、起落架系留挂钩 STD-11380)。



图 1-42 专用系留设备

3) 检查飞机预定的停放区域，确认：

- (1) 飞机型号符合停放区域允许进出和停放的最大机型限制，停放区域内各标线、引导线清晰可见，停放区域内的地面设备已放置在规定的存放区域标线内；
- (2) 飞机在滑行或拖行到停放机位过程中以及飞机停放后，与其它飞机、地面设备或其它障碍物之间的横向安全距离(净距)符合安全标准；
- (3) 飞机相对停放时的间距应至少为翼展的 1.35—1.5 倍，以保证滑行转弯需要空间。  
说明：机型维修手册(或说明书)有具体要求的应优先采用；
- (4) 不同型号的飞机分开停放，并考虑飞机试车、滑行时的气流不应对其他飞机构成危险。维修人员对进出和停放区域的道面进行检查，确定停机坪表面不能有松散碎块脱落，保持清洁干净；
- (5) 轮档合格性检查：确认停放区轮档的规格和数量满足要求，检查轮档的状况良好。

## 2. 操作：

**警告：**确保轮档已正确安放。如果轮档安放不正确，飞机可能移动，导致飞机损伤。

**警告：**必须去除机轮下面及周围的雪或冰，以降低飞机移动的可能。

### 1) 飞机停放

必须设置停留刹车之外，还需执行程序：飞机停放 TASK10-11-01-580-801。



图 1-43 设置停留刹车

**说明：**在执行飞机停放的工卡TASK 10-11-01-580-801时，无需执行静电接地工作，另外，对于保护盖的安装工作，仅需安装前机身的三个皮托管套即可。如有风沙天气，按照沙尘天气航线维护的要求执行保护盖的安装。

2) 确保飞机按要求挡轮档

(1) 如果停机坪没有倾斜度，则执行下列工作：

放置起落架轮档，确保轮档距离起落架轮胎后部的距离51毫米(2英寸)。

**说明：**当给飞机加载时，如果轮档放置的过于接近轮胎的话，轮胎可能会压住轮档使其难以移出。

(2) 如果停机坪有倾斜度，则执行下列工作：

在放置位于前起落架和主起落架轮胎下游的轮档时，确保其与轮胎接触，在放置位于前起落架和主起落架轮胎上游的轮档时，确保其与轮胎的距离大约51毫米(2英寸)。

**说明：**波音手册对大风情况下放置轮档有明确要求：

当风速≤35节(65公里/小时或18米/秒)时，参考AMM TASK 10-11-05-500-801；

当风速>35节(65公里/小时或18米/秒)时，参考AMM TASK 10-11-05-500-802。

3) 设置电瓶电门到ON位。

**注意：**停留刹车设置后8个小时内有效。在超过8小时之前，必须释放并再次设置停留刹车。这将确保停留刹车有足够的液压压力。否则飞机可能意外移动而损伤。

4) 在机长控制台上，踩下刹车脚蹬，并拉起停留刹车手柄。

5) 然后松开脚蹬并放开停留刹车手柄。

**说明：**确保停留刹车已设好并且控制台上的停留刹车指示灯点亮。

6) 如果不再需要电瓶电源，则将电瓶电门置于OFF位置。

**注意：**不要阻碍驾驶杆或方向舵脚蹬的移动。如果驾驶杆或脚蹬不能移动，可能造成操纵系统损伤。

7) 确保襟翼在完全收上位，以减少机翼升力。

8) 对前起落架进行系留：

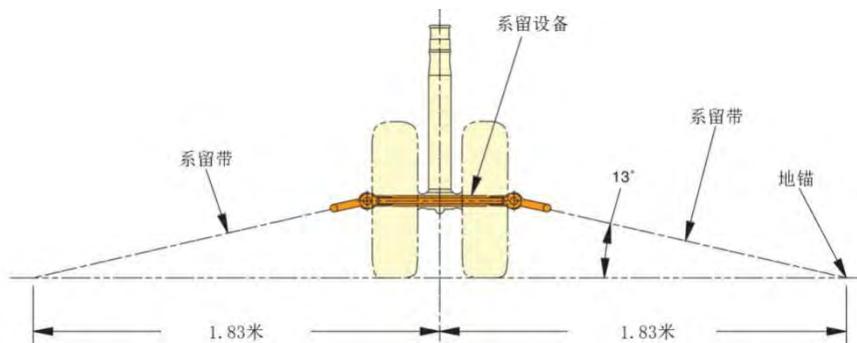


图1-44 前起落架系留简图

(1) 安装前起落架系留设备到前起落架。



图1-45A 安装前起落架系留设备



图1-45B 安装前起落架系留设备



图1-45C 安装前起落架系留设备

(2) 连接系留装置另一端到地锚。



图1-46 连接系留装置另一端到机坪地锚

(3) 前起落架两侧的系留设备和地锚必须符合下列承载能力：

- ① 平行于飞机Y轴载荷73000牛(16,300 磅)；
- ② 拉伸载荷74000牛(16,730 磅)。



图1-47 前起落架系留示例

(4) 进行检查，确保所有的系留带张力相同。

9) 主起落架系留：

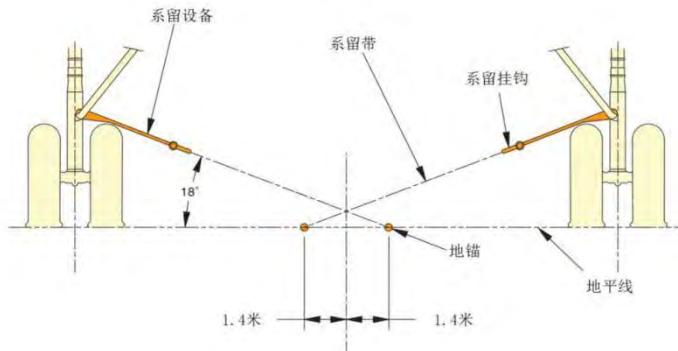


图1-48 主起落架系留简图

(1) 在每个主起落架减震支柱上平行于飞机Y轴，绑上系留带和勾环。

(2) 将系留设备拴在主起落架的锁扣处。



图1-49 连接系留到主起落架简图

(3) 将主起落架系留设备另一端连接到对侧地锚上。



图1-50 将主起落架系留设备连接到对侧地锚

(4) 主起落架两侧的系留设备和地锚必须符合下列承载能力：

- ① 平行于飞机Y轴载荷46000牛(10,400磅)；
- ② 拉伸载荷49000牛(10,940磅)。

**说明：**过大的张力可能在大风条件下造成飞机连接点处发生应变变形。

10) 给飞机加注燃油以达到最大燃油容量，尽可能的将飞机重心向前移动。

**警告：**遵守加油操作程序中的预防措施，如果不遵守这些要求，会导致火灾或爆炸、人员受伤或设备损坏。

11) 确保所有的窗户、洗手间门、外部门、接近盖板关闭并锁好。

12) 确保相应的堵盖和堵头紧固在位。

13) 确认飞机周围没有强风条件下可能移动，造成飞机损伤的设备。

### 3. 收尾

1) 工作收尾：

(1) 清点工具；

(2) 恢复工作现场。

2) 归还工具设备。

3) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

## 1.3 地面设备的使用

地面设备为航空器提供必要的保障和辅助支持，本章主要介绍地面电源设备、地面气源设备、工作梯的使用以及高空作业的安全防护要求。

### 1.3.1 地面电源设备

航空器地面电源设备分为交流和直流两种，以下主要介绍地面交流电源设备。

地面交流电源设备一般分为移动式和固定式。移动式地面电源设备主要指可移动地面电源车，固定式电源设备主要有廊桥电源和地井电源。



图 1-51 地井电源和廊桥电源



图 1-52 移动式地面电源车

## 工作规范

1. 检查地面电源设备，确保完好可用。例如：检查电源线缆绝缘层完好；检查插孔无堵塞、无异物；
2. 使用固定式地面电源设备前，检查操作箱或控制面板，确保指示正常、线缆收放控制正常；
3. 遵守地面电源设备的使用说明及安全注意事项；
4. 检查航空器的外接电源插座，确保完好可用；
5. 连接电源线缆插头至航空器外接电源插座时，应完全对正，并确保连接牢固；
6. 地面设备供电前，确保电源品质符合要求；
7. 供电时，确保地面电源设备和航空器指示正常；
8. 地面设备断电前，确保航空器已停止使用地面电源。

## 工作示例

以波音737-800型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

### 1. 准备

- 1) 打开地面电源车插头保护盖及电缆，确认插头清洁可用，电缆无破损。



图1-53 地面电源连接插头

- 2) 打开外接电源盖板，检查确认盖板内的插座清洁，无变形，无损伤。



图 1-54 飞机电源面板

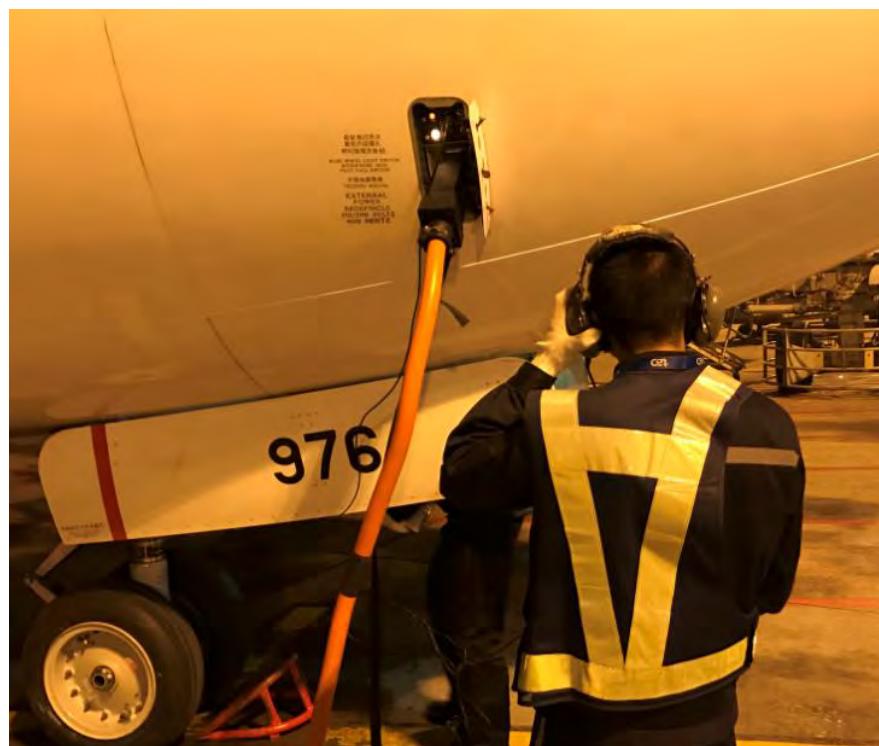


图 1-55 电源线缆连接飞机电源面板示意图

3) 连接电源车的电缆至飞机上。连接时要保证接头方向正确，即保证插头垂直于飞机上的接头，直到完全连接，确保连接牢固。

## 2. 操作

### 1) 整体式电源车



图 1-56 整体式电源车

**供电:**

- (1) 将启动电源开关从停机位旋到启动位，并保持大约 3 秒；
- (2) 当电源车运转稳定后，将升速开关从低速位扳到高速位，此时可明显感觉到电源车声音变大；
- (3) 监控频率和电压指示。当频率上升到 400HZ 左右，电压达到 115 V 左右且稳定后，按压绿色的交流供电按钮；
- (4) 确保 P19 板内白色的“not in use”灯和琥珀色的外接电源灯点亮。



图 1-57 整体式电源车面板

**断电:**

- (1) 确保机上已断电或者有其它可用电源，按压红色的交流断电按钮；
- (2) 将升速开关从高速位扳到低速位，将启动电源开关从启动位旋到停机位，确保电源车熄火；
- (3) 从飞机上脱开接头并关闭飞机盖板。拔出电源插头时，应握住插头小心拔出，不能用拽拉线缆的方式拔出，更不能过度摇晃和扭曲插头，否则容易损坏外接电源插座的插钉；

(4) 给电源车接头盖好保护盖并将电缆收好放在电源车的左侧。

## 2) 廊桥电源

### 供电:

(1) 供电连接前确认廊桥对接航空器完毕或廊桥完全撤离航空器回到停止位;

(2) 廊桥设备操作员按下电缆放出键, 及时放下地面电源电缆拖拽到航空器地面电源接口位置, 并留出适当余量, 拖拽过程中应同时拉住地面电源连接器与电缆;



图 1-58 廊桥电源操作面板

(3) 也可通过按压电缆接头上的 in 和 out 按钮控制线缆收放, 放下电源接头, 检查插头确保无腐蚀、损坏、积水等迹象。检查飞机上外电源面板插钉确保无腐蚀、损坏迹象;



图 1-59 电缆接头上的线缆收放按键

- (4) 将线缆连接到飞机，由于线缆较长，避免拖拉线缆造成线缆的磨损；
- (5) 按压“廊桥电源控制”区域绿色飞机供电按钮，确认绿色的飞机供电灯亮，开始给飞机供电。

#### 断电：

- (1) 确认机上已断电或飞机有其它电源时可实施断电。按压“廊桥电源控制”区域红色飞机断电按钮；
- (2) 将廊桥电源线缆插头从飞机上拔出，拔出电源插头时应握住插头小心拔出，不能用拽拉线缆的方式拔出，更不能过度摇晃和扭曲插头；
- (3) 关闭电源盖板，将电源线缆完全收回并盖上保护盖。

#### 3. 收尾

将航空器及电源设备恢复至正常状态。

### 1.3.2 地面气源车

地面气源车为航空器提供压力、流量合适的增压空气，以满足航空器的供气需求。



图 1-60 移动式地面气源车

#### 工作规范

1. 检查地面气源车，确保完好可用。例如：检查气源管路无破损，管路连接接头完好、无异物；
2. 遵守地面气源设备的使用说明及安全注意事项；
3. 检查航空器的外接气源接头，确保完好可用；
4. 连接管路至航空器气源接头时，确保接头完全对正、连接牢固，管路无扭曲；
5. 使用耳机与驾驶舱人员保持有效沟通；
6. 气源车供气前，确保供气压力符合要求；
7. 供气过程中，所有人员应远离供气管路及接头区域；
8. 气源车停止供气前，确保航空器已停止使用地面气源。



图 1-61 气源管路及接头检查示意图

## 工作示例

以波音737-800型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

### 1. 准备

- 1) 领取或打印维修工作单卡: AMM 36-00-00-860-802;

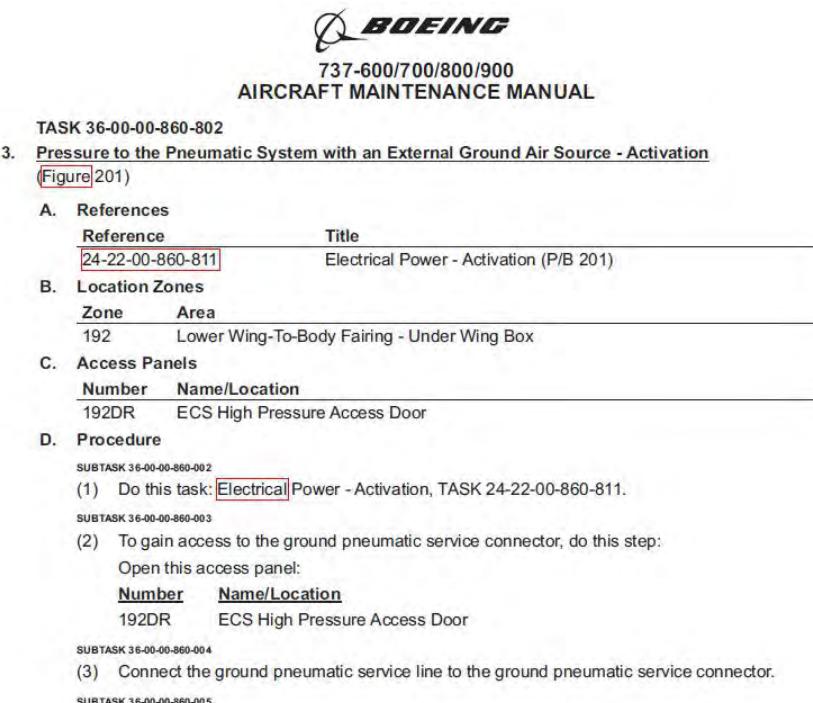


图 1-62 维修手册示意图

- 2) 准备适用于波音 737-800 型飞机的地面气源车设备；
- 3) 防噪音耳机、手套。

### 2. 操作

#### 供气:

- 1) 气源车到位后挡好轮档，调节供气管路到合适的长度，检查确保供气管路无过度扭曲，防止供气后管路在压力作用下产生过大扭动，从而造成气源管路接头从飞机上脱开，造成人员受伤或航空器受损；

- 2) 打开飞机地面气源外接勤务盖板，将气源管路接头对准外接气源接口，向上用力安装连接，当听到清脆的一声“咔”，说明气源管路接头与外接气源接口已连接好，用双手轻轻向下拽管路接头，确保连接牢靠无松动；
- 3) 收到驾驶舱供气指令后，由气源车司机操作气源车加压，指定人员给航空器供气，具体供气压力参照维修手册要求；
- 4) 实时监控供气过程，若发生异常情况，采取相应处置措施。



图 1-63 气源管路及接头连接示意图

#### 断开气源：

- 1) 收到驾驶舱断开气源指令后，关闭供气阀门；
- 2) 脱开气源管路接头，将气源管路收回到气源车的相应位置；
- 3) 关闭地面气源盖板。

#### 3. 收尾

- 1) 指挥气源车远离航空器并停放在指定位置；
- 2) 清点工具，恢复工作现场；
- 3) 完成相关维修记录的填写，反馈至相关部门。

### 1.3.3 工作梯和高空作业安全防护

#### 1.3.3.1 工作梯

维修人员使用工作梯接近航空器执行维修工作。



图 1-64 各类型维修工作梯

#### 工作规范

1. 检查工作梯，确保其完好可用。例如：使用前应检查工作梯整体结构无变形、连接

牢固；

2. 使用工作梯时应遵守其铭牌上的载重限值要求；
3. 确保工作台面、阶梯面无各类油脂油液、冰、雪、霜等；
4. 确保工作梯制动良好；
5. 工作梯应整齐摆放至规定区域；
6. 移动工作梯时，确保与航空器有足够的安全距离；
7. 移动工作梯靠接航空器时，速度应缓慢，工作梯与航空器应保持一定的安全距离；
8. 工作梯移动到位后应确保其处于制动状态；
9. 当航空器姿态、重心可能发生改变时应撤离工作梯至安全区域。例如：操纵飞控舵面，收放反推，顶升航空器；
10. 维修人员在使用高工作梯（指工作平台与地面垂直距离2米及以上的工作梯）时应做好安全防护措施。例如：佩戴安全防护带等；
11. 工作梯使用后应摆放在指定的区域内，摆放方向应以各基地对摆放方向的具体规定为准；
12. 不常用的高大、笨重的维修梯架应远离航空器，集中摆放；
13. 工作梯的摆放场地应洁净，不应乱倒垃圾、杂物和油污；
14. 当有六级（含六级）以上大风时，应对露天停放的工作梯进行系留，必要时可以把工作梯放倒后系留。



图1-65 工作梯的摆放

## 工作示例

### 1. 准备

- 1) 应根据作业内容选用合适高度、宽度的维修工作梯；
- 2) 使用工作梯前详细阅读其铭牌，明确其载重限值及相关使用说明；



图 1-66 工作梯铭牌

3) 使用前对工作梯进行检查，确保其完好可用，无损伤。

## 2. 操作

- 1) 向上提解锁手柄，梯子升起；
- 2) 双手分别推两边扶手推动梯子，推动过程中注意是否会发生碰撞；
- 3) 即将到位时减速，距离飞机一定距离后停止推梯子；
- 4) 观察梯子下尤其是支腿下没有人员、工具、设备等，向下推手柄，梯子放下；
- 5) 放下后推动梯子检查是否制动良好。

## 3. 收尾

使用完维修工作梯后，将其推离航空器并整齐的停放于指定位置，确保工作梯处于制动状态。

### 1.3.3.2 高空作业安全防护

高空作业是指维修工作平台表面到地面垂直距离为2米及以上的空中作业。从事高空作业时，维修人员必须采取安全防护措施。

#### 工作规范

1. 维修人员应掌握高空作业设备的操作方法及安全注意事项；
2. 确保相关设施设备安全可用。例如：高工作梯、安全带无断裂，连接牢固；
3. 确保高空作业的相关区域符合安全规范的要求。例如：设置警示牌，撤离无关人员及设备，安排警戒监控；
4. 高空作业维修人员应与地面人员或设备操作人员建立有效联系；
5. 移动高空作业设备进出作业区域时，速度应缓慢，设备与航空器应保持一定的安全距离；
6. 作业设备移动到位后应确保其处于制动状态；
7. 维修人员登上高空作业设备后，应做好安全防护措施；
8. 执行高空作业时，禁止移动高空作业设备，发现异常情况应立即停止作业；
9. 执行高空作业时，应穿平底鞋。

## 工作示例

### 1. 准备

- 1) 安全带。

### 2. 操作

- 1) 检查安全带，确保其完好可用。例如：检查带体有无开线、裂纹、严重磨损或断股；检查扣环有无弯曲、裂痕，扣紧后确保能够稳固锁紧带体；检查牵锁有无磨损、断丝，牵锁两端安全挂钩有无损坏等；

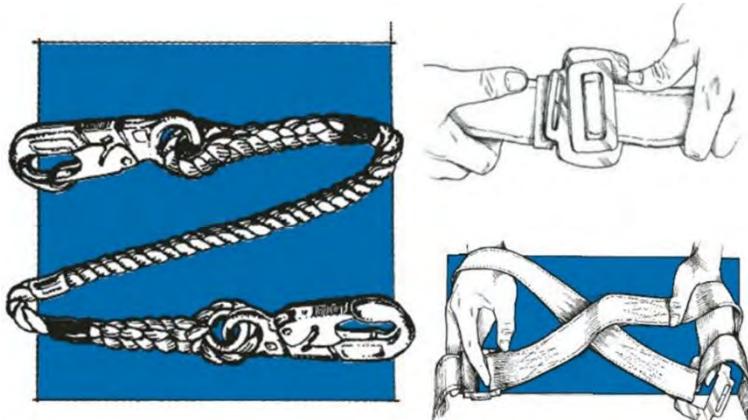


图 1-67 安全带检查

- 2) 穿戴安全带，并检查各连接点、锁紧点连接稳固；



图 1-68 安全带穿戴示意图

- 3) 将安全带的牵锁挂钩固定在高空作业设备平台的安全带系留点，并确保连接牢固，挂钩处于锁定位。高空作业安全带应高挂低用，安全带系留点要高于工作人员的操作平台；
- 4) 使用安全带、牵锁时，不应出现打结情况；
- 5) 完成高空作业后，将安全带牵锁从系留点上取下。

### 3. 收尾

脱下安全带，叠放整齐并对其进行清点，归还于相关部门。

## 1.4 航空器清洁

航空器运行过程中，内部和外部相关区域会积存油液、灰尘、碎屑和昆虫尸体等污染物，因此需要清洁航空器。例如：驾驶舱清洁、风挡清洁、减震支柱镜面清洁、轮舱清洁、机身外表清洗等。

航空器清洁有助于：

1. 机体防腐；
2. 电子部件散热；
3. 保持航空器的气动平滑性；
4. 维修人员及时发现缺陷；
5. 为机组人员提供良好的驾驶环境。

### 1.4.1 驾驶舱、风挡清洁

#### 1.4.1.1 驾驶舱清洁

执行驾驶舱清洁工作，可以减少因电子设备通风系统故障导致的航班延误，给机组提供良好的驾驶舱飞行环境。执行航空器清洁工作时，维修人员对于设备准备、清洁操作、安全风险措施等，都应严格遵守设备制造厂家的使用说明及航空器制造厂家维修手册的要求。

驾驶舱清洁区域包括：

1. 地板区域：包括驾驶舱门向前的过道地板及盖板，观察员座椅下方区域的地板，驾驶员座椅周围及下方区域的地板及盖板，脚蹬区域的地板及盖板；
2. 壁板区域：包括驾驶舱门向前的过道两侧区域的装饰板及储存柜，驾驶员侧面的所有装饰板，头顶板两侧的天花板，所有风挡的框架区域的装饰板，遮光板上部的装饰板以及中央操作台两侧的装饰板；
3. 空调出风口；
4. 头顶控制面板区域；
5. 中央控制台、前仪表板区域；
6. 驾驶杆和驾驶员座椅：包括驾驶杆主体杆部位及手柄和各操作电门，驾驶员座椅的姿态调节手柄，安全带，头枕等；
7. 其它区域：氧气面罩及氧气管、手执灭火瓶、手执灯及灯线、PBE 安装盒等各零散部件及其安装架。



图 1-69 737-800 型飞机驾驶舱

## 工作规范

1. 应使用柔软、干净不起毛的抹布轻柔地擦拭显示器表面；
2. 应严格遵守“工具三清点”的要求，防止工具设备遗留在驾驶舱；
3. 清洁时应先使用吸尘器吸除明显灰尘颗粒和污染物；
4. 如果发现控制面板区域有液体污染痕迹，则执行以下工作：
  - 1) 对于有可能进水的部件或区域，应进行详细检查。例如：对于电插头，应脱开检查；
  - 2) 对相关系统进行测试，确保工作正常。
5. 在清洁剂中浸湿抹布，拧干后擦拭驾驶舱相关区域。禁止将清洁剂直接倒在待清洁表面上；
6. 应使用干抹布将清洁后的表面擦干；
7. 清洁控制面板时应防止误触碰驾驶舱内各操作手柄、电门等。

## 工作示例

以波音 737-800 型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

### 1. 准备

- 1) 接收维修任务：
  - (1) 领取或打印维修工作单卡。
  - (2) 领用工具设备、器材：
    - (1) 毛刷、麂皮布、吸尘器、干净不起毛的抹布、口罩；
    - (2) 清洁剂。

### 2. 操作

- 1) 使用毛刷和吸尘器清洁控制面板和中央操纵台上的灰尘、毛絮等垃圾；
- 2) 使用麂皮布清洁前仪表板区域的显示屏；
- 3) 使用蘸有清洁剂的抹布擦拭驾驶员常操作的部件，包括手柄、电门、旋钮等；

- 4) 使用蘸有清洁剂的抹布清洁装饰板;
- 5) 使用吸尘器清洁驾驶舱地板;
- 6) 填写工卡。

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾:
  - (1) 清点工具;
  - (2) 恢复工作现场;
  - (3) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。
- 2) 归还工具设备。
- 3) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

#### 1.4.1.2 驾驶舱风挡清洁

通过驾驶舱风挡清洁工作，可以给机组提供良好的目视条件。执行航空器驾驶舱风挡清洁工作时，维修人员对于设备准备、清洁操作、安全风险措施等，都应严格遵守设备制造厂家的使用说明及航空器制造厂家维修手册的要求。

#### 工作规范

1. 确保风挡加温电门在关断位;
2. 清洁风挡玻璃时应避免损伤风挡表面;
3. 擦拭时用力轻柔;
4. 按要求完成风挡外表面的清洁工作。例如：使用干净不起毛的抹布将符合比例的清洁剂涂抹至风挡玻璃表面，并使用麂皮布沾肥皂水进行擦拭。擦拭干净后，使用清水彻底冲洗，并使用拧干的麂皮布擦干；
5. 按要求完成风挡内表面的清洁工作。例如：使用干净不起毛的抹布将肥皂水涂抹至风挡玻璃内表面，并进行擦拭。擦拭干净后，使用拧干的麂皮布擦干。

#### 工作示例

以波音 737-800 型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

##### 1. 准备

- 1) 接收维修任务:
  - (1) 领取或打印维修工作单卡。
- 2) 领用工具设备、器材:
  - (1) 麂皮布、不起毛的抹布、警告标识;
  - (2) 专用清洁剂。

##### 2. 操作

- 1) 将风挡加温电门放到 OFF 位。



图 1-70 风挡加温电门

**警告:** 清洁时必须关断风挡加温系统的电源, 这将防止人员遭受电击。

2) 拔出以下跳开关, 并挂警告标识:

#### 机长后侧电气系统跳开关面板, P18-3

行	列	电气设备号	名称
B	1	C00055	ANTI-ICE & RAIN WSHLD WIPER RIGHT
B	3	C00054	ANTI-ICE & RAIN WSHLD WIPER LEFT

#### 副驾驶后侧电气系统跳开关面板, P6-11

行	列	电气设备号	名称
B	8	C00393	WINDOW HEAT POWER RIGHT SIDE
B	9	C00228	WINDOW HEAT POWER LEFT FRONT

#### 副驾驶后侧电气系统跳开关面板, P6-12

行	列	电气设备号	名称
B	8	C00394	WINDOW HEAT POWER RIGHT FRONT
B	9	C00392	WINDOW HEAT POWER LEFT SIDE

3) 清洁驾驶舱风挡内表面

(1) 对于带有灰水涂层的风挡, 执行以下步骤:

使用干净不起毛的抹布 50/50 的酒精和水的混合液涂抹至风挡玻璃内表面, 并进行擦拭。擦拭干净后, 使用拧干的鹿皮布擦干。

**注意:** 不要使用研磨性清洁剂, 或含有氟化物的清洁剂。这些清洁剂会去除灰水层。

(2) 对于不带有灰水涂层的风挡, 执行以下步骤:

使用干净不起毛的抹布将肥皂水涂抹至风挡玻璃内表面, 并进行擦拭。擦拭干净后, 使

用拧干的麂皮布擦干。

**注意：不要使用干抹布直接擦拭风挡，可能会划伤风挡。**

4) 清洁驾驶舱风挡外表面

(1) 对于带有灰水涂层的风挡，执行以下步骤：

使用干净不起毛的抹布将 50/50 的酒精和水的混合液涂抹至风挡玻璃外表面，并使用干净的湿的麂皮布或者抹布擦干风挡。

**注意：不要使用研磨性清洁剂，或含有氟化物的清洁剂。这些清洁剂会去除灰水层。**

(2) 对于不带有灰水涂层的风挡，执行以下步骤：

使用麂皮布或不起毛的抹布将肥皂水涂抹至风挡玻璃外表面，擦拭干净后，使用清水彻底冲洗，并使用干净的湿的麂皮布或者抹布擦干风挡。

**注意：不要使用干抹布直接擦拭风挡，可能会划伤风挡。**

5) 填写工卡

### 3. 收尾

1) 工作收尾：

(1) 清点工具；

(2) 恢复飞机状态：闭合相应的跳开关，并取下警告标识；

(3) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。

2) 归还工具设备。

3) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

#### 1.4.2 减震支柱镜面清洁

起落架减震支柱吸收着陆力并将垂直载荷传递到飞机结构。减震支柱是标准的油—气震动吸收器。它们有一个内筒在外筒内运动。在减震支柱上部有压缩氮气。在内筒和外筒之间有静密封圈和动密封圈，它们将氮气和液压油保持在减震支柱中。清洁减震支柱镜面将更容易确定是否有密封泄漏，降低污染物对封严的磨损，从而延长减震支柱封严的寿命。



图 1-71 减震支柱镜面

## 工作规范

1. 清洁时应避免损伤。例如：工作时取下手表和戒指；
2. 按要求完成减震支柱镜面的清洁工作。例如：使用蘸有液压油的抹布将减震支柱镜面清洁干净，并形成一层油膜；
3. 为了最大限度的清洁减震支柱镜面，应该在飞机加注燃油之前进行清洁。

## 工作示例

以波音 737-800 型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

### 1. 准备

- 1) 接收维修任务：
  - (1) 领取或打印维修工作单卡。
- 2) 领用工具设备、器材：
  - (1) 液压油、干净不起毛的抹布、胶皮手套。

### 2. 操作

- 1) 使用干净的抹布蘸液压油。



图 1-72 抹布蘸液压油

- 2) 使用蘸有液压油的抹布清洁镜面。



图 1-73 清洁镜面

- 3) 清洁后确保镜面无灰尘杂物、干净明亮。



图 1-74 清洁后的镜面

- 4) 检查减震支柱镜面，确认无明显划伤，无油液渗漏，无封严脱出现象。

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾:

- (1) 清点工具;
- (2) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。

- 2) 归还工具设备。
- 3) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

## 1.5 开关舱门和盖板

航空器维修过程中，经常需要开关各种舱门和盖板。

### 工作规范

1. 开关舱门和盖板应符合维修手册的限制。例如：风速限制、开关角度限制；
2. 开关前确保附近无障碍物，打开行程内无阻碍；
3. 操作带有应急滑梯的舱门前，确认应急滑梯解除预位；
4. 舱门打开后，按需拉好警示带。
5. 舱门、整流罩和盖板关闭后，应确保关闭到位。

### 工作示例

以波音 737-800 型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

#### 1.5.1 开关登机门

##### 1. 准备

- 1) 接收维修任务：
- (1) 领取或打印维修工作单卡：AMM 52-11-00/202

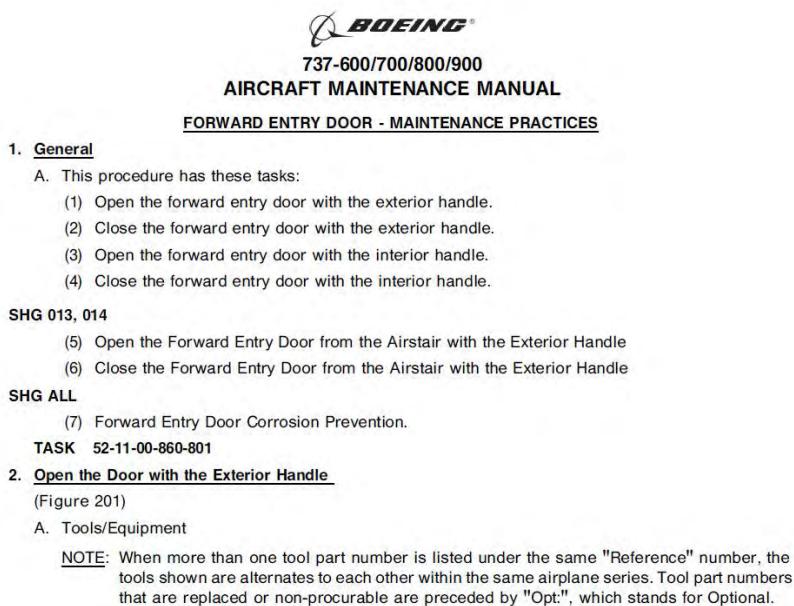


图 1-75 维修手册示意图

**注意：**在风速超过 40 节时，不要操作舱门。当风速超过 60 节时，不要让门长时间保持在开位，强风可能导致舱门的结构损坏。

2) 领用工具设备、器材：

(1) 手套、手电（按需）、工作梯。

## 2. 操作

### 外部打开登机门

1) 从观察窗确认应急滑梯警示带没有处于预位状态。

**警告：**确保应急滑梯解除预位。如果预位，当打开舱门时，就会导致应急滑梯释放，可能造成人员受伤和设备损坏。



图 1-76A 登机门外部检查确认警示带（应急滑梯）已解除预位



图 1-76B 登机门内侧：左图登机门应急滑梯解除预位、右图登机门应急滑梯预位（禁止开门）



图 1-76C 登机门外侧：左图登机门应急滑梯解除预位、右图登记门应急滑梯预位（禁止开门）

2) 拉出舱门手柄，参照门上指示旋转手柄打开登机门，将手柄放回卡槽。

**警告：**操作舱门要小心。如平台狭窄或天气恶劣，开关舱门会比较困难，如果不小心可能造成人员受伤、设备受损。

3) 将登机门推至锁定位，按需拉好警示带，做好登记门的防护工作防止意外摔落。



图 1-77 登机门外部操作示意图

### 外部关闭登机门

1) 按需收起警示带，将防风锁解锁并拉回登机门。

2) 拉出并旋转手柄，关闭登机门，将手柄放回卡槽。

注意：按照关闭登机门程序操作，否则会造成设备的损坏。



图 1-78 防风锁

#### 内部打开登机门

1) 确应急滑梯已解除预位。



图 1-79A 应急滑梯预位状态



图 1-79B 应急滑梯解除预位状态

2) 取下门上观察窗上的警示带。

3) 确认门外部无影响门打开登机门的障碍物。

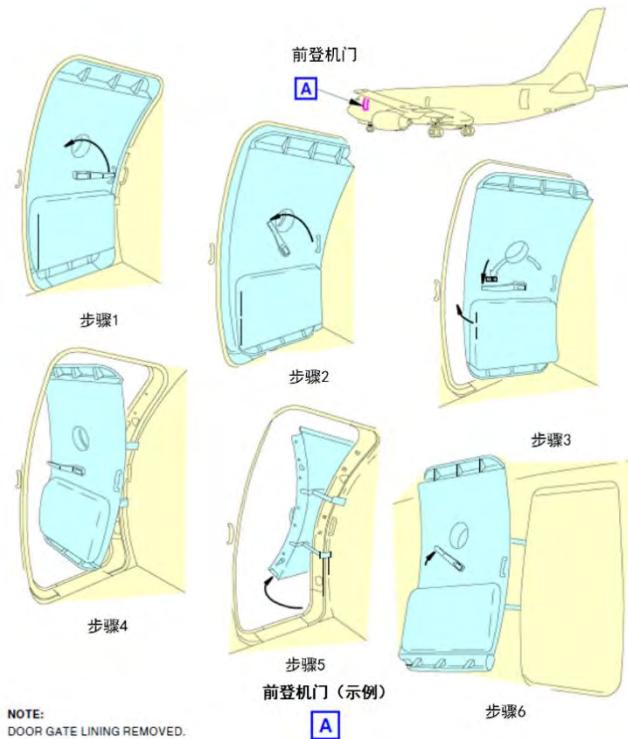


图 1-80 登机门内部操作示意图

4) 内部打开登机门:

- (1) 旋转手柄, 打开登机门;
- (2) 将登机门推至锁定位, 按需拉好警示带, 做好登机门防护工作防止意外摔落。

**内部关闭登机门:**

- 1) 按需收起警示带, 将防风锁解锁并拉回登机门。



图 1-81 登机门防风锁

- 2) 将门拉回, 参考门上指示旋转手柄, 关闭登机门。

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾:
  - (1) 清点工具;
  - (2) 恢复工作现场。

- 2) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

### 1.5.2 开关电子设备舱门

#### 1. 准备

- 1) 接收维修任务:

- (1) 领取或打印维修工作单卡: AMM 52-48-41/201。

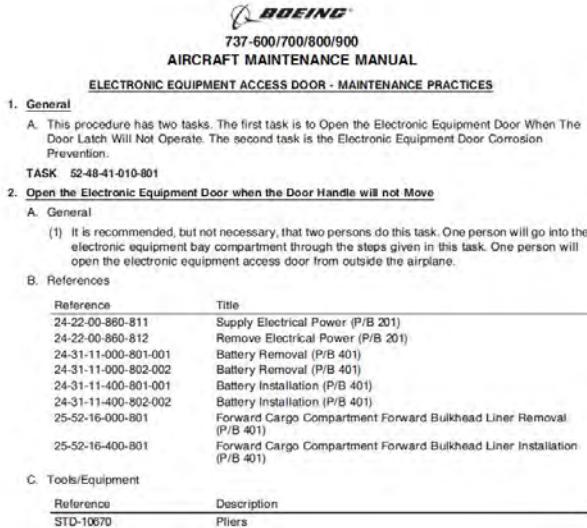


图 1-82 维修手册示意图

- 2) 领用工具设备、器材:

- (1) 手套、手电 (按需)。

#### 2. 操作

##### 打开电子设备舱门

- 1) 按压开锁按钮, 手柄弹出;

**注意:** 进入电子舱前应取出口袋和身上所有物品, 身上物品掉落到电子舱, 可能造成飞机受损。



图 1-83 按压解锁按钮, 舱门手柄弹出

- 2) 旋转手柄, 解锁舱门;
- 3) 舱门解锁后, 双手水平托举舱门并向上推, 使舱门沿滑轨滑动至锁定位。(注意: 托举舱门时应水平向上托举, 否则可能使舱门卡阻, 损伤封严。)

**注意:** 不要对舱内的导线束、电子系统或结构施加压力。压力过大可能造成导线束和电插头受损。

**警告:** 为防止舱门卡滞在滑轨中, 不要从门边缘推门。双手轻轻地用相同的力往上举, 使舱门顺着滑轨向上打开。太大的力可能损伤滑轮和滑道。如果不遵从本警告, 可能会导致造成人员受伤、设备受损。



图 1-84A 双手水平托举电子舱门



图 1-84B 电子舱门沿滑轨推入锁定位



图 1-84C 电子舱门打开

### 关闭电子设备舱门:

- 1) 确保电子舱内无外来物，关闭电子舱照明灯，离开电子舱；
- 2) 沿滑轨将舱门拉出，双手托举水平放下舱门，舱门不要倾斜防止卡阻损伤封严；
- 3) 平稳地将舱门放至到位，按舱门指示旋转手柄至锁定位，使舱门上锁；
- 4) 将舱门手柄往向上推，使手柄锁入卡槽，确保手柄与舱门平齐。(注意：操作过程中防止夹伤手。)



图 1-85 电子舱门关闭手柄复位

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾：
  - (1) 清点工具；
  - (2) 工作现场恢复。
- 2) 归还工具设备。
- 3) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

### 1.5.3 开关货舱门

#### 1. 准备

## 1) 接收维修任务:

(1) 领取或打印维修工作单卡: AMM 52-31-00/201;


  
**737-600/700/800/900**  
**AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL**  
CARGO DOOR - MAINTENANCE PRACTICES

**1. General**

A. This procedure has these tasks:

- (1) Open the cargo door
- (2) Open the Cargo Door when the Lock Mechanism will not Operate
- (3) Close the cargo door.
- (4) Cargo Door Corrosion Prevention.

B. This procedure is the same for the forward and aft cargo door.

**TASK 52-31-00-580-801**

**2. Open the Cargo Door**

(Figure 201)

A. Location Zones

Zone	Area
821	Forward Cargo Door
822	Aft Cargo Door

B. Procedure

SUBTASK 52-31-00-580-001

(1) Open the cargo door:

- (a) Pull the door handle out of its recess.
- (b) Rotate the handle counterclockwise to unlatch the door.

NOTE: Rotating the handle counterclockwise disengages the door latch mechanisms.

NOTE: The door will now begin to move inboard by the action of the counterbalance mechanism.

- (c) Return the handle to its recess in the door.
- (d) Push the door inboard to open it.

NOTE: When you begin to push the door inboard, the door counterbalance will lift the door to the fully open position and hold it there.

图 1-86 维修手册示意图

## 2) 领用工具设备、器材。

(1) 手套、手电（按需）、工作梯（按需）。

**2. 操作**

1) 操作舱门前，检查舱门外观无损伤，手柄在正常位；

2) 开关货舱门前，检查舱门打开区域无梯架或者障碍物。

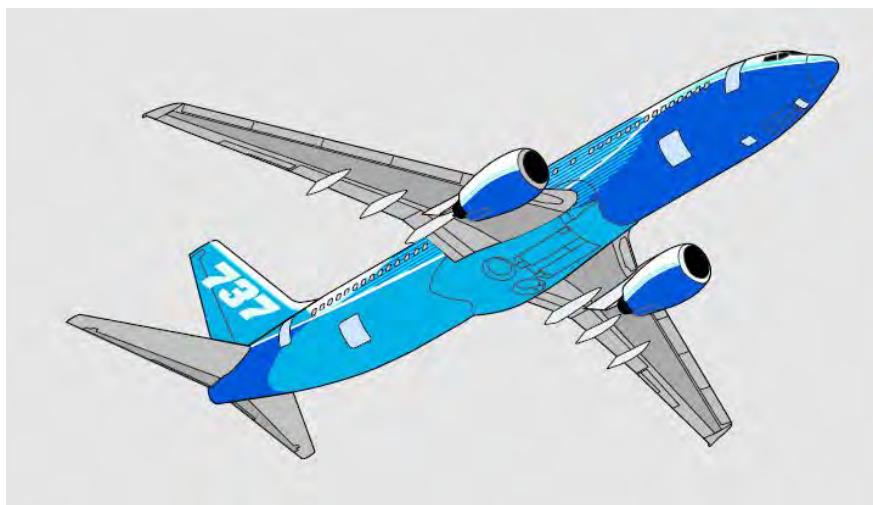


图 1-87 前/后货舱门

### 打开货舱门

- 1) 推开护板，拉出货舱门手柄；
- 2) 双手握住手柄，参照舱门标示旋转手柄至解锁位，确保舱门解锁；
- 3) 双手将货舱门向上推开，将货舱门推至全开位，确保舱门固定良好。



图 1-88 货舱门打开操作示意图

### 关闭货舱门

- 1) 离开货舱，确保无外来物，确认货舱照明灯关闭；
- 2) 确认门框周围无外来物，向下拉货舱拉绳，抓住舱门手柄；



图 1-89 货舱门关闭示意图

- 3) 将手柄放置到开锁位，依照舱门上关闭方向提示旋转手柄，使舱门完全锁定；

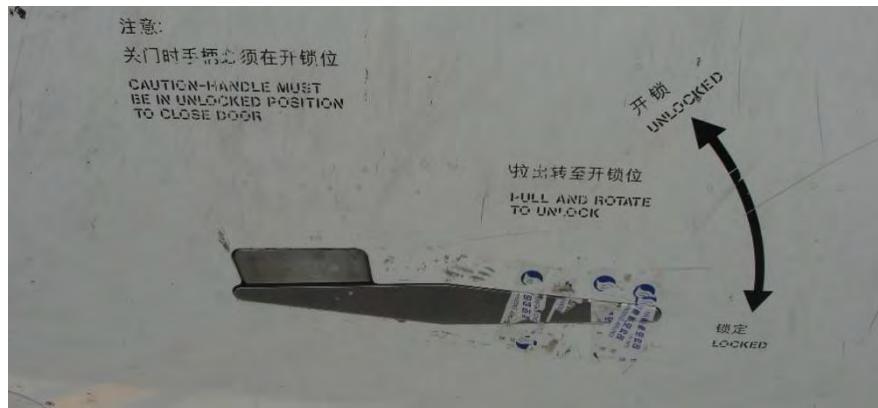


图 1-90 货舱门门上指示图

- 4) 锁定舱门后将手柄推回手柄卡槽，确保手柄与舱门平齐，同时手柄护板与舱门平齐。



图 1-91 货舱门关闭

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾:
  - (1) 清点工具;
  - (2) 恢复工作现场。
- 2) 归还工具设备。

#### 1.5.4 开关空调舱门（右侧）

##### 1. 准备

- 1) 领用工具设备、器材:
  - (1) 手套、手电（按需）。

##### 2. 操作

###### 打开空调舱门:

- 1) 打开地面气源接头盖板；



图 1-92 地面气源接头盖板

2) 解锁锁扣并缓慢打开空调舱门;



图 1-93 空调舱舱门打开

3) 支起撑杆, 安装保持销。

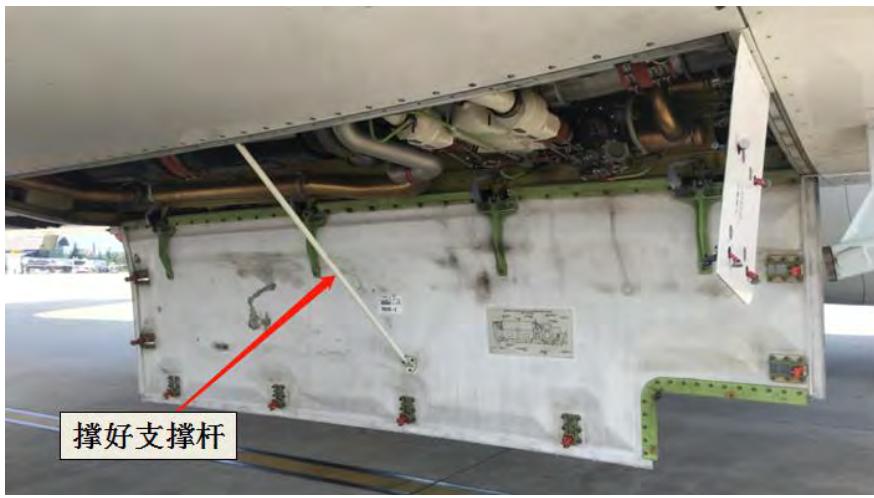


图 1-94A 空调舱舱门打开撑起撑杆



图 1-94B 空调舱撑杆保持销

**关闭空调舱门:**

- 1) 确认无外来物，关闭照明灯、取下保持销，收起撑杆；



图 1-95A 收回撑杆

- 2) 关闭空调舱门并锁定；
- 3) 关闭地面气源接头盖板。



图 1-95B 盖板关闭手柄复位

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾:
  - (1) 清点工具;
  - (2) 恢复工作现场。
- 2) 归还工具设备.

## 1.5.5 开关电源盖板

### 1. 准备

- 1) 领用工具设备、器材:
  - (1) 手套、手电（按需）。

### 2. 操作

#### 打开电源盖板

- 1) 按压锁扣解锁;
- 2) 打开电源盖板。



图 1-96 电源盖板打开

#### 关闭电源盖板

- 1) 关闭电源盖板;
- 2) 按压锁扣锁定。



图 1-97 电源盖板关闭

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾：
  - (1) 清点工具；
  - (2) 恢复工作现场。
- 2) 归还工具设备。

## 1.6 水和油液勤务

### 1.6.1 放清水

航空器水系统维护主要包括水系统勤务、渗漏测试、消毒和清洁等工作，其中水系统勤务包括加水和放水。

#### 工作规范

1. 确保接水设备制动良好；
2. 结冰天气下，为避免水系统管路结冰、冻裂，应对水系统彻底放水；
3. 结冰天气下，为避免机坪结冰导致的风险，禁止水流到机坪上；
4. 飞机落地后，如发现机下放水口已结冰或无法放出水时，需尽快使用地面加温设备进行加热，不可强行作动控制活门。

#### 工作示例

以波音 737-800 型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

##### 1. 准备

- 1) 接收维修任务：
- (1) 领取或打印维修工作单卡：AMM 12-14-01-600-801。

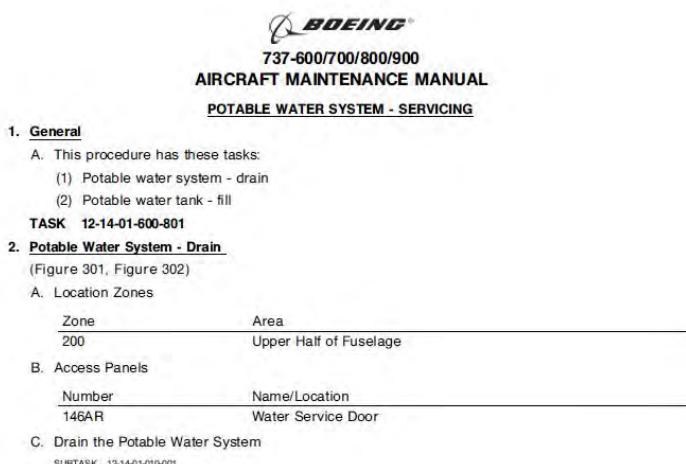


图 1-98 维修手册示意图

- 2) 领用工具、设备、器材：
- (1) 机下放水专用水桶、机上接水设备（盆、桶）、放水管、抹布、手套、手电（按需）。

## 2. 操作

### 机下放水

- 1) 关闭相应的供电开关或按需拔出跳开关;
- 2) 水箱增压可用以下方式:
  - 机载水箱空气压缩机
  - 飞机APU引气
  - 飞机发动机引气
  - 地面气源(氮气)
- 3) 在所有水系统排放口放置水桶,连接放水管到后放水/溢流口,接取即将放出的余水;
- 4) 打开饮用水系统勤务面板,将放水活门打开以排放饮用水水箱和后部供水管路中的余水;
- 5) 将前放水活门(部分机型在前厕所)打开,排放前部供水管路中的余水;
- 6) 打开加水活门,排放加水管路内的水;
- 7) 关闭上述活门,取下放水管。



图 1-99 水勤务面板



图 1-100 前部水系统排放口

### 机上放水

- 1) 确认机下所有水系统排放活门、加水活门、勤务盖板处于关闭位置，水系统已被增压；
- 2) 确认机上每个厨房和厕所的供水关断活门处于打开位置；
- 3) 使用合适大小的设备在机上每个水系统出水口和排水口处准备接取放出的水；
- 4) 依次操作全部厨房、厕所内的水龙头以及热水器、咖啡机/壶的排放开关/活门和拆下排水堵头以排净所有容器和管路中的余水，直至各出水口只有空气排出为止；
- 5) 视情重复以上步骤，直至所有放水口、排放活门仅有空气流出；
- 6) 再次打开饮用水系统勤务面板中的饮用水箱放水活门和前厕所放水活门（如有），确认放水口没有水流出；
- 7) 确认机上所有水龙头、热水器、咖啡机/壶的排放开关/活门及排放堵头已经恢复正常关闭位；
- 8) 关闭机下饮用水系统勤务面板的所有活门和口盖。



图 1-101 厨房咖啡壶和热水器



图 1-102 厕所水龙头

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾:
  - (1) 清点工具;
  - (2) 恢复工作现场;
  - (3) 恢复飞机状态;
  - (4) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。
- 2) 归还工具设备。
- 3) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

## 1.6.2 放燃油沉淀

**燃油沉淀物:**指燃油中的水、冰晶、微生物或其它杂质。通常情况下,燃油中的水以沉淀于燃油下的水层或悬浮于燃油中的水滴存在;冰晶显出阴暗浑浊的状态;微生物是粉红色。

燃油中的水和冰晶沉积在油箱中聚集起来后,水和燃油的交界处容易滋生微生物。燃油中的微生物能腐蚀油箱结构,造成油箱漏油或者对整体油箱的飞机大翼结构造成腐蚀;也可以随燃油进入发动机后,对发动机造成危害。

定期对燃油箱放沉淀,可以防止燃油箱内积存水分、杂质和生长的微生物。根据航空器制造厂家推荐的时间间隔和营运人自身运行情况,确定航空器的放沉淀间隔。

### ■ 工作规范

1. 确保航空器燃油中的水分充分沉淀后,再放沉淀,例如:737-800型需要停放4小时;
2. 排放规定容量的燃油后,使用清洁的油样瓶从燃油箱取油样;
3. 目视检查油样,确保燃油清洁、透明。燃油中有水分表现为油液有一层沉淀物或小水泡,微生物、冰晶等杂质表现为燃油浑浊;
4. 若水分检查结果不符合要求,应继续放燃油沉淀、进行油样检查,直至油样符合要求。如油样仍无法满足要求,需报告;
5. 若发现航空器燃油中有外来物、微生物或变色等异常现象,应依据维修手册执行后续工作;
6. 油样检查合格后,封存备查。

### ■ 工作示例

以波音737-800型飞机为例,实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

#### 1. 准备

- 1) 接收维修任务:
  - (1) 领取或打印维修工作单卡:AMM12-11-00-680-801。

**TASK 12-11-00-680-801****8. Fuel System Sumping**

(Figure 303, Figure 304)

**A. General**

- (1) You must not permit the fuel tanks to collect too much water. Do the procedure to drain the sumps drain valves for each tank regularly if conditions cause fuel tanks to collect water.
- (2) There are five sump drain valves in total, installed on the airplane. There is one sump drain valve installed in the center fuel tank, one in each main fuel tank and one in each surge tank. The best airplane attitude to drain the sumps is a pitch of 1.14 degree nose-down and a roll of zero degrees.
- (3) FOR THE SUMP DRAIN VALVES INSTALLED IN THE CENTER, NO. 1 AND NO. 2 FUEL TANKS; It is recommended to drain the fuel tank sumps regularly to remove water from the fuel tanks. Each fuel tank sump has a sump drain valve to permit you to drain water from the tank. The fuel tank sumps should be drained before or after refueling, but not during refueling. You must permit the water to go to the bottom of the tanks before you drain the sumps. During refueling, water mixes in the fuel. In cold weather the water can freeze and prevent the sump drain valve from opening. You must melt the ice with heat around the sump to open the valve. You can also use an approved anti-ice additive that you can add to the fuel. For example, you can add Phillips PFA 55MB in a maximum concentration of 0.1 % by volume. For cold weather maintenance, refer to Cold Weather Maintenance Procedure, TASK 12-33-01-600-802.

**NOTE:** Wait for a sufficient time to permit the water in the fuel to move to the bottom of the fuel tank. Water sinks in fuel at the rate of approximately one foot per hour.

图 1-103 维修手册示意图

**2) 领用工具、设备、器材:**

- (1) 放油专用工具、空油桶（专用的盛油容器，如塑料桶）、抹布、油样瓶、手套、手电（按需）、封条。



图 1-104 放油工具

**2. 操作**

- 1) 清洁放油杆、放油活门和活门附近蒙皮；
- 2) 按规定分别排放左、右主油箱和中央油箱，放中央油箱沉淀时需打开机腹下方的中央油箱放油盖板接近放油活门；
- 3) 接油桶摆放到放油活门下方，放油杆末端插入油桶中，放油杆的顶部对准放油活门的顶升阀；



图 1-105 燃油箱放油口

- 4) 向上推放油杆，顶开放油活门，放出约 2 升燃油；
- 5) 从燃油箱中放出约 2/3 瓶（油样瓶）燃油；
- 6) 若油样瓶内有污染物，清洁油样瓶后再收集油样；
- 7) 旋转晃动油样瓶，观察瓶中燃油是否有杂质、水分；
- 8) 如果发现油样瓶中有水分或杂质，重复上述步骤直至油样满足标准要求，如油样仍无法满足要求，需报告；
- 9) 在油样瓶上标记机号、日期等，将油样封存；
- 10) 确保放油活门复位，用抹布将放油活门附近擦拭干净，并没有燃油渗漏。

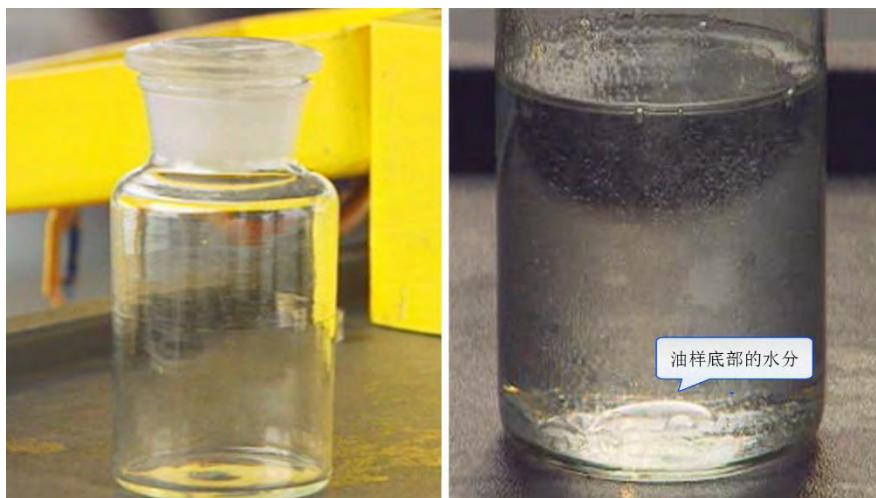


图 1-106 油样瓶和油样

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾：
  - (1) 清点工具；
  - (2) 恢复工作现场；
  - (3) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。
- 2) 归还工具设备。

- 3) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

### 1.6.3 液压油箱勤务

航空液压油是航空器液压系统所使用的主要液压介质之一，主要功能是传递能量、润滑和冷却等。液压系统是飞机的重要系统之一，需要检查液压油量。按照工卡的标准进行液压油箱勤务工作以保证液压油箱的油量符合要求。

液压油箱加油通常有两种方式：人工加油和压力加油。

#### 工作规范

1. 按照维修手册规定，选择指定的液压油；
2. 确保系统构型设置正确。例如：起落架放下，操纵舵面处于中立位置等；
3. 工作前，维修人员需做好个人安全防护措施。例如：磷酸酯基液压油有较强毒性，对人体皮肤、眼睛和呼吸道黏膜有较强的刺激性，应佩戴护目镜和口罩；
4. 加油前，确保加油口清洁；
5. 加油后，按需对液压系统进行排气；
6. 加/放油过程中，应监控油量，防止过量；
7. 工作结束后，确保施工区域清洁；
8. 压力加油设备的工作压力不应超过维修手册要求。

#### 工作示例

以波音 737-800 型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

##### 1. 准备

- 1) 接收维修任务：
  - (1) 领取或打印维修工作单卡：AMM12-12-00-610-801。



图 1-107 维修手册示意图

- 2) 领用工具、设备、器材：

- (1) 耐油手套、护目镜、口罩、液压油压力加油设备、放油软管、耐油容器、接油设备、

抹布、手电（按需）；

(2) 液压油。

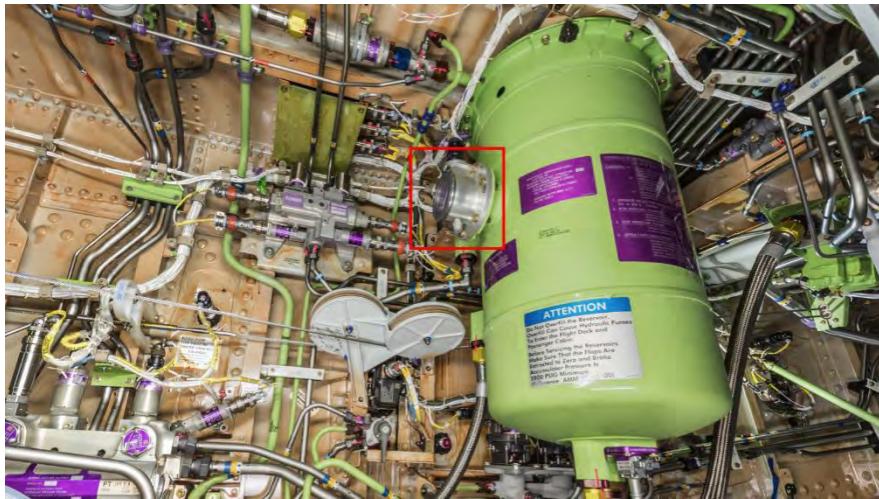


图 1-108A 液压油箱



图 1-108B 液压油箱油量表



图 1-108C 磷酸酯基液压油

## 2. 操作

### 加油准备

- 1) 给液压系统增压；
- 2) 确保襟翼、缝翼收上，扰流板、起落架放下，各飞行操纵面于中立位置，反推收回，停留刹车松开等；
- 3) 检查液压油箱油表，确保油表内无液压油；
- 4) 关闭所有液压泵；
- 5) 若给 B 系统油箱加油，确保刹车储压器的压力不低于 2800psi；
- 6) 旋转加油选择活门至对应系统位置。

**警告：**液压油箱加油量应正确，如果加油过多，会导致油液进入引气管路和空调组件，并使烟雾进入驾驶舱和客舱。液压油污染会使钛管路受损，烟雾会导致人员受伤。

**警告：**液压油 BMS3-11 对人有害，如果皮肤上沾有液压油，用清水冲洗，如果液压油

**进入眼睛，用清水冲洗眼睛和及时就医，如果口服液压油，及时就医。**

**注意：使用干净的液压油和加油设备，防止液压系统受损。**

**机载手摇泵加油：**

- 1) 取出加油软管，清洁加油管口，插入液压油桶，确保油液完全覆盖管口；
- 2) 操作手摇泵手柄，给液压油箱加油至标准油量，确保液压油箱表指针更接近满位“F”，大约在加油位“RFL”和满位“F”的之间的2/3处，检查驾驶舱液压油量指示要多于76%；
- 3) 加油结束后，清洁加油管口，并归位，复位手摇泵手柄和加油选择活门。



图 1-109 机载手摇泵和加油选择活门

**压力加油：**

- 1) 取下压力加油口防尘盖，清洁加油口，连接地面压力加油设备；
- 2) 操作压力加油设备手柄，给液压油箱加油至标准油量，确保液压油箱表指针更接近满位“F”，大约在加油位“RFL”和满位“F”的之间的2/3处，检查驾驶舱液压油量指示要多于76%；

**注意：加油压力不应超过517千帕（75磅/平方英寸）。**

- 3) 加油结束后，脱开压力加油设备，复位加油选择活门，清洁工作区域，安装加油口防尘盖。



图 1-110 压力加油口

### 放油操作：

- 1) 给相应的液压油箱释压；
- 2) 将放油软管连接到液压油箱的排放活门上，软管另一端插入耐油容器中；
- 3) 拆除油箱上排放活门的保险，打开排放活门，使液压油流入耐油容器中；
- 4) 如果因油量过多而放油，需在放油过程中监控油量；
- 5) 放油结束后，关闭油箱排放活门；
- 6) 脱开放油软管，在排放活门手柄上打保险；
- 7) 给液压油箱增压。



图 1-111 液压油箱排放活门

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾：
  - (1) 清点工具；
  - (2) 恢复工作现场；
  - (3) 恢复飞机状态；
  - (4) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。
- 2) 归还工具设备。
- 3) 未使用液压油回仓，废油回收到指定区域。
- 4) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

#### 1.6.4 滑油勤务

滑油勤务通常指对发动机、整体驱动发电机（IDG）、辅助动力装置（APU）等进行的滑油补充及滑油更换工作。滑油常用加注方式为重力加油和压力加油。

#### 工作规范

1. 按照维修手册规定，选择指定的滑油。如果加注了不适用的油液，需彻底排空系统中的油液，冲洗油箱和管路，并按要求更换部件；

2. 恶劣天气下，防止滑油系统受到污染；
3. 工作前，维修人员需做好个人安全防护措施。例如：合成滑油具有一定的毒性，皮肤接触滑油后应及时冲洗；
4. 压力加油设备的工作压力不应超过维修手册要求；
5. 手册中对滑油的检查和补充时间有明确要求的，严格按时间执行。

## 工作示例

以波音 737-800 型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

### 1. 准备

- 1) 接收维修任务：
- (1) 领取或打印维修工作单卡：AMM12-13-21/301。



图 1-112 维修手册示意图

### 2) 领用工具、设备、器材：

- (1) 滑油压力加油设备、耐油容器、手套、抹布、手电（按需）；
- (2) 滑油；
- (3) “○”型封圈。

### 2. 操作

#### 检查：

- 1) 确保发动机关车至少 5 分钟；
- 2) 按压并保持 IDG 放气活门至少 15 秒，通过观察窗检查滑油量，按需使用抹布清洁观察窗。

**警告：不按压放气活门进行放气会导致高温滑油喷溅，烫伤人员。**

- 3) IDG 的滑油量低于标准时，给 IDG 加油；
- 4) IDG 的滑油量高于标准时，给 IDG 放油。

#### 放油：

- 1) 确保发动机关车至少 5 分钟；

- 2) 按压并保持 IDG 放气活门至少 15 秒;
- 3) 在 IDG 下部放置耐油容器;
- 4) 拆除 IDG 壳体排放堵头, 排放滑油;
- 5) 拆下堵头上的“O”型封圈, 并剪断报废;
- 6) 新“O”型封圈上涂抹滑油并安装到排放堵头上;
- 7) 安装排放堵头。

#### 加油:

- 1) 按压并保持 IDG 放气活门至少 15 秒;
- 2) 拆下加油接头堵盖;
- 3) 连接压力加油设备至 IDG 加油接头;
- 4) 使用压力加油设备加油, 压力不能超过 276 千帕 (40 磅/平方英寸);
- 5) 加油过程中频繁按压 IDG 放气活门, 直至油量符合标准;

对于左发 IDG, 加油至观察窗上左侧满位标记“LEFT FULL”, 滑油液面不应高于该标记;

对于右发 IDG, 加油至观察窗上右侧满位标记“RIGHT FULL”, 滑油液面不应高于该标记。

- 6) 脱开加油软管, 安装 IDG 接头堵盖。



图 1-113A IDG 勤务盖板



图 1-113B IDG



图 1-113C IDG 压力加油设备

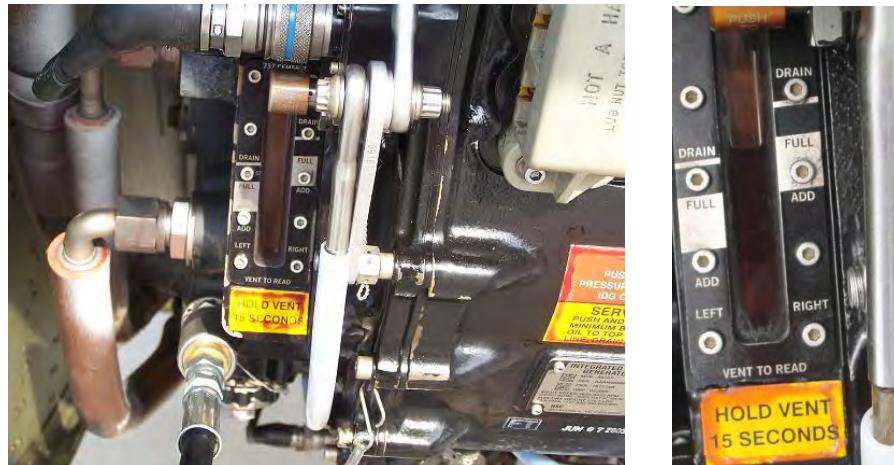


图 1-113D IDG 滑油观察窗

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾:
  - (1) 清点工具;
  - (2) 恢复工作现场;
  - (3) 恢复飞机状态;
  - (4) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。
- 2) 归还工具设备。
- 3) 器材回仓。
- 4) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。
- 5) 废油回收到指定区域。

## 1.7 轮胎勤务和检查

飞机轮胎的主要作用是支撑航空器重量，在飞机起飞、着陆和滑行时，承受垂直方向的载荷，以及与地面产生制动摩擦力。常见的轮胎维护工作包括气压测量、充气和检查。

飞机轮胎是无内胎的空心轮胎，里面充满干燥的氮气。轮胎内部必须有合适的气压压力保证飞机的安全。

### 1.7.1 轮胎气压测量和充气

轮胎气压直接影响轮胎的使用性能。气压不足会导致胎肩过度磨损、轮胎错线，减震性能和抗冲击性能降低。气压过高会导致胎面过度磨损，影响使用寿命。各机型的轮胎胎压标准可以在相应手册中找到。

#### 工作规范

1. 轮胎气压测量时应规范使用气压表。例如：气压表在有效期内；气压表测量口应对正气门芯；
2. 气源必须符合该型航空器的规定；
3. 轮胎气压不符合标准时，依据维修手册执行相关工作；
4. 轮胎放气时，应使用专用放气工具；
5. 轮胎充气时，应少充多量，防止过充；
6. 轮胎气压测量和充气工作结束后，均应使用渗漏测试剂检查，确保无渗漏。

#### 工作示例

以波音 737-800 型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

##### 1. 准备

- 1) 接收维修任务：
  - (1) 领取轮胎气压监控本或打印维修工作单卡：AMM 12-15-51/301。


**BOEING®**  
 737-600/700/800/900  
**AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL**  
LANDING GEAR TIRE - SERVICING

**1. General**

- A. This procedure contains scheduled maintenance task data.
- B. This procedure has these tasks:
  - (1) Landing Gear Tire Pressure Check
  - (2) Landing Gear Tire Servicing
- C. The nitrogen that you use must have a minimum purity of 99.5 percent.

TASK 12-15-51-780-801

**2. Landing Gear Tire Pressure Check and Tire Servicing**  
 (Figure 301, Figure 302, Figure 303)

A. General

- (1) This task has instructions for two methods to determine tire pressure.
  - (a) Use standardized pressures for the main gear and nose gear tires (recommended).
  - (b) Use the tire inflation limit charts to determine main gear and nose gear tire pressures (optional).

B. References

Reference	Title
32-00-01-480-801	Landing Gear Downlock Pins Installation (P/B 201)
32-45-11 P/B 401	MAIN LANDING GEAR WHEEL AND TIRE ASSEMBLY - REMOVAL/INSTALLATION
32-45-21 P/B 401	NOSE LANDING GEAR WHEEL AND TIRE ASSEMBLY - REMOVAL/INSTALLATION

图 1-114 维修手册示意图

## 2) 领用工具设备、器材:

- (1) 手套、抹布、工具盘、手电（按需）、气压表、轮胎充气工具、氮气瓶、放气扳手、渗漏测试剂。



图 1-115 轮胎气压测量和充气工具

## 2. 操作

### 冷胎胎压测量

本示例介绍轮胎气压是针对冷胎（飞机落地超过 2 小时）的测量，如测量时不满足飞机落地超过 2 小时的条件，请依据机型维修手册要求完成热轮胎气压测量。

- 1) 确保已安装起落架安全销；

**警告：确保安装起落架安全销。未安装起落架安装销，起落架可能会意外收起，造成人员伤亡和设备损坏。**

- 2) 拧下防尘帽，放入工具盘；



图 1-116 轮胎充气嘴

- 3) 轮胎气压标准；

表 1-8 轮胎气压标准：前轮和主轮轮胎气压标准为  $205 \pm 5$  磅/平方英寸 (psi)

前轮/主轮轮胎气压标准： $205 \pm 5$ 磅/平方英寸 (psi)	维护工作
高于 210 磅/平方英寸 (psi)	放气到正确压力
200 到 210 磅/平方英寸 (psi)	无需工作
195 到 199 磅/平方英寸 (psi)	充气到正确压力
185 到 194 磅/平方英寸 (psi)	充气到正确压力并在 24 小时内再次检查，如果再次发现低压，更换轮胎。
165 到 184 磅/平方英寸 (psi)	更换机轮组件
低于 165 磅/平方英寸 (psi)	更换机轮组件。如果发生轮胎低压后飞机滑行过则更换同减震支柱另一端的机轮组件。

- 4) 正对气门芯测量气压，确认气压值在标准范围内；



图 1-117 充气工具损伤气门芯

- 5) 如测得气压值高于 210 磅/平方英寸 (psi) 时, 放气至标准范围, 记录填写参见表 1-9;
- 6) 如测得气压值在 200-210 磅/平方英寸 (psi) 时, 无需充/放气, 记录填写参见表 1-9;



图 1-118 轮胎放气扳手



图 1-119 轮胎放气

7) 如测得气压值 195–199 磅/平方英寸 (psi) 时, 充气至标准范围, 记录填写参见表 1-9;

**警告:** 使用经调节的气源进行轮胎充气。未经调节的气源可能导致人员受伤和设备损坏。



图 1-120 轮胎充气

8) 如测得气压值 185–194 磅/平方英寸 (psi) 时, 充气至标准范围并建立监控, 记录填写参见表 1-9;

9) 如测得气压值 165–184 磅/平方英寸 (psi) 时, 更换轮胎组件并重新测量气压, 记录填写参见表 1-9;

10) 如果测得气压值低于 165 磅/平方英寸 (psi) 时, 更换轮胎组件。如果发生轮胎低压后飞机滑行过则更换同减震支柱另一端的机轮组件;

表 1-9 轮胎气压监控本

日期	充气	气压值(磅/平方英寸(psi))						计量工具号	工作者		
		前轮		左主轮		右主轮					
		左	右	内	外	内	外				
2019-11-21	充气前	210	198	190	210	208	208	9204	张三		
	充气后	/	210	208	/	/	/	9204			
航站	是否需要监控			√							
TAO	更换后充气气压值						208	9204	李四		

↑ 正常范围    ↑ 需要勤务    ↑ 需要监控    ↑ 更换后

11) 使用渗漏测试剂检查, 确保无渗漏;



图 1-121 渗漏测试

12) 安装防尘帽。安装之前，应再次检查气门芯状态是否正常，没有偏斜。如发现气门芯偏离了密封位置，应使用标准气门芯安装工具使其复位，检查是否漏气。如调整后轮胎依然有漏气现象，则需更换轮胎。

**警告：**并不刻意通过拧紧气门芯的方式阻止漏气现象。这种操作会导致气门芯进一步损坏，甚至气门芯断裂造成高压氮气喷出导致人员受伤和设备损坏。

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾：
  - (1) 清点工具；
  - (2) 恢复工作现场；
  - (3) 恢复飞机状态：
    - ① 检查无渗漏；
    - ② 安装防尘帽。
  - (4) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。
- 2) 归还工具设备。
- 3) 器材回仓。
- 4) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

## 1.7.2 轮胎检查

轮胎检查通常包括损伤检查和磨损检查。现代航空器轮胎普遍采用子午线轮胎和斜交线轮胎。两种轮胎均由胎面、加强层/保护层、胎体帘布层、内壁、基部钢线组成。

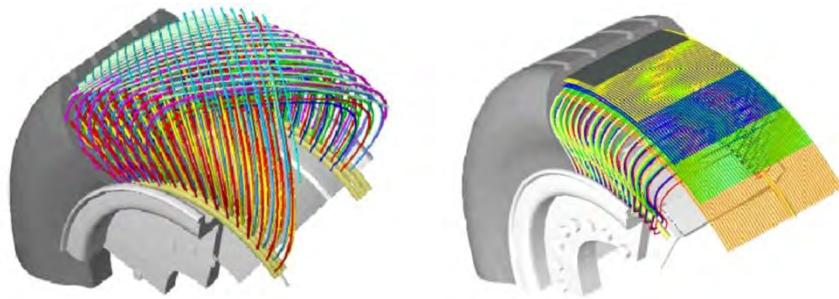


图 1-122 斜交线轮胎和子午线轮胎结构

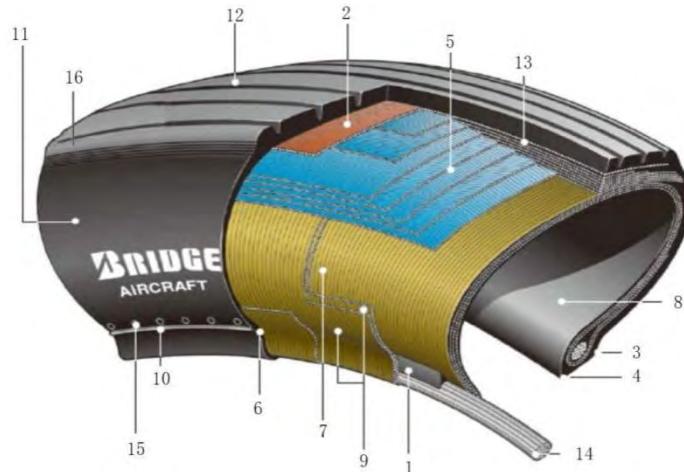


图 1-123A 子午线轮胎

1—三角胶条；2—防扎伤层；3—基跟；4—基趾；5—环带层；6—胎圈包布；7—胎体帘布层；8—内壁；9—帘布回卷；10—轮毂线；11—侧壁；12—胎面；13—翻修层；14—底部钢线圈；15—排气孔；16—胎肩

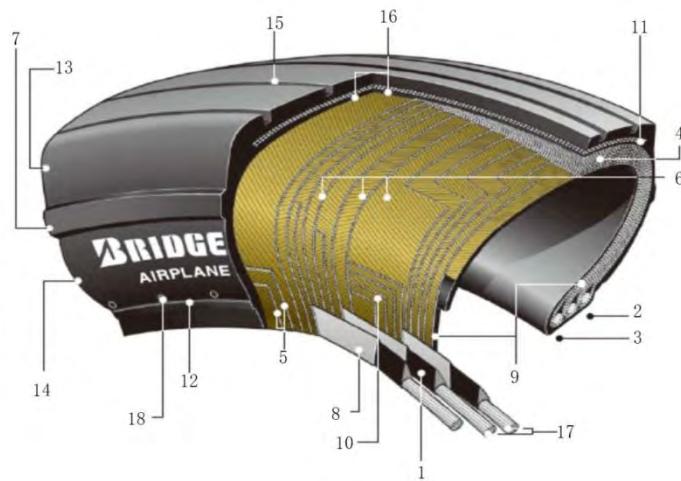


图 1-123B 斜交线轮胎

1—三角胶条；2—基跟；3—基趾；4—缓冲层；5—胎圈包布；6—胎体帘布层；7—装饰线；8—外护圈包布；9—内壁；10—帘布回卷；11—加强层；12—轮毂线；13—胎肩；14—侧壁；15—胎面；16—翻修层；17—底部钢线圈；18—排气孔

## 工作规范

1. 俯身检查胎面、侧壁；
2. 检查胎面时，移除轮档；
3. 航空器移动后，应再次执行轮胎检查；
4. 轮胎扎伤后，应使用专用工具测量；
5. 轮胎嵌入外来物时，严禁取出。

## 工作示例

### 1. 准备

- 1) 接收维修任务：
- (1) 领取或打印维修工作单卡。

航后检查单卡					
A/C TYPE 机型	A/C NO. 机号	CARD CAT 工卡类别	Card No. 工作卡号	Page 1 Of 7	
737-700/800		航线工单	737NG-LM-003-A	第 1 页 共 7 页	
THRSIREP 首做/重复间隔	Man Hour 参考工时		WORK AREA 工作位置	版次	
AF	2		详见工单	1	
REFERENCE/DATE/REV 依据及参考文件/日期/版本			RELATED CARD 关联工卡	TASK 任务	
737-700/800 MP/2019-09-20/V1702				详见工单	
Composer/Da te 编写者/日期	Check/Date 校对者/日期	Approve/Date 批准者/日期	Actual Man Hours 实际工时	Accomplish ed 航线工单签署	Station/Date 航站/日期
TITLE 标题 航后工作单					
机下区域					工作者
1. 7. 右主起落架区域 7.1 目视检查机轮组件磨损、损伤状况，确保轮胎磨损及损伤、切口在规定范围内，主轮轮轴端盖安装在位、保险完好；在轮胎胎面无其它损伤情况下，任一点处见第1层帘线时更换轮胎； 7.2 在设置停留刹车且刹车压力正常情况下检查刹车磨损指示销伸出长度，若小于或等于1毫米时需更换刹车组件；					

图 1-124 维修工卡示意图

- 2) 领用工具设备、器材：
- (1) 手套、抹布、手电（按需）、轮胎扎伤测量工具。



图 1-125 轮胎扎伤测量工具

## 2. 操作

### 轮胎胎面割伤测量方法

- 1) 自胎面割伤位置测量割伤深度, 减去临近的沟槽剩余深度;
- 2) 在割伤位置涂肥皂水, 观察有无细小气泡出现, 有则证明割伤深度超标;
- 3) 嵌入胎面的外来物在轮胎彻底放气前不能取出。

**注意:** 不要用尖锐/锋利物或大力刺探割伤位置深度, 不要拔取嵌入胎面的外来物, 以防轮胎爆破伤人。

表 1-10 割伤深度和长度极限表

机型	轮胎尺寸	深度限制(CL)		长度限制(LL)
		中央	肩部	
B737 NLG	27X7.75-15	6mm	6mm	30mm
B737-800 MLG	H44.5X16.5-21	6.5mm	6.5mm	40mm

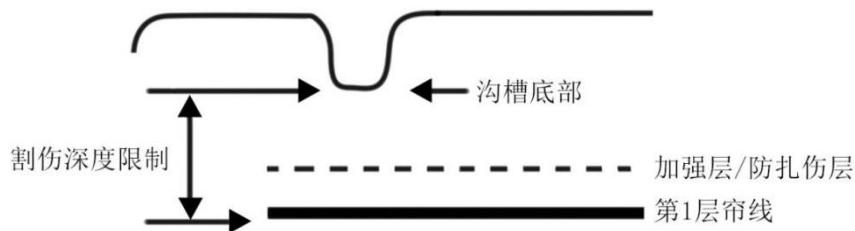


图 1-126 轮胎胎面示意图

## 3. 损伤示例

以下为轮胎典型损伤示例图, 损伤标准的判定应依据轮胎及航空器制造厂家的维修手册。



图 1-127 斜交线轮胎胎面磨损 (左侧见 1 线, 右侧见 2 线)



图 1-128 胎面割伤损伤



图 1-129 胎肩过度磨损

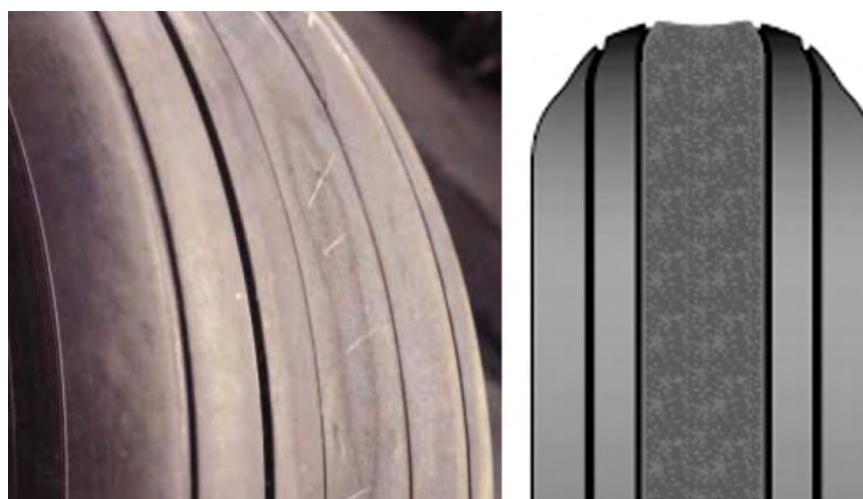


图 1-130 胎面过度磨损



图 1-131 胎面拼接开裂损伤



图 1-132 嵌入外来物损伤



图 1-133 斜交线轮胎爆胎损伤



图 1-134 肋条底部损伤



图 1-135 胎面人字形割伤损伤

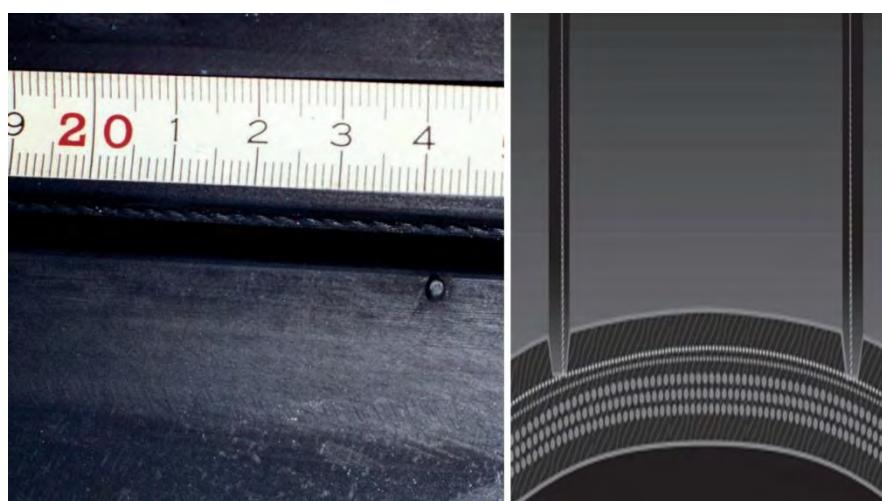


图 1-136 沟槽底部露出加强层和防扎伤层



图 1-137 侧壁橡胶老化和裂纹



图 1-138 胎体聚热爆胎损伤



图 1-139 侧壁损伤



图 1-140A 胎体和胎面鼓包



图 1-140B 胎体和胎面鼓包



图 1-140C 胎体和胎面鼓包图

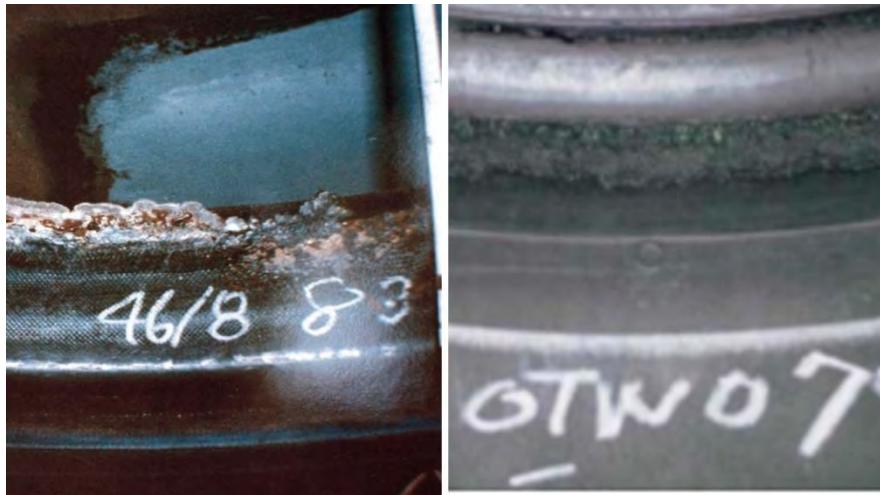


图 1-141 基部损伤



图 1-142 刹车损伤



图 1-143 滞动损伤



图 1-144 胎面污染



图 1-145 肋部损伤



图 1-146 肋条损伤



图 1-147 肋条脱落

#### 4. 损伤处理

- 1) 检查发现轮胎扎伤填写轮胎扎伤监控表;

表 1-11 轮胎扎伤监控表

外场 发现 人员 填写	报告单位		XXXX 航空公司		报告地点		XXX		
	发现时间		XXXX 年 XX 月 XX 日 XX 时 XX 分						
	机型 机号	737-800	航 班 号	XXXX	起 飞 机 场	XXX	落 地 机 场	XXX	
		B-XXXX							
	受 损 轮 胎 位 置		1、前 轮 (左前), 位 置 编 号: PN: XXXX SN: XXXX						
			2、左主轮 ( ), 位 置 编 号: PN: SN:						
			3、右主轮 ( ), 位 置 编 号: PN: SN:						
			4、中主轮 ( ), 位 置 编 号: PN: SN:						
	受 损 处 形 状		XXXX		受 损 部 位 尺 寸		长 XXCM, 宽 XXCM, 深 XXCM		
	受 损 处 处 理		超标更换轮胎( ), 未超标涂刷红色油漆( )						
受 损 轮 胎 有 无 携 带 外 来 物		1、无外来物( ) 2、有外来物( ) 外来物是: 石子( ), 铁钉( ), 螺帽( ), 其他:							
有 无 拍 照 取 证				有( ) 无( )					
初 步 分 析		1、伤口为新伤( ) 4、其他情况说明: 2、伤口为老伤( ) 3、轮胎老化所致( )							
填 表 人		XXXX		联 系 电 话		XXXX			

- 2) 发现轮胎其它损伤举手报告。

## 5. 收尾

- 1) 工作收尾:
  - (1) 工具清点;
  - (2) 工作现场恢复;
  - (3) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。
- 2) 工具设备归还。
- 3) 器材回仓。
- 4) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门

## 第2章 航线检查

### 2.1 检查和测试

#### 2.1.1 检查的分类和定义

检查（Inspection/Check）是航空器维修工作中，用来确定部件、组件、系统或某项功能是否工作正常的一种手段。典型的检查项目包括：螺钉、保险丝、开口销、锁销等紧固件是否符合要求；管路、导线、接头/插头是否松动、渗漏、腐蚀；轴承运转正常，机件无错位，润滑良好，间隙符合要求，无明显损伤、裂纹、脱层、磨损、腐蚀、过热、擦伤、老化迹象，防腐涂层无脱落，表面光洁和整个外表清洁等。有些检查要求中还包括磨损标准、相应的评估程序和处理方法。

随着航空维修理念的发展，区域检查也被应用到航空器维修工作中。

##### 2.1.1.1 检查（Inspection）

检查（Inspection）分为一般目视检查、详细目视检查、特别详细目视检查。

###### 1. 一般目视检查（GVI：INSPECTION-GENERAL VISUAL）

对航空器内部或外部区域、组件的装配或部件的安装情况进行目视检查，以确认是否存在明显的损伤、失效或缺陷。如果没有额外的说明，执行该级别检查时不应超过一臂距离。为了确保能够检查到待检区域的所有表面，检查时可能需要使用反光镜。执行该级别检查时应确保照明正常，可用光源包括日光、机库灯光、手电筒、吊灯等。检查时可能需要拆除或打开接近盖板或接近门。为了接近待检区域，可能需要工作台架或工作梯。

###### 2. 详细目视检查（DET/DVI：INSPECTION - DETAILED）

对某一具体结构区域、系统、组件的装配或部件的安装情况进行详细目视检查，以确认是否存在明显的损伤、失效或缺陷。除正常照明外，通常还需要额外提供检查人认为强度合适的直射光源。检查时可能需要使用反光镜、放大镜等辅助设备。检查前可能需要执行表面清洁和复杂的接近工作。

###### 3. 特别详细目视检查（SDI：SPECIAL DETAILED INSPECTION）

对一个或多个具体项目、组件的装配或部件的安装情况进行详细检查，以确认是否存在明显的损伤、失效或缺陷。检查时可能广泛使用各类专业检查方法和/或设备。检查前可能需要执行复杂的清洁工作、大量的接近或拆解工作。

##### 2.1.1.2 检查（Check）

Check分为目视检查、操作检查和功能检查三种：

### 1. 目视检查 (VCK: VISUAL CHECK)

通过观察确定待检查项目是否能够实现其目标功能。目的是发现失效状态，检查过程中不需要比对具体数值。

### 2. 操作检查 (OPC: OPERATIONAL CHECK)

确定待检查项目是否能够实现其目标功能。目的是发现失效状态，通过操作系统或部件本身完成检查，过程中不需要比对具体数值，也不需要额外设备。

### 3. 功能检查 (FNC: FUNCTIONAL CHECK)

确定待检查项目是否能够在规定值的范围内实现其各项功能。目的是发现潜在失效状态，检查过程中可能需要额外设备。

#### 2.1.1.3 区域检查 (Zonal Inspection)

区域检查 (Zonal Inspection) 是指为了检查航空器系统/动力装置和结构的一般状态和安装情况，通过指定的口盖和位置，对航空器相应区域进行的一般目视检查。

区域检查包括三个方面：针对整个航空器区域进行的一般目视检查；针对导线束和易燃物进行的增强区域检查；针对低/高能量辐射保护设备的完整性进行的检查。

1. 区域检查属于一般目视检查。根据需要，对该区域内可接近的各系统和结构件的一般状态进行外观检查。这包括检查有无性能降低迹象。例如：导管磨损、管道支架松动、电气线路互联系统 (EWIS) 损伤、钢索及滑轮磨损、漏油、搭接线损坏、排放系统不畅通、紧固件异常、复合材料漆层损坏以及腐蚀；

2. 检查区域的范围，由该区域包含的检查项目的接近方式决定。如果接近某些检查项目时需要拆卸或打开某些整流罩、盖板或其他部件，则对应区域的项目也一并检查；

3. 区域内过多的灰尘、碎屑或过厚的防腐剂会降低航空器的防火性能，应在检查时进行清洁。

#### 2.1.1.4 检查工作举例

以波音 737-800 型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

##### ▪ 机身蒙皮检查 (Inspection)

###### 1. 准备

- 1) 接收维修任务：
  - (1) 领取或打印维修工作单卡：航后工卡。
  - 2) 领用工具设备、器材：
    - (1) 手套，抹布，手电。

###### 2. 操作

一般目视检查机身可见蒙皮安装在位，无目视可见损伤，无弧口凿伤，无明显划痕、穿孔、凹槽、分层、腐蚀等不正常现象。

###### 3. 收尾

- 1) 工作收尾：
  - (1) 清点工具；

- (2) 恢复工作现场。
- 2) 归还工具设备。
- 3) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

#### ■ 液压系统压力检查 (Check)

##### 1. 准备

- 1) 接收维修任务:
  - (1) 领取或打印维修工作单卡: 航后工卡。
  - 2) 领用工具设备、器材:
    - (1) 手套, 抹布, 手电。

##### 2. 操作

- 1) 进入驾驶舱, 设置电动液压泵电门到 ON 位, 相应 LOW PRESSURE 灯熄灭, 相关液压渗漏检查完毕后, 将电门返回到 OFF 位; 且对应 LOW PRESSURE 灯亮。

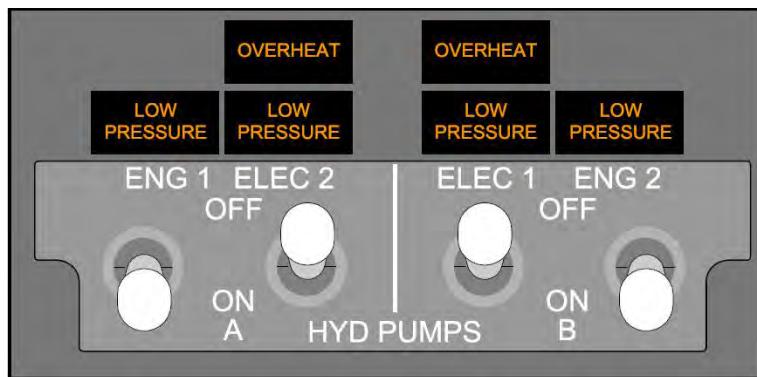


图 2-1 液压系统操作面板

- 2) 检查上显示组件 (DU) 油箱燃油量, 确保主油箱燃油量不低于 760 公斤 (1675 磅),  
注意: 当主油箱燃油量低于 760 公斤 (1675 磅) 时不要操作相应电动液压泵。



图 2-2 上显示组件

- 3) 检查下 DU 并确保 A、B 液压系统压力正常(2800–3200 psi), 注意: 压力低于 1300 psi 会点亮 LOW PRESSURE 灯。

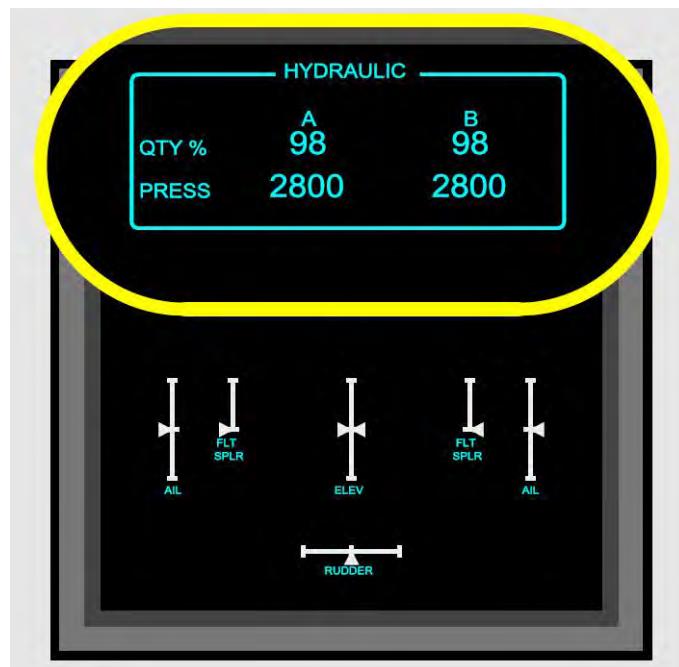


图 2-3 下显示组件

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾:
  - (1) 清点工具。
  - 2) 归还工具设备。
  - 3) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

## ■ 主轮舱检查 (Zonal Inspection)

### 1. 准备

- 1) 接收维修任务:
  - (1) 领取或打印维修工作单卡: 航后工卡。
- 2) 领用工具设备、器材:
  - (1) 手套, 抹布, 手电 (按需)。

### 2. 操作

- 1) 目视检查轮舱片状封严件、起落架收上易碎塞安装在位、无外来物损伤;

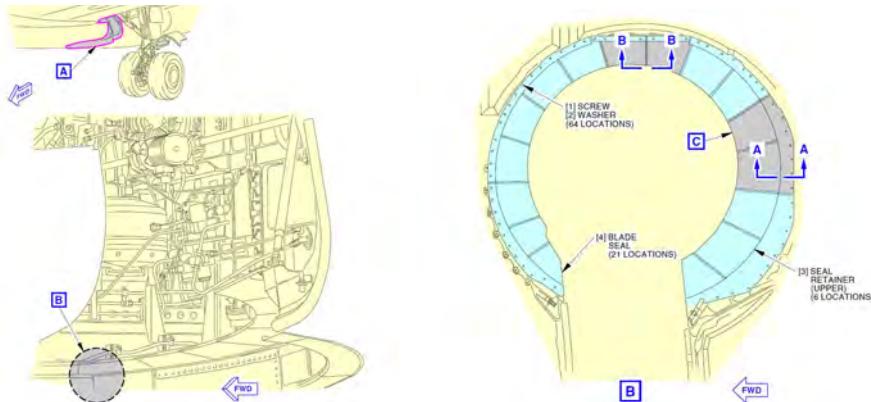


图 2-4A 片状封严简图

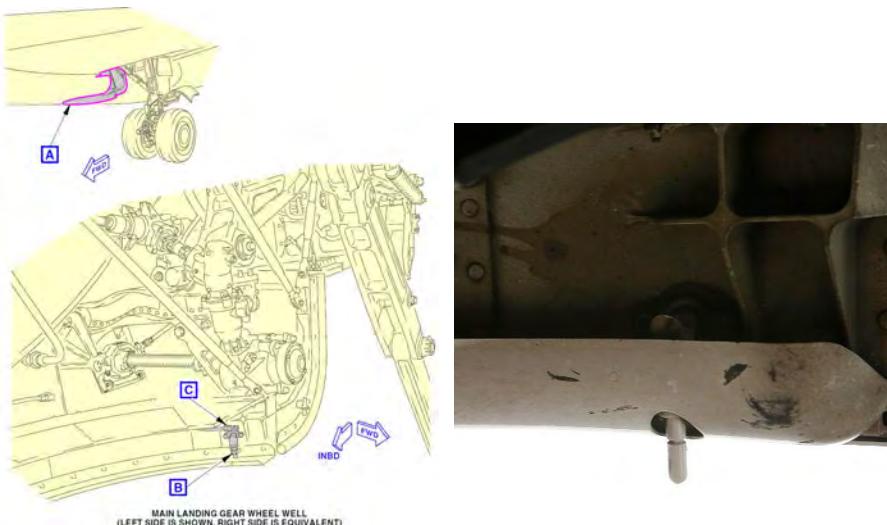


图 2-4B 易碎塞简图

- 2) 一般目视检查起落架和轮舱内的液压部件、管路无外来物损伤, 无油液滴漏或滴漏在标准范围之内;
- 3) 目视检查 A、B 液压系统回油滤压差指示器无跳出;

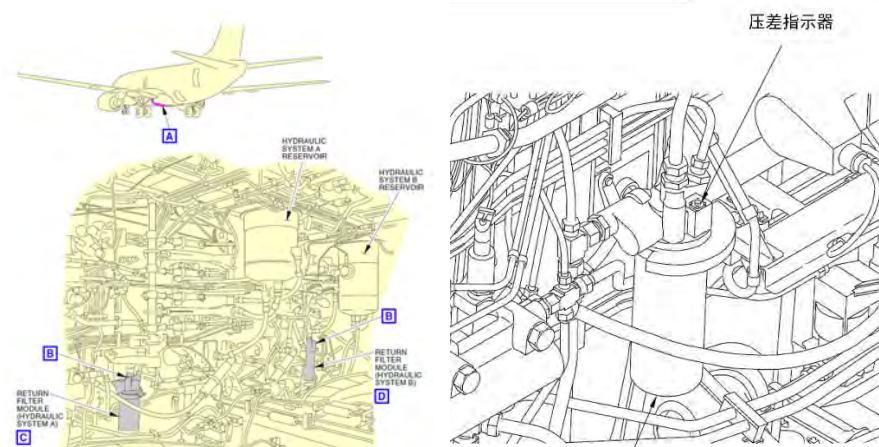


图 2-5 回油滤压差指示器简图

4) 目视检查液压油箱压力表指示压力不低于 30psi;

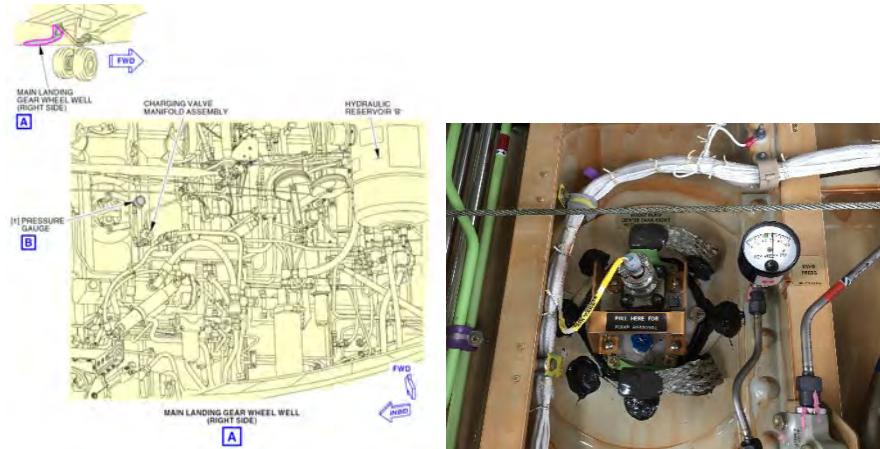


图 2-6 液压油箱压力表简图

5) 检查氮气发生系统 (NGS) 性能指示面板，确保绿色灯亮（适用于装有 NGS 系统的飞机）。

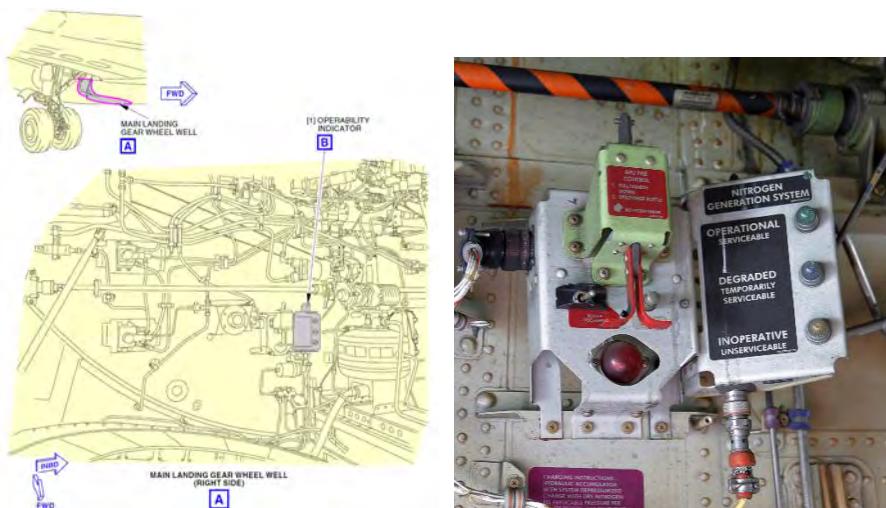


图 2-7 NGS 系统指示面板简图

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾:
  - (1) 清点工具。
  - (2) 归还工具设备。
  - (3) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

## 2.1.2 测试的分类和定义

通常测试 (Test) 分为三类：操作测试、功能测试和系统测试。

1. 操作测试 (Operational Test)：确定待检查项目是否能够实现其目标功能。目的是发现失效状态。通过操作系统或部件本身完成检查，过程中不需要比对具体数值，也不需要额外设备；
2. 功能测试 (Functional Test)：确定待检查项目的所有功能是否能够在规定值的范围内实现。目的是发现潜在失效状态。检查过程中可能需要额外设备。其测试步骤比操作测试更具体、更详细；
3. 系统测试 (System Test)：确定待检查项目的所有功能是否达到最佳性能并满足设计规范的最高要求。包含所有调节说明和容差要求。能够包含或替代操作测试和功能测试。

### 2.1.2.1 测试 (Test) 工作举例

以波音 737-800 型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

#### ■ 驾驶舱顶灯 (Dome Light) 操作测试

##### 1. 准备

- 1) 接收维修任务：
  - (1) 领取或打印维修工作单卡：AMM 33-14-00-710-004。

- (a) Install the dome light lamp [62] or lamp [64].
- (b) Install the lens [61] or lens [65].

SUBTASK 33-14-00-860-010

| (4) Do this task: Electrical Power - Activation, TASK 24-22-00-860-811.

SUBTASK 33-14-00-710-004

(5) Do a test of the new lamp:

- (a) On the P5 panel, set the switch for the dome lights to the bright mode.
- 1) Make sure the light comes on brightly.
- (b) Set the switch to the dim mode.



**33-14-00**

Page 221  
Feb 15/2015

图 2-8 维修手册示意图

##### 2. 操作

- 1) 给飞机供电，参考 TASK 24-22-00-860-810；
- 2) 将驾驶舱顶灯电门置于明亮位，确保灯明亮；
- 3) 将顶灯电门置于暗亮位，确保灯暗亮。

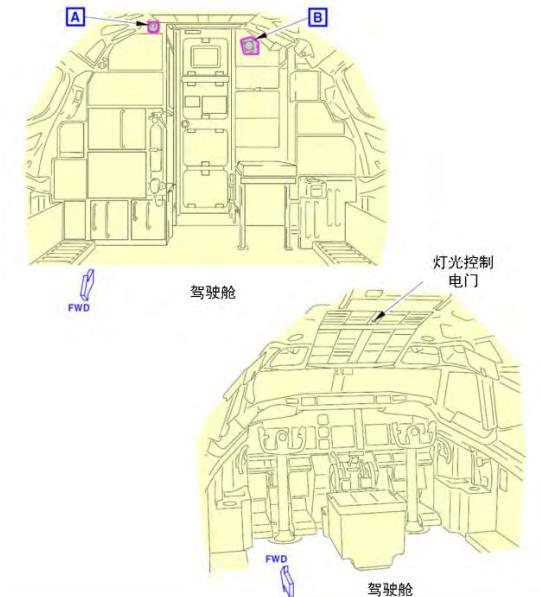


图 2-9A 驾驶舱顶灯和电门位置



图 2-9B 驾驶舱顶灯电门



图 2-9C 驾驶舱机长侧顶灯

### 3. 收尾

#### 1) 工作收尾

##### (1) 恢复飞机状态:

- ① 将顶灯电门置于关断位，确保顶灯熄灭；
- ② 给飞机断电，参考 TASK 24-22-00-860-812。

#### 2) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

## ■ 刹车组件操作测试

### 1. 准备

#### 1) 接收维修任务:

##### (1) 领取或打印维修工作单卡：AMM 32-41-41-790-005。

SUBTASK 32-41-41-790-005

- (4) Do these steps to do an operational check of the brake:
- (a) Push one set of brake pedals to the limit of travel to fully operate the brake assy [1].
  - (b) Set the parking brake.
  - (c) Examine each brake's pistons to make sure that the brake assy [1] engaged.
  - (d) Wait two minutes.
  - (e) Look for leaks around the brake assy [1] and at the brake disconnect [3].
  - (f) Release the parking brake.
  - (g) Examine each brake's pistons to make sure that the brake assy [1] released.

图 2-10 维修手册示意图

### 2. 操作

- 1) 给飞机供电，参考 TASK 24-22-00-860-810；
- 2) 蹚刹车脚蹬至最大行程，操作测试刹车组件；
- 3) 设置停留刹车；
- 4) 检查每个刹车作动筒，确定刹车组件工作正常；
- 5) 等待两分钟；

- 6) 检查刹车组件、刹车断开器及周围无渗漏;
- 7) 松开停留刹车;
- 8) 检查每个刹车作动筒, 确定刹车组件已松开。

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾:
  - (1) 清点工具;
  - (2) 飞机状态恢复: 给飞机断电, 参考 TASK 24-22-00-860-812。
- 2) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

## ▪ 自发光应急出口指示牌 (Self-illuminated Exit Sign) 功能测试

### 1. 准备

- 1) 接收维修任务:
  - (1) 领取或打印维修工作单卡: AMM 33-51-02-720-801。

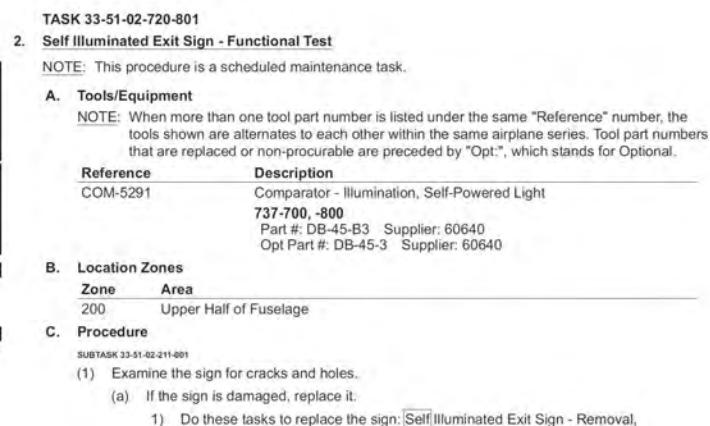


图 2-11 维修手册示意图

- 2) 工具设备、器材领用:

- (1) 亮度测试仪。

### 2. 操作

- 1) 检查客舱前部应急出口指示牌无裂纹和穿孔;
- 2) 执行亮度测试。使用亮度测试仪测试指示牌亮度, 不低于 250 微朗伯 (microlamberts) :

- (1) 将测试设备电源打至 ON 位;
- (2) 将测量方式 (MEASURING MODE) 电门设置到 ABS 位, 并依次做如下操作: 将电门设置到校准 (CALIBRATION) 位、将响应速度 (RESPONSE SPEED) 设置为 L0、亮度单位 (LUMINANCE-UNIT) 设置为 fL;
- (3) 将测量仪对准指示牌, 转动聚焦环直到出现清晰的图形;
- (4) 拉出并保持扳机电门, 直至屏幕上显示亮度值。

**注意: 光的强度至少为 0.232fL。**

- 3) 如果指示牌亮度低于标准, 更换指示牌。参考 TASK 33-51-02-020-801 拆下指示牌; 参考 TASK 33-51-02-400-801 安装指示牌。



图 2-12 自发光应急出口指示牌

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾:
  - (1) 清点工具。
  - 2) 归还工具设备。
  - 3) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

#### 2.1.3 自检测试 (BITE)

在执行操作测试、功能测试和系统测试时，常用的一种测试方法为自检测试 (BITE: Built-in-Test)。BITE 是一种系统或组件的内部测试，可以提供故障指示或维护信息，可能是指示灯点亮、显示故障代码或故障信息。通过查询手册，可以查找故障原因。

##### ■ 2.1.3.1 自检测试 (BITE) 工作举例

以波音 737-800 型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

##### ■ ATC 应答机 (Air Traffic Control Transponder) 自检测试

###### 1. 准备

- 1) 接收维修任务:
  - (1) 领取或打印维修工作单卡：AMM 34-53-02-740-001。



图 2-13 维修手册示意图

## 2. 操作

- 给飞机供电，参考 TASK 24-22-00-860-810；
- 在驾驶舱 ATC 控制面板上选择第一部 ATC 应答机；



图 2-14 ATC 控制面板

- 打开电子舱门；
- 按压并保持第一部 ATC 应答机前面板上的 TEST 电门。确保：
  - 所有的 LED 灯点亮约一秒钟，然后熄灭；
  - 与自测试相关的 LED 灯（PASS）亮 9 秒钟；
  - 所有的 LED 灯灭。

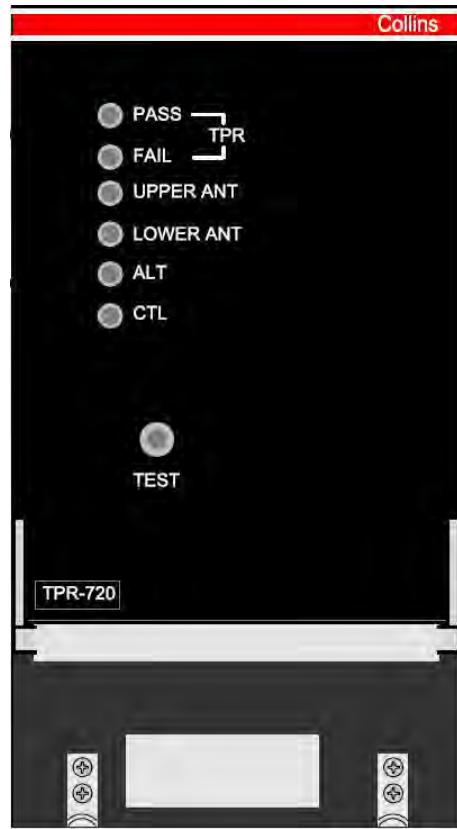


图 2-15 ATC 应答机

- 5) 测试完毕，脱开防静电腕带与接地桩的连接，并取走防静电腕带；
- 6) 关闭电子舱门。

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾：
  - (1) 清点工具；
  - (2) 飞机状态恢复：给飞机断电，参考 TASK 24-22-00-860-812。
- 2) 归还工具设备。
- 3) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

#### ▪ 失速管理偏航阻尼计算机 (Stall Management Yaw Damper Computer) 自检测试

##### 1. 准备

- 1) 接收维修任务：
  - (1) 领取或打印维修工作单卡：AMM 22-23-00-740-003。



图 2-16 维修手册示意图

## 2) 领用工具设备、器材:

## (1) 防静电腕带

**2. 操作**

- 1) 给飞机供电, 参考 TASK 24-22-00-860-810;
- 2) 打开电子舱门;
- 3) 进入驾驶舱, 接近通用显示组件 (CDU), 并设置无燃油总重 (Zero Fuel Weight):



图 2-17 通用显示组件

- (1) 确保飞机上电后 CDU 显示识别 (IDENT) 页面;



图 2-18 CDU 识别页面

(2) 按压 6L 行选键 (LSK), 确保进入索引 (INDEX) 页面;



图 2-19 CDU 索引页面

(3) 在索引 (INIT/REF) 页面按压性能 (PERF), 显示性能初始化页面 (PERF INIT);

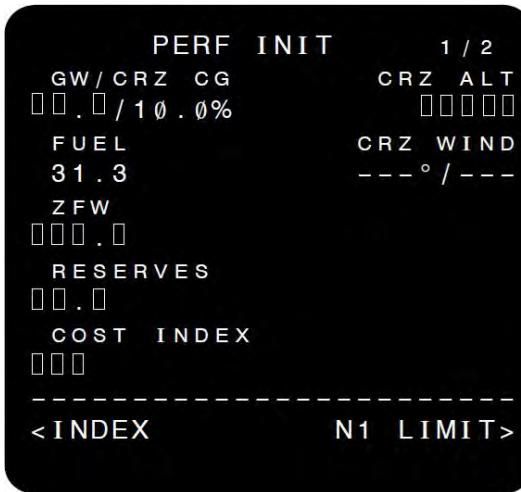


图 2-20 CDU 性能初始化 (PERF INIT) 页面

(4) 在便签行输入无燃油总重值, 例如: 42.1;

- (5) 按压 3L 行选键确认。  
 4) 进入电子舱，戴上防静电腕带，并将腕带接地端插入接地桩；  
 5) 接近第一部 SMYD，按下 ON/OFF 键；

**注意：SMYD 自测试前，确保发动机关车、襟翼收上、空速低于 60 节。**

- 6) 在 SMYD1 上执行以下自测试步骤：

- (1) 确保显示 EXISTING FAULTS；
- (2) 按压上、下箭头键直至显示 GROUND TESTS；
- (3) 按压 YES，确保显示 SELF TEST；
- (4) 按压 YES，确保显示 TEST IN PROGRESS；
- (5) 测试完毕，确保显示 SMYD LRU OK。



图 2-21 SMYD 自检测试示意图

- 7) 测试完毕，脱开防静电腕带与接地桩的连接，并取走防静电腕带；  
 8) 关闭电子舱门。

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾：
  - (1) 清点工具；
  - (2) 飞机状态恢复：给飞机断电，参考 TASK 24-22-00-860-812。
- 2) 归还工具设备。
- 3) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

## 2.2 主要系统构型设置

### 2.2.1 电源、燃油、空调、引气和液压系统典型构型设置

维修人员执行维修任务时，经常操作电源、燃油、空调、引气和液压等系统的通断。

#### 工作规范

1. 确保不影响航空器其它维修工作。例如：接通液压系统前，确认航空器舱面周围没有人员和设备；
2. 接通系统前，确保相关参数正常。例如：电源系统应检查电压、频率正常等；
3. 接通系统前，确保高负载用户已关断。例如：电源接通前，确保电动液压泵已关闭；引气接通前，确保引气用户已关闭；
4. 接通空调系统前，确保外流活门或至少一个客舱登机门/勤务门已打开，防止座舱意外增压；
5. 空调/引气系统和地面空调气/引气源不能同时向航空器供气；
6. 确保系统通断顺序正确。例如：先供电、后供气、再开空调；
7. 接通系统后，确保相关指示正常。例如：接通燃油泵后，相应低压指示灯熄灭。

#### 工作示例

以波音 737-800 型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

##### ■ 辅助动力装置（APU）供电

1. 确保 APU 运转正常；
2. 确保蓝色 APU GEN OFF BUS 灯点亮；
3. 将交流电选择旋钮旋到 APU GEN 位；
4. 确保 APU 的电压、频率等参数正常；
5. 将 APU 供电电门打到 ON 位；
6. 确保 APU GEN OFF BUS 灯熄灭。

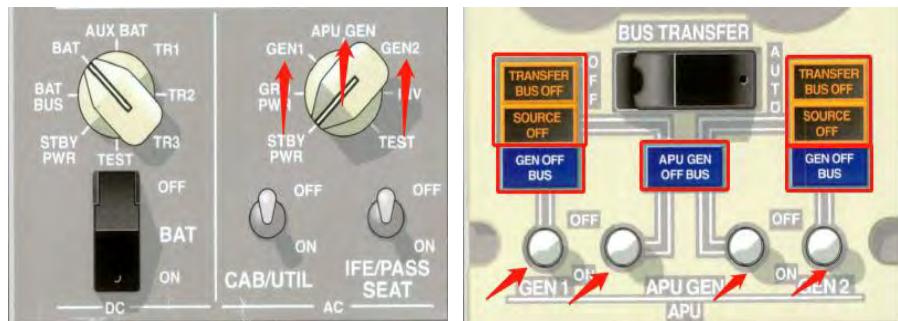


图 2-22 电源系统面板示意图

#### ■ 燃油系统供油

1. 给航空器供电；
2. 确保相应燃油箱油量满足手册最低油量限制；
3. 将相应的燃油泵电门打到 ON 位；
4. 确保相应的 LOW PRESSURE 灯熄灭。

**警告：**燃油系统供油时，如果低压灯亮起并保持常亮，请勿操作燃油泵。这种情况可能导致燃油箱中的油气着火。火灾或爆炸可造成人员伤害和设备损坏。

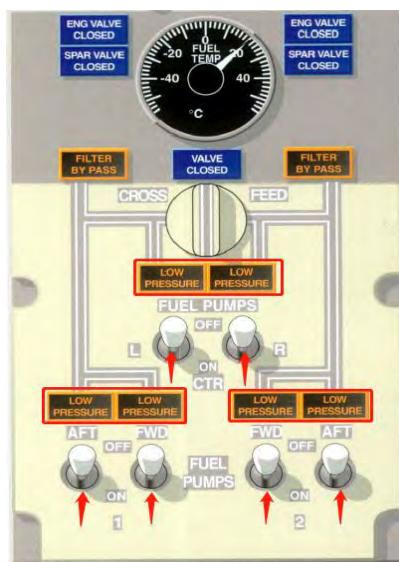


图 2-23 燃油系统面板示意图

#### ■ 使用辅助动力装置 (APU) 供引气

1. 确保 APU 运转正常且供电正常；
2. 将 APU 引气电门置于 ON 位；
3. 将 ISOLATION VALVE 电门置于 OPEN 位；
4. 确保相应管道压力指示正常。

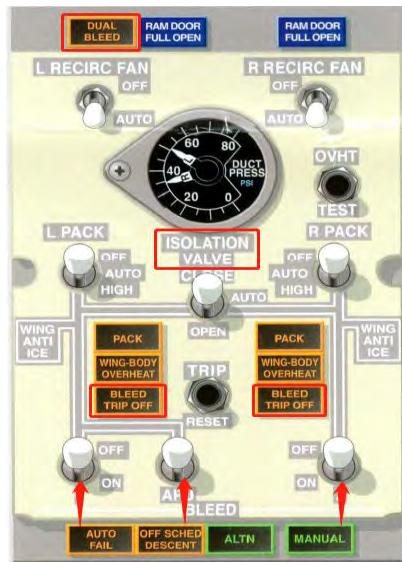


图 2-24 引气系统面板示意图

#### ■ 打开空调系统

1. 给航空器供电；
2. 给航空器供引气；
3. 确保外流活门或至少一个客舱登机门/勤务门已打开、地面空调设备已脱开；
4. 将相应的温度选择电门置于 AUTO 位；
5. 将相应的空调电门置于 AUTO 位。

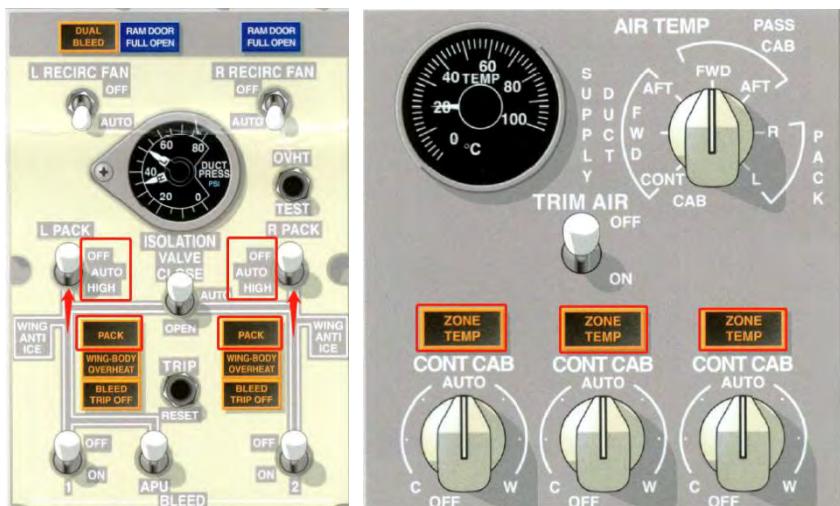


图 2-25 空调系统面板示意图

#### ■ 使用电动马达驱动泵 (EMDP) 供液压

1. 确保安装起落架安全销；
2. 给航空器供电；
3. 确保相应燃油箱及液压油箱油量满足手册最低油量限制；
4. 将电动马达驱动泵 ELEC 电门置于 ON；
5. 确保相应的 LOW PRESSURE/OVER HEAT 灯熄灭；

6. 确保液压油量、液压压力参数正常。

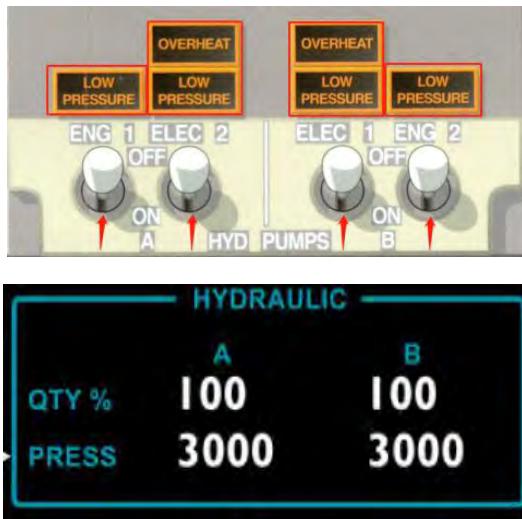


图 2-26 液压系统面板示意图

#### ▪ 断电程序

1. 关断空调组件；
2. 关断引气系统；
3. 关断液压系统；
4. 关断燃油系统；
5. 确保防冰排雨、惯导、应急灯光等系统关闭；
6. 给飞机断电。





图 2-27 断电程序相关系统面板示意图

## 2.3 航线检查

### 2.3.1 航线维修 (Line Maintenance) 的定义

CCAR-145 部《民用航空器维修单位合格审定规定》中对航线维修的定义为：按照航空营运人提供的工作单对航空器进行的例行检查和按照相应飞机、发动机维护手册等在航线进行的故障和缺陷的处理，包括换件和按照航空营运人机型最低设备清单、外形缺损清单保留故障和缺陷。

下列一般勤务工作不作为航线维修项目：

1. 航空器进出港指挥、停放、推、拖、挡轮档、拿取和堵放各种堵盖；
2. 为航空器提供电源、气源、加（放）水、加（放）油料、充气、充氧；
3. 必要的清洁和除冰、雪、霜；
4. 其他必要的勤务工作。

### 2.3.2 航前、短停和航后维修

根据航班运行时间，航线维修一般分为航前、短停和航后维修。

#### 1. 航前维修 (PF: Pre-flight)

航空器执行首次飞行任务前所进行的例行检查、勤务和排除故障的工作。

一般来说，航前维修工作包括：航空器交接、轮胎气压测量和充气、起落架镜面清洁、放燃油沉淀、执行航前检查工作单和航空器出港送机等。

航前检查工作单主要内容为对各区域、系统的检查和测试，期间可能需要执行开关舱门和勤务盖板，取下发动机蒙布、起落架安全销、皮托管套，接通电源、燃油、引气、空调、液压系统等辅助工作。

#### 2. 短停维修 (TR: Transit)

航空器执行首次飞行任务至任务结束期间，在经停站所进行的例行检查、勤务和排故故障的工作。

一般来说，短停检查工作包括：航空器入港接机、执行短停检查工作单和航空器出港送机。

短停检查工作单主要内容为对各区域、系统的检查和测试，期间可能需要执行打开舱门和勤务盖板，接通电源、燃油、引气、空调、液压系统等辅助工作。

#### 3. 航后维修 (AF: After-flight)

航空器飞行任务结束后，所进行的例行检查、勤务和排除故障的工作。

一般来说，航后维修工作包括：航空器入港接机、减震支柱镜面清洁、发动机滑油补充、

执行航后检查工作单、航空器交接等。

航后检查工作单主要内容为对各区域、系统的检查和测试，期间可能需要执行开关舱门和勤务盖板，安装发动机蒙布、起落架安全销、皮托管套，接通电源、燃油、引气、空调、液压系统等辅助工作。

### 2.3.3 航线维修的实施举例

#### 2.3.3.1 航线维修24小时倒班介绍

航线维修工作一般为倒班制，以下为24小时的倒班情况举例。





图 2-28 航线维修 24 小时倒班举例

### 2.3.3.2 航线维修过站工作举例

航线维修人员白班的主要工作为执行过站飞机的检查工作，以下以某维修单位为例介绍过站工作的具体实施过程。

1. 维修人员按照维修调度系统的工作安排，关注航班时刻；



The screenshot shows a flight schedule system interface. At the top, it displays the date (2020/02/26), location (唐街), and various filter options like '航班动态' (Flight Status), '航站楼' (Terminal), and '航段' (Flight Segment). Below this is a large grid table with 16 rows, each representing an aircraft (labeled 1 through 16) and its status across different departments: 地服 (Ground Service), 航号 (Flight Number), 翔 (Flight), 起飞 (Takeoff), 相 (Position), 落地/起飞 (Landing/Takeoff), 机务 (Maintenance), 单机 (Single Aircraft), 库存 (Inventory), 监控 (Monitoring), 机电 (Mechanical/Electrical), 电子 (Electronics), 放行 (Release), 送机 (Delivery), 新 (New), 部机 (Departmental Aircraft), 精 (Precision), 四 (Four), 交接 (Handover), and 备注 (Remarks). The grid uses color coding to indicate status: green for most entries, yellow for row 9, and grey for rows 10-16.

图 2-29 调度系统工作安排

2. 进行工作准备，主要包括工具借用、领取过站勤务和检查工作单卡；

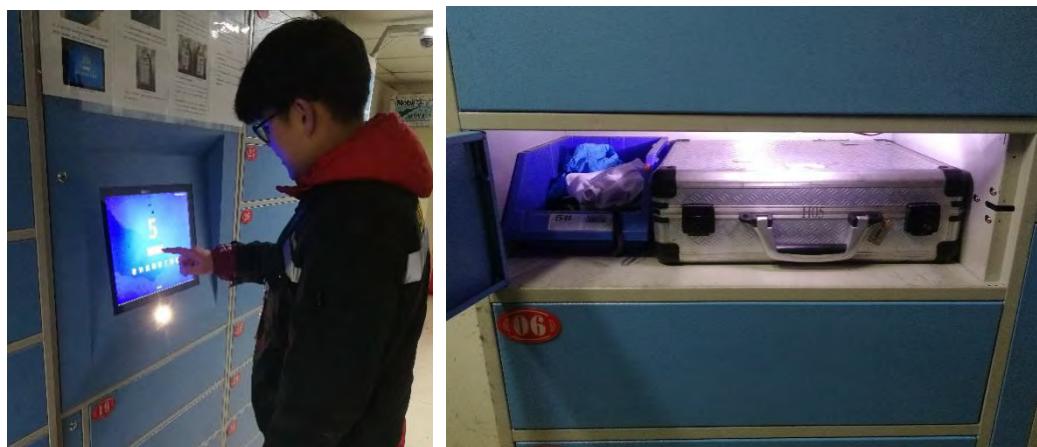


图 2-30 通过智能工具柜借用工具

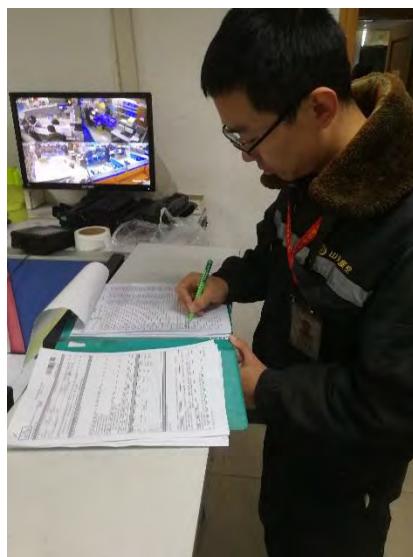


图 2-31 领用工卡

3. 在飞机落地前 15 分钟到达机位，检查外来物 (Foreign Object Debris)，准备轮挡、警示锥等；



图 2-32 到达机位进行接机准备

4. 勤务人员与维修人员配合完成入港接机工作；



图 2-33 指挥飞机入港

5. 向机组人员了解飞机技术状况，并查看飞行记录本。如飞机有故障等问题根据情况及时向航线主管、排故组或 MCC 技术支援等部门报告，及时处理故障；

6. 完成过站勤务和检查工作，确认飞机完成放行，已签署维修记录。检查过程中如发现其他故障或缺陷，应根据情况及时报告并处理；



图 2-34 执行绕机检查

7. 维修人员完成出港送机工作；



图 2-35 执行出港送机工作

8. 工作完成后，清点并归还工具以及工作单卡等维修记录。

执行工作时发生或发现任何安全隐患或不正常情况，如牵引过程中发生航空器刮擦，检查过程中对航空器造成意外损伤，工具设备或零部件损坏、故障、丢失，手套抹布等工具意外吸入冲压进气口，旅客登机过程中向发动机抛洒异物，旅客打开应急门，航空器意外移动等，应立即通知航线主管或值班经理等管理人员。

#### 2.3.4 绕机检查

绕机检查是航空器维修中最常执行的工作之一。为提高检查效率、保证检查不漏项，各维修单位通常会根据航空器型号制定绕机检查路线。

不同维修单位、不同航空器型号的检查路线可能不同，执行工作时应按照对应工卡的规定检查路线进行检查。下图为某维修单位波音737-800型飞机的绕机检查路线。

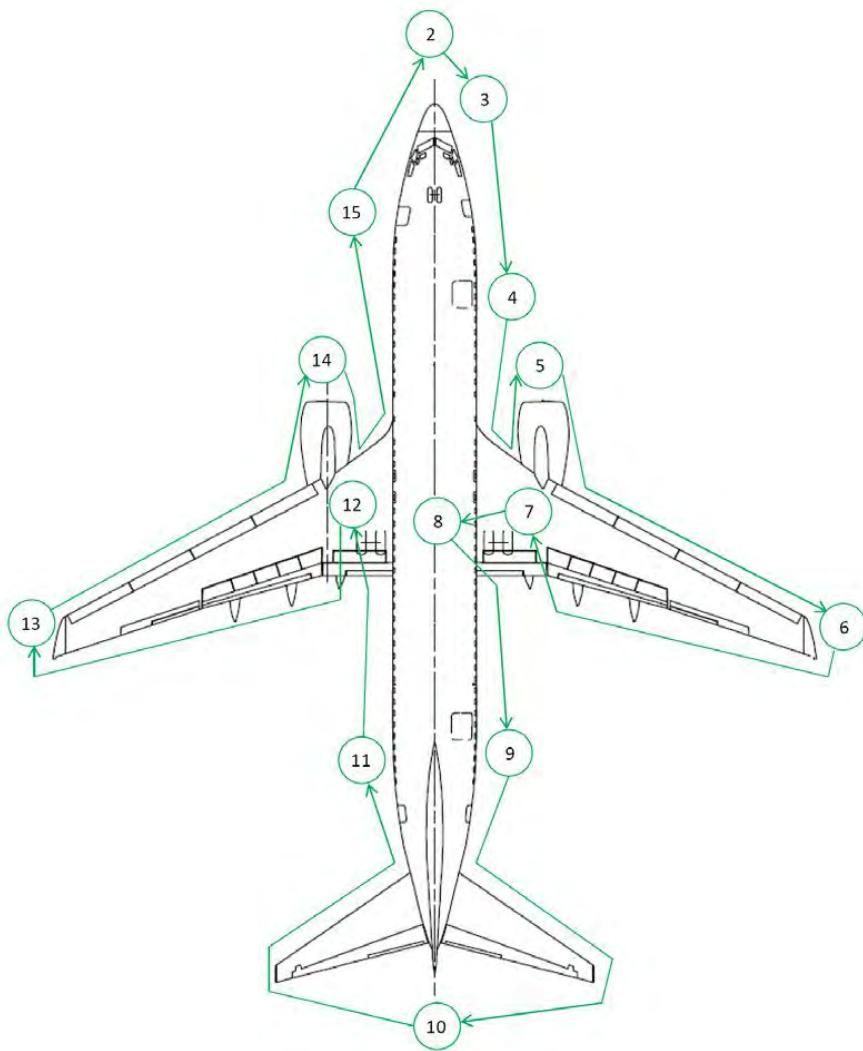


图 2-36 典型绕机检查路线举例

2—机头区域；3—前起落架和轮舱区域；4—右侧前段机身区域；5—右发动机区域；6—右大翼区域；7—右主起落架区域；8—主轮舱区域；9—右侧后段机身区域；10—左侧后段机身区域；11—左主起落架区域；12—左起落架区域；13—左大翼区域；14—左发动机区域；15—左侧前段机身区域；16—货舱区域

### 2.3.5 航线检查工作单卡和维修工作实施依据文件

CCAR-145 部所述的“工作单卡”和“维修工作实施依据文件”并不是指具体文件的名称，而是指技术文件的类别。工作单卡是设定并记录工作顺序和步骤的文件，它不必列出维修工作实施方法和标准，在实际使用中可以称为工作单、工作卡、工作指令、数据记录单等或其组合的工作包；维修工作实施依据文件是指载明某一具体维修工作实施方法和标准的技术文件，维修单位可视具体情况根据适航性资料自己制定或直接使用有关适航性资料中已核准其适用性的内容，在实际使用中，维修单位自己制定的文件可以称为施工指南、施工说明、工艺等。

### 2.3.5.1 航线检查工作单卡

航线检查工作单卡一般由航空营运人负责制定,主要依据为航空器制造厂家的客户化工卡手册、维修计划(MPD)、维修方案、维护手册、适航指令、服务通告、服务信函等。营运人制定的工作单卡内容有差异,以下为航线检查工作单卡示例。

#### 1. 航前检查工作单卡

JOB CARD 工作卡					
A/C TYPE 机型	A/C NO. 机号	CARD CAT 工卡类别	Card No. 工作卡号	Page 148 Of 7	
737-700/800		航线工单	XXX	第 148 页 共 7 页	
THRS\REP 首做\重复间隔	Man Hour 参考工时	SKILL 专业	WORK AREA 工作位置	Revision 版次	
PF	2.0	ME&AV	详见工单	1	
REFERENCE/DATE/REV 依据及参考文件/日期/版本		RELATED CARD 关联工卡		TASK 任务	
737-700/800 MP/2019-09-20/V1702				详见工单	
Composer/Date 编写者/日期	Check/Date 校对者/日期	Approve/Date 批准者/日期	Actual Man Hours 实际工时	Accomplished 航线工单签署	Station/ Date 航站/日期
xxx 2020.1.1	xxx 2020.1.1	xxx 2020.1.1			
标题	航前工作单				
机下区域					工作者
<b>1. 一般工作</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>1.1 取下起落架安全销; 检查起落架安全销和红色标记带完好, 安全销、保险销及连接绳无明显损伤; 将其存放在登机门口左侧显著位置;</li> <li>1.2 取下皮托管套并检查红色标记带完好, 并将其存放在登机门口左侧显著位置;</li> <li>1.3 确保轮胎气压已测量, 轮胎气压监控本气压已正确填写, 前轮和主轮轮胎气压标准为 205 +/- 5 psi。</li> </ul> <b>2. 机头区域</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>2.1 目视检查雷达罩固定良好, 无外来物损伤。</li> </ul> <b>3. 前起落架和轮舱区域</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>3.1 目视检查前起落架舱门、锁定连杆及其弹簧、前轮转弯钢索外观正常, 无外来物损伤;</li> <li>3.2 目视检查前轮舱区域地面无油液积存现象(由于维护工作造成的油液积存除外), 目视检查轮舱前后壁板、顶板无油液喷射痕迹;</li> <li>3.3 目视检查前起落架减震支柱内筒镜面有外露、无划伤, 无油液渗漏现象。</li> </ul> <b>4. 右前机身区域</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>4.1 目视检查右侧皮托管(共 2 处)外来物损伤, 右侧迎角传感器外观正常, 无外来物损伤;</li> <li>4.2 从地面目视检查机组氧气释放指示片在位;</li> <li>4.3 目视检查右侧静压孔(共 3 处)无堵塞; 确保主静压口周围光铝部分清洁, 无污物, 并确保右侧主静压口周围 RVSM 关键区域内的蒙皮无损伤、裂纹和腐蚀, 蒙皮光滑度符合 RVSM 要求;</li> <li>4.4 从地面目视检查右侧前段机身可见蒙皮(含各舱门蒙皮、盖板)、客舱窗户、前</li> </ul>					

污水排放竖管无外来物损伤；

依次目视检查 TCAS 下天线、ATC 下天线、无线电高度收发天线(共 4 处)、VHF3 天线、DME1 天线、指点信标天线外观正常，无外来物损伤。

#### 5. 右发动机区域

- 5.1 目视检查发动机进气整流罩、整流锥、风扇叶片、进气道、消音板、外涵道导向叶片、内涵道导向叶片、T12 传感器外观正常，无外来物损伤；
- 5.2 目视检查风扇平台前端无翘起；
- 5.3 目视检查风扇整流罩、涡流控制器、反推整流罩、滑油勤务盖板、IDG 滑油勤务盖板、MCD 检查接近盖板外观正常，无外来物损伤、无打开的锁扣；
- 5.4 打开发动机滑油勤务盖板，检查加油堵盖在位，且堵盖和加油口密封良好，无挤压外来物；  
**警告：检查滑油箱已盖好，确保口盖没有夹住连接链条或外来物，否则可能发生溢油导致发动机停车。**
- 5.5 从外涵道后目视检查反推折流门、阻力连杆、IDG 滑油散热器、最后一级涡轮叶片外观正常，无外来物损伤；目视检查排气机匣、排气尾锥、发动机吊舱外部整流罩外观正常，无外来物损伤；
- 5.6 目视检查发动机吊舱排水口无油液滴漏现象；
- 5.7 目视检查发动机余油口无油液滴漏或滴漏在标准范围之内。

#### 6. 右大翼区域

- 6.1 从地面上目视检查前缘襟翼、前缘缝翼、缝翼涡流刀片(3 个)、后缘襟翼、副翼和副翼调整片外观正常，无外来物损伤，无油液滴漏或滴漏在标准范围之内；
- 6.2 从地面上目视检查机翼下表面、翼尖小翼无外物损伤，无油液渗漏或渗漏在标准范围内；
- 6.3 从地面上目视检查加油站盖板在位，锁扣平齐，火焰捕集器在位，释压活门重置 T 型手柄与机翼下表面平齐；
- 6.4 目视检查右大翼静电放电刷 (共 2 个)，确保外观正常，无缺损。

#### 7. 右主起落架区域

- 7.1 目视检查主起落架减震支柱内筒镜面有外露、无划伤，无油液渗漏现象；
- 7.2 目视检查起落架舱门、起落架收上易碎塞外观正常，无外来物损伤。

#### 8. 主轮舱区域

- 8.1 目视检查轮舱区域地面、短舱、龙骨梁上表面无油液积存现象(由于维护工作造成的油液积存除外)，目视检查轮舱前后壁板、顶板无油液喷射痕迹。

#### 9. 右后机身区域

- 9.1 从地面上目视检查右后机身可见蒙皮(含各舱门蒙皮、盖板)、客舱窗户无外来物损伤；
- 9.2 目视检查 VHF1 天线和固定式 ELT 天线外观正常，无明显损伤；
- 9.3 从地面上目视检查后外流活门、两个正压安全释压活门、安全负压活门、APU 进气折流门，无外来物损伤；
- 9.4 依次目视检查 DME2 天线、VHF2 天线外观正常，无外来物损伤；
- 9.5 从地面上目视检查 APU 余油排放竖管外观正常，无外来物损伤，无滴漏；
- 9.6 从地面上目视检查右水平安定面和垂直安定面之间的涡流发生器(4 个)外观正常。

#### 10. 尾翼区域

- 10.1 从地面上目视检查垂直安定面前缘部分、方向舵、水平安定面前缘部分、升降舵

- 和升降舵调整片可见部分无外来物损伤，无油液滴漏或滴漏在标准范围之内；  
10.2 目视检查垂尾左和右两侧皮托管、HF 天线、VOR/LOC 天线外观正常，无明显可见损伤，垂直安定面放电刷（共 4 个）外观正常，无缺损；  
10.3 目视检查水平安定面放电刷（左右各 3 个）外观正常，无缺损。

### 11. 左后机身区域

- 11.1 从地面上目视检查左后机身可见蒙皮(含各舱门蒙皮、盖板)、客舱窗户无外来物损伤；  
11.2 从地面上目视检查左水平安定面和垂直安定面之间的涡流发生器(4 个)外观正常。

### 12. 左主起落架区域

- 12.1 目视检查主起落架减震支柱内筒镜面有外露、无划伤，无油液渗漏现象；  
12.2 目视检查起落架舱门、起落架收上易碎塞外观正常，无外来物损伤。

### 13. 左大翼区域

- 13.1 目视检查左大翼静电放电刷（共 2 个），确保外观正常，无缺损；  
13.2 从地面上目视检查机翼下表面、翼尖小翼无外来物损伤，无油液渗漏或渗漏在标准范围内；  
13.3 从地面上目视检查火焰捕集器在位，释压活门重置 T 型手柄与机翼下表面平齐；  
13.4 从地面上目视检查前缘襟翼、前缘缝翼、缝翼涡流刀片(3 个)、后缘襟翼、副翼和副翼调整片外观正常，无外来物损伤，无油液滴漏或滴漏在标准范围之内。

### 14. 左发动机区域

- 14.1 目视检查发动机进气整流罩、整流锥、风扇叶片、进气道、消音板、外涵道导向叶片、内涵道导向叶片、T12 传感器外观正常，无外来物损伤；  
14.2 目视检查风扇平台前端无翘起；  
14.3 目视检查风扇整流罩、涡流控制器、反推整流罩、滑油勤务盖板、IDG 滑油勤务盖板、MCD 检查接近盖板外观正常，无外来物损伤、无打开的锁扣；  
14.4 打开发动机滑油勤务盖板，检查加油堵盖在位，且堵盖和加油口密封良好，无挤压外来物；  
**警告：检查滑油箱已盖好，确保口盖没有夹住连接链条或外来物，否则可能发生溢油导致发动机停车。**  
14.5 从外涵道后面目视检查反推折流门、阻力连杆、IDG 滑油散热器、最后一级涡轮叶片外观正常，无外来物损伤；  
14.6 目视检查排气机匣、排气尾锥、发动机吊舱外部整流罩外观正常，无外来物损伤；  
14.7 目视检查发动机吊舱排水口无油液滴漏现象；  
14.8 目视检查发动机余油口无油液滴漏或滴漏在标准范围之内。

### 15. 左前机身区域

- 15.1 从地面上目视检查左侧前段机身可见蒙皮(含各舱门蒙皮、盖板)、客舱窗户无外来物损伤；  
15.2 目视检查左侧静压孔（共 3 处）无堵塞；确保主静压口周围光铝部分清洁，无污物，并确保左侧主静压口周围 RVSM 关键区域内的蒙皮无损伤、裂纹和腐蚀，蒙皮光滑度符合 RVSM 要求；  
15.3 目视检查总温探头、左侧皮托管（1 处）外来物损伤，左侧迎角传感器外观正常，无外来物损伤。

驾驶舱区域 (ME)													工作者																																														
1. 检查飞机适航证、国籍登记证、电台执照应在规定位置并齐全； 2. 按需要起动 APU 或接上外部电源； 3. 操作检查应急撤离灯系统，确保应急灯工作正常，发光条无缺损； 4. 操作检查备用电源系统工作正常； 5. 目视检查 P5 后头顶板上的 REVERSER 灯不亮； 6. 检查机组氧气压力表，确保氧气压力不低于下表中对应温度下的氧气压力值； 外界温度：_____ °C, 机组人数: _____, 压力: _____ psi																																																											
<table border="1"> <thead> <tr> <th>气温( °C )</th><th>-10</th><th>-5</th><th>0</th><th>5</th><th>10</th><th>15</th><th>20</th><th>25</th><th>30</th><th>35</th><th>40</th><th>45</th><th>50</th></tr> </thead> <tbody> <tr> <td>2人制(psi)</td><td>460</td><td>470</td><td>475</td><td>485</td><td>490</td><td>500</td><td>510</td><td>515</td><td>525</td><td>535</td><td>540</td><td>550</td><td>560</td></tr> <tr> <td>3人制(psi)</td><td>630</td><td>640</td><td>650</td><td>665</td><td>675</td><td>685</td><td>700</td><td>710</td><td>720</td><td>730</td><td>745</td><td>755</td><td>765</td></tr> <tr> <td>4人制(psi)</td><td>800</td><td>815</td><td>830</td><td>845</td><td>860</td><td>870</td><td>890</td><td>900</td><td>915</td><td>930</td><td>945</td><td>960</td><td>975</td></tr> </tbody> </table>	气温( °C )	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50	2人制(psi)	460	470	475	485	490	500	510	515	525	535	540	550	560	3人制(psi)	630	640	650	665	675	685	700	710	720	730	745	755	765	4人制(psi)	800	815	830	845	860	870	890	900	915	930	945	960	975	<p>7. 按以下标准检查液压系统油箱油量：  <input type="checkbox"/> 环境温度 &gt; -6°C 时，在驾驶舱检查确保液压油量在 88%-100%范围内；  <input type="checkbox"/> 环境温度 ≤ -6°C 时，在驾驶舱检查确保液压油量在 78%-100%范围内；          液压油量不在上述范围内时，补充或排放液压油(BMS3-11 TYPE IV 或 TYPE V)，          在飞行技术记录本填写所添加/排放的油量；</p> <p>8. 目视检查 ELEC 故障灯不亮；      9. 目视检查 P2 板上的 ANTISKID INOP 灯不亮；      10. 设置 AUTO BRAKE 电门到 RTO 位，确保 AUTOBRAKE DISARM 灯先亮后灭，          然后返回到 OFF 位；      11. 按压速度刹车手柄检查确认手柄在“DOWN”位并且和卡槽啮合到位；      12. 目视检查发动机起动手柄在关断位；      13. 操作水平安定面电配平系统，确保配平马达工作正常，检查完成后确保水平安定面配平在绿区；      14. 操作检查下货舱防火系统、轮舱过热探测警告系统、APU 防火过热探测系统          和发动机防火过热探测系统工作正常；检查 APU 和发动机灭火瓶爆炸帽灯(绿色)          指示正常；      15. 目视检查 2 号风挡确保关闭状态无挤压前侧余水管等外物；      16. 目视检查 P6, P18 板跳开关无跳出；      17. 设置电动液压泵电门到 ON 位，确保 A&amp;B 液压系统压力正常(2800-3200PSI)，          相应 LOW PRESSURE 灯熄灭；      18. 操作检查外部航行灯工作正常；      19. 相关液压渗漏检查完毕后确保将电动液压泵电门返回到 OFF 位。</p>		
气温( °C )	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50																																														
2人制(psi)	460	470	475	485	490	500	510	515	525	535	540	550	560																																														
3人制(psi)	630	640	650	665	675	685	700	710	720	730	745	755	765																																														
4人制(psi)	800	815	830	845	860	870	890	900	915	930	945	960	975																																														

驾驶舱区域 (AV)	工作者
<ol style="list-style-type: none"> <li>1. 执行惯导系统(IRS)校准, 校准后确保偏航阻尼可以接通, 速度配平灯熄灭;</li> <li>2. 操作飞行数据记录器电门到 TEST 位, 确保 OFF 灯灭, 然后将电门设置到 NORMAL 位, 确保 OFF 灯亮;</li> <li>3. 分别按压测试电门检查马赫空速警告系统, 确保分别听到音响警告声;</li> <li>4. 目视检查确保皮托管、迎角传感器和总温探头的加温电门在“AUTO”位, 确保窗户/皮托管加热模块上的相应灯亮;</li> <li>5. 检查备用磁罗盘背景灯光工作正常;</li> <li>6. 在同一修正高度基础上, 检查左右 CDS 高度差值在 50 英尺以内;</li> <li>7. 在同一修正高度基础上, 检查备用高度表与左侧 CDS 高度最大差值在 50 英尺以内, 检查气压修正调节旋钮调节灵活无卡滞;</li> <li>8. 目视检查近地警告 INOP 灯不亮, 按压 GPWS 测试电门, 确保听到语音信息;</li> <li>9. 在能收到 ACARS 地面基站信号的情况下, 操作检查 ACARS 系统, 确保工作正常;</li> <li>10. 操作测试 HF 和 VHF 通讯系统, 确保工作正常;</li> <li>11. 操作检查旅客广播系统和飞行内话系统正常;</li> <li>12. 打开全部 ADF 并调节两部 VHF NAV 到当地的 VOR 频率;</li> <li>13. 确保显示器上除黄色的“NO VSPD”、“LDG ALT”及“TCAS OFF”信息外, 无其它故障旗;</li> <li>14. 对于安装 HGS 的飞机, 操作检查 HGS 系统, 确保工作正常;</li> <li>15. 操作检查备用陀螺地平仪 (若适用), 确保工作正常, 无故障旗显示;</li> <li>16. 操作测试电门检查 TCAS 系统, 确保听到 TCAS SYSTEM TEST OK 语音(注:此步应在惯导校好之后执行);</li> <li>17. 检查副驾驶座椅后面储物柜内的机载 IPAD 和皮包, 确保在位。</li> </ol>	
客舱区域	工作者
<ol style="list-style-type: none"> <li>1. 启动 DPAVES 和松下娱乐系统, 确保娱乐系统工作正常;</li> <li>2. 目视检查应急手电安装在位, 指示灯闪亮;</li> <li>3. 目视检查厨房系统插座保护盖状态良好。</li> </ol>	
放行工作 (放行人员签署)	工作者
<ol style="list-style-type: none"> <li>1. 确保飞行技术记录本和客舱记录本上记录的故障已处理并正确签字, 确保备用飞行技术记录本在位;</li> <li>2. 确保轮胎气压监控本正确签署并在位;</li> <li>3. 如果飞机有故障保留, 则确保故障保留单放入飞行技术记录本封二夹子中, 对影响 RVSM 运行的故障保留, 通知机组;</li> <li>4. 确认完成航前工作单后, 授权放行人员在飞行技术记录本签署放行。</li> </ol>	
结尾工作 (可签署放行后完成)	工作者
<ol style="list-style-type: none"> <li>1. 有冰雪霜积存时, 执行工单 737NG-12-001;            存在冰雪霜并已清除 <input type="checkbox"/>      不存在冰雪霜 <input type="checkbox"/></li> <li>2. 确认随机的三个起落架安全销已取下;</li> </ol>	

3. 起动发动机前绕飞机一周，检查：

- 3.1 前、主起落架舱内无外来物；
- 3.2 所有的门已关闭，手柄在收藏位，检查货舱门外蒙皮无损伤；
- 3.3 检查所有勤务盖板/门在关闭位，锁扣齐平；
- 3.4 地面设备已撤离；
- 3.5 停机位及周边滑行线目视可见范围内无外来物。

**注 1：**当跟机执行维修工作时，为了确保跟机人员能够完成此工作并签署，此项工作中的主登机门和前后货舱门已关闭的检查由勤务工作单的执行人员完成并在勤务工作单上签署。如果勤务人员没有经过培训，跟机维修人员必须现场对其进行培训，以确保勤务人员具有正确完成此工作的能力。

**注 2：**跟机人员在执行结尾工作前需与机组进行充分沟通，确保在执行结尾工作完毕前登机门未关闭，执行结尾工作完毕后可以顺利登机。

JOB CARD 工作卡					
<b>A/C TYPE 机型</b>	<b>A/C NO. 机号</b>	<b>CARD CAT 工卡类别</b>	<b>Card No. 工作卡号</b>	<b>Page 154 Of 7</b>	
737-700/800		航线工单	XXX	第 154 页 共 7 页	
<b>THRS\REP 首做\重复间隔</b>	<b>Man Hour 参考工时</b>	<b>SKILL 专业</b>	<b>WORK AREA 工作位置</b>	<b>Revision 版次</b>	
PF	2.0	ME&AV	详见工单	1	
<b>REFERENCE/DATE/REV 依据及参考文件/日期/版本</b>			<b>RELATED CARD 关联工卡</b>		<b>TASK 任务</b>
737-700/800 MP/2019-09-20/V1702					详见工单
<b>Composer/Date 编写者/日期</b>	<b>Check/Date 校对者/日期</b>	<b>Approve/Date 批准者/日期</b>	<b>Actual ManHours 实际工时</b>	<b>Accomplished 航线工单签署</b>	<b>Station/ Date 航站/日期</b>
xxx 2020.1.1	xxx 2020.1.1	xxx 2020.1.1			
<b>标题</b>	<b>航前勤务工作单</b>				
<b>工作内容</b>					<b>工作者</b>
<p>1. 绕行检查飞机，确认前鼻舱门、EE 舱门、前后货舱门、登机工作梯靠接的舱门封条完好；</p> <p>2. 取下发动机罩布；</p>					
<p>3. 用蘸有 BMS3-32 TYPE II 或 MIL-H-5606 勤务油的抹布清洁前起落架及左右主起落架减震支柱镜面，确保镜面上形成一层油膜（注：在加燃油、上客前完成）。</p> <p><b>注意：如果不涂抹油膜可能会造成减震支柱封严损伤。</b></p>					
<p>4. 飞机离港前目视检查主登机门和前后货舱门已关好。</p>					
<p>5. 用耳机或其他有效方式建立与机组的联络，协助机组启动发动机，所有发动机启动完毕后取下耳机，关闭外部电源勤务盖板门并确保门锁扣扣牢；取下前轮转弯旁通销连同耳机向机组展示；指挥飞机滑出。</p> <p><b>注意 1：确保前轮转弯旁通销、耳机或耳机包等其他随身物品未遗留在轮舱内或飞机上。</b></p> <p><b>注意 2：如果在发动机启动过程中或进入慢车工作状态后，出现异常情况（如漏油、发动机着火、外来物等），及时通知机组和维修人员。</b></p> <p><b>注意 3：若使用了地面气源(空调或引气)，确保相应的地面气源盖板关闭且锁扣闭合到位。</b></p>					

## 2. 过站检查工作单卡

JOB CARD 工作卡					
A/C TYPE 机型	A/C NO. 机号	CARD CAT 工卡类别	Card No. 工作卡号	Page 155 Of 4	
737-700/800		航线工单	XXX	第 155 页 共 4 页	
THRS\REP 首做\重复间隔	Man Hour 参考工时	SKILL 专业	WORK AREA 工作位置	Revision 版次	
TR	0.4	ME&AV	详见工单	1	
REFERENCE/DATE/REV 依据及参考文件/日期/版本		RELATED CARD 关联工卡		TASK 任务	
737-700/800 MP/2019-09-20/V1702				详见工单	
Composer/Date 编写者/日期	Check/Date 校对者/日期	Approve/Date 批准者/日期	Actual Man Hours 实际工时	Accomplished 航线工单签署	Station/ Date 航站/日期
xxx 2020.1.1	xxx 2020.1.1	xxx 2020.1.1			
标题	过站工作单				
机下区域					工作者
<p><b>1. 机头区域</b></p> <p>1.1 目视检查雷达罩固定良好，无外来物损伤。</p> <p><b>2. 前起落架和轮舱区域</b></p> <p>2.1 目视检查前起落架机轮组件磨损、损伤状况，确保轮胎磨损及损伤、切口在规定范围内，在轮胎胎面无其它损伤情况下：在维修基地或过夜航站，轮胎任一点处见第2层帘线层时更换轮胎；在短停航站，轮胎见到第2层帘线层可以放行飞机，超过第2层帘线层需更换轮胎；</p> <p>2.2 目视检查前起落架舱门、锁定连杆及其弹簧、前轮转弯钢索外观正常，无外来物损伤；</p> <p>2.3 目视检查前轮舱区域地面无油液积存现象(由于维护工作造成的油液积存除外)，目视检查轮舱前后壁板、顶板无油液喷射痕迹；</p> <p>2.4 目视检查前起落架减震支柱内筒镜面无划伤。</p> <p><b>3. 右前机身区域</b></p> <p>3.1 目视检查右侧皮托管（共2处）、右侧迎角传感器外观正常，无外来物损伤；</p> <p>3.2 从地面上目视检查机组氧气释放指示片在位；</p> <p>3.3 目视检查右侧静压孔（共3处）无堵塞；确保主静压口周围光铝部分清洁，无污物，并确保右侧主静压口周围RVSM关键区域内的蒙皮无损伤、裂纹和腐蚀，蒙皮光滑度符合RVSM要求；</p> <p>3.4 从地面上目视检查右侧前段机身可见蒙皮(含各舱门蒙皮、盖板)、客舱窗户、前污水排放竖管无外来物损伤；</p> <p>3.5 依次目视检查TCAS下天线、ATC下天线、无线电高度收发天线（共4处）、VHF3天线、DME1天线、指点信标天线外观正常，无外来物损伤。</p> <p><b>4. 右发动机区域</b></p> <p>4.1 目视检查发动机进气整流罩、整流锥、风扇叶片、进气道、消音板、外涵道导向叶片、内涵道导向叶片、T12传感器外观正常，无外来物损伤；</p> <p>4.2 目视检查风扇平台前端无翘起；</p> <p>4.3 目视检查风扇整流罩、涡流控制器、反推整流罩、滑油勤务盖板、IDG滑油勤务盖板、MCD检查接近盖板外观正常，无外来物损伤、无打开的锁扣；</p>					

4.4 从外涵道后面上目视检查反推折流门、阻力连杆、IDG 滑油散热器、最后一级涡轮叶片外观正常，无外来物损伤；

4.5 目视检查排气机匣、排气尾锥、发动机吊舱外部整流罩外观正常，无外来物损伤；

4.6 目视检查发动机吊舱排水口无油液滴漏现象；

4.7 目视检查发动机余油口无油液滴漏或滴漏在标准范围之内。

### 5. 右大翼区域

5.1 从地面上目视检查前缘襟翼、前缘缝翼、缝翼涡流刀片(3个)、后缘襟翼、副翼和副翼调整片外观正常，无外来物损伤，无油液滴漏或滴漏在标准范围之内；

5.2 从地面上目视检查机翼下表面、翼尖小翼无外来物损伤，无油液渗漏或渗漏在标准范围之内；

5.3 从地面上目视检查加油站盖板在位，锁扣平齐，火焰捕集器在位，释压活门重置T型手柄与机翼下表面平齐；

5.4 目视检查航行灯工作正常；

5.5 目视检查右大翼静电放电刷（共2个），确保外观正常，无缺损。

### 6. 右主起落架和轮舱区域

6.1 目视检查机轮组件磨损、损伤状况，确保轮胎磨损及损伤、切口在规定范围内，在轮胎胎面无其它损伤情况下：在维修基地或过夜航站，轮胎任一点处见第2层帘线层时更换轮胎；在短停航站，轮胎见到第2层帘线层可以放行飞机，超过第2层帘线层需更换轮胎；

6.2 目视检查刹车磨损状况良好；

6.3 目视检查刹车和刹车液压导管无油液滴漏或滴漏在标准范围之内，刹车无掉块；

6.4 目视检查起落架减震支柱内筒镜面无划伤；

6.5 目视检查起落架舱门、起落架上锁机构及弹簧、轮舱片状封严件、起落架收上易碎塞外观正常，无外来物损伤；

6.6 目视检查轮舱区域地面、短舱、龙骨梁上表面无油液积存现象(由于维护工作造成的油液积存除外)，目视检查轮舱前后壁板、顶板无油液喷射痕迹。

### 7. 右后机身区域

7.1 从地面上目视检查右后机身可见蒙皮(含各舱门蒙皮、盖板)、客舱窗户无外来物损伤；

7.2 目视检查 VHF1 天线和固定式 ELT 天线外观正常，无明显损伤；

7.3 从地面上目视检查后外流活门、两个正压安全释压活门、安全负压活门、APU 进气折流门，无外来物损伤；

7.4 依次目视检查 DME2 天线、VHF2 天线外观正常，无外来物损伤；

7.5 从地面上目视检查 APU 余油排放竖管外观正常，无外来物损伤，无滴漏；

7.6 从地面上目视检查右水平安定面和垂直安定面之间的涡流发生器(4个)外观正常；

7.7 从地面上目视检查机身尾橇绿色指示片应在位，尾橇靴无擦地痕迹（仅适用于737-800型飞机）。

### 8. 尾翼区域

8.1 从地面上目视检查垂直安定面前缘部分、方向舵、水平安定面前缘部分、升降舵和升降舵调整片可见部分无外来物损伤，无油液滴漏或滴漏在标准范围之内；

8.2 目视检查垂尾左和右两侧皮托管、HF 天线、VOR/LOC 天线外观正常，无明显

可见损伤，垂直安定面放电刷（共4个）外观正常，无缺损；

8.3 目视检查水平安定面放电刷（左右各3个）外观正常，无缺损。

### 9. 左后机身区域

9.1 从地面目视检查后污水排放竖管、APU整流罩液压排放竖管外观正常，无外来物损伤；

9.2 从地面目视检查左后机身可见蒙皮（含各舱门蒙皮、盖板）、客舱窗户无外来物损伤；

9.3 从地面目视检查左水平安定面和垂直安定面之间的涡流发生器（4个）外观正常。

### 10. 左主起落架和轮舱区域

10.1 目视检查机轮组件磨损、损伤状况，确保轮胎磨损及损伤、切口在规定范围内，在轮胎胎面无其它损伤情况下：在维修基地或过夜航站，轮胎任一点处见第2层帘线层时更换轮胎；在短停航站，轮胎见到第2层帘线层可以放行飞机，超过第2层帘线层需更换轮胎；

10.2 目视检查刹车磨损状况良好；

10.3 目视检查刹车和刹车液压导管无油液滴漏或滴漏在标准范围之内，刹车无掉块；

10.4 目视检查起落架减震支柱内筒镜面无划伤；

10.5 目视检查起落架舱门、起落架上锁机构及弹簧、轮舱片状封严件、起落架收上易碎塞外观正常，无外来物损伤；

10.6 目视检查轮舱区域地面、短舱、龙骨梁上表面无油液积存现象（由于维护工作造成的油液积存除外），目视检查轮舱前后壁板、顶板无油液喷射痕迹。

### 11. 左大翼区域

11.1 目视检查左大翼静电放电刷（共2个），确保外观正常，无缺损；

11.2 从地面目视检查机翼下表面、翼尖小翼无外来物损伤，无油液渗漏或渗漏在标准范围内；

11.3 从地面目视检查火焰捕集器在位，释压活门重置T型手柄与机翼下表面平齐；

11.4 从地面目视检查前缘襟翼、前缘缝翼、缝翼涡流刀片（3个）、后缘襟翼、副翼和副翼调整片外观正常，无外来物损伤，无油液滴漏或滴漏在标准范围之内；

11.5 目视检查航行灯工作正常。

### 12. 左发动机区域

12.1 目视检查发动机进气整流罩、整流锥、风扇叶片、进气道、消音板、外涵道导向叶片、内涵道导向叶片、T12传感器外观正常，无外来物损伤；

12.2 目视检查风扇平台前端无翘起；

12.3 目视检查风扇整流罩、涡流控制器、反推整流罩、滑油勤务盖板、IDG滑油勤务盖板、MCD检查接近盖板外观正常，无外来物损伤、无打开的锁扣；

12.4 从外涵道后面前目视检查反推折流门、阻力连杆、IDG滑油散热器、最后一级涡轮叶片外观正常，无外来物损伤；

12.5 目视检查排气机匣、排气尾锥、发动机吊舱外部整流罩外观正常，无外来物损伤；

12.6 目视检查发动机吊舱排水口无油液滴漏现象；

12.7 目视检查发动机余油口无油液滴漏或滴漏在标准范围之内。

### 13. 左前机身区域

13.1 从地面目视检查左侧前段机身可见蒙皮（含各舱门蒙皮、盖板）、客舱窗户无外

<p>来物损伤;</p> <p>13.2 目视检查左侧静压孔（共 3 处）无堵塞；确保主静压口周围光铝部分清洁，无污物，无喷漆，并确保左侧主静压口周围 RVSM 关键区域内的蒙皮无损伤、裂纹和腐蚀，蒙皮光滑度符合 RVSM 要求；</p> <p>13.3 目视检查总温探头、左侧皮托管（1 处）、左侧迎角传感器外观正常，无外来物损伤。</p>													
驾驶舱区域	工作者												
<p>1. 目视检查飞机适航证、国籍登记证、电台执照应在规定位置并齐全；</p> <p>2. 目视检查 P5 后头顶板上的 Reverser 灯不亮；</p> <p>3. 对于 737-700 飞机，确保按压系统警告牌后 PSEU 灯不亮；对于 737-800 飞机，确保按压系统警告牌后 PSEU 灯、PACK 灯和 ZONE TEMP 灯不亮；</p> <p>4. 在发动机停车后 5-30 分钟内，检查发动机滑油量不低于 70% 或 14 募脱（在维修基地或过夜航站确保不低于 80% 或 16 募脱），否则按需加滑油 MOBIL OIL JET II (MIL-PRF-23699)，在飞行技术记录本填入加油的滑油量；</p> <p style="margin-left: 2em;"><b>警告：</b>若需添加滑油，工作完毕后检查滑油箱已盖好，确保口盖没有夹住连接链条或外来物，否则可能发生溢油导致发动机停车。</p> <p>5. 检查机组氧气压力表，确保氧气压力不低于下表中对应温度下的氧气压力值。</p> <p style="margin-left: 2em;"><b>客舱温度：</b> _____ °C, <b>机组人数：</b> _____, <b>压力：</b> _____ psi</p>													
气温( °C )	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50
2 人制(psi)	460	470	475	485	490	500	510	515	525	535	540	550	560
3 人制(psi)	630	640	650	665	675	685	700	710	720	730	745	755	765
4 人制(psi)	800	815	830	845	860	870	890	900	915	930	945	960	975
放行工作（放行人员签署）	工作者												
<p>1. 确保飞行技术记录本和客舱记录本上记录的故障已处理并正确签字；</p> <p>2. 如果飞机有故障保留，则确保故障保留单放入飞行技术记录本封二夹子中，对影响 RVSM 运行的故障保留，通知机组；</p> <p>3. 确认完成过站工作单后，授权放行人员在飞行技术记录本签署放行。</p>													
结尾工作（可签署放行后完成）	工作者												
<p>4. 有冰雪霜积存时，执行工单 737NG-12-001；</p> <p style="margin-left: 2em;"><input type="checkbox"/> 存在冰雪霜并已清除 <input type="checkbox"/> 不存在冰雪霜</p> <p>5. 确认随机的三个起落架安全销已取下；</p> <p>6. 起动发动机前绕飞机一周，检查</p> <p style="margin-left: 2em;">6.1 前、主起落架舱内无外来物；</p> <p style="margin-left: 2em;">6.2 所有的门已关闭，手柄在收藏位，检查货舱门外蒙皮无损伤；</p> <p style="margin-left: 2em;">6.3 检查所有勤务盖板/门在关闭位，锁扣齐平；</p> <p style="margin-left: 2em;">6.4 地面设备已撤离；</p> <p style="margin-left: 2em;">6.5 停机位及周边滑行线目视可见范围内无外来物。</p> <p><b>注 1：</b>当跟机执行维修工作时，为了确保跟机人员能够完成此工作并签署，此项工作中的主登机门和前后货舱门已关闭的检查由勤务工作单的执行人员完成并在勤务工作单上签署。如果勤务人员没有经过培训，跟机维修人员必须现场对其进行培训，以确保勤务人员具有正确完成此工作的能力。</p> <p><b>注 2：</b>跟机人员在执行结尾工作前需与机组进行充分沟通，确保在执行结尾工作完毕前登机门未关闭，执行结尾工作完毕后可以顺利登机。</p>													

JOB CARD 工作卡				
A/C TYPE 机型	A/C NO. 机号	CARD CAT 工卡类别	Card No. 工作卡号	Page 159 Of 1
737-700/800		航线工单	XXX	第 159 页 共 1 页
THRS\REP 首做\重复间隔	Man Hour 参考工时	SKILL 专业	WORK AREA 工作位置	Revision 版次
TR	0.1	ME&AV	详见工单	1
REFERENCE/DATE/REV 依据及参考文件/日期/版本			RELATED CARD 关联工卡	TASK 任务
737-700/800 MP/2019-09-20/V1702			详见工单	
Composer/Date 编写者/日期	Check/Date 校对者/日期	Approve/Date 批准者/日期	Actual Man Hours 实际工时	Accomplished 航线工单签署
xxx 2020.1.1	xxx 2020.1.1	xxx 2020.1.1		
标题	过站勤务工作单			
工作内容				
1. 提前 15 分钟到达机坪，查看并确保停机位附近无障碍物、机坪表面无尖锐物或其它外来物，备好轮挡。FOD: 有并清除/Yes and clean <input type="checkbox"/> 无/No <input type="checkbox"/>				
2. 指挥飞机停放到位，确认轮挡放置到位，指挥机组松开刹车。				
3. 检查确认前起镜面上无冰、雪、霜。				
4. 飞机离港前目视检查主登机门和前后货舱门已关好。				
5. 用耳机或其他有效方式建立与机组的联络，协助机组起动发动机，所有发动机起动完毕后取下耳机，关闭外部电源勤务盖板门并确保门锁扣扣牢；取下前轮转弯旁通销连同耳机向机组展示；指挥飞机滑出。 <b>注意 1：</b> 检查前轮转弯旁通销，确保销子状态良好，没有松动脱落的情况。销体和把手可能会脱开，遗漏在飞机上。 <b>注意 2：</b> 确保前轮转弯旁通销、耳机或耳机包等其他随身物品未遗留在轮舱内或飞机上。 <b>注意 3：</b> 如果在发动机启动过程中或进入慢车工作状态后，出现异常情况（如漏油、发动机着火、 <b>注意 4：</b> 若使用了地面气源(空调或引气)，确保相应的地面气源盖板关闭且锁扣闭合到位。				

### 3. 航后检查工作单卡

JOB CARD 工作卡					
A/C TYPE 机型	A/C NO. 机号	CARD CAT 工卡类别	Card No. 工作卡号	Page 160 Of 7	
737-700/800		航线工单	XXX	第 160 页 共 7 页	
THRS\REP 首做\重复间隔	Man Hour 参考工时	SKILL 专业	WORK AREA 工作位置	Revision 版次	
AF	2.0	ME&AV	详见工单	1	
REFERENCE/DATE/REV 依据及参考文件/日期/版本		RELATED CARD 关联工卡		TASK 任务	
737-700/800 MP/2019-09-20/V1702				详见工单	
Composer/Date 编写者/日期	Check/Date 校对者/日期	Approve/Date 批准者/日期	Actual Man Hours 实际工时	Accomplished 航线工单签署	Station/ Date 航站/日期
xxx 2020.1.1	xxx 2020.1.1	xxx 2020.1.1			
标题 航后工作单					
机下区域					工作者
<p><b>1. 一般工作</b></p> <p>1.1 检查起落架安全销和红色标记带完好，安全销、保险销及连接绳无明显损伤，插上起落架安全销及保险销；</p> <p>1.2 发动机停车后 5-60 分钟内，检查发动机滑油量，并加滑油 MOBIL OIL JET II (MIL-PRF-23699) 到 <math>95 \pm 5\%</math> 或 18 到 20 夸脱，并在飞行技术记录本中记录所加滑油量；</p> <p><b>警告：检查滑油箱已盖好，确保口盖没有夹住连接链条或外来物，否则可能发生溢油导致发动机停车；</b></p> <p>1.3 用蘸有 BMS3-32 TYPE II 或 MIL-H-5606 勤务油的抹布清洁前起落架及左右主起落架减震支柱镜面，确保镜面上形成一层油膜（注：下客后完成）</p> <p><b>注意：如果不涂抹油膜可能会造成减震支柱封严损伤；</b></p> <p>1.4 安装皮托管保护罩（共 3 处），并检查红色标记带完好。</p> <p><b>警告：在安装皮托管保护罩之前，确保皮托管已经冷却，确保保护套及皮托管内无污物、异物。</b></p> <p><b>2. 机头区域</b></p> <p>2.1 目视检查雷达罩固定良好，无外来物损伤。</p> <p><b>3. 前起落架和轮舱区域</b></p> <p>3.1 目视检查机轮组件磨损、损伤状况，确保轮胎磨损及损伤、切口在规定范围内，在轮胎胎面无其它损伤情况下，任一点处见第 1 层帘线时更换轮胎；</p> <p>3.2 检查前起落架减震支柱的伸展长度“X”值，并确定在范围内（注：本标准适用于下完客后，加油前检查镜面高度），前起落架镜面高度 _____ 英寸；</p> <p>3.3 目视检查前起落架减震支柱内筒镜面无划伤、无油液渗漏现象；</p> <p>3.4 目视检查前起落架舱门、锁定连杆及其弹簧、前轮转弯钢索，前起落架和轮舱内的液压部件、管路无外来物损伤，无油液滴漏或滴漏在标准范围之内；轮舱灯工作正常，滑行灯及轮舱灯灯罩外观正常，无外来物损伤；</p> <p>3.5 目视检查前轮止动刹车片安装在位，未磨损到限；</p> <p>3.6 目视检查前起落架空地近位传感器(2)、放下位置传感器(2)、锁定传感器(2)无脱离或明显变形、损伤。</p>					

**4. 右侧前段机身区域**

- 4.1 目视检查右侧皮托管（共 2 处）、无堵塞和外来物损伤，右侧迎角传感器外观正常，无外来物损伤；
- 4.2 从地面目视检查机组氧气释放指示片在位；
- 4.3 目视检查右侧静压孔（共 3 处）无堵塞；确保主静压口周围光铝部分清洁，无污物，并确保右侧主静压口周围 RVSM 关键区域内的蒙皮无损伤、裂纹和腐蚀，蒙皮光滑度符合 RVSM 要求；
- 4.4 从地面目视检查右侧前段机身可见蒙皮(含各舱门蒙皮、盖板)、客舱窗户无外来物损伤，下防撞灯灯罩在位，无破损；
- 4.5 依次目视检查 TCAS 下天线、ATC 下天线、无线电高度收发天线（共 4 处）、VHF3 天线、DME1 天线、指点信标天线外观正常，无外来物损伤。

**5. 右发动机区域**

- 5.1 目视检查发动机进气整流罩、整流锥、风扇叶片、进气道、消音板、外涵道导向叶片、内涵道导向叶片、T12 传感器外观正常，无外来物损伤；
- 5.2 目视检查风扇平台前端无翘起；
- 5.3 目视检查风扇整流罩、涡流控制器、反推整流罩、滑油勤务盖板、IDG 滑油勤务盖板、MCD 检查接近盖板外观正常，无外来物损伤、无打开的锁扣；
- 5.4 从外涵道后目视检查反推折流门、阻力连杆、IDG 滑油散热器，从内涵道后目视检查最后一级涡轮叶片外观正常，无外来物损伤；
- 5.5 目视检查排气机匣、排气尾锥、发动机吊舱外部整流罩外观正常，无外来物损伤；
- 5.6 目视检查发动机吊舱排水口无油液滴漏现象；
- 5.7 目视检查发动机余油口无油液滴漏或滴漏在标准范围之内；
- 5.8 发动机关车 5 分钟后检查 IDG 滑油量在银色指示带内，否则按需勤务，检查确认 IDG 压差指示器未弹出。

**6. 右大翼区域**

- 6.1 从地面目视检查前缘襟翼、前缘缝翼、缝翼涡流刀片(3 个)、后缘襟翼、副翼和副翼调整片外观正常，无外来物损伤，无油液滴漏或滴漏在标准范围之内；各灯罩外观正常，无外来物损伤；
- 6.2 从地面目视检查机翼下表面、翼尖小翼无外物损伤，无油液渗漏或渗漏在标准范围内；
- 6.3 从地面目视检查加油站盖板在位，锁扣平齐，火焰捕集器在位，释压活门重置 T 型手柄与机翼下表面平齐；
- 6.4 目视检查右大翼静电放电刷（共 2 个），确保外观正常，无缺损。

**7. 右主起落架区域**

- 7.1 目视检查机轮组件磨损、损伤状况，确保轮胎磨损及损伤、切口在规定范围内，主轮轮轴端盖安装在位、保险完好；在轮胎胎面无其它损伤情况下，任一点处见第 1 层帘线时更换轮胎；
- 7.2 在设置停留刹车且刹车压力正常情况下检查刹车磨损指示销伸出长度，若小于或等于 1 毫米时需更换刹车组件；
- 7.3 目视检查刹车和刹车液压导管无油液滴漏或滴漏在标准范围之内，刹车无掉块；
- 7.4 检查起落架减震支柱的伸展长度“X”值，并确定在范围内(注：本标准适用于下完客后，加油前检查镜面高度)，右主起落架镜面高度 \_\_\_\_\_ 英寸；

- 7.5 目视检查主起落架减震支柱内筒镜面无划伤、无油液渗漏现象；
- 7.6 目视检查起落架空地近位传感器(2)、收上锁定传感器(2)、放下锁定传感器(2)无脱离或明显变形、损伤；
- 7.7 目视检查起落架舱门、起落架上锁机构可见部分及弹簧无外来物损伤。

#### 8. 主轮舱区域

- 8.1 目视检查轮舱片状封严件、起落架收上易碎塞外观正常、无外来物损伤；
- 8.2 一般目视检查起落架和轮舱内的液压部件、管路无外来物损伤，无油液滴漏或滴漏在标准范围之内；轮舱灯工作正常，相应灯罩外观正常，无外来物损伤；
- 8.3 目视检查 A&B 液压系统回油滤压差指示器无跳出；液压油箱压力表指示压力不低于 30PSI；
- 8.4 检查氮气发生系统 (NGS) 性能指示面板，确保绿色灯亮（适用于装有 NGS 系统的飞机）。

#### 9. 右侧后段机身区域

- 9.1 从地面目视检查右后机身可见蒙皮(含各舱门蒙皮、盖板)、客舱窗户无外来物损伤；
- 9.2 从地面目视检查右水平安定面和垂直安定面之间的涡流发生器(4 个)安装在位；
- 9.3 目视检查 VHF1 天线和固定式 ELT 天线外观正常，无明显损伤；
- 9.4 从地面目视检查后外流活门、两个正压安全释压活门、安全负压活门、APU 进气折流门无外来物损伤；
- 9.5 依次目视检查 DME2 天线、VHF2 天线外观正常，无外来物损伤；
- 9.6 从地面目视检查 APU 余油排放竖管外观正常，无外来物损伤，无滴漏；
- 9.7 从地面目视检查机身尾橇绿色指示片应在位，尾橇靴无擦地痕迹(仅适用于 737-800 型飞机)。

#### 10. 尾翼区域

- 10.1 从地面目视检查垂直安定面前缘部分、方向舵、水平安定面前缘部分、升降舵和升降舵调整片可见部分无外来物损伤，无油液滴漏或滴漏在标准范围之内。
- 10.2 目视检查垂尾左和右两侧皮托管、HF 天线、VOR/LOC 天线外观正常，无明显可见损伤，垂直安定面放电刷（共 4 个）、尾部航行灯及频闪灯灯罩外观正常，无缺损；
- 10.3 目视检查水平安定面放电刷（左右各 3 个）外观正常，无缺损。

#### 11. 左侧后段机身区域

- 11.1 从地面目视检查后污水排放竖管、APU 整流罩液压排放竖管外观正常，无外来物损伤；
- 11.2 从地面目视检查左后机身可见蒙皮(含各舱门蒙皮、盖板)、客舱窗户无外来物损伤；
- 11.3 从地面目视检查左水平安定面和垂直安定面之间的涡流发生器(4 个)外观正常。

#### 12. 左主起落架区域

- 12.1 目视检查机轮组件磨损、损伤状况，确保轮胎磨损及损伤、切口在规定范围内，主轮轮轴端盖安装在位、保险完好；在轮胎胎面无其它损伤情况下，任一点处见第 1 层帘线时更换轮胎；
- 12.2 在设置停留刹车且刹车压力正常情况下检查刹车磨损指示销伸出长度，若小于或等于 1 毫米时需更换刹车组件；

- 12.3 目视检查刹车和刹车液压导管无油液滴漏或滴漏在标准范围之内，刹车无掉块；
- 12.4 检查起落架减震支柱的伸展长度“X”值，并确定在范围内(注：本标准适用于下完客后，加燃油前检查机面高度)，左主起落架机面高度 \_\_\_\_\_ 英寸；
- 12.5 目视检查主起落架减震支柱内筒机面无划伤、无油液渗漏现象；
- 12.6 目视检查起落架空地近位传感器(2)、收上锁定传感器(2)、放下锁定传感器(2)无脱离或明显变形、损伤；
- 12.7 目视检查起落架舱门、起落架上锁机构可见部分及弹簧无外来物损伤。

### 13. 左大翼区域

- 13.1 目视检查左大翼静电放电刷（共2个），确保外观正常，无缺损；
- 13.2 从地面目视检查机翼下表面、翼尖小翼无外来物损伤，无油液渗漏或渗漏在标准范围内；
- 13.3 从地面目视检查火焰捕集器在位，释压活门重置T型手柄与机翼下表面平齐；
- 13.4 从地面目视检查前缘襟翼、前缘缝翼、缝翼涡流刀片(3个)、后缘襟翼、副翼和副翼调整片外观正常，无外来物损伤，无油液滴漏或滴漏在标准范围之内；各灯罩外观正常，无外来物损伤。

### 14. 左发动机区域

- 14.1 目视检查发动机进气整流罩、整流锥、风扇叶片、进气道、消音板、外涵道导向叶片、内涵道导向叶片、T12传感器外观正常，无外来物损伤；
- 14.2 目视检查风扇平台前端无翘起；
- 14.3 目视检查风扇整流罩、涡流控制器、反推整流罩、滑油勤务盖板、IDG滑油勤务盖板、MCD检查接近盖板外观正常，无外来物损伤、无打开的锁扣；
- 14.4 从外涵道后面目视检查反推折流门、阻力连杆、IDG滑油散热器，从内涵道后目视检查最后一级涡轮叶片外观正常，无外来物损伤；
- 14.5 目视检查排气机匣、排气尾锥、发动机吊舱外部整流罩外观正常，无外来物损伤；
- 14.6 目视检查发动机吊舱排水口无油液滴漏现象；
- 14.7 目视检查发动机余油口无油液滴漏或滴漏在标准范围之内；
- 14.8 发动机关车5分钟后检查IDG滑油量在银色指示带内，否则按需勤务，检查确认IDG压差指示器未弹出。

### 15. 左侧前段机身区域

- 15.1 从地面目视检查左侧前段机身可见蒙皮(含各舱门蒙皮、盖板)、客舱窗户无外来物损伤；
- 15.2 目视检查左侧静压孔（共3处）无堵塞；确保主静压口周围光铝部分清洁，无污物，无喷漆，并确保左侧主静压口周围RVSM关键区域内的蒙皮无损伤、裂纹和腐蚀，蒙皮光滑度符合RVSM要求；
- 15.3 目视检查总温探头、左侧皮托管（1处）无堵塞和外来物损伤，左侧迎角传感器外观正常，无外来物损伤。

### 16. 货舱内区域检查

- 16.1 检查前货舱拉绳、货网锁扣和底座，确保无损坏；检查前货舱地板、侧壁板、天花板和前后壁板无穿孔，检查防火胶带无丢失；检查前货舱灯光设备，确保工作正常，照明灯及灯罩状态完好；
- 16.2 检查后货舱拉绳、货网锁扣和底座，确保无损坏；检查后货舱地板、侧壁板、天花板和前后壁板无穿孔，检查防火胶带无丢失；检查后货舱灯光设备，确保

工作正常，照明灯及灯罩状态完好。																																																																
驾驶舱区域 (ME)												工作者																																																				
1.	接好地面电源或使用 APU;																																																															
2.	设置电动液压泵电门到 ON 位，确保 A&B 液压系统压力正常(2800-3200psi), 相应 LOW PRESSURE 灯熄灭，相关液压渗漏检查完毕后确保将电动液压泵电门返回到 OFF 位;																																																															
3.	操作测试所有的警告和指示灯工作正常，并检查备用灯泡齐全； <b>注意：若指示灯内有两个灯泡，其中有一个不亮应立即更换。</b>																																																															
4.	操作检查外部机翼照明灯、着陆灯、转弯灯、滑行灯、防撞灯、航行灯、频闪灯工作正常；																																																															
5.	按压测试前缘装置信号板灯光正常；																																																															
6.	目视检查 P5 后头顶板上的 Reverser 灯不亮；																																																															
7.	检查机组氧气压力表，确保氧气压力不低于下表中对应温度下的氧气压力值： 客舱温度：_____ °C，机组人数：_____，压力：_____ psi																																																															
<table border="1"> <thead> <tr> <th>气温( °C )</th><th>-10</th><th>-5</th><th>0</th><th>5</th><th>10</th><th>15</th><th>20</th><th>25</th><th>30</th><th>35</th><th>40</th><th>45</th></tr> </thead> <tbody> <tr> <td>2 人制(psi)</td><td>610</td><td>620</td><td>625</td><td>635</td><td>640</td><td>650</td><td>660</td><td>665</td><td>675</td><td>685</td><td>690</td><td>700</td></tr> <tr> <td>3 人制(psi)</td><td>780</td><td>790</td><td>800</td><td>815</td><td>825</td><td>835</td><td>850</td><td>860</td><td>870</td><td>880</td><td>895</td><td>905</td></tr> <tr> <td>4 人制(psi)</td><td>950</td><td>965</td><td>980</td><td>995</td><td>1010</td><td>1020</td><td>1040</td><td>1050</td><td>1065</td><td>1080</td><td>1095</td><td>1110</td></tr> </tbody> </table>													气温( °C )	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40	45	2 人制(psi)	610	620	625	635	640	650	660	665	675	685	690	700	3 人制(psi)	780	790	800	815	825	835	850	860	870	880	895	905	4 人制(psi)	950	965	980	995	1010	1020	1040	1050	1065	1080	1095	1110
气温( °C )	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40	45																																																				
2 人制(psi)	610	620	625	635	640	650	660	665	675	685	690	700																																																				
3 人制(psi)	780	790	800	815	825	835	850	860	870	880	895	905																																																				
4 人制(psi)	950	965	980	995	1010	1020	1040	1050	1065	1080	1095	1110																																																				
8.	按以下标准检查液压系统油箱油量， <input type="checkbox"/> 环境温度 > -6°C 时，在驾驶舱检查确保液压油量在 90%-100%范围内； <input type="checkbox"/> 环境温度 ≤ -6°C 时，在驾驶舱检查确保液压油量在 80%-100%范围内； 液压油量不在上述范围内时，补充或排放液压油(BMS3-11 TYPE IV 或 TYPE V)，在飞行技术记录本填写所添加/排放的油量；																																																															
9.	目视检查“ENG VALVE CLOSED”和“SPAR VALVE CLOSED”灯，确保暗亮；将燃油交输活门开关打至开位，确保活门指示由不亮到明亮到暗亮；将开关置于关位，活门指示由暗亮到明亮到熄灭；																																																															
10.	目视检查“EQUIPMENT COOLING OFF”灯，确保不亮；																																																															
11.	目视检查 APU“MAINT”灯，确保不亮；																																																															
12.	操作检查应急撤离灯系统，确保应急灯工作正常；																																																															
13.	操作检查主警告灯和系统警告牌正常；对于 737-700 飞机，确保按压系统警告牌后 PSEU 灯不亮；对于 737-800 飞机，确保按压系统警告牌后 PSEU 灯、PACK 灯和 ZONE TEMP 灯不亮；																																																															
14.	操作检查停留刹车警告灯工作正常；																																																															
15.	读取 EEC 中最近故障信息并进行确认处理；																																																															
16.	操作检查下货舱防火系统、轮舱过热探测警告系统、APU 防火过热探测系统和发动机防火过热探测系统工作正常；检查 APU 和发动机灭火瓶爆炸帽灯(绿色)指示正常；																																																															
17.	操作检查座椅前后移动正常，安全带伸缩正常；																																																															
18.	目视检查驾驶舱窗和风挡确保无裂纹、划伤、模糊、分层现象，若有应在限制范围内；风挡玻璃传感器、侧窗加温螺旋导线外观良好；确保风挡玻璃加温电门在关位；																																																															
19.	目视检查 1 号风挡和 2 号风挡之间的余水管，确保外观正常、固定良好 (注意：确保余水管位于保持架卡扣内)；																																																															
20.	目视检查下列应急设备安装在位，数量齐全：																																																															

<p>1) 护目镜(4个); 2) 应急斧(1个); 3) 机组救生衣(4套); 4) PBE(1个); 5) 手电筒(2个, 指示灯闪亮);  6) BCF 灭火瓶(1个, 灭火瓶锁定销在位, 压力指示在绿区);  21. 目视检查飞机适航证、国籍登记证、电台执照应在规定位置并齐全, 如有丢失或破损应通知工程技术公司质量部;  22. 依据机载资料检查清单检查机载资料, 确保数量齐全;  注: 机载资料检查清单位于飞行记录本存放处。  23. 在飞行记录本中填写发动机滑油添加量。</p>	
<p style="text-align: center;"><b>驾驶舱区域 (AV)</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>操作测试卫星通讯系统 (若适用);</li> <li>操作飞行数据记录器电门到 TEST 位, 确保 OFF 灯熄灭, 然后将电门设置到 NORMAL 位, 确保 OFF 灯亮;</li> <li>分别按压测试电门检查马赫空速警告系统, 确保分别听到音响警告声;</li> <li>按压 P5 板两个失速警告测试按钮, 相对应的驾驶杆抖动;</li> <li>目视检查确保皮托管、迎角传感器和总温探头的加温电门在“AUTO”位; 确保窗户/皮托管加热模块上的相应灯亮;</li> <li>按压测试电门检查语音记录器, 确保状态灯亮;</li> <li>在同一修正高度基础上, 检查备用高度表与左侧 CDS 高度最大差值在 50 英尺以内, 检查气压修正调节旋钮调节灵活无卡滞;</li> <li>目视检查近地警告 INOP 灯不亮, 按压 GPWS 测试电门, 确保听到语音信息;</li> <li>确认气象雷达系统在 TEST 模式;</li> <li>操作测试 HF 通讯系统, 确保工作正常;</li> <li>检查 ATC/TCAS 控制面板上旋钮, 确保能灵活调节;</li> <li>确保备用打印纸在位, 如无, 需要及时进行补充;</li> <li>检查副驾驶座椅后面储物柜内的机载 IPAD 和皮包, 确保在位。取出机载 IPAD, 打开 IPAD 电源, 在设置-Apple ID 里, 检查对应的飞机号信息为本架飞机。检查电量显示, 要求电量不小于 60%。如果电量小于 60%, 则立即充电至要求的标准。检查是否有数据更新要求, 如有则进行更新。最后关闭 IPAD 电源并放回原处。</li> <li>确保备用机组耳机在位, 且状态良好, 否则补充新耳机;</li> <li>确认 ADIRUS 电门在关位;</li> <li>清除整个驾驶舱的地板、中央操纵台、驾驶舱等区域内的固体垃圾及液体污物, 确保清洁后无明显垃圾和尘灰。</li> </ol>	<b>工作者</b>
<p style="text-align: center;"><b>客舱区域</b></p>	<b>工作者</b>
<p><b>1. 客舱应急设备</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>目视检查登机门、勤务舱门应急滑梯预位杆已解除预位, 应急滑梯气瓶压力正常(指针在绿区内);</li> <li>目视检查飞机应急设备分布图在位, 无破损, 并且与飞机号相匹配。对照飞机应急设备分布图检查下列应急设备安装在位, 数量齐全, 确保应急设备标牌在位无缺损并与应急设备实际存放位置相符合: <ol style="list-style-type: none"> <li>机组救生衣、2) PBE、3) 手电筒(指示灯闪亮)、4) BCF 灭火瓶(灭火瓶锁定销在位, 压力指示在绿区)、5) 水质灭火瓶(灭火瓶保险丝及铅封在位)、6) 手提氧气瓶(氧气压力高于 1600 psi, 氧气面罩在位)、7) 应急定位发射器(确保状态良好)、8) 扩音器(音量旋钮在位、测试有噪音)</li> </ol> </li> </ol>	

<p>1.3 对照飞机应急设备分布图检查下列应急设备正常(安装在位, 数量齐全, 铅封完好):            1) 应急医疗箱、2) 急救箱、3) 卫生防疫包;  <input type="checkbox"/> 正常      <input type="checkbox"/> 不正常: _____, 已通知基地调度/驻场代表</p> <p>1.4 对照飞机应急设备分布图检查飞机客舱器材包铅封完好。  <input type="checkbox"/> 铅封完好    <input type="checkbox"/> 铅封破损, 按飞机应急设备分布图核查并视情补充, 重新安装铅封。</p> <p><b>2. 客舱设备、窗及灯光</b></p> <p>2.1 检查商务舱座椅小电视屏幕在放出时是否能可靠保持在可视位(屏幕朝向座椅乘客);</p> <p>2.2 目视检查商务舱座椅塑料件无明显裂纹、破损、脱落, 靠近过道的外漏框架、塑料件装饰板和防撞条无明显损伤;</p> <p>2.3 操作检查商务舱座椅小桌板收放正常, 放出后平整, 无明显塌陷和倾斜;</p> <p>2.4 目视检查客舱窗户遮阳板在打开位;</p> <p>2.5 操作检查顶灯、窗灯, 确保工作正常;</p> <p>2.6 检查地板发光条, 确保无缺损。</p> <p><b>3. 厕所区域</b></p> <p>3.1 目视检查每个厕所灭火瓶温度指示片, 任一温度指示片变色(由白变黑)则检查厕所灭火瓶易熔塞是否熔化和腐蚀, 若熔化或腐蚀则更换该灭火瓶和温度指示片组件, 否则只需更换温度指示片组件;</p> <p>3.2 目视检查所有厕所的烟雾探测器指示灯正常(绿灯亮, 无红灯亮);</p> <p>3.3 目视检查后乘务员面板, 确保“CLEAN/CHECK SENSOR”指示不亮。</p>	
<p style="text-align: center;"><b>放行工作 (放行人员签署)</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>确认机组报告及地面检查发现的故障已经排除, 并将排故情况记录在飞行技术记录本上;</li> <li>确认乘务报告及地面检查发现的客舱缺陷已经修复, 并将修复情况记录在客舱记录本上;</li> <li>核查飞机当前故障保留情况, 如果有故障保留单应存放在飞行技术记录本封二夹子中;</li> <li>完成航后并核查所有例行和非例行工作已经完成后, 授权放行人员在飞行技术记录本签名。</li> </ol>	工作者
<p style="text-align: center;"><b>结尾工作 (可签署放行后完成)</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>撤去外部电源或 APU 电源, 确保 APU ECU 已退出自检模式;</li> <li>确保电瓶电门关断, 驾驶舱侧窗关闭。</li> </ol>	工作者

JOB CARD 工作卡					
A/C TYPE 机型	A/C NO. 机号	CARD CAT 工卡类别	Card No. 工作卡号	Page 167 Of 1	
737-700/800		航线工单	XXX	第 167 页 共 1 页	
THRS\REP 首做\重复间隔	Man Hour 参考工时	SKILL 专业	WORK AREA 工作位置	Revision 版次	
AF	0.8	ME&AV	详见工单	1	
REFERENCE/DATE/REV 依据及参考文件/日期/版本			RELATED CARD 关联工卡	TASK 任务	
737-700/800 MP/2019-09-20/V1702				详见工单	
Composer/Date 编写者/日期	Check/Date 校对者/日期	Approve/Date 批准者/日期	Actual Man Hours 实际工时	Accomplished 航线工单签署	Station/ Date 航站/日期
XXX 2020.1.1	XXX 2020.1.1	XXX 2020.1.1			
标题	航后勤务工作单				
工作内容					工作者
1. 提前 15 分钟到达机坪，查看并确保停机位附近无障碍物、机坪表面无尖锐物或其它外来物，备好轮挡。FOD: 有并清除(Yes and clean) <input type="checkbox"/> 无(No) <input type="checkbox"/>					
2. 指挥飞机停放到位，确认轮挡放置到位，指挥机组松开刹车。					
3. 清洁驾驶舱风挡玻璃外表面。					
4. 清洁雷达罩外表面。					
5. 用抹布对发动机风扇叶片进行清洁。					
6. 清洁前货舱。					
7. 清洁后货舱。					
8. 放掉饮用水。					
9. 相关发动机维修工作完成后盖上发动机罩布。					
10. 航后工作完成后，确保驾驶舱侧窗关闭。给前鼻舱门、EE 舱门、前后货舱门、维护登机梯停靠的舱门贴上封条。 注：需清除旧封条后再贴上新封条。					
11. 与警卫交接飞机。					

### 2.3.5.2 维修工作实施依据文件

通常，营运人或维修单位会制定与航前、短停和航后维修检查工作单相对应的维修工作实施依据文件，以下为航后维修工作单卡实施依据文件示例。

## 737-700/800 飞机航后维修工作单卡检查依据及标准

油液渗漏标准	图示区		
项目描述:	检查标准:		
1.液压系统渗漏标准			
依据: AMM29-00-00			
	部件	正常操作渗漏标准[1]	放行渗漏标准[1]
	1. 管路接头[2]	无渗漏[3] [4]	无渗漏[3] [4]
	2. 快卸接头封严	10 分钟 1 滴	10 分钟 1 滴
	3. 静封严[5]	10 分钟 1 滴	由工作者决定
	A. 主起落架减摆器[6]	1 分钟 1 滴	1 分钟 1 滴
	4. 动封严[7]		
	A. EDP	1 分钟 30 滴	1 分钟 60 滴
	B. EMDP		
	(1) ABEX/PARKER	1 分钟 10 滴	1 分钟 20 滴
	(2) Vickers	1 分钟 20 滴	1 分钟 30 滴
	(3) Vickers Standby Pump	1 分钟 10 滴	1 分钟 20 滴(如果可能在第一次发生时排除该故障)
	C. PTU	1 分钟 10 滴	1 分钟 20 滴
	D. 其它动封严[8](静止时, 任何压力下)	10 分钟 1 滴(无需修理)	1 分钟 30 滴(如果可能在第一次发生时排除该故障)
	E. 其它动封严(运动时) [8]	每转动 1 圈 1 滴	每转动 1 圈 1 滴
	5. 刹车组件	无渗漏	未刹车时 1 分钟 1 滴; 刹住刹车时 1 分钟 5 滴

[1] 1 立方厘米大约有 20 滴, 1 加仑大约有 75600 滴。

[2]确保接头被拧紧到正确力矩。

[3]渗漏定义为擦干净后一段时间内有油液再次从接头组件(包括接头-管路连接部分)渗出(见[4])。连接部分定义为包括接头外壳(fitting envelope)向外一个管路直径距离的部分, 管路外壳是从自由母管材料(free parent tube material)到自由母管材料或轴衬(boss)的范围。

[4]装配结合处的油液不是总被认为是渗漏情况。例如, 一个装配结合点可能由于以下情况出现潮湿的情况:(a) 残留的组件润滑剂(MCS352); (b) 之前有渗漏的部件, 在更换后未对渗漏区域进行彻底清洁所留下的油液, 或者 (c) 之前有渗漏的部件, 在更换后对渗漏区域也进行了适当的清洁, 但随后又在难以接近的部位有残油渗出。

[5]静封严是指两个部件间没有相对运动(如端盖、泵的底座等)。

[6]飞机停留时可以通过 A 系统增压并循环扳动起落架手柄进行渗漏检查, 注意必需安装起落架锁定销。

[7]动封严是指两个部件间有相对的运动(如杆端封严、轴封严、旋转封严等)。

[8]方向舵 PCU 中心出口实际是由两个动态封严共同作用的, 因此在对该处进行评估时可将渗漏标准加倍。

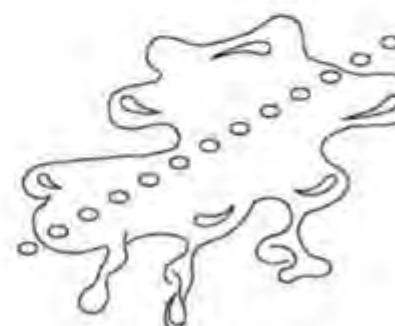
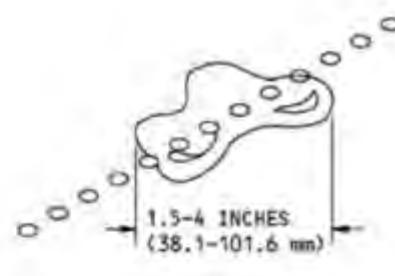
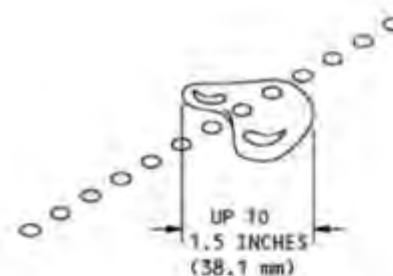
油液渗漏标准	图示区				
项目描述:	检查标准:				
2. 发动机系统渗漏标准	部件	油液类型	门槛渗漏标准	放行渗漏标准	备注
依据: AMM 71-71-00/601	VSV 作动筒	燃油	每分钟 60 滴	每分钟 90 滴	[1]
	VBV 作动筒	燃油	每分钟 60 滴	每分钟 90 滴	[1]
	TBV	燃油	每分钟 60 滴	每分钟 90 滴	[1]
	Burner Staging Valve	燃油	每分钟 60 滴	每分钟 90 滴	[1]
	HPTACC valve	燃油	每分钟 60 滴	每分钟 90 滴	[1]
	LPTACC valve	燃油	每分钟 60 滴	每分钟 90 滴	[1]
	衬垫或 HMU	燃油	每分钟 60 滴	每分钟 90 滴	[1]
	主滑油/燃油热交换器	燃油	每分钟 60 滴	每分钟 90 滴	[1]
	主燃油泵	燃油	每分钟 60 滴	每分钟 90 滴	[1]
	主滑油/燃油热交换器	滑油	每分钟 2 滴	每分钟 7 滴	[2]
	燃油泵/液压泵/IDG 安装座	滑油	每分钟 2 滴	每分钟 7 滴	[2]
	IDG 输入轴封严和 IDG 冷却系统	滑油	无渗漏	每小时 1cc	[2]
	N2 手摇驱动轴接近盖板 (圆形, 三颗固定螺钉的构型)	滑油	无渗漏	每分钟 1 滴	[2]
	前油池	滑油	每分钟 5 滴	每分钟 20 滴	[2]
	滑油箱排油口	滑油	无渗漏	仅在滑油勤务时允许滑油流出	[2]
	后油池(发动机外但不包括尾喷部分)	滑油	无渗漏	发动机滑油消耗率不超限	[2]
	勤务断开排放孔(吊架)	液压油	无渗漏	无渗漏	[3]
		燃油	无渗漏	无渗漏	[1]

**[1]燃油渗漏:** 渗漏未超过门槛渗漏标准无需维护工作; 超过门槛渗漏标准但低于放行渗漏标准, 在执行纠正措施之前还可使用该发动机 25 飞行循环; 超过放行渗漏标准必须立即执行纠正措施。

**[2]滑油渗漏:** 渗漏超过门槛渗漏标准但低于放行渗漏标准, 还可继续使用该发动机直到执行纠正措施; 超过放行渗漏标准时, 在再次运转发动机前必须执行纠正措施。

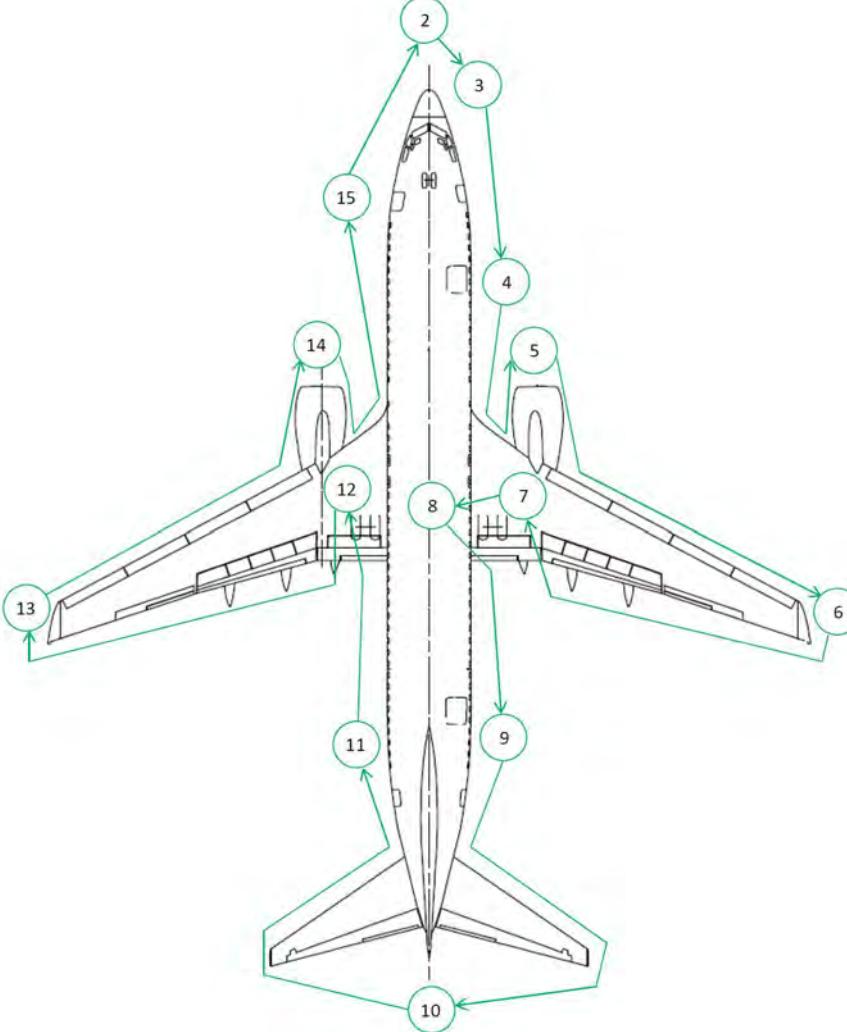
**[3]液压油渗漏:** 超过放行渗漏标准必须立即执行纠正措施。

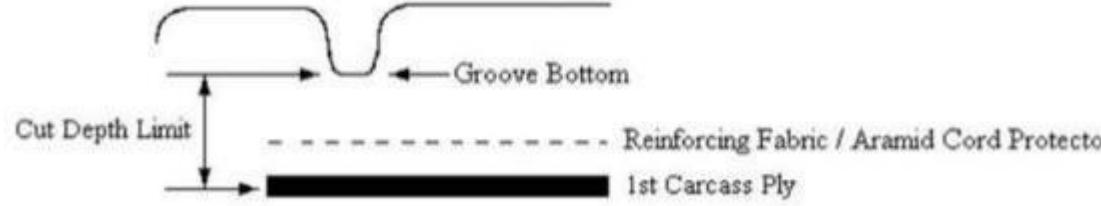
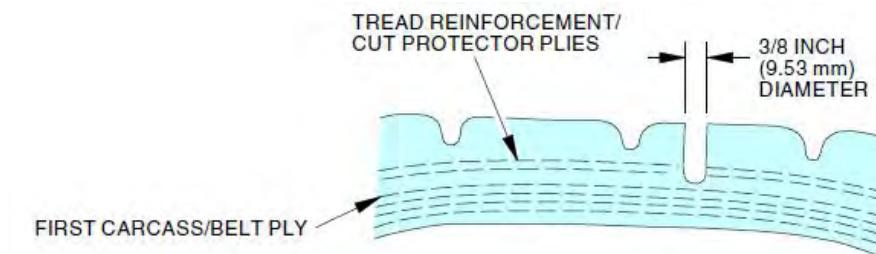
油液渗漏标准		图示区				
项目描述:	检查标准:					
3. 燃油系统渗漏	燃油渗漏位置					
依据: AMM 28-11-00		远离火源, 良好通风的区域, 例如机翼上下无整流罩翼面。	[1]	[1]	[2]	[3]
		没有完全封闭, 并且没有良好通风的区域, 例如后缘襟翼后梁和轮舱区域	[1]	[2] 最 多 两 处	[3]	[3]
		封闭不通风区域, 例如被整流罩包围的机翼下表面, 空调舱、翼身整流罩、前后梁、加油站等。	[2]	[3]	[3]	[3]
		中央油箱增压区域	[4]	[4]	[4]	[4]
	<p>[1]不需要修理, 定期检查渗漏区域确保渗漏区域不再扩大。</p> <p>[2]不需要对渗漏区域立即进行修理, 定期检查渗漏区域确保渗漏区域不再扩大, 下次定检时再进行修理。</p> <p>[3]立即对油箱渗漏区域进行修理, 最低达到[1]或[2]的标准。</p> <p>[4]立即对油箱渗漏区域进行修理, 不允许有燃油渗漏。</p>					
	<p>定义:</p> <p>油渍(STAIN): 擦干渗漏区域 15 分钟后燃油湿润面积的宽度不超过 1.5 inches (38.1 mm).</p> <p>渗出(SEEP): 擦干渗漏区域 15 分钟后燃油湿润面积的宽度不超过 4 inches (101.6 mm).</p> <p>大量渗出(HEAVYSEEP): 擦干渗漏区域 15 分钟后燃油湿润面积的宽度不超过 6 inches (152.4 mm).</p> <p>流动渗漏(RUNNING LEAK): 擦干渗漏区域 15 分钟后燃油湿润面积的宽度超过 6 inches (152.4 mm).</p>					



Fuel Leak Types

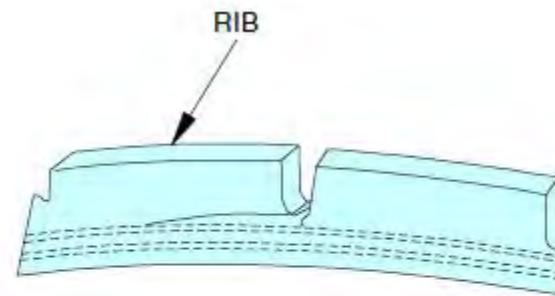
油液渗漏标准	图示区				
项目描述:	检查标准:				
4. 其他系统渗漏标准					
依据: CMM 27-55-80	部件	油液类型	门槛渗漏标准	放行渗漏标准	备注
	襟翼齿轮盒	液压油	无渗漏	无渗漏	CMM 27-55-80

绕机盖板检查标准	图示区
项目描述: 绕机盖板检查标准	
依据:	 <p data-bbox="489 1256 608 1287"><b>检查标准:</b></p> <p data-bbox="489 1294 2091 1367">检查所有的门关闭状况时，对于可以接触到的快开口盖(水勤务、地面电源盖板等)及舱门手柄(如电子舱手柄、后设备舱手柄等)，应采用拍击口盖或手柄的方法，确保口盖锁扣或手柄锁扣扣牢。</p>

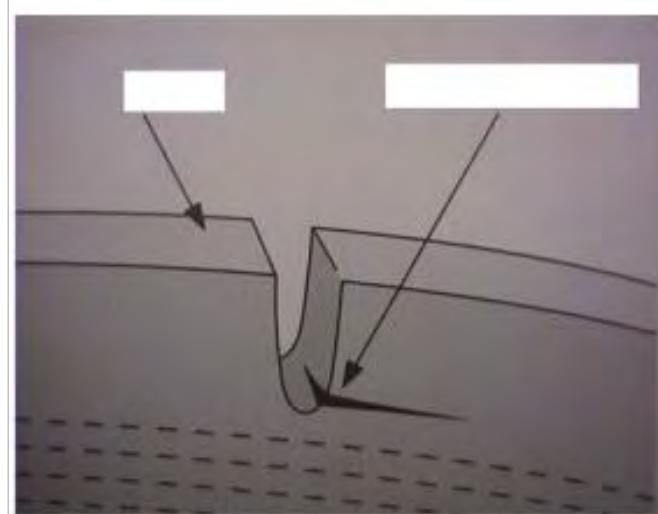
轮胎损伤检查标准		割伤深度和长度限制表																							
依据: AMM32-45-00-700-803		机型	轮胎尺寸	深度限制(CL)		长度限制(LL)																			
检查标准:				中央	肩部																				
<b>A. 磨损拆换标准</b>																									
在轮胎胎面无其它损伤情况下, 任一点处见第1层帘线时更换轮胎;																									
<b>B. 割伤和裂纹时拆换标准</b>																									
1. 胎面割伤																									
a. 见到加强层(斜线轮胎), 而且发现其受到损伤, 同时: 割伤深度>深度极限(CL)或 割伤长度>长度极限(LL)(参照右表);																									
b. 从沟槽至沟槽横过整个肋条且深度达到或深于沟槽底部;																									
c. 外来物嵌入胎面;																									
d. 损伤胎面直径大于 3/8 英寸 (9.53 毫米) 的轮胎或穿透胎体层 (斜交线) 或带层 (子午线) 的轮胎。																									
<p>割伤深度和长度限制表</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>机型</th><th>轮胎尺寸</th><th>深度限制(CL)</th><th>长度限制(LL)</th></tr> <tr> <th>中央</th><th>肩部</th><th></th><th></th></tr> </thead> <tbody> <tr> <td>B737 NLG</td><td>27X7.75-15</td><td>6mm</td><td>6mm</td><td>30mm</td></tr> <tr> <td>B737-800 MLG</td><td>H44.5X16.5-21</td><td>6.5mm</td><td>6.5mm</td><td>40mm</td></tr> </tbody> </table>  <p>CL 是指胎面割伤临近的沟槽底部到胎体最外结构层的距离</p> <p>测量方法:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. 自胎面割伤位置测量割伤深度, 减去临近的沟槽剩余深度;</li> <li>2. 在割伤位置刷涂肥皂水, 观察有无细小气泡出现, 有则证明割伤深度超标;</li> </ol> <p>注: 不要用尖锐/锋利物或大力刺探割伤位置深度, 不要拔取嵌入胎面的外来物, 以防轮胎爆破伤人。</p> 	机型	轮胎尺寸	深度限制(CL)	长度限制(LL)	中央	肩部			B737 NLG	27X7.75-15	6mm	6mm	30mm	B737-800 MLG	H44.5X16.5-21	6.5mm	6.5mm	40mm							
机型	轮胎尺寸	深度限制(CL)	长度限制(LL)																						
中央	肩部																								
B737 NLG	27X7.75-15	6mm	6mm	30mm																					
B737-800 MLG	H44.5X16.5-21	6.5mm	6.5mm	40mm																					

## 2. 肋条底部割伤

a. 发现有如右图所示底部割伤/裂口

**RIB UNDERCUTS**

TIRES WITH A CRACK THAT EXTENDS BELOW A TREAD RIB ARE NOT SERVICEABLE.



3. 人字形割伤

- a. 露出加强层,或
- b. 横跨整个肋条且深度达到或深于沟槽底部



4. 沟槽裂纹露出加强层或防扎伤层,而且裂纹长度 > 长度限制 (LL)



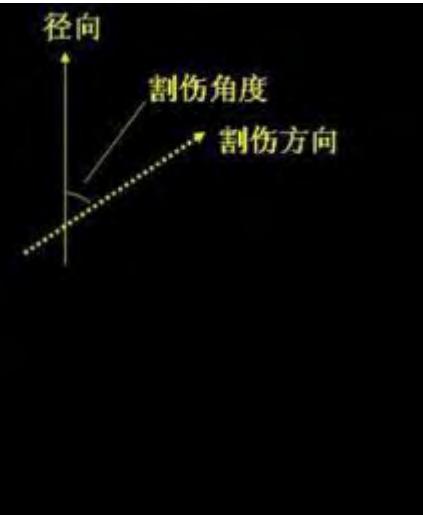
5. 侧壁橡胶老化/侧壁裂纹

- a. 周向裂纹暴露胎体线层或深度大于2毫米时, 拆换轮胎;
- b. 氧化裂纹(纵向)深至胎体帘布层, 拆换并报废。



6. 侧壁割伤

- a. 露出胎体帘布层;
- b. 任意角度的割伤长度>150mm;
- c. 径向割伤深度>2mm (割伤角度<30°)



**C. 分层/鼓包拆换标准**

1. 胎面发现分层/鼓包；
2. 轮胎侧壁表面发现分层/鼓包

**D. 基部损伤拆换标准**

1. 基部钢线：基部钢线露出或变形
2. 起泡：在基部区域上部起泡长度或直径  
 $>10\text{mm}$ 。

**E. 刹车损伤**

1. 露出加强层或防扎伤层；
2. 机组反映震动；
3. 圆周上等距三点沟槽深度都小于 0.8mm；  
注：前轮胎表面的点状磨损：前轮无刹车机构，前轮胎的点状磨损可能原因如下：
  - a. 机轮卡阻；
  - b. 前起落架着陆过重；
  - c. 前轮转弯机构中部分衬垫磨损严重，造成自由行程过大。

**F. 滞动烧伤**

1. 露出加强层或防扎伤层；
2. 机组反映震动；
3. 圆周上等距三点沟槽深度小于 0.8mm。

注意：主轮出现 E、F 类及拖胎现象时，应考虑检查刹车系统是否存在故障。



**G. 污染**

橡胶膨胀或变软时，更换机轮。

注：橡胶表面污染的处理：用肥皂水将轮胎污染部位清洗干净。

**H. 肋部撕裂/橡胶撕裂：**

1. 露出加强层；
2. 跨肋条且深度深于沟槽底部。

注：B737-800 前轮胎肩部橡胶整周擦伤/脱落，由飞机转弯过程中速度过快且使用刹车造成。提醒飞行部门按手册规定的滑行要求操作。

**I. 其他：**

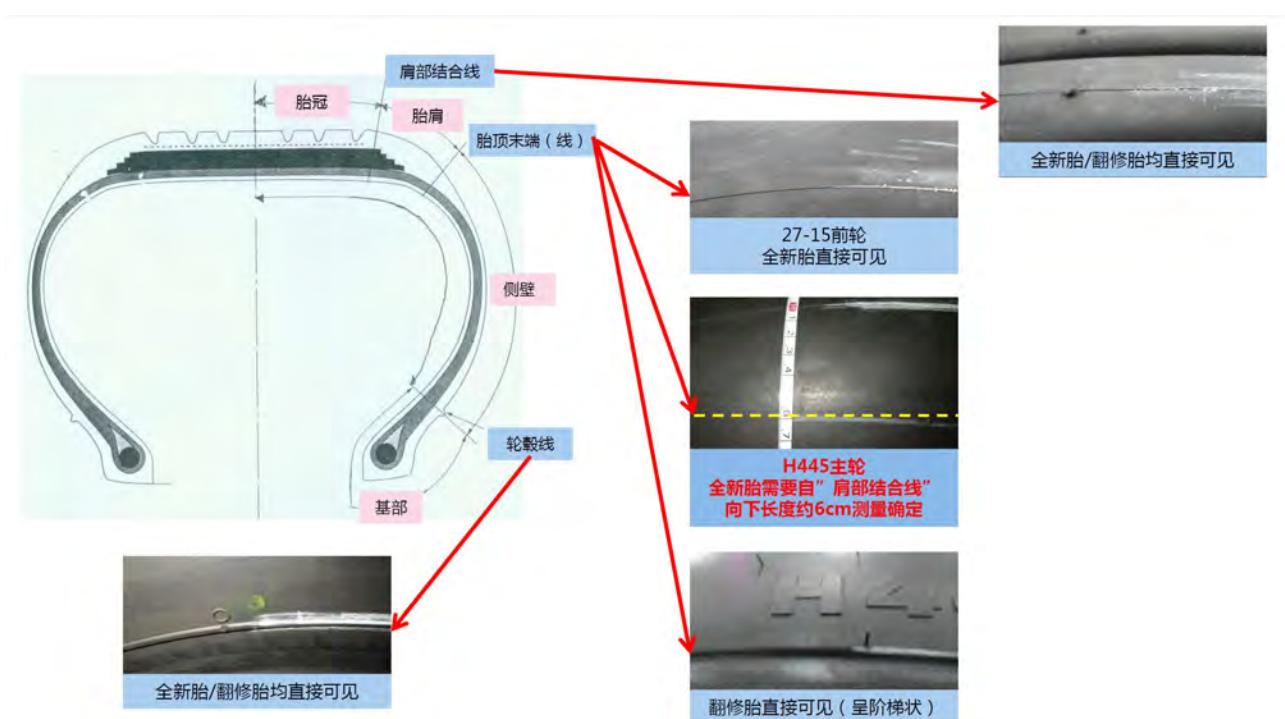
状态	达到下列标准，更换机轮
	胎面拼接位置开裂； 轮毂紧固螺栓断裂；抖动； 脱皮；爆破轮胎的同轴轮胎。
其他损伤	

### J. 轮轮胎外观位置区域基本划分

胎外观位置区域基本划分为胎（面）冠-胎肩-侧壁-基部。相应的，现分别结合全新/翻修轮胎外观上的界线（肩部结合线/胎顶末端(线)/轮毂线）标识进一步进行区域划分，飞机前轮 27-15 & 主轮 H445 胎为例；其中 H445 全新轮胎的“胎顶末端线”基本的位置认需要测量确定，其他胎均可目视直接区分，具体请见右侧图示。

### K. 轮毂检查标准：

- (1) 如果发现下面的情况之一，更换机轮：
  - (a) 螺栓松动或者损伤；
  - (b) 螺栓丢失。
- (2) 确认轮毂罩在位没有松动（适用于主轮）：
  - (a) 按需拧紧或更换轮毂罩。
- (3) 只要没有明显的损伤，磨损掉点漆，轻微的划伤，不影响使用，不需要更换机轮。如果发现明显的刻痕、划伤，需要参考 CMM 手册修理厂来处理，航线上措施为更换机轮。
- (4) 注意检查防尘帽确保在位，如有丢失及时补充。



<p><b>项目描述:</b></p> <p>1.1 检查起落架安全销和红色标记带完好，安全销、保险销及连接绳无明显损伤，插上起落架安全销及保险销。</p>	
--	--

**项目描述:**

1.2 发动机停车后 5-60 分钟内, 检查发动机滑油量, 并加滑油 MOBIL OIL JET II (MIL-PRF-23699) 到  $95 \pm 5\%$  或 18 到 20 募脱, 并记录所加滑油量;

**警告:** 检查滑油箱已盖好, 确保口盖没有夹住连接链条或外来物, 否则可能发生溢油导致发动机停车;

**依据:** AMM 12-13-21-301

**检查标准:**

加注前检查油量观察窗确保油量未达到 FULL 刻度线, 加注过程中需全程检查油量观察窗确保油量不超过 FULL 刻度线。滑油箱加油口盖关闭时, 口盖手柄朝向滑油量传感器。加油完毕后检查驾驶舱滑油量表, 确保滑油量在  $95 \pm 5\%$  或 18 到 20 募脱范围内。

**注意 1:** 在打开加油口盖时, 如果认为滑油中有燃油蒸汽, 则依据 AMM12-13-11-600-801 检查滑油中是否有燃油, 并按要求执行相关工作。

**注意 2:** 在打开加油口盖时, 检查滑油箱口盖封圈是否有裂纹, 变形, 老化等迹象, 如有则更换封圈。

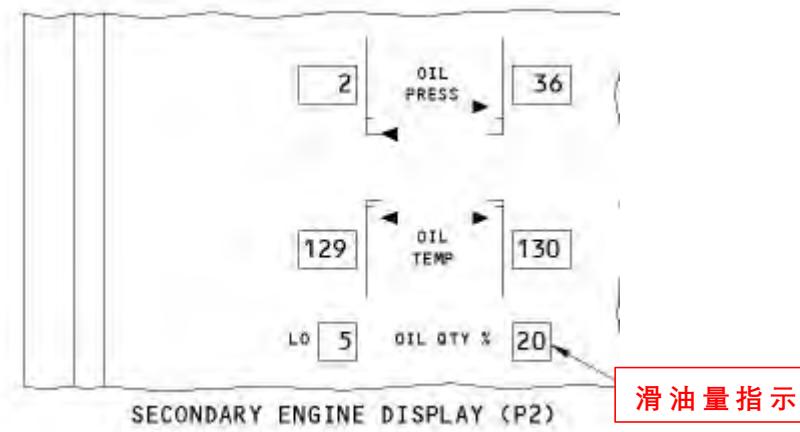
**警告:** 在打开加油口盖时, 检查滑油箱口盖弹簧机构目视检查, 无断裂和损伤, 并盖好滑油箱口盖, 确保口盖没有被连接链条或外来物夹住。否则将发生溢油可能导致发动机停车。

滑油箱口盖封圈或口盖的更换请参考 AMM TASK 79-11-01-300-801-F00



(滑油箱口盖封圈裂纹图例)

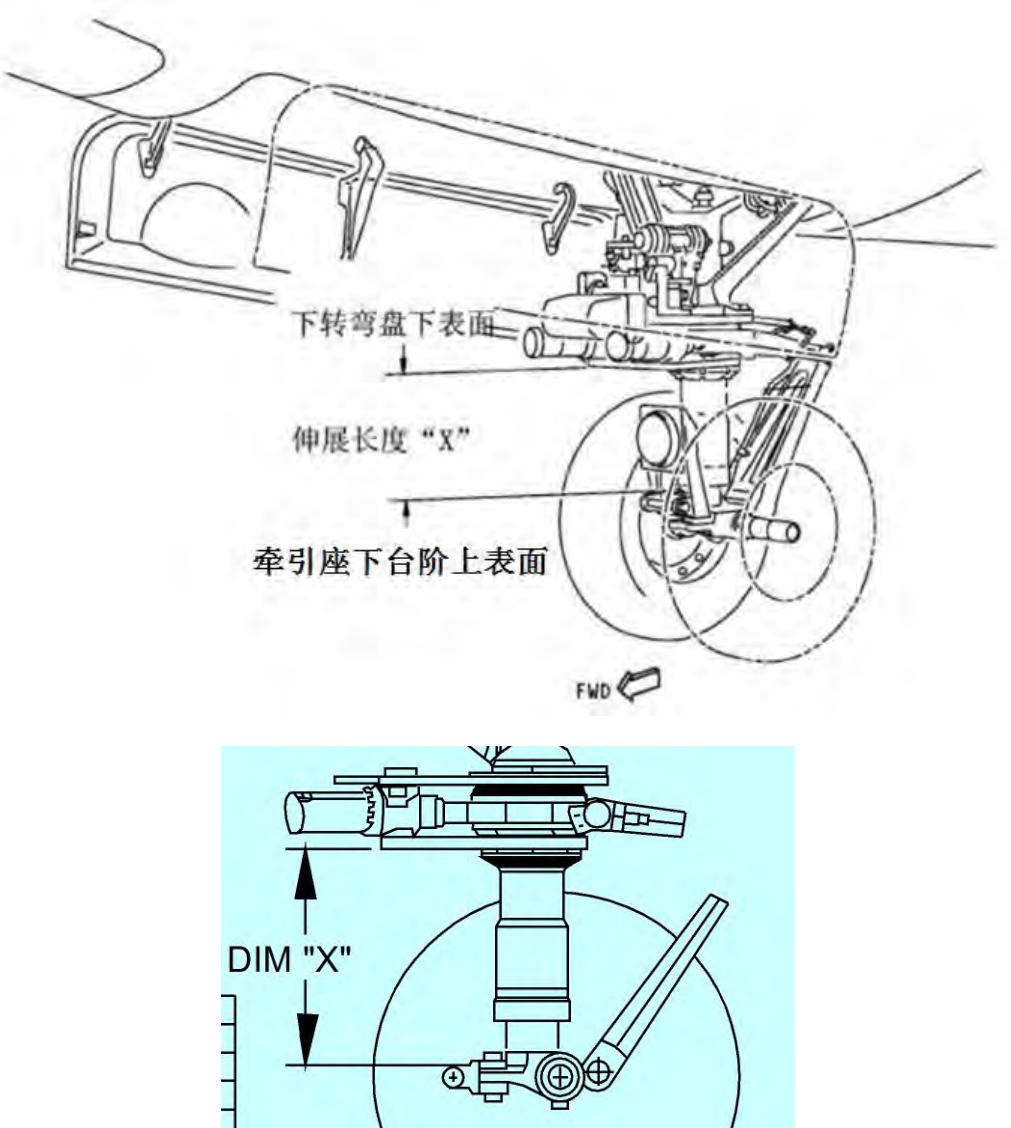
(滑油箱口盖夹住口盖链条图例)



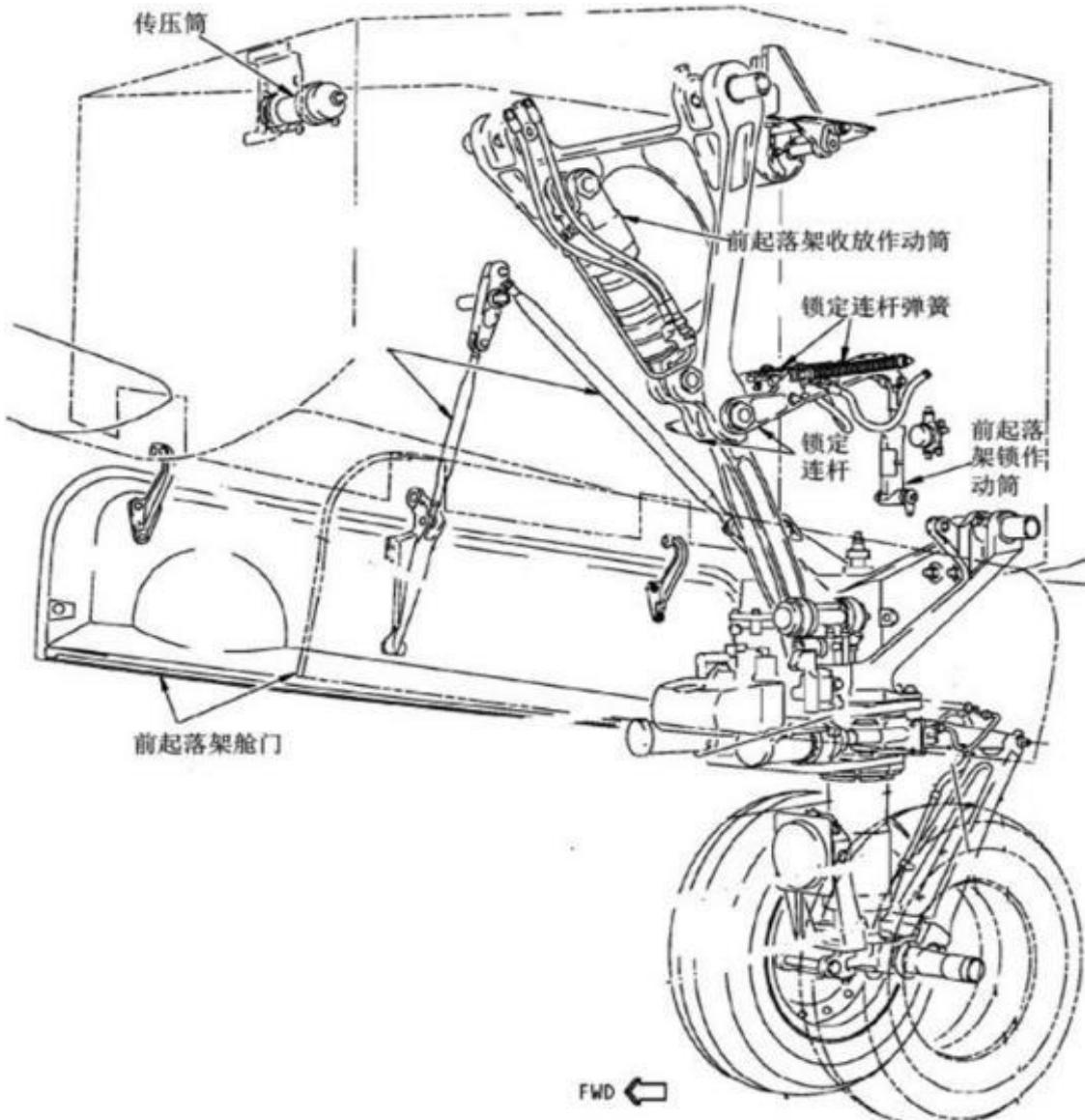
<b>项目描述:</b> 1.3 用蘸有 BMS3-32 TYPE II 或 MIL-H-5606 勤务油的抹布清洁前起落架及左右主起落架 减震支柱镜面, 确保镜面上形成一层油膜 (注: 下客后完成) 注意: 如果不涂抹油膜可能会造成减震支柱封严损伤。	N/A
<b>检查标准:</b> 确保无污物, 镜面上形成一层油膜	
<b>项目描述:</b> 1.4 安装皮托管保护罩 (共 3 处), 并检查红色 标记带完好;	N/A
<b>依据:</b> 最新版行业标准	
<b>检查标准:</b> 在安装皮托管保护罩之前, 确保皮托管已经冷 却, 确保保护套及皮托管内无污物、异物, 并 确认皮托管红飘带安装在位。	

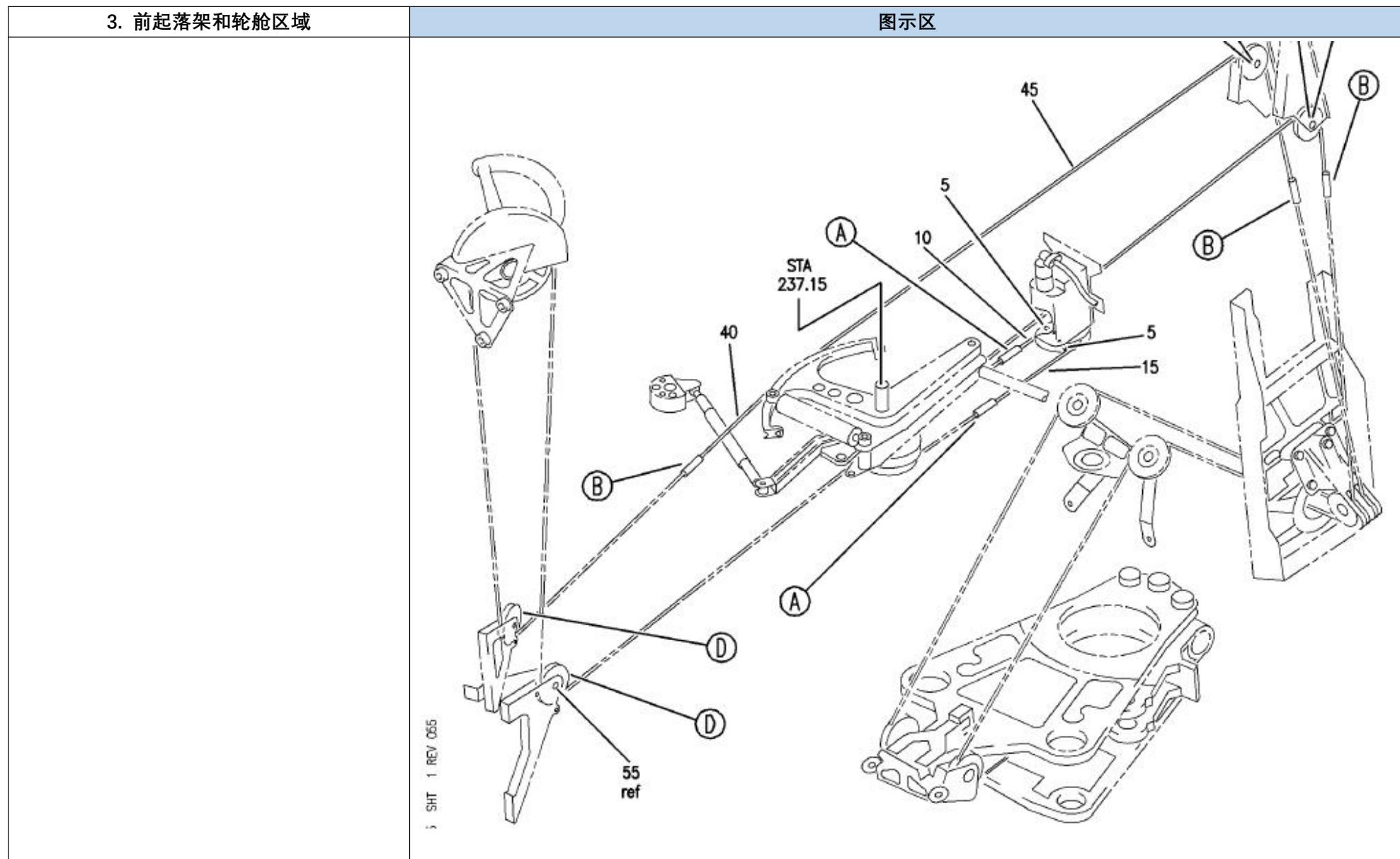
2.机头区域	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>2.1 目视检查雷达罩固定良好，无外来物损伤；</p> <p><b>依据:</b> AMM 53-00-00(SDS)/AMM TASK 53-52-00-200-801(PP)/SRM 53-10-72/AMM 53-52-00 PAGE 701</p> <p><b>检查标准:</b></p> <p>对雷达罩(Radome)进行检查，确保安装良好，表面无裂纹、凹坑、穿孔、分层、划伤、风蚀、开胶损伤；允许损伤标准和临时修理方法：参考 SRM53-10-72 Allowable Damage 1。</p> <p>介绍一下雷达罩漆层构成：最外面一层即白色的那一层是面漆，起美观和一定的保护作用；里面一层是底漆，起加强附着力的作用；再里面一层是导电漆，即黑色的那一层，起导电作用；再里面是蜂窝状结构，浅灰色。</p> <p>对雷达罩的损伤情况和处理措施说明如下：</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>掉漆：根据大量的雷达罩损伤图片，航线上一般都是掉漆（面漆和底漆脱落，露出黑色导电漆）不属于 SRM 提到的结构损伤范围。掉漆没有标准，只是影响美观，不会影响内部结构，也不会影响雷达的使用，没有技术依据要求更换，放行上不做要求。典型的掉漆是在雷达罩头部、导电条根部和铆钉根部。这些情况建议外场进行简单的补漆修理，待定检时进行喷漆。如果掉漆面积较大，严重影响外观，外场可拆下送内场喷漆。</li> <li>结构损伤：一般掉漆的情况就是露出了导电漆，能够看到黑色，如果再严重，能够看到浅灰色，就涉及到了结构，这种情况要严格按照 SRM 手册进行检查，必要时更换，千万不要自行补漆，防止内部结构进一步的损坏。一般情况下，如果掉漆到了能够看到浅灰色结构的程度，掉漆面积也比较大了，建议直接拆下送修和喷漆。</li> <li>补漆：有些雷达罩掉漆后进行了简单的补漆，影响了一定的美观，这种情况无需更换，定检时喷漆即可。</li> <li>贴膜：一般情况下，雷达罩最好是贴膜。有些雷达罩没有贴膜或膜损伤严重，影响了美观，外场自行进行贴膜或更换膜。</li> <li>鸟击等严重损伤：直接拆下按故障件送修。</li> </ol> <p>注：可在清洁雷达罩时一并检查损伤状况。</p>	

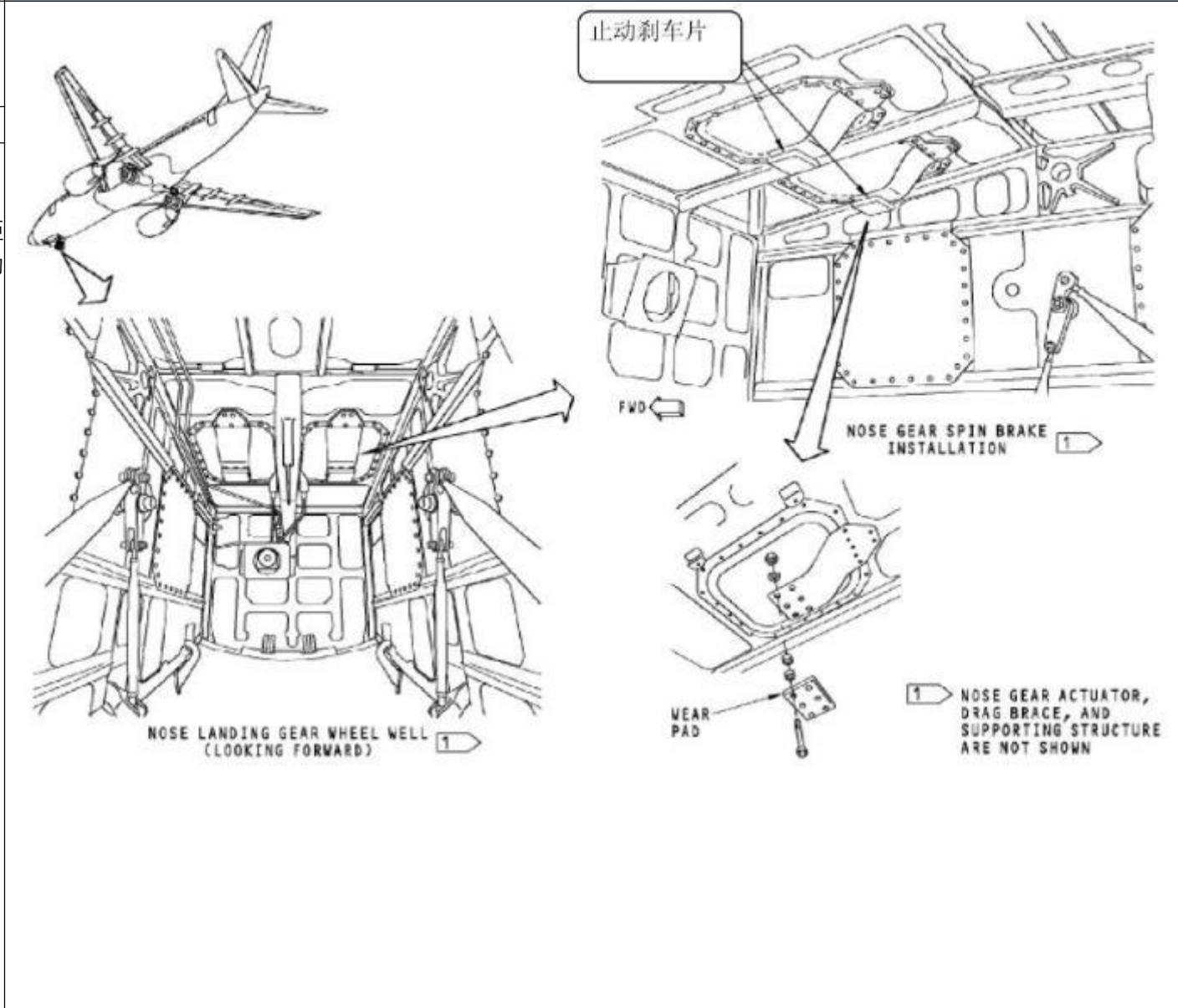
3. 前起落架和轮胎区域	图示区
<b>项目描述:</b> 3.1 目视检查机轮组件磨损、损伤状况，确保轮胎磨损及损伤、切口在规定范围内，在轮胎胎面无其它损伤情况下，任一点处见第1层帘线时更换轮胎；	
<b>依据:</b> MPD 32-360-00/AMM32-45-00	
详见机轮损伤检查标准部分	

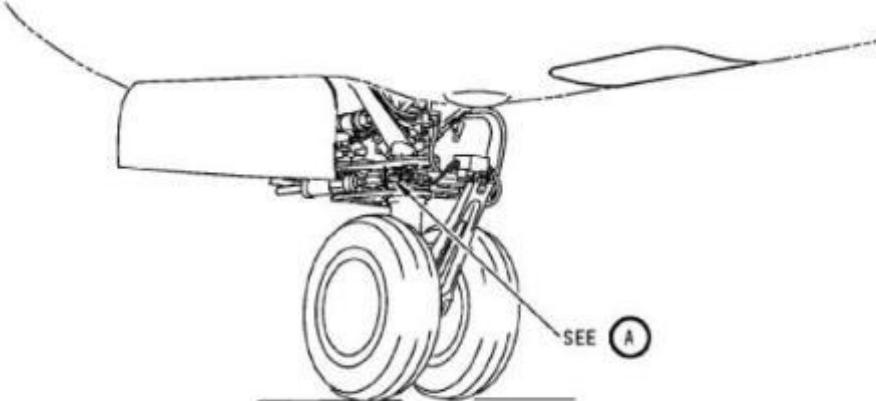
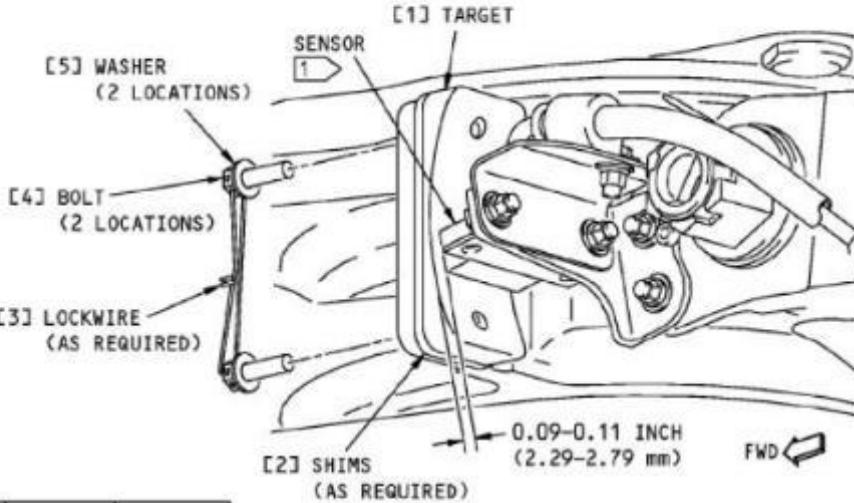
3. 前起落架和轮舱区域	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>3.2 检查前起落架减震支柱的伸展长度“X”值，并确定在范围内(注：本标准适用于下完客后、加油前检查镜面高度)；</p> <p><b>依据:</b> AMM 12-15-41/301</p> <p><b>检查标准:</b></p> <p>测量下转弯盘下表面和牵引座下台阶上表面之间的距离(见右图)，若该距离达不到 17.5 – 19.5 英寸范围内，则需进行勤务。</p>	

3. 前起落架和轮舱区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 3.3 目视检查前起落架减震支柱内筒镜面无划伤、无油液渗漏现象；</p> <p><b>依据:</b> AMM32-00-10-211-801/32-21-00-200-8 01</p> <p><b>检查标准:</b> 目视检查前起落架减震支柱内筒镜面镀铬层，确保无任何划伤，视情清洁镜面以确保镜面干净、无油液渗出。</p>	 <p>The diagram illustrates the front landing gear strut assembly. It shows the strut extending from the aircraft's fuselage towards the front. A callout points to the internal cylinder tube of the strut. An arrow at the bottom indicates the forward direction.</p>

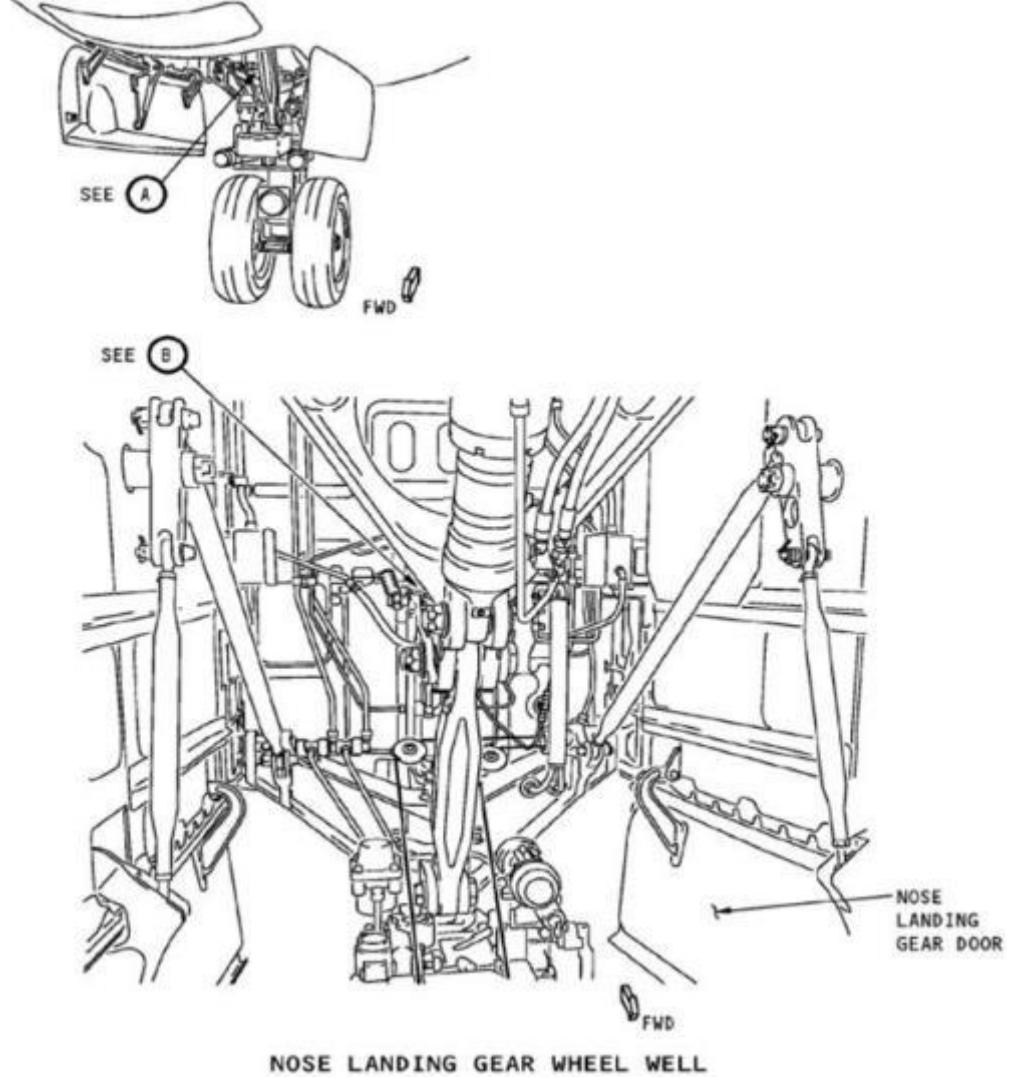
3. 前起落架和轮舱区域	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>3.4 目视检查前起落架舱门、锁定连杆及其弹簧、前轮转弯钢索，前起落架和轮舱内的液压部件、管路无外来物损伤，无油液滴漏或滴漏在标准范围之内；轮舱灯工作正常，滑行灯及轮舱灯灯罩外观正常，无外来物损伤；</p> <p><b>依据:</b> AMM32-12-12-200-801/32-21-00-200-8 01</p> <p><b>检查标准:</b> 外观，无目视可见损伤；无油液渗漏或渗漏在手册标准范围内。 若发现轮舱区域地面油液积存或油液喷射痕迹，应当马上检查渗漏来源(各液压部件、液压管路、部件及其管路接头等)，油液、滴漏参考油液渗漏标准。</p> <p><b>注意:</b>部分飞机装有前灰水排放活门，前厨房下水槽的排水，以及前厕所洗手池的排水，会从前收集池排放口排出，滴落到前起落架的防扭臂上，对其润滑和防腐可能产生不利，尤其在北方寒冷天气，滴落在防扭臂上的水极易结冰。冬季注意有没有污水流到前起落架机构。</p>	



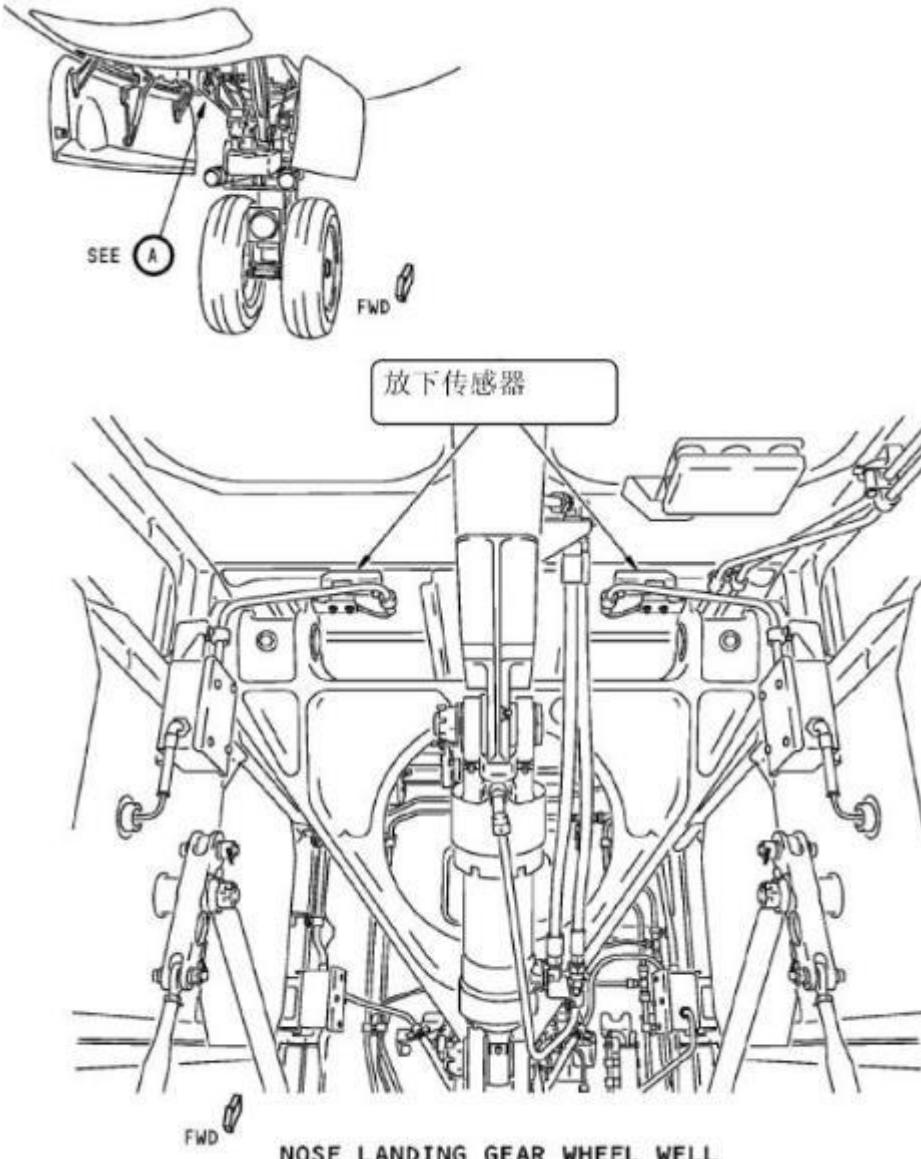
3. 前起落架和轮舱区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 3.5 目视检查前轮止动刹车片安装在位, 未磨损到限;</p> <p><b>依据:</b> AMM32-45-31-700-801</p> <p><b>检查标准:</b> 测量每一个螺栓头端到止动刹车片表面的距离, 若任一个螺栓头端到止动刹车片表面的距离少于 0.06 英寸 (1.524 毫米) 则更换该止动刹车片。</p>	

3. 前起落架和轮舱区域	图示区
<b>项目描述:</b> 3.6 目视检查前起落架空地近位传感器(2)、放下位置传感器(2)、锁定传感器(2)无脱离或明显变形、损伤。	
<b>依据:</b> AMM32-09-02、32-33-51、 32-61-41、32-61-51	
<b>检查标准:</b> 检查传感器无脱离或明显的变形、损伤。	 <p>SEE </p> <p>[1] TARGET</p> <p>[2] SHIMS (AS REQUIRED)</p> <p>[3] LOCKWIRE (AS REQUIRED)</p> <p>[4] BOLT (2 LOCATIONS)</p> <p>[5] WASHER (2 LOCATIONS)</p> <p>SENSOR 1</p> <p>0.09-0.11 INCH (2.29-2.79 mm)</p> <p>FWD </p> <p>LEFT SENSOR (RIGHT SENSOR IS OPPOSITE)</p> <p>A</p>

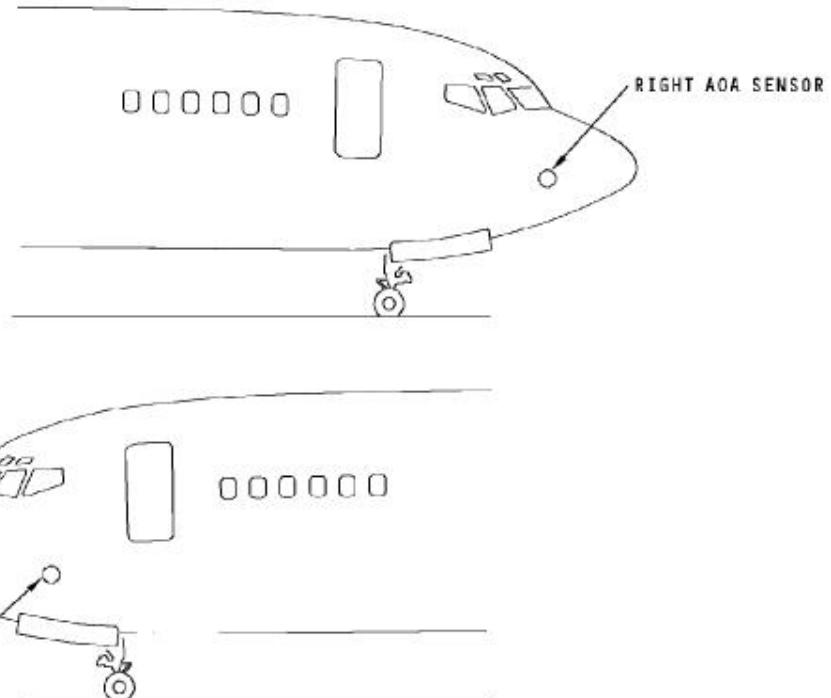
空地传感器

3. 前起落架和轮舱区域	图示区
	 <p>SEE A</p> <p>FWD</p> <p>SEE B</p> <p>FWD</p> <p>NOSE LANDING GEAR DOOR</p> <p>NOSE LANDING GEAR WHEEL WELL</p>

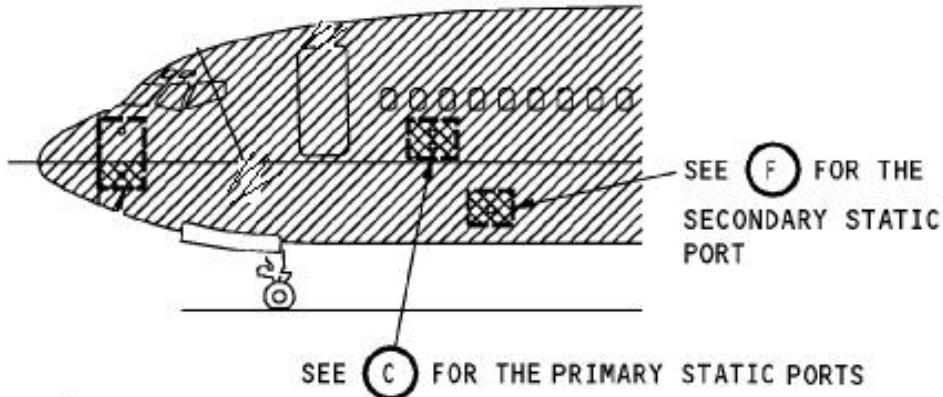
3. 前起落架和轮舱区域	图示区
	<p>The diagram illustrates the front landing gear strut assembly. Key labeled parts include:</p> <ul style="list-style-type: none"><li>DRAG STRUT ASSEMBLY</li><li>FWD</li><li>0.075-0.085 INCH (1.91-2.16 mm)</li><li>[7] BOLT</li><li>[8] WASHER</li><li>[9] NUT</li><li>[10] CLAMP</li><li>[11] TARGET</li><li>[5] BOLT</li><li>[3] WASHER</li><li>[2] SHIM</li><li>[4] NUT</li></ul> <p>A callout box indicates the location of the lock sensor (锁定传感器).</p>

3. 前起落架和轮舱区域	图示区
	 <p data-bbox="1215 1330 1648 1354">NOSE LANDING GEAR WHEEL WELL</p>

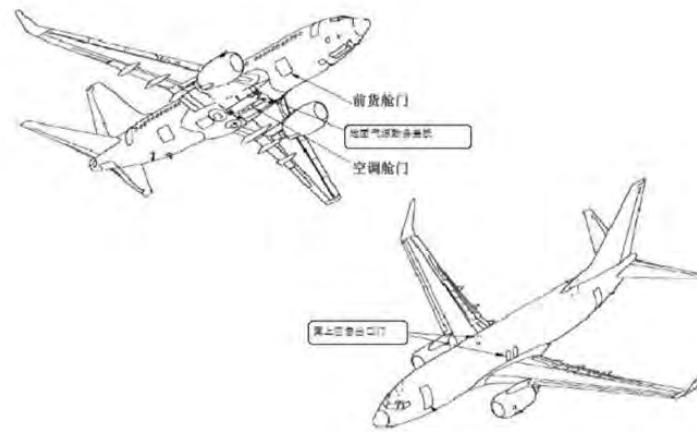
4. 右侧前段机身区域	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>4.1 目视检查右侧皮托管(共2处)、无堵塞和外来物损伤,右侧迎角传感器外观正常,无外来物损伤;</p> <p><b>依据:</b> AMM 34-11-00/AMM34-11-01/AMM 27-32-00</p> <p><b>检查标准:</b></p> <p>检查机头右侧皮托管(共2处)及迎角传感器(共1处)安装在位,无外来物损伤;迎角传感器随外力转动灵活。</p>	

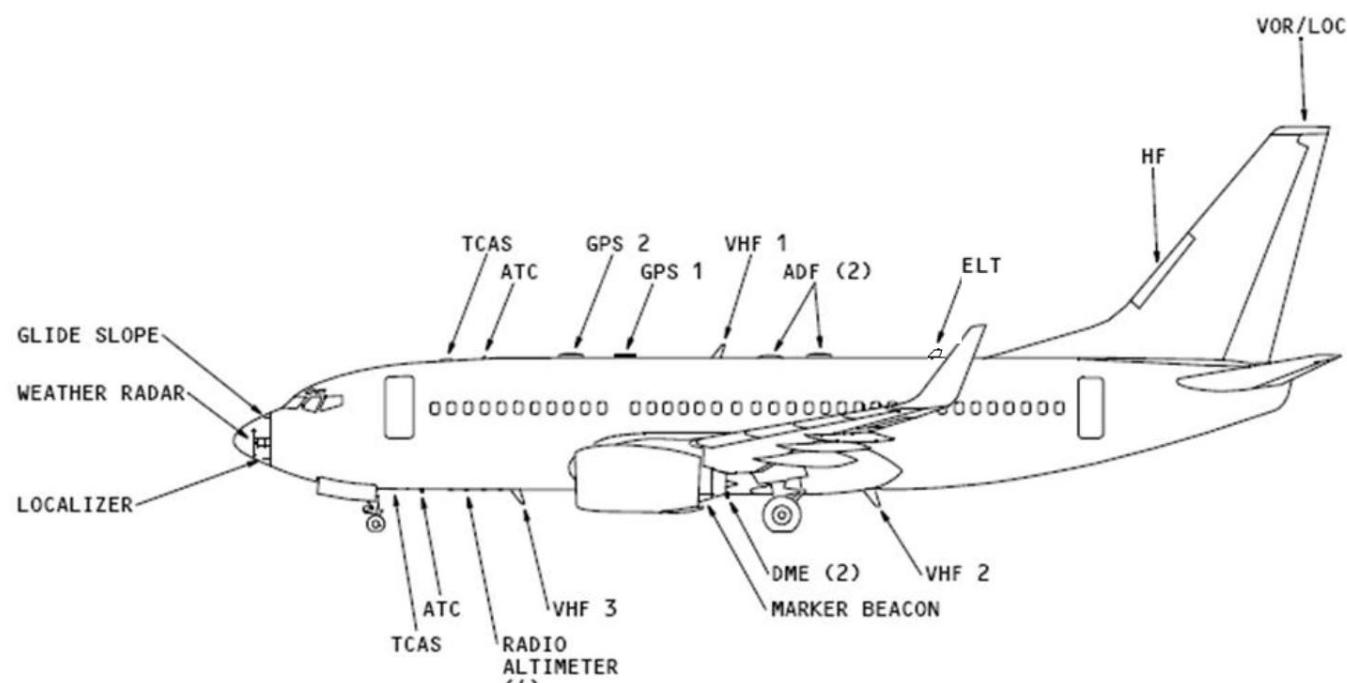
4. 右侧前段机身区域	图示区
	 <p>The diagram illustrates the right front fairing area of an aircraft. It shows two views of the fairing. The top view shows the right side of the fairing with a 'RIGHT AOA SENSOR' indicated by a callout pointing to a small circular opening. The bottom view shows the left side of the fairing with a 'LEFT AOA SENSOR' indicated by a callout pointing to a similar opening. Both views also show a 'TAT PROBE' indicated by a callout pointing to a probe extending from the bottom edge of the fairing. The fairing is depicted with a curved upper edge and a straight lower edge, with several small circular holes along its length.</p>

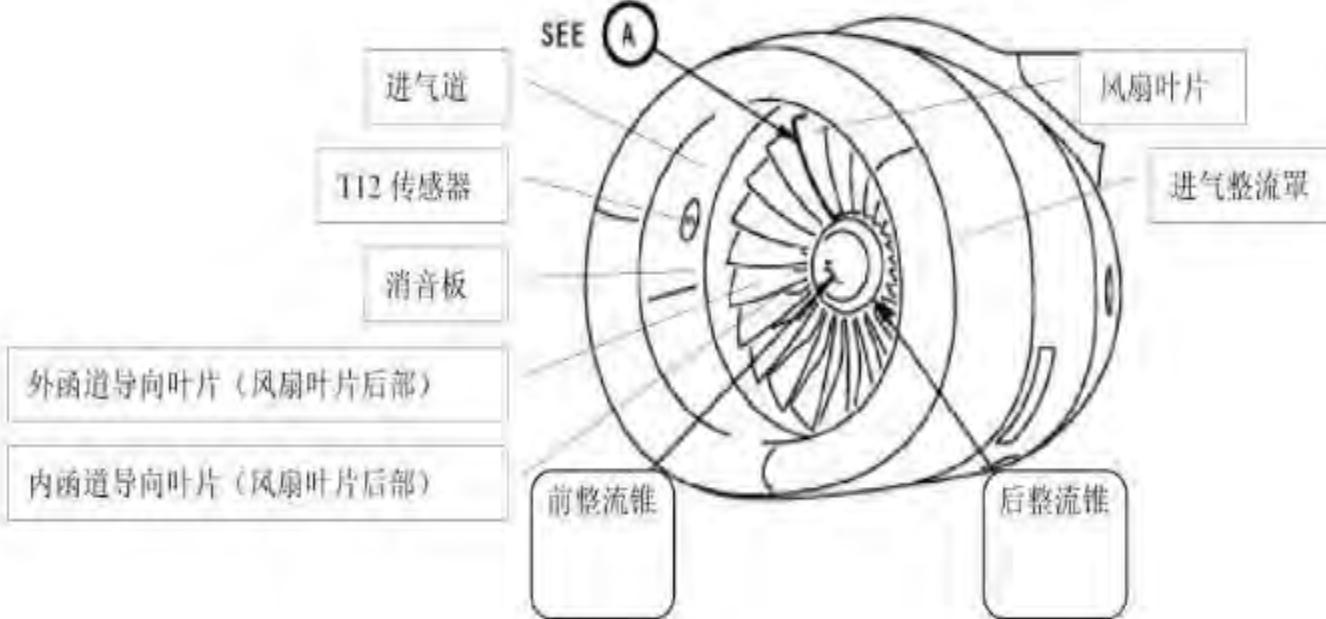
4. 右侧前段机身区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 4.2 从地面上目视检查机组氧气释放指示片安装在位;</p> <p><b>依据: FCOM NP.21</b></p> <p><b>检查标准:</b> 安装在位, 无目视可见损伤。</p>	<p>The diagram shows a top-down view of a 737 aircraft. An arrow points from the text "右侧前段机身区域" (Right front fuselage area) to the right side of the aircraft's fuselage. Another arrow points from the text "机组氧气释放指示片" (Crew oxygen release indicator panel) to a detailed view of the panel itself. The panel is rectangular with a small circular hole in the center. A red arrow points to this hole with the label "机组氧气释放指示片" (Crew oxygen release indicator panel). Another red arrow points to a small circular hole at the bottom of the panel with the label "机身余水孔" (Fuselage drain hole).</p>

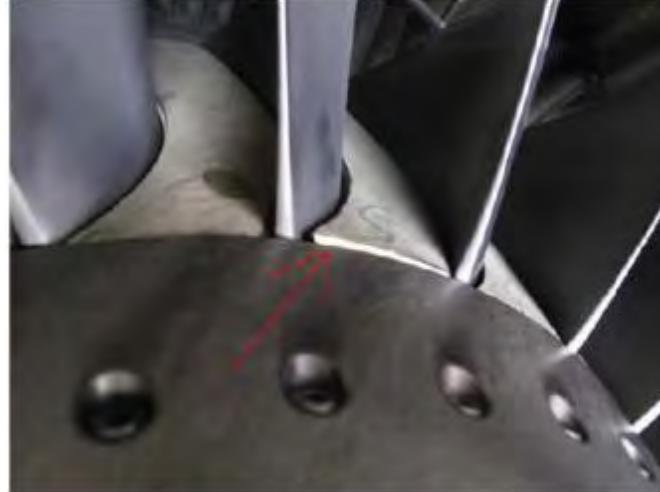
4. 右侧前段机身区域	图示区
<b>项目描述:</b>	
4.3 目视检查右侧静压孔（共 3 处）无堵塞；确保主静压口周围光铝部分清洁，无污物，并确保右侧主静压口周围 RVSM 关键区域内的蒙皮无损伤、裂纹和腐蚀，蒙皮光滑度符合 RVSM 要求；	
<b>依据:</b> SRM51-10-01/03	
<b>检查标准:</b>	
确保无损伤、裂纹和腐蚀，确保清洁、无堵塞，静压口周围半径 3 英寸的区域内(光铝)没有喷漆。	 <p>The diagram illustrates the right front fairing area of an aircraft. It shows a cross-section of the fairing with various inspection points marked. Two specific points are highlighted: point F, which is a secondary static port located near the top edge of the fairing, and point C, which is a primary static port located further down the fairing. Both points are indicated by small circles with letters F and C respectively, and arrows point from these labels to the respective static ports on the diagram.</p>
	<p style="text-align: center;"><b>左右静压孔周围机身蒙皮检查</b></p>

4. 右侧前段机身区域	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>4.4 从地面目视检查右侧前段机身可见蒙皮(含各舱门蒙皮、盖板)、客舱窗户无外来物损伤, 下防撞灯灯罩在位, 无破损;</p>	
<p><b>依据: FCOM NP.21</b></p>	
<p><b>检查标准:</b></p> <p>外观正常, 无目视可见损伤: 无弧口凿伤、明显划痕、穿孔、凹槽、腐蚀。</p>	

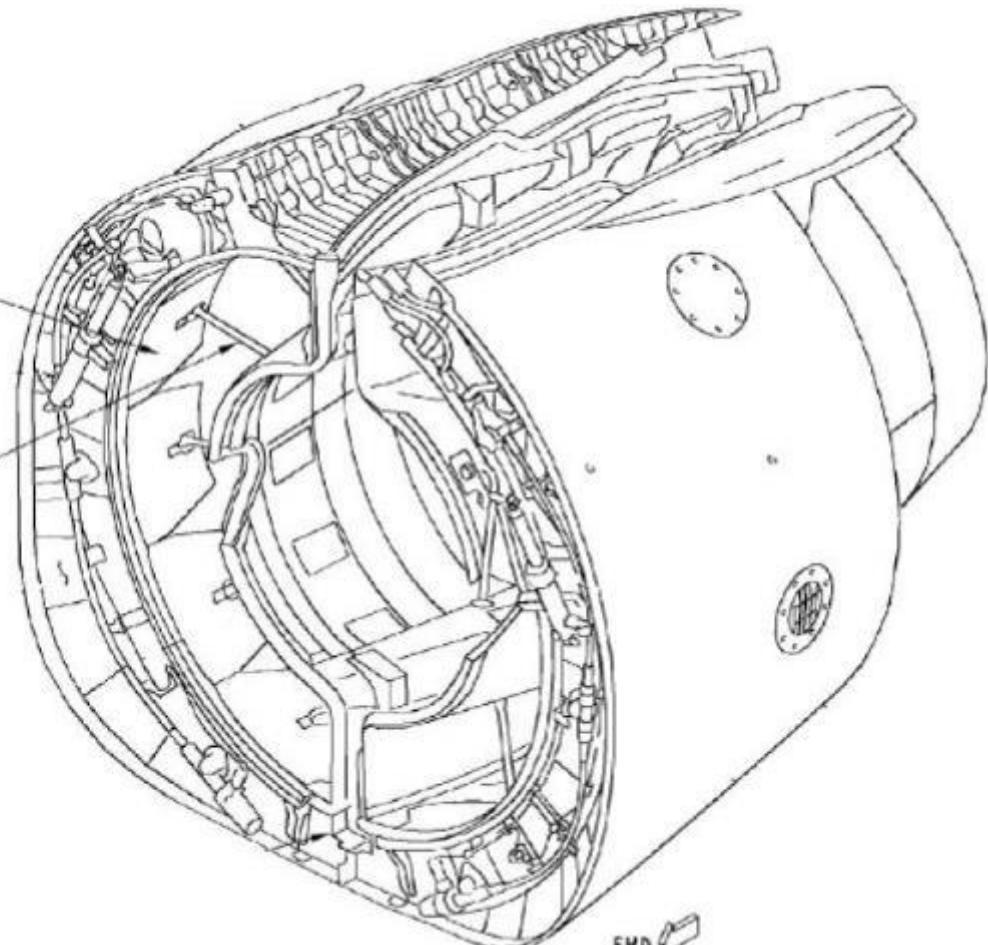


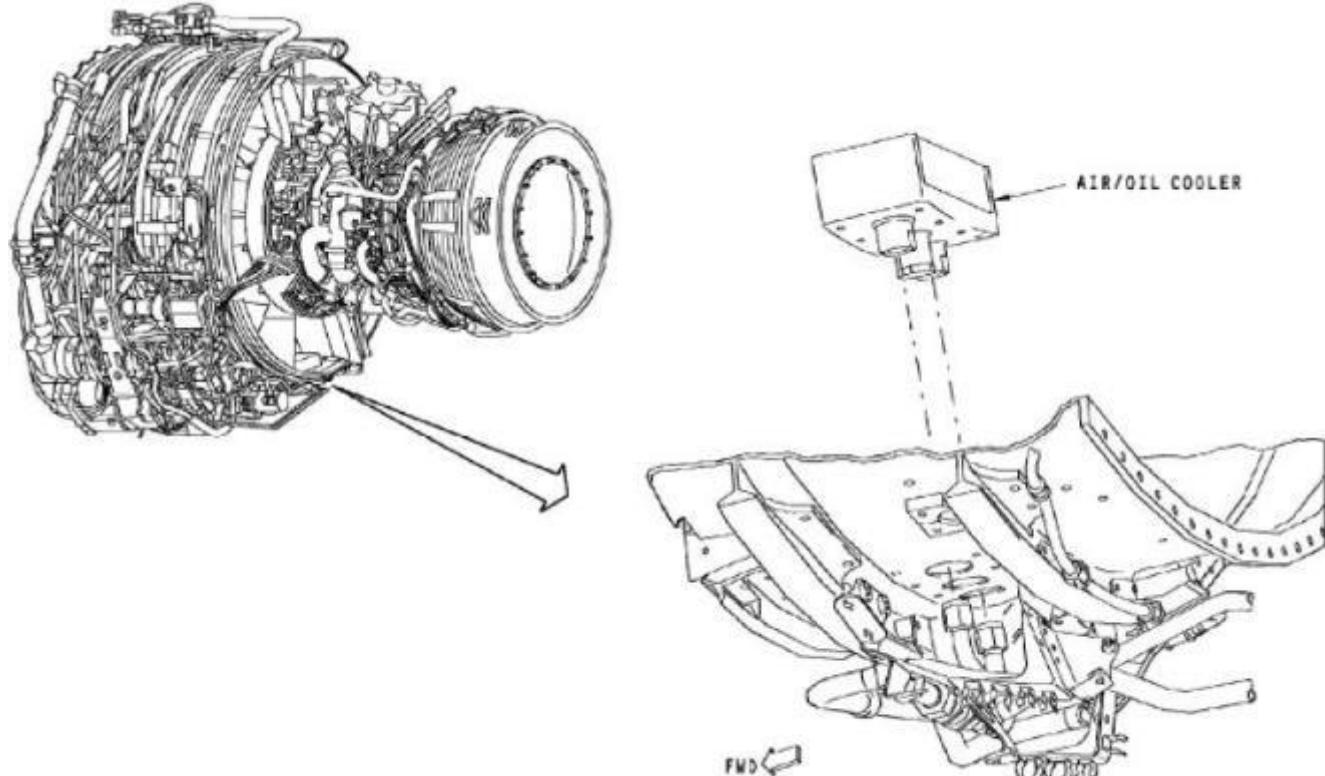
4. 右侧前段机身区域	图示区
<b>项目描述:</b>	
4.5 依次目视检查 TCAS 下天线、ATC 下天线、无线电高度收发天线（共 4 处）、VHF3 天线、DME1 天线、指点信标天线外观正常，无外来物损伤；	
<b>依据: 培训手册</b>	
<b>检查标准:</b>	
从地面上目视检查天线，确保天线在位，无外来物损伤，无明显的掉漆和风蚀。	
<b>注 1:</b> 天线掉漆面积不超过天线喷漆总表面积的 80% 是允许的。如掉漆面积超过 80%，应视情拆换天线或办理一般缺陷保留。	

5. 右发动机区域	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>5.1 目视检查发动机进气整流罩、整流锥、风扇叶片、进气道、消音板、外涵道导向叶片、内涵道导向叶片、T12 传感器外观正常，无外来物损伤；</p> <p><b>依据:</b> AMM71-11-01-601、71-11-08、71-71-00-601、72-21-00-601</p> <p><b>检查标准:</b></p> <p>外观正常，无目视可见损伤；检查风扇时若光线不足应使用手电筒等照明工具进行目视检查；检查风扇叶片有无烧蚀、有无裂纹、有无掉块；必要时使用孔探仪检查；应特别注意发动机进气整流锥固定是否牢靠，有整流锥掉落打坏发动机的事情发生；检查进气道上的紧固件，确保无松动（凹陷或凸出）或丢失。</p> <p><b>注:</b> 右下角（从前往后看）区域的内外涵导向叶片因为风扇叶片安装角度的原因不易看到，维修人员尽可能地找寻角度查看右下角区域(可以通过两步梯或者人字梯来达到合适的目视检查高度，注意梯子靠近时磕碰发动机的风险)。</p>	 <p>The diagram illustrates the internal components of the right engine nacelle. It shows the fan assembly at the center, surrounded by several concentric and radial flow paths. Labels point to various parts:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>SEE A (pointing to the top left)</li> <li>进气道 (Intake duct)</li> <li>T12 传感器 (T12 Sensor)</li> <li>消音板 (Silencer board)</li> <li>外涵道导向叶片 (风扇叶片后部) (Ex�涵道导向叶片 (风扇叶片后部))</li> <li>内涵道导向叶片 (风扇叶片后部) (内涵道导向叶片 (风扇叶片后部))</li> <li>风扇叶片 (Fan blade)</li> <li>进气整流罩 (Intake fairing)</li> <li>前整流锥 (Front flow cone)</li> <li>后整流锥 (Rear flow cone)</li> </ul>

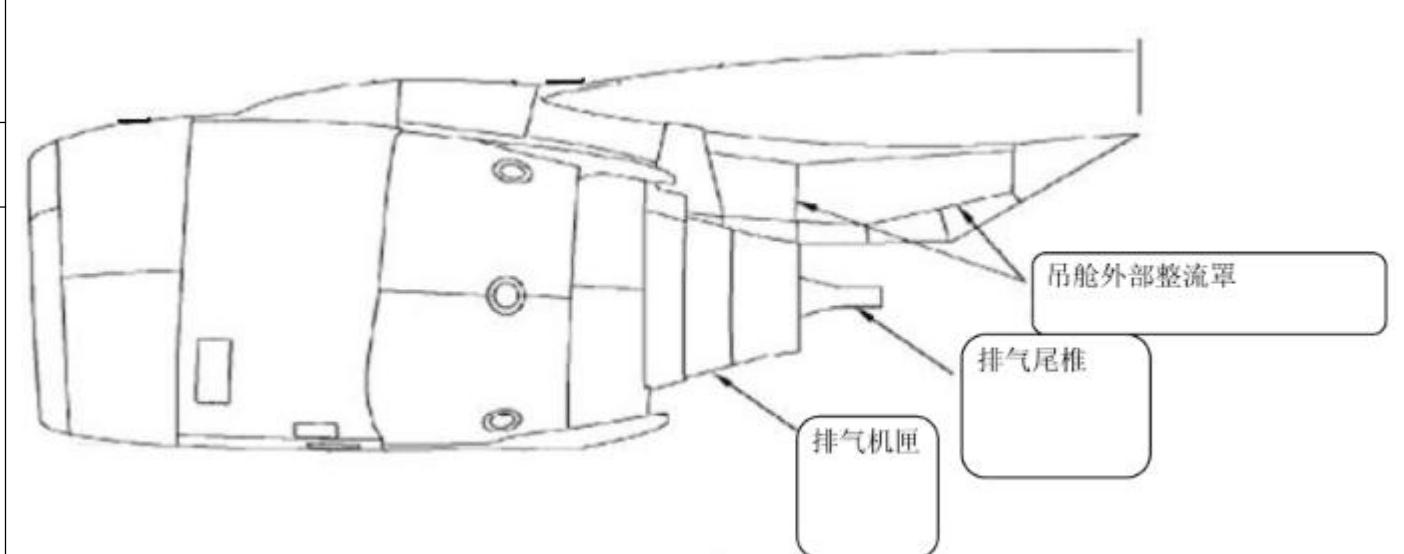
5. 右发动机区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 5.2 目视检查风扇平台前端无翘起; <b>依据:</b> AMM TASK 72-21-02-200-801-F00; <b>检查标准:</b> 1.参考附图, 目视检查风扇平台前端无翘起。 2.如果发现异常现象, 则需要参考 AMM72-21-02-000-801-F00 拆下所有风扇平台 进行详细目视检查。如发现风扇平台接耳断裂或 有裂纹, 要求更换损伤的风扇平台, 并按 AMM 要求的时限和工作内容对剩余全套风扇叶片检 查。 <b>注 1:</b> 发动机车间手册的风扇平台部件状态检查 (piece part inspection of the platform with the shop manual) 包括荧光渗透 (FPI) 检查和目视 检查。 <b>注 2:</b> 发动机车间手册风扇平台部件状态检查章节 ESM TASK 72-21-20-200-001 (章节号可能 变动, 仅供参考)。发动机车间手册属于受控手册, 需参考最新有效版本。 <b>案例参考:</b> 历史上发现风扇平台断裂的案例, 工作者也听到 发动机风扇叶片整流锥内有异响发现风扇平台 断裂的问题, 因此, 在手动转动或者风车转动状 态下, 倾听发动机风扇叶片和整流罩区域有无异 响也可以作为发现风扇平台断裂的辅助方式 (注:“异响”为细小的金属敲击声音)。</p>	 <p>风扇平台前端翘起图例</p>   <p>风扇叶片平台前接耳 风扇平台前接耳断裂/裂纹图例 (注: 此图例为发现异常后, 拆下风扇整流锥后可见部分)</p>

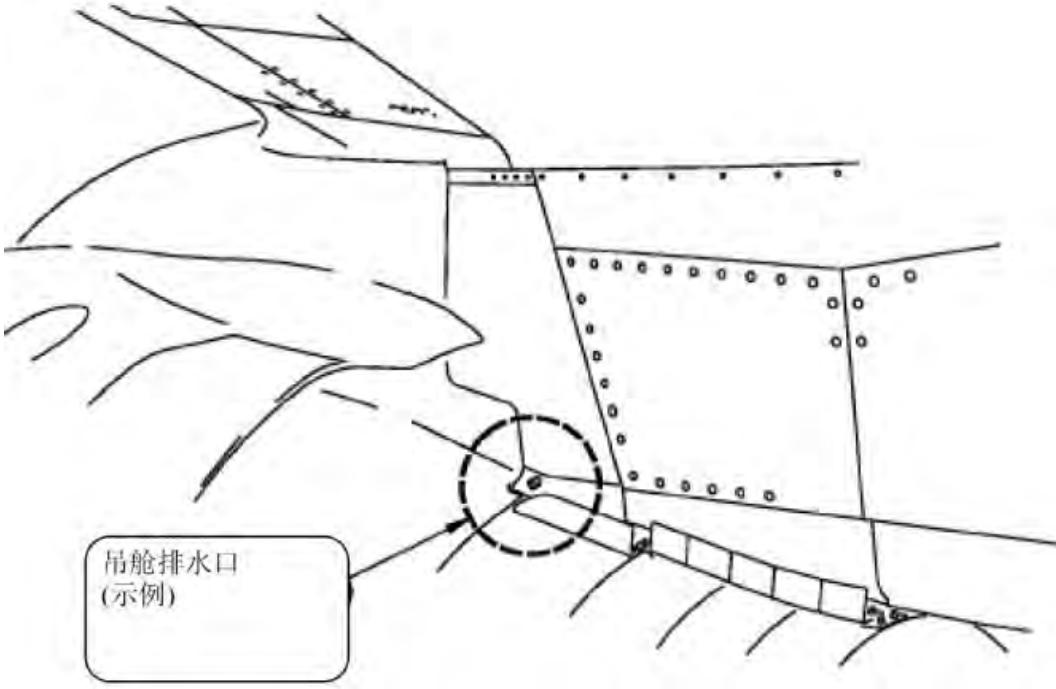
5. 右发动机区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 5.3 目视检查风扇整流罩、涡流控制器、反推整流罩、滑油勤务盖板、IDG 滑油勤务盖板、MCD 检查接近盖板外观正常，无外来物损伤、无打开的锁扣；</p> <p><b>依据:</b> AMM 71-11-01-601、71-11-08、71-71-00-601、72-21-00-601</p> <p><b>检查标准:</b> 外观正常，无目视可见损伤。</p>	<p>The diagram illustrates the right engine nacelle area with the following labeled components:</p> <ul style="list-style-type: none"><li>进气整流罩 (Intake Fairing)</li><li>风扇整流罩 (Fan Fairing)</li><li>反推整流罩 (Reverse Thrust Fairing)</li><li>IDG 勤务盖板 (IDG Service Panel)</li><li>MCD 检查接近盖板 (MCD Inspection Access Panel)</li><li>涡流控制器 (Vortex Generator)</li><li>T12 ACCESS/PRESSURE RELIEF DOOR (T12访问/压力释放门)</li><li>滑油勤务盖板 (Oil Service Panel)</li></ul>

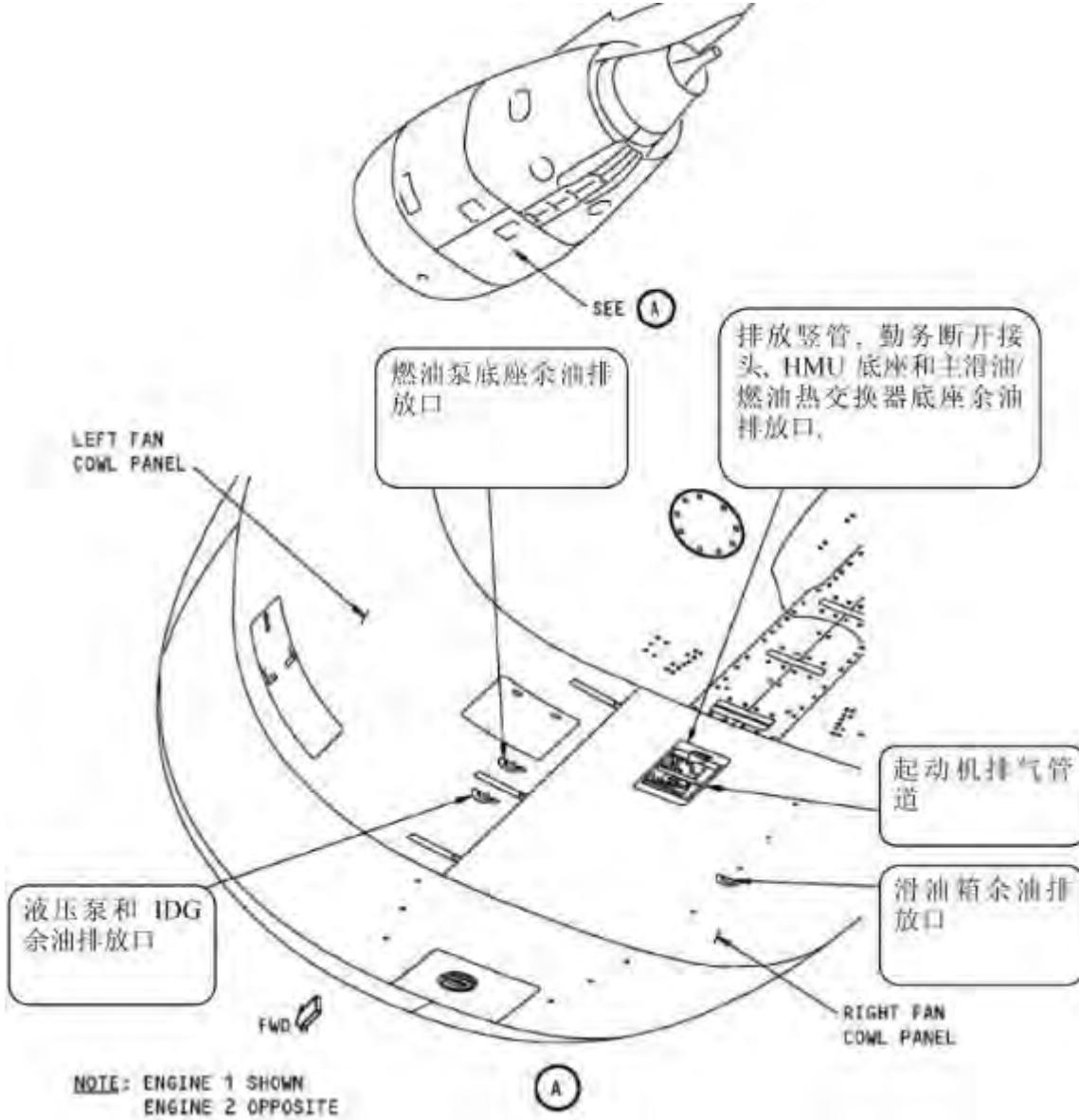
5. 右发动机区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 5.4 从外涵道后目视检查反推折流门、阻力连杆、IDG 滑油散热器，从内涵道后目视检查最后一级涡轮叶片外观正常，无外来物损伤；</p> <p><b>依据:</b> AMM 71-11-01-601、71-11-08、71-71-00-601、72-21-00-601</p> <p><b>检查标准:</b> 外观正常，无目视可见损伤；检查涡轮叶片时，若光线不足应使用手电筒等照明工具进行目视检查，检查涡轮叶片有无烧蚀、有无裂纹、有无掉块，必要时使用孔探仪检查。</p>	 <p>反推折流门</p> <p>阻力连杆</p> <p>FWD</p>

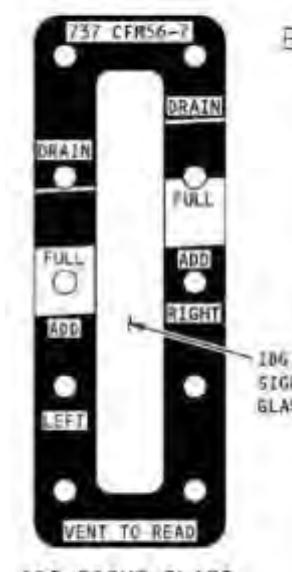
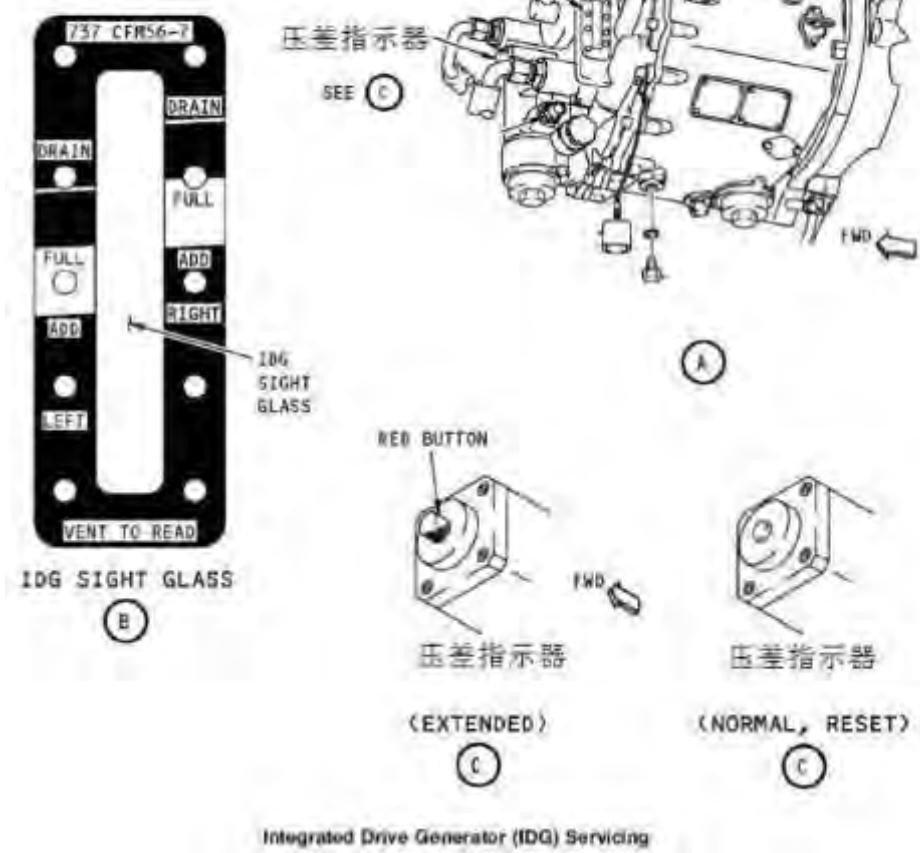
5. 右发动机区域	图示区
	 <p>The diagram illustrates the right engine nacelle area. On the left, a large cutaway view of the engine shows its internal components. An arrow points from this view to a detailed cutaway of the engine fan case at the 6:30 position. This cutaway shows the internal structure of the fan case, including the fan blades and support framework. Above the fan case, a separate component is labeled 'AIR/OIL COOLER'. A small arrow labeled 'FWD' indicates the forward direction.</p> <p>AIR/OIL COOLER</p> <p>FWD</p> <p>ENGINE FAN CASE (6:30 POSITION)</p>

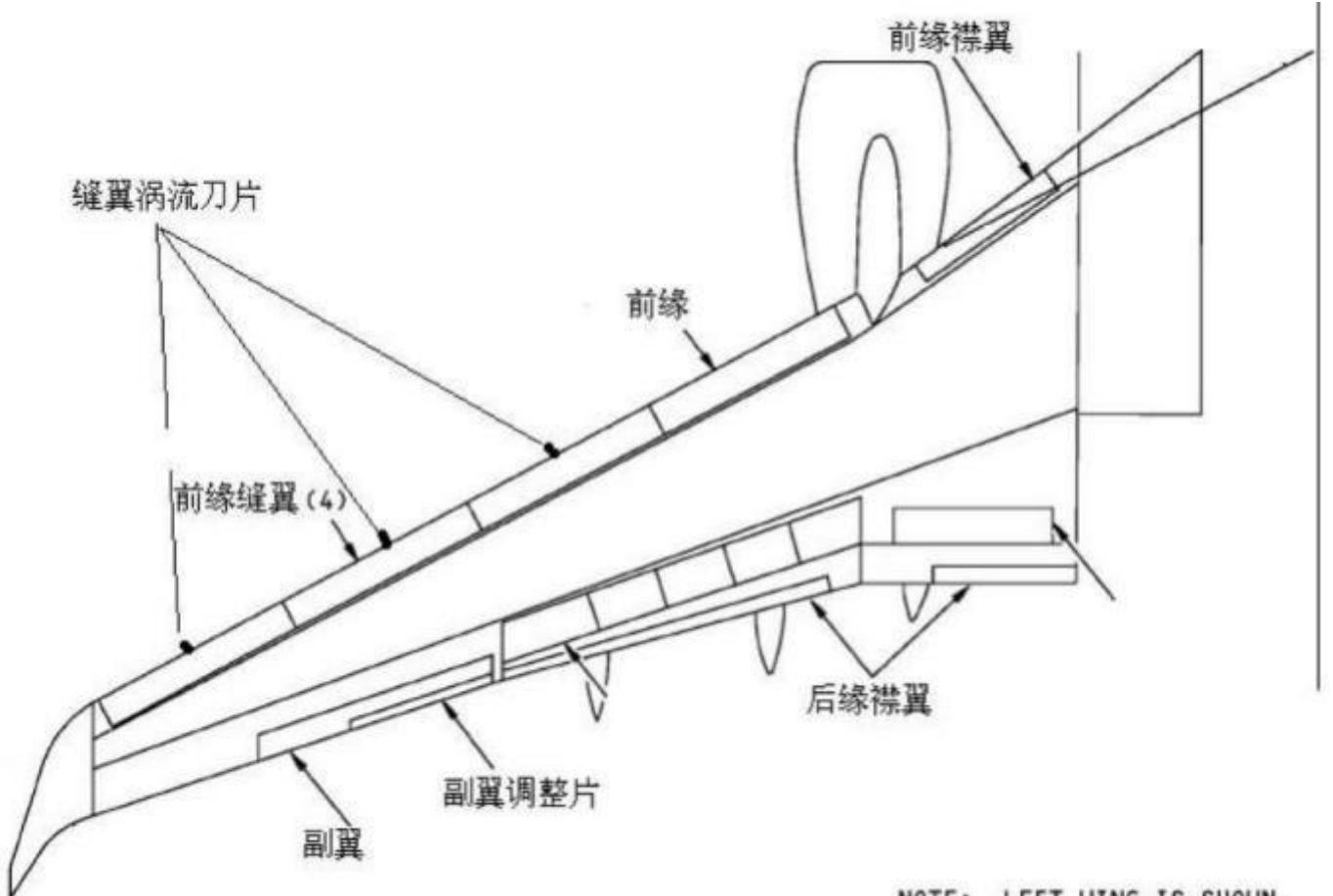
5. 右发动机区域	图示区
	 <p data-bbox="1709 255 2023 287">发动机最后一级涡轮叶片</p> A close-up photograph showing the last stage turbine blades of a jet engine. The blades are made of a metallic material with a distinct ribbed or segmented pattern. They are mounted on a large, curved, metallic housing. A callout bubble with the Chinese text "发动机最后一级涡轮叶片" (Last stage turbine blades) points to one of the blades.

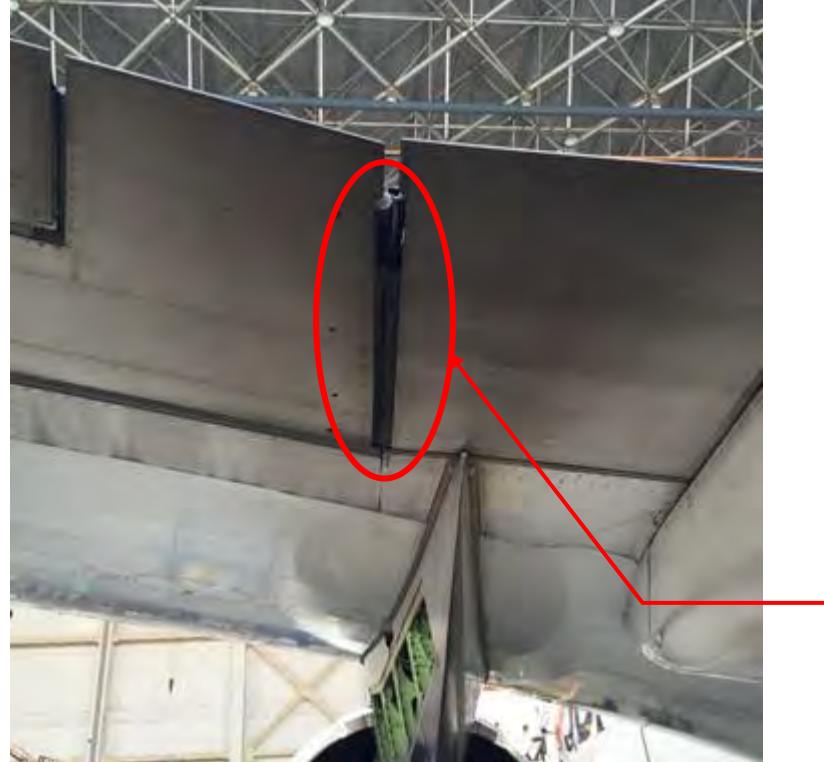
5. 右发动机区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 5.5 目视检查排气机匣、排气尾锥、发动机吊舱外部整流罩外观正常，无外来物损伤；</p> <p><b>依据:</b> AMM 71-11-01-601、71-11-08、 71-71-00-601、72-21-00-601</p> <p><b>检查标准:</b> 检查相关部件外观正常，无目视可见损伤。</p>	 <p>The diagram illustrates the right engine nacelle area. It shows a cross-section of the nacelle with various components labeled. Labels with arrows point to specific parts: '排气机匣' (Exhaust Duct) points to the front fairing; '排气尾锥' (Exhaust Cone) points to the rear, tapered section; and '吊舱外部整流罩' (Fairing) points to the side fairing. The diagram provides a visual reference for the components mentioned in the inspection checklist.</p>

5. 右发动机区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 5.6 目视检查发动机吊舱排水口无油液滴漏现象；</p> <p><b>依据:</b> AMM 54-55-01</p> <p><b>检查标准:</b> 除水外，该处不允许有任何的燃油/滑油/液压油滴漏现象。</p>	

5. 右发动机区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 5.7 目视检查发动机余油口无油液滴漏或滴漏在标准范围之内；</p> <p><b>依据:</b> AMM71-71-00-200-801</p> <p><b>检查标准:</b> 燃油/滑油/液压油滴漏参看油液渗漏标准。</p>	 <p>The diagram illustrates the right engine nacelle area with several callouts pointing to specific inspection points:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>SEE A (top center)</li> <li>燃油泵底座余油排放口 (Fuel pump base oil drain port)</li> <li>排放竖管,勤务断开接头, HMU 底座和主滑油/燃油热交换器底座余油排放口 (Drain vertical tube, service disconnect, HMU base and main oil/fuel heat exchanger base oil drain port)</li> <li>起动机排气管道 (Starting motor exhaust pipe)</li> <li>滑油箱余油排放口 (Oil tank oil drain port)</li> <li>液压泵和 IDG 余油排放口 (Hydraulic pump and IDG oil drain port)</li> <li>RIGHT FAN COWL PANEL (right fan cowl panel)</li> <li>LEFT FAN COWL PANEL (left fan cowl panel)</li> <li>FWD (forward)</li> <li>NOTE: ENGINE 1 SHOWN ENGINE 2 OPPOSITE</li> <li>A (bottom center)</li> </ul>

5. 右发动机区域	图示区
<b>项目描述:</b> 5.8 发动机关车 5 分钟后检查 IDG 滑油量在银色指示带内, 否则按需勤务, 检查确认 IDG 压差指示器未弹出;	
<b>依据: AMM 12-13-21-301</b>	
<b>检查标准:</b> 确保发动机关车 5 分钟后检查 IDG 滑油量; 目视检查观察窗之前确保按压 PUSH-TO-VENT 活门至少 15 秒; 左发观察左侧指示带, 右发观察右侧指示带; 若油量指示在 DRAIN 线以上则需排放滑油到银色指示带内; 若滑油温度高且油量指示在 FULL 线以上, 但 DRAIN 线以下, 则无需进行勤务; 若滑油温度低且油量指示在 FULL 线以上, 但 DRAIN 线以下, 则需排放滑油到银色指示带内; 若油量指示在 ADD 线以下, 则需加滑油到银色指示带内。	 <p>The diagram illustrates the IDG oil quantity indicator panel and the pressure differential indicators. The panel is labeled '737 CFM56-7' and contains four vertical columns: 'DRAIN', 'FULL', 'ADD', and 'LEFT'. The 'RIGHT' column is labeled 'IDG SIGHT GLASS' and has a 'VENT TO READ' label. A red button is labeled 'RED BUTTON'. Below the panel, two views of the pressure differential indicator are shown: one labeled '(EXTENDED)' and another labeled '(NORMAL, RESET)'. Callouts point to specific components: SEE A points to the 'PUSH-TO-VENT 活门' (valve), SEE B points to the '油量指示' (oil quantity indicator), SEE C points to the '压差指示器' (pressure differential indicator), and SEE D points to the 'FWD' (forward) position.</p>

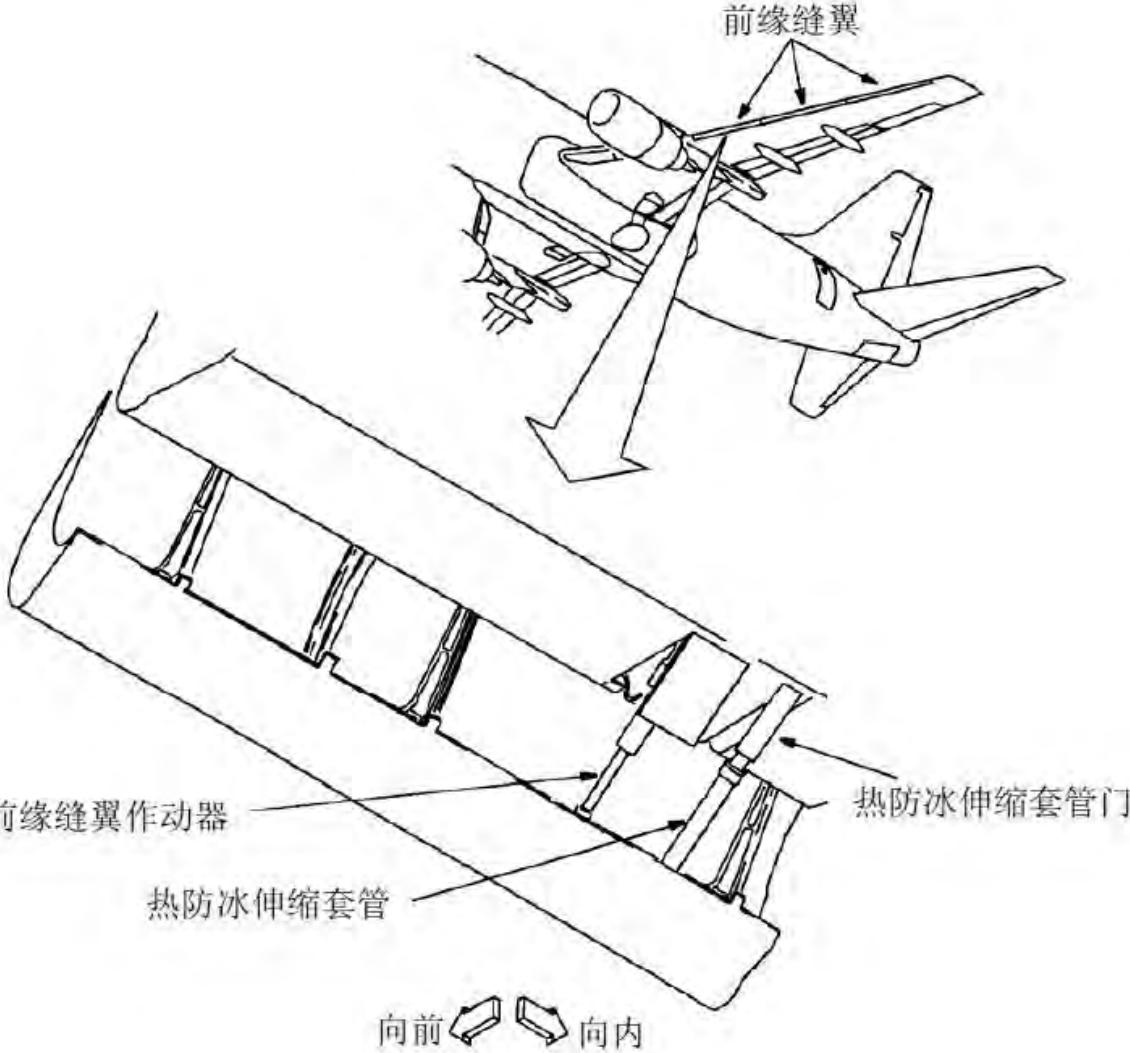
6. 右大翼区域	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>6.1 从地面上目视检查前缘襟翼、前缘缝翼、缝翼涡流刀片(3个)、后缘襟翼、副翼和副翼调整片外观正常，无外来物损伤，无油液滴漏或滴漏在标准范围之内；各灯罩外观正常，无外来物损伤；</p> <p><b>依据: AMM SDS 57-00-00</b></p> <p><b>检查标准:</b></p> <p>外观正常，无目视可见损伤，油液渗漏参考油液渗漏标准。</p> <p><b>注 1:</b> 大翼内侧后缘襟翼与外侧后缘襟翼之间的封严条曾经脱出，检查确认为固定封严的金属保险断裂丢失。当检查发现封严条脱出时需放出后缘襟翼，将脱出的封严重新安装到位并打好保险固定。</p> <p><b>注 2:</b> 后缘襟翼整流罩余水孔处曾有油液滴漏的情况，请注意检查。</p> <p><b>注 3:</b> 检查确保前缘缝翼热防冰伸缩套管门(每侧 3 个)无丢失。</p> <p><b>注 4:</b> 保持适当距离确保可以完整检查大翼和水平安定面前缘(特别是前缘上表面)。</p> <p><b>注 5:</b> 大翼外侧后缘襟翼后襟翼前缘曾发生过因鸟击导致损伤的案例，请注意检查。</p> <p><b>注 6:</b> 固定后缘襟翼丝杠万向节衬套的螺栓曾发生断裂，若发现后缘襟翼整流锥余水孔内有脱落的螺帽或衬套，可以参照右侧第 4 条提示进行进一步检查。</p>	 <p>The diagram illustrates the leading edge of the right wing. Key components labeled include:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>前缘襟翼 (Leading Edge Flap)</li> <li>缝翼涡流刀片 (Slat vortex blade)</li> <li>前缘 (Leading Edge)</li> <li>前缘缝翼 (4) (Slat)</li> <li>后缘襟翼 (Trailing Edge Flap)</li> <li>副翼 (Aileron)</li> <li>副翼调整片 (Aileron Trim Tab)</li> </ul> <p><b>NOTE: LEFT WING IS SHOWN. RIGHT WING IS SIMILAR.</b></p>

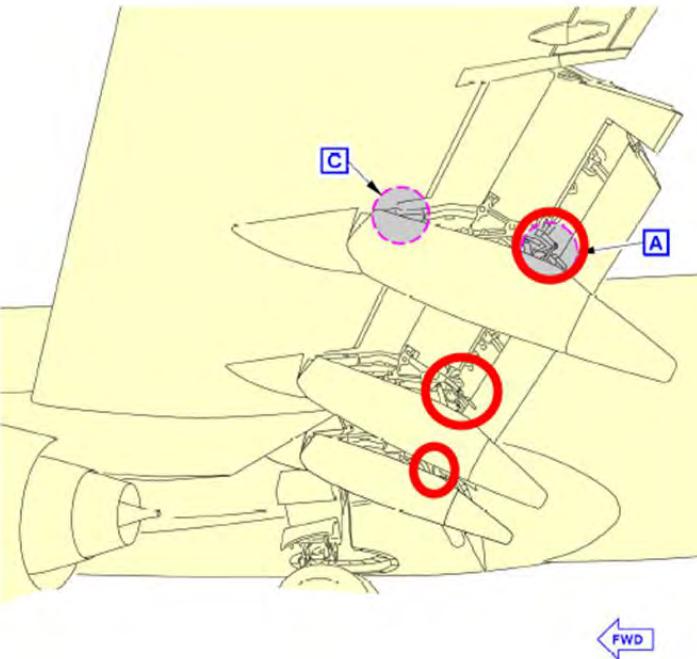
6. 右大翼区域	图示区
	<p>1. 外侧后缘襟翼两端的封严需重点关注，位置示意图如下：</p>  <p>外侧后缘襟翼内侧，与内侧后缘襟翼之间的封严</p>

6. 右大翼区域	图示区
	 <p data-bbox="1628 706 1942 801">外侧后缘襟翼外侧的封 严</p>

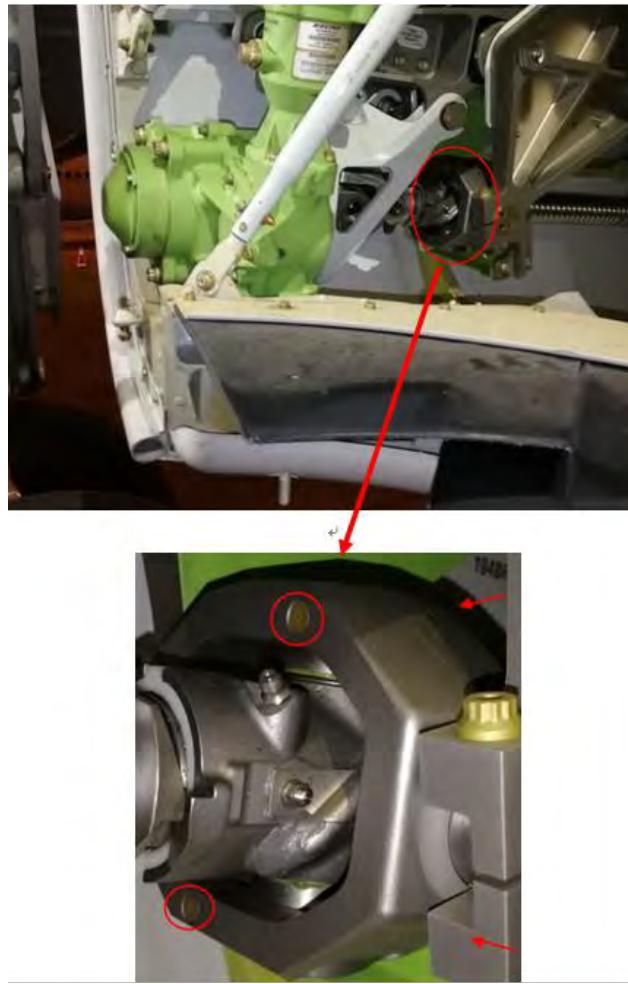
6. 右大翼区域	图示区
	<p>2. 1、4号克鲁格襟翼的封严需重点关注，位置示意图如下：</p> <p>克鲁格襟翼刀型封严</p> <p>外侧克鲁格襟翼外侧的封严</p>

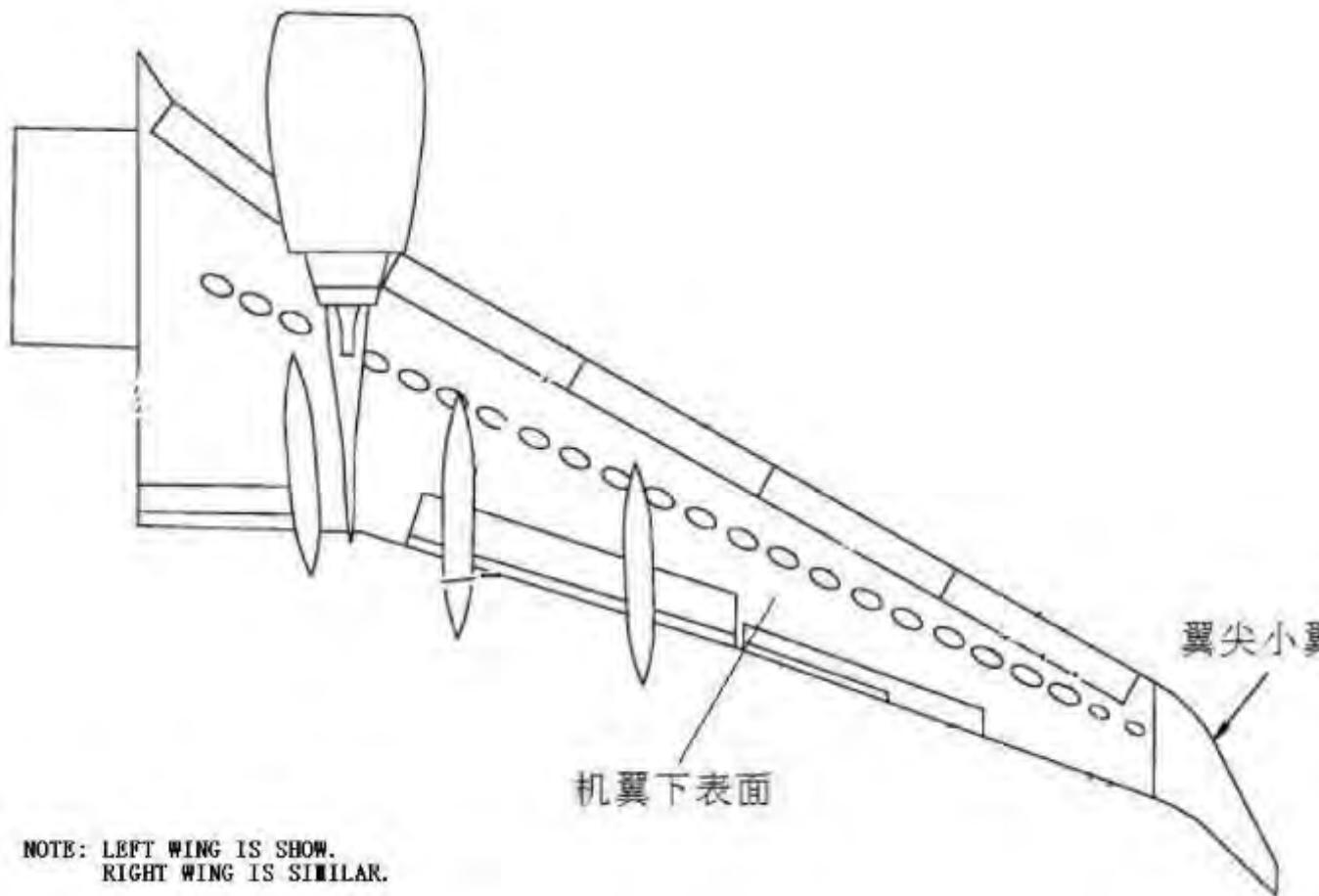
6. 右大翼区域	图示区
	<p>3. 大翼外侧后缘襟翼后襟翼前缘曾发生因鸟击导致损伤的案例图（下图损伤位置为左大翼）：</p>  <p>鸟击导致损伤的位置</p>

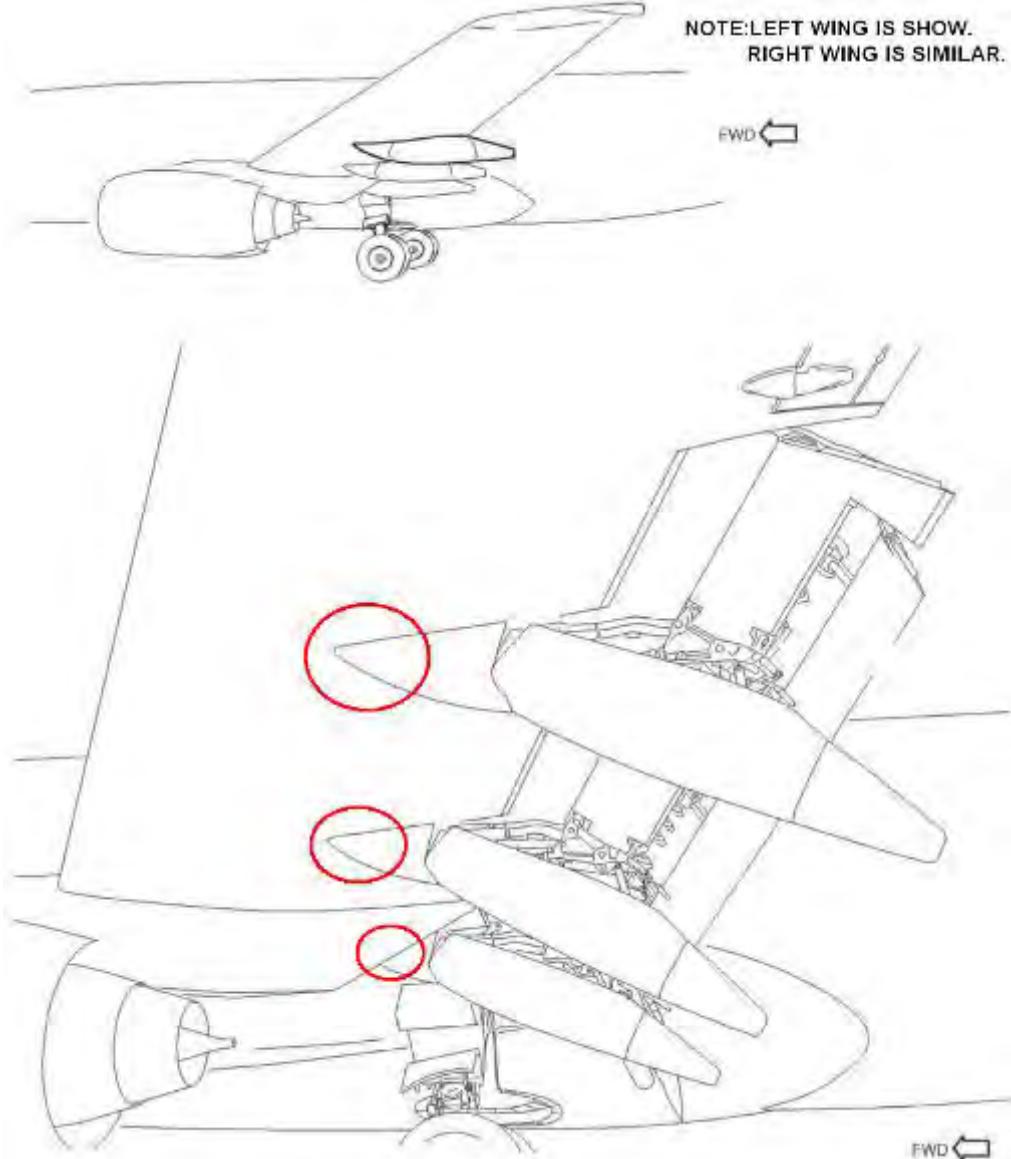
6. 右大翼区域	图示区
	 <p>前缘缝翼</p> <p>前缘缝翼作动器</p> <p>热防冰伸缩套管</p> <p>热防冰伸缩套管门</p> <p>向前 向内</p>

6. 右大翼区域	图示区
	<p>4. 针对 1、2、3、6、7、8 号后缘襟翼丝杠：若固定后缘襟翼丝杠万向节衬套的螺栓发生断裂，则脱落的螺栓、collar、垫片和衬套通常会掉到后缘襟翼整流罩内。</p>   <p style="text-align: center;">A</p> <p>1#、2#、3#后缘襟翼丝杠万向节位置如图所示 (6#、7#、8#后缘襟翼丝杠在右大翼对应位置)</p>

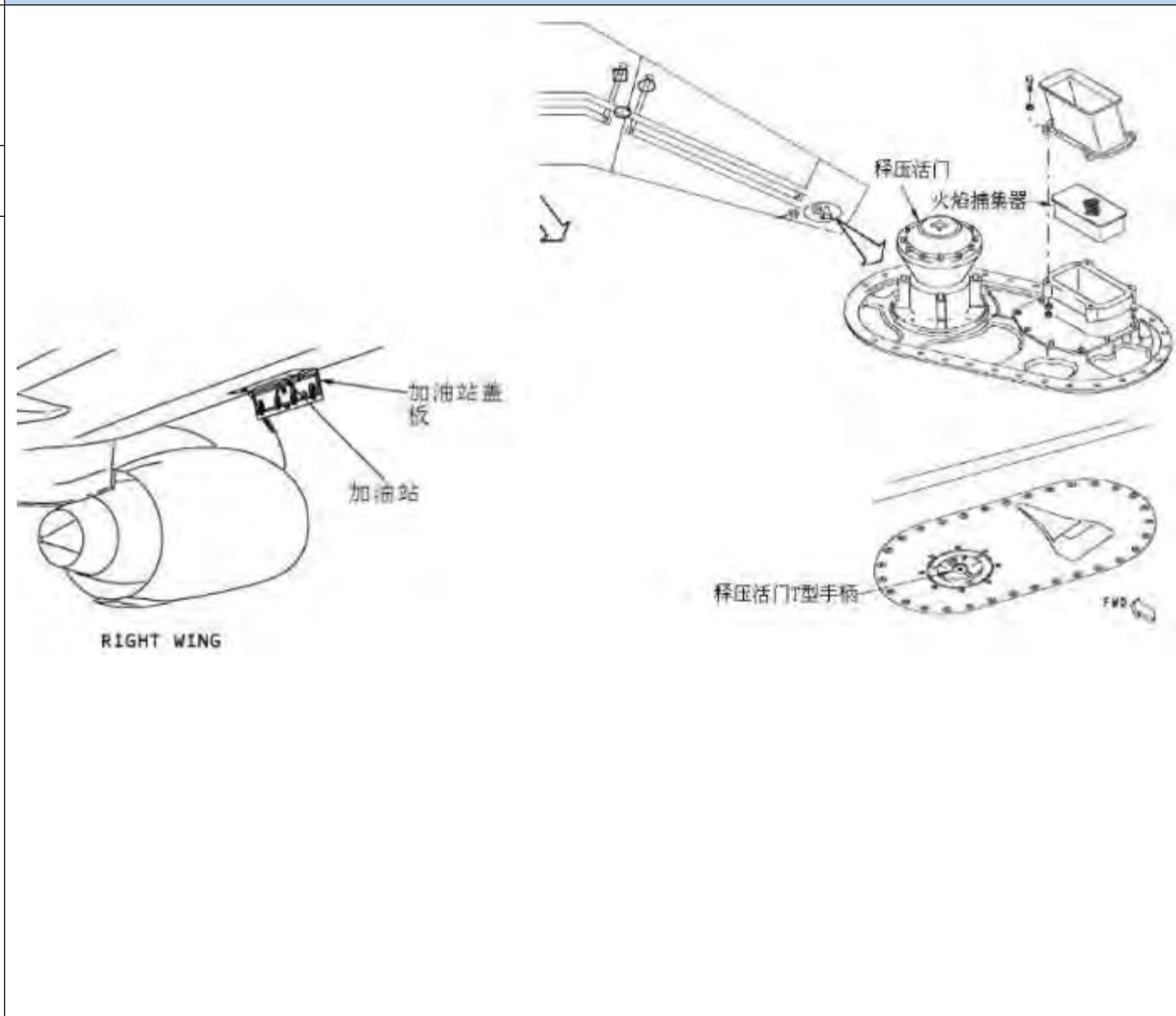
6. 右大翼区域	图示区
	 <p data-bbox="1100 1254 1662 1286">万向节衬套、螺栓和 Collar 不在位实物照片。</p>

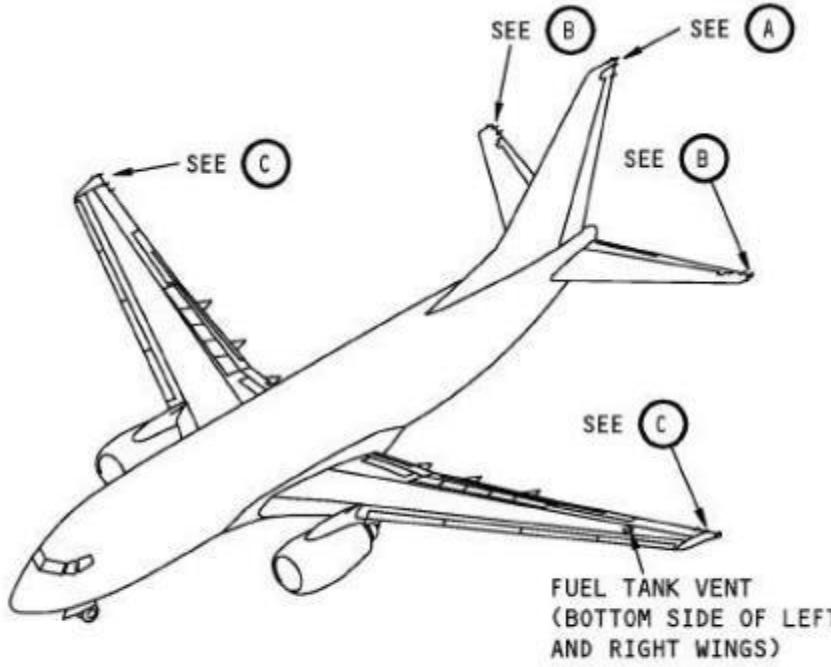
6. 右大翼区域	图示区
	<p>5. 针对 4、5 号后缘襟翼丝杠：其万向节衬套固定螺钉的 collar 朝后，不易检查。若发现螺钉的平头突出于万向节壳体表面，则固定螺钉很有可能发生断裂情况，需要着重检查。</p> 

6. 右大翼区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 6.2 从地面目视检查机翼下表面、翼尖小翼无外物损伤，无油液渗漏或渗漏在标准范围内；</p> <p><b>依据:</b> AMM SDS 57-00-00</p> <p><b>检查标准:</b> 确保无目视可见损伤，油液渗漏参考油液渗漏标准。</p>	 <p>The diagram illustrates the underside of the right wing of a Boeing 737 aircraft. It shows the main wing leading edge, the trailing edge, and the wingtip. Labels indicate the '翼尖小翼' (wingtip fairing) at the end of the leading edge and the '机翼下表面' (underside of the wing) along the trailing edge. A series of small circles along the trailing edge represent oil leakage. A note at the bottom left states: 'NOTE: LEFT WING IS SHOWN. RIGHT WING IS SIMILAR.'</p>

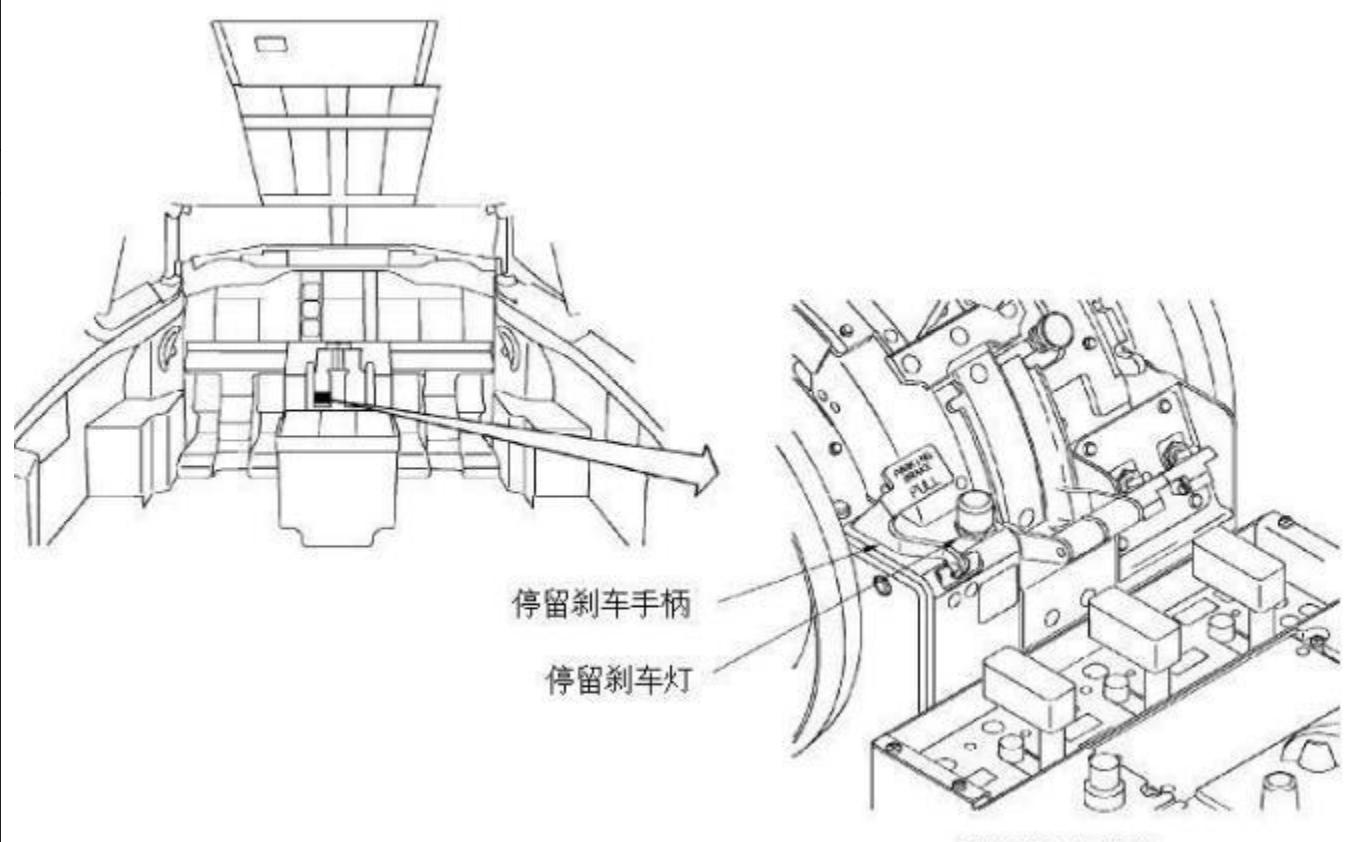
6. 右大翼区域	图示区
<p>提示：襟翼前段整流罩固定支架衬套如果出现严重磨损会发生前段整流罩明显耷拉松动的问题，维护人员需在航线检查时注意前段整流罩有无耷拉松动的情况（特别是 51、52、53 系列老飞机，可以用手晃动整流罩检查）。如果有，需拆下整流罩检查固定支架衬套的磨损情况，如果固定支架衬套磨损明显，则需更换支架组件或者衬套。</p>	

6. 右大翼区域	图示区
	<p>The diagram illustrates the right leading edge fairing support bracket assembly. It shows the forward fairing [1] and aft fairing [2]. A red circle highlights the area where three bolts [5] are installed. Another red circle highlights the area where two washers [4] are installed. A callout labeled 'SEE B' points to a separate diagram. Labels include 'FWD' and 'INBC'. A red arrow points from the top right diagram to a photograph of a green support bracket. The photograph shows two green brackets being held up for comparison. One bracket has a label that includes:</p> <p>UT 3 10-25-13 MFG 65 FAIRING SPIRIT AEROSYSTEMS 11341350-3 BOEING 737-6 700C-800-900-900ER</p> <p><b>襟翼整流罩固定支架衬套磨损情况（与新件对比）</b></p>

6. 右大翼区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 6.3 从地面上目视检查加油站盖板在位，锁扣平齐，火焰捕集器在位，释压活门重置 T型手柄与机翼下表面平齐；</p> <p><b>依据:</b> AMM 28-21-00、 28-13-41-400-802, AMM SDS 28-10-00</p> <p><b>检查标准:</b> 目视检查加油站盖板无丢失，锁扣无伸出； 火焰捕集器在位，无异物堵塞，无明显可见损伤，释压活门重置 T型手柄与机翼下表面平齐，无伸出、无进入。</p>	

6. 右大翼区域	图示区
<b>项目描述:</b> 6.4 目视检查右大翼静电放电刷（共 2 个）， 确保外观正常，无缺损；	
<b>依据:</b> AMM 23-61-00	
<b>检查标准:</b> 从地面上目视检查静放电刷安装在位，无缺损。	 <p>SEE A SEE B SEE C FUEL TANK VENT (BOTTOM SIDE OF LEFT AND RIGHT WINGS)</p>

7. 右主起落架区域	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>7.1 目视检查机轮组件磨损、损伤状况，确保轮胎磨损及损伤、切口在规定范围内，主轮轮轴端盖安装在位、保险完好；在轮胎胎面无其它损伤情况下，任一点处见第1层帘线时更换轮胎；</p>	
<p><b>依据:</b> AMM 32-45-00-700-803</p>	
<p><b>检查标准:</b></p> <p>参考机轮检查标准。</p> <p>对于匹配钢刹车的主轮，检查配平块无变形，无损伤，安装牢固。</p> <p>注意检查防尘帽确保在位，如有丢失及时补充</p>	 <p data-bbox="1343 377 1619 425">变形的配平块</p>

7. 右主起落架区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 7.2 在设置停留刹车且刹车压力正常情况下检查刹车磨损指示销伸出长度, 若小于或等于 1 毫米时需更换刹车组件;</p> <p><b>依据:</b> AMM 32-41-41-601</p> <p><b>检查标准:</b> 停留刹车使用液压 B 系统或储压器的压力, 踩脚蹬并拉停留刹车手柄, 然后再松开停留刹车手柄, 停留刹车设置, 设置停留刹车后, 停留刹车警告灯亮; 确保液压刹车压力表指示的压力与 B 系统液压压力一致(2,800PSI~3,200PSI)。检查指示销伸出长度时需先向内按压指示销, 然后目视检查刹车磨损指示销伸出长度足够, 必要时设置停留刹车后, 检查伸出长度需大于 1 毫米, 否则需更换刹车组件。</p>	

7. 右主起落架区域	图示区
	<p>The diagram illustrates the right main landing gear area. On the left, a cutaway view shows the wheel, shock absorber, and hydraulic cylinder assembly. The word "FWD" is visible near the wheel. An arrow points from this view to a detailed, exploded-view diagram of the "BRAKE ASSEMBLY" on the right. The brake assembly diagram shows internal components including the master cylinder, piston, and brake pads. A callout box with arrows points to two specific parts: the "刹车指示杆" (brake indicator rod) and its "伸出长度" (extended length).</p>

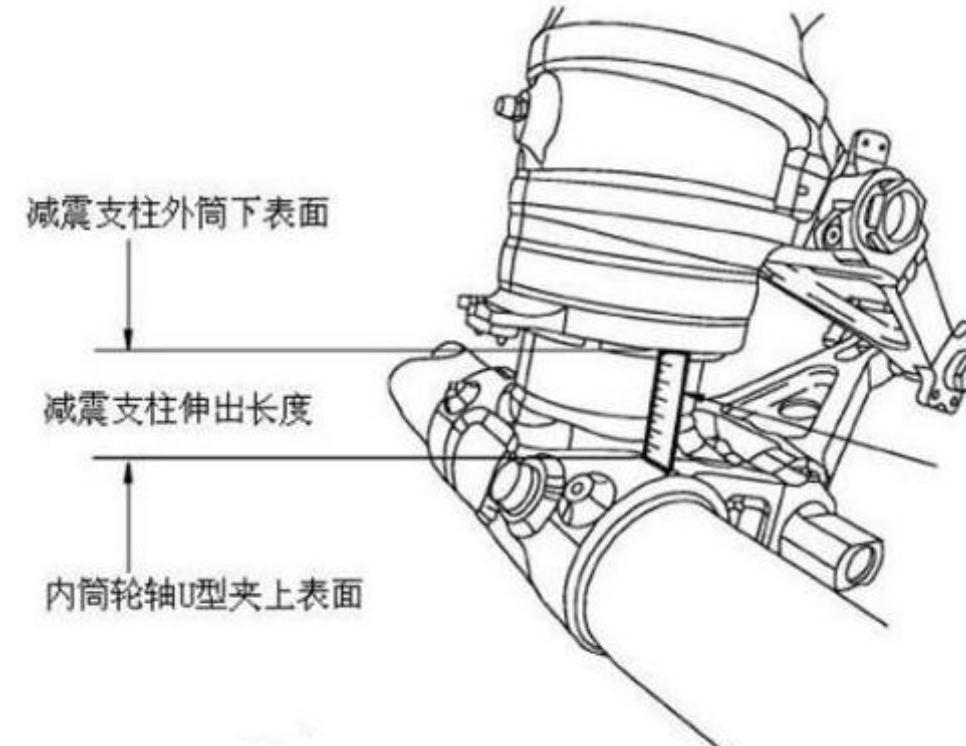
7. 右主起落架区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 7.3 目视检查刹车和刹车液压导管无油液滴漏或滴漏在标准范围之内，刹车无掉块；</p> <p><b>依据: AMM 32-41-41-601</b></p> <p><b>检查标准:</b> 油液滴漏参考油液渗漏标准。</p>	<p>The diagram illustrates the right main landing gear assembly. It shows the wheel, shock absorber, and various mechanical components. Labels include: BRAKE SLEEVE, TORSION LINK, ANTI TORQUE LUG, and ANTI TORQUE SLOT. A callout box labeled '刹车液压导管' (Brake hydraulic line) points to a line connected to the system. A small 'FWD' indicator is also present.</p>

7. 右主起落架区域	图示区
<p>右图为航线上检查到金属网状物示例。发现后可以拆下机轮检查刹车外观，如果刹车摩擦片磨损均匀，无其他损伤，可以航后再更换刹车。</p>	

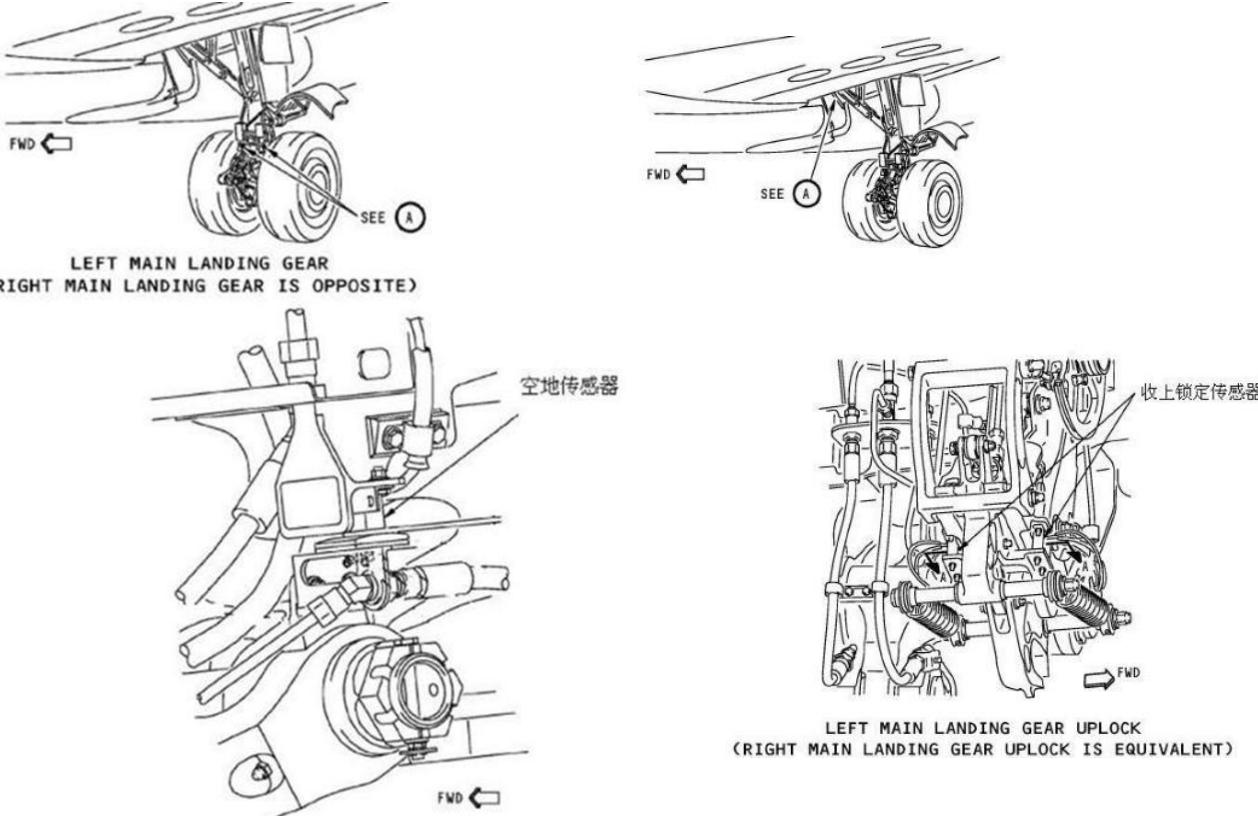
7. 右主起落架区域	图示区
<p>检查刹车扭力筒周围是否存在如右图中所示的金属碎屑。发现这些金属屑，可以先拆下机轮检查刹车外观，如果刹车摩擦片磨损均匀，无其他损伤，可以航后再更换刹车。</p>	

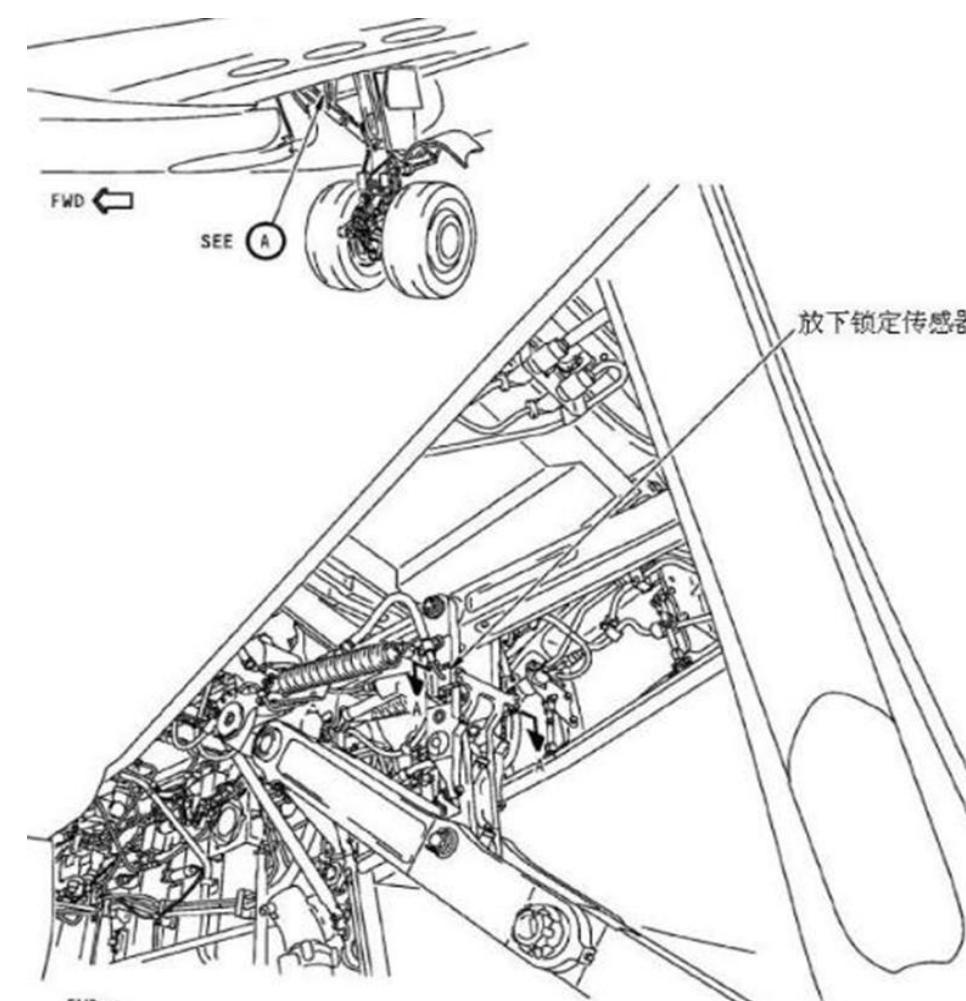
7. 右主起落架区域	图示区
<p>如果检查发现有右图所示的金属条状物，这是正常现象，是刹车的动盘上磨损下来的毛刺。无需更换刹车。</p>	 A close-up photograph of an aircraft's brake assembly. The image shows a metal caliper assembly mounted onto a larger, textured metal surface, likely the wheel hub or a part of the landing gear structure. A prominent, thin, metallic strip or shavings is visible on the upper surface of the caliper. This strip has a distinct, slightly curved shape and a metallic, reflective texture. The lighting highlights the metallic surfaces and the texture of the surrounding components.

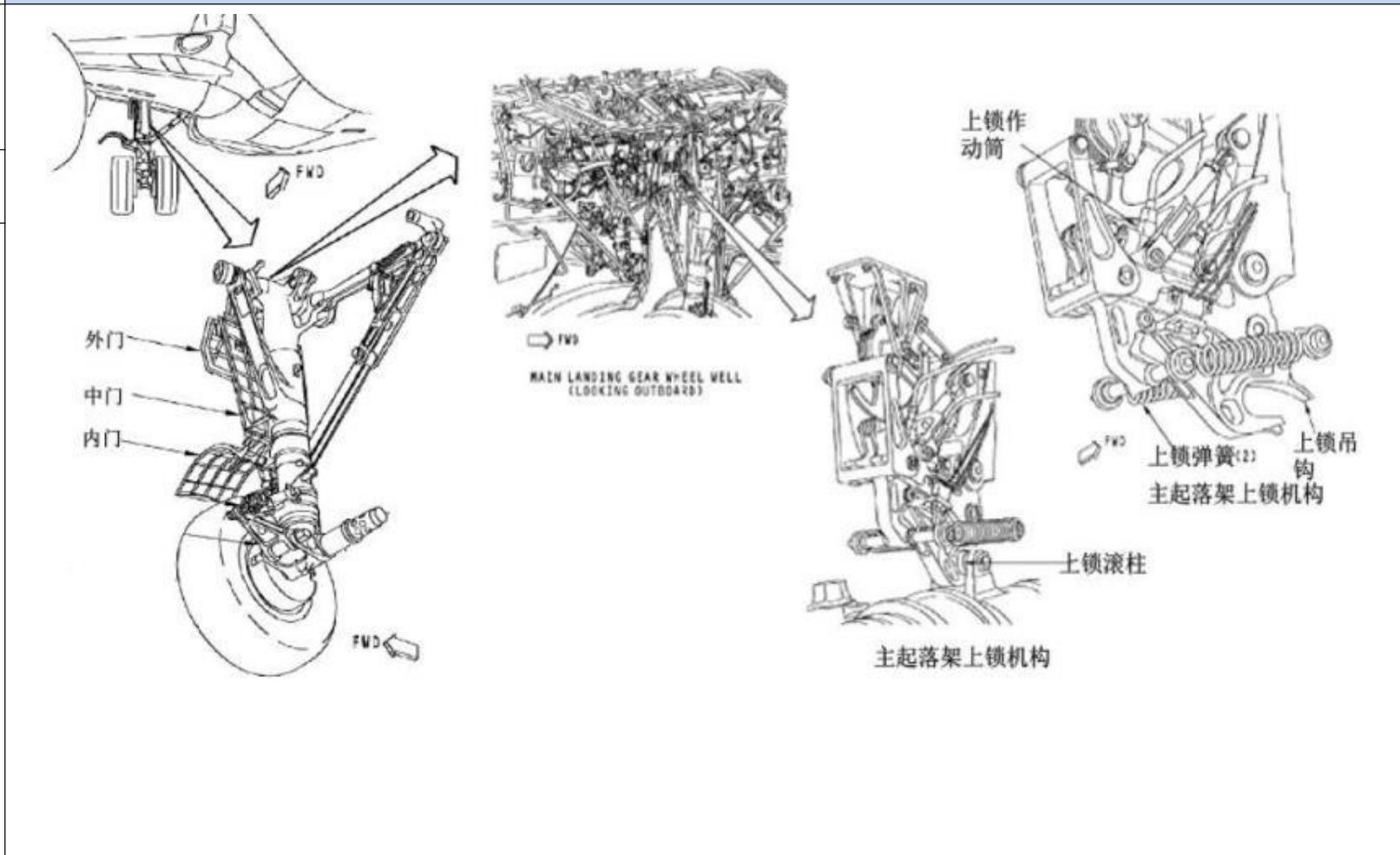
7. 右主起落架区域	图示区
<p>目视检查碳刹车驱动键可视区域，检查是否有异常情况，包括驱动键弯曲、铆钉或 CLIP 脱落、错位跳槽等情况。如有发现立即更换机轮和刹车。</p>	<p>The first photograph shows a close-up of a mechanical assembly with four green arrows pointing to specific areas labeled R1, R2, R3, and R4. A red arrow points to a central component. The second photograph shows a red oval highlighting a specific area on a metal part. A red arrow points from this oval to a third photograph showing several metal components, likely the removed actuator keys, lying on a surface.</p>

7. 右主起落架区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 7.4 检查起落架减震支柱的伸展长度“X”值，并确定在范围内(注：本标准适用于下完客后，加油前检查镜面高度)，</p> <p><b>依据:</b> AMM12-15-31</p> <p><b>检查标准:</b> 测量减震支柱外筒下表面和内筒轮轴 U 型夹上表面之间的距离(见右图)，若该距离达不到 4.0 – 6.0 英寸范围内，则需进行勤务。</p>	

7. 右主起落架区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 7.5 目视检查主起落架减震支柱内筒镜面无划伤、无油液渗漏现象；</p> <p><b>依据:</b> AMM32-00-10-211-801</p> <p><b>检查标准:</b> 目视检查主起落架减震支柱内筒镜面镀铬层，确保无任何划伤；视情清洁镜面以确保镜面干净、无油液渗出。</p>	A technical line drawing of the right main landing gear. The gear itself is at the bottom, connected to a vertical leg. Above the leg is a shock absorber cylinder assembly. Two large, vertically oriented rectangular components, labeled '减震支柱内筒' (inner cylinder), are part of the cylinder assembly. A callout line with an arrow points from the text label to one of these inner cylinder components.

7. 右主起落架区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 7.6 目视检查起落架空地近位传感器(2)、收上锁定传感器(2)、放下锁定传感器(2)无脱离或明显变形、损伤；</p> <p><b>依据:</b> AMM32-09-01/32-61-21/32-61-31</p> <p><b>检查标准:</b> 检查传感器无脱离和变形现象。</p>	 <p>LEFT MAIN LANDING GEAR (RIGHT MAIN LANDING GEAR IS OPPOSITE)</p> <p>空地传感器</p> <p>收上锁定传感器</p> <p>LEFT MAIN LANDING GEAR UPLock (RIGHT MAIN LANDING GEAR UPLock IS EQUIVALENT)</p>

7. 右主起落架区域	图示区
	 <p data-bbox="943 1175 1033 1254">FWD INBD</p> <p data-bbox="1078 1222 1796 1286">MAIN LANDING GEAR WHEEL WELL (LEFT SIDE IS SHOWN, RIGHT SIDE IS EQUIVALENT)</p> <p data-bbox="1662 476 1864 524">放下锁定传感器</p>

7. 右主起落架区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 7.7 目视检查起落架舱门、起落架上锁机构可见部分及弹簧无外来物损伤。</p> <p><b>依据:</b> AMM32-11-00-200-801</p> <p><b>检查标准:</b> 检查相关部件外观正常，无目视可见损伤。</p>	 <p>The diagram consists of four parts:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li><b>Left side view:</b> Shows the main landing gear assembly with three doors labeled: 外门 (Outer door), 中门 (Middle door), and 内门 (Inner door). Arrows indicate the forward direction (FWD).</li> <li><b>Front view:</b> Shows the main landing gear wheel well looking outward, with an arrow indicating the forward direction (FWD). The text "MAIN LANDING GEAR WHEEL WELL (LOOKING OUTBOARD)" is present.</li> <li><b>Close-up of the locking mechanism:</b> Shows the upper lock actuator (上锁作动筒), lock hook (上锁吊钩), lock spring (上锁弹簧), and lock roller (上锁滚柱) of the main landing gear locking mechanism.</li> <li><b>Bottom view:</b> Shows the main landing gear locking mechanism from below, with an arrow indicating the forward direction (FWD).</li> </ul>

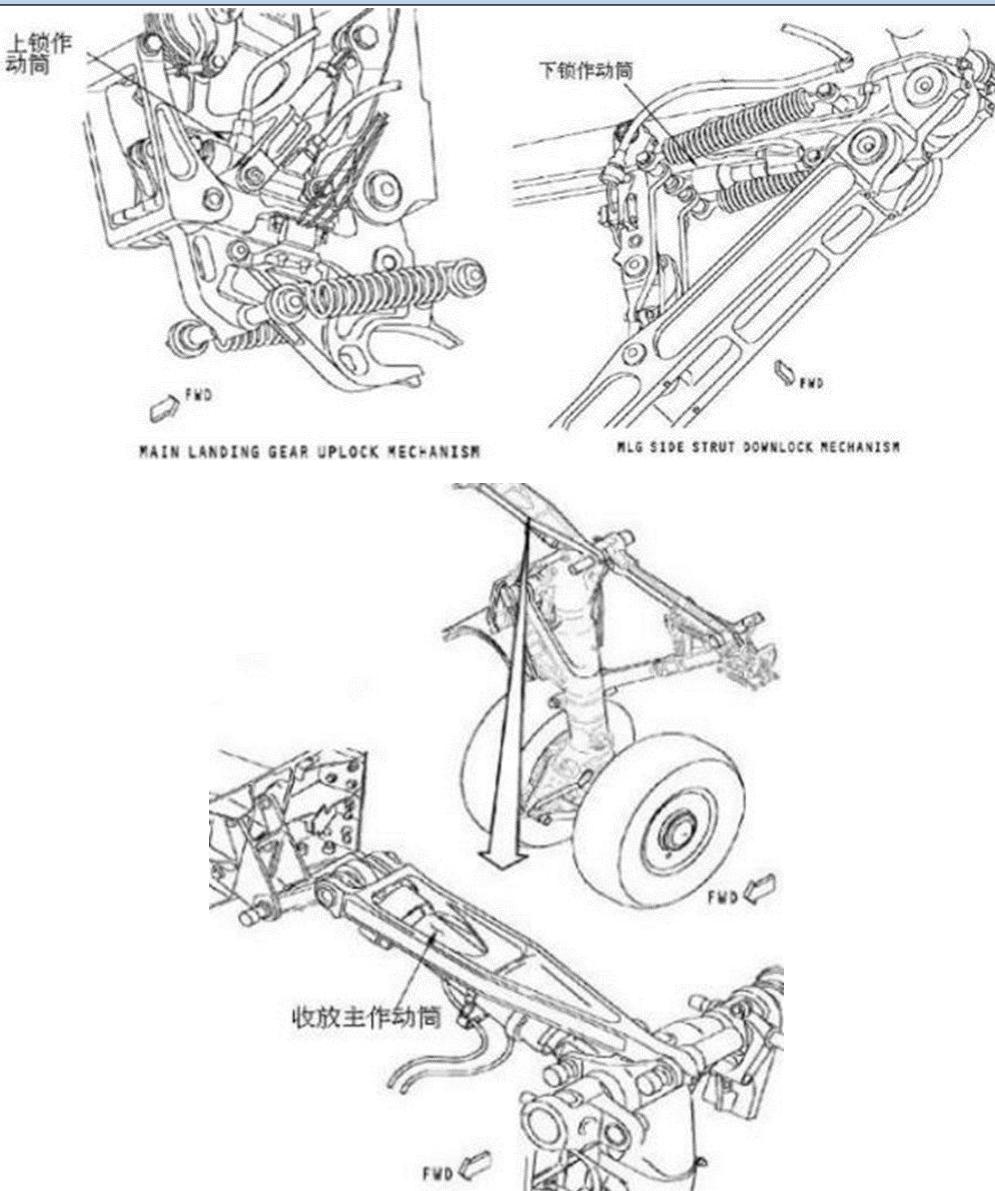
8. 主轮舱区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 8.1 目视检查轮舱片状封严件、起落架收上易碎塞外观正常、无外来物损伤；</p> <p><b>依据:</b> AMM32-12-12-200-801、32-32-52、MEL32-20</p> <p><b>检查标准:</b> 部件外观正常，轮舱片状封严损伤标准参考手册 AMM32-12-12-020 要求检查并视情更换，易碎塞无外来物损伤。</p>	<p>The diagram illustrates the main landing gear bay area (MLG WHEEL WELL) with various inspection points. A vertical arrow labeled '片状封严' (strip seal) points to the seal strip between the fairing and the landing gear well. Another arrow labeled '易碎塞' (breakable堵塞) points to a circular access panel. Labels 'FWD' indicate forward direction.</p>

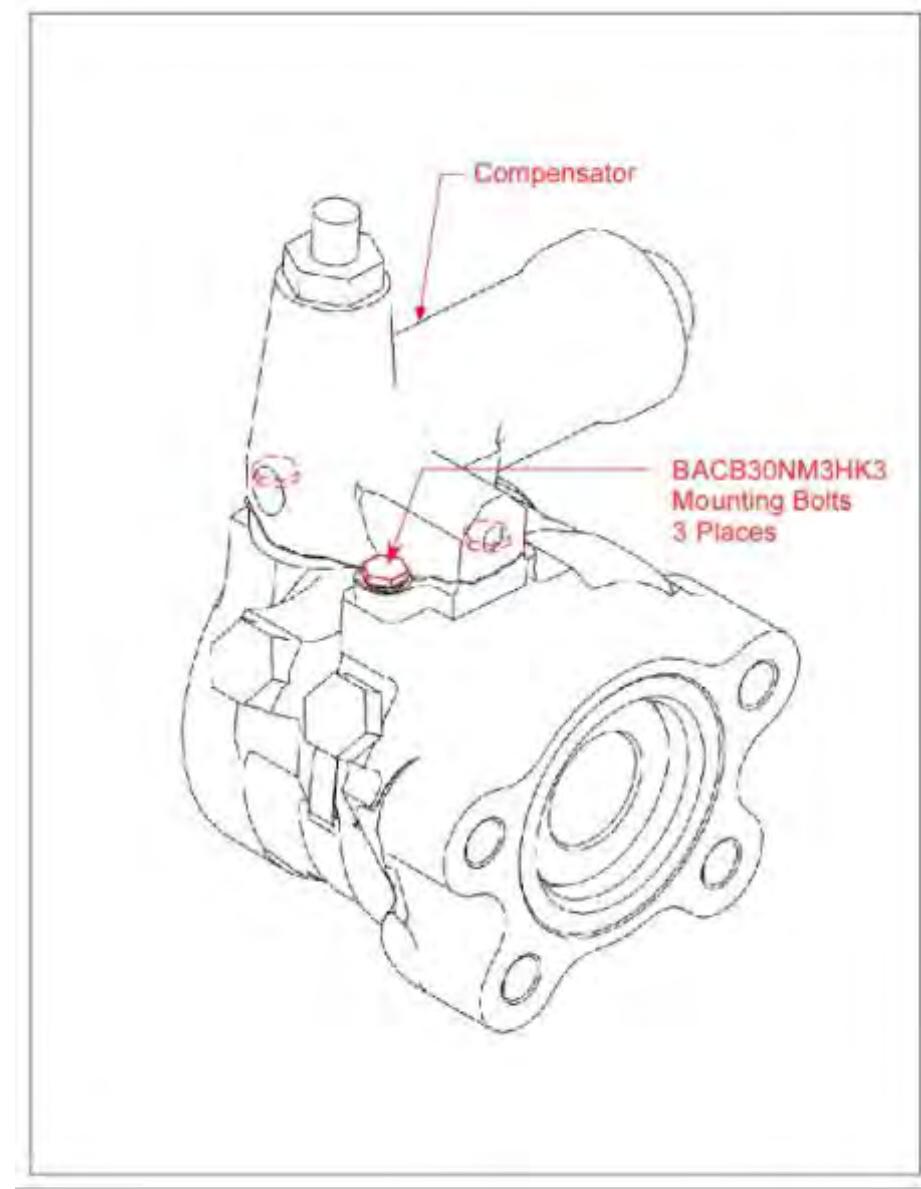
主轮舱易碎塞封圈被挤出破损导致渗漏液压油，参考右附图。



被挤出的封圈

主轮舱易碎塞封圈被挤出

8. 主轮舱区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 8.2 一般目视检查起落架和轮舱内的液压部件、管路无外来物损伤，无油液滴漏或滴漏在标准范围之内；轮舱灯工作正常，相应灯罩外观正常，无外来物损伤；</p> <p><b>依据: FCOM NP.21</b></p> <p><b>检查标准:</b> 右图所列部件为可靠性统计的航线常发现的渗漏部件，需重点检查，确保相关部件安装在位，油液滴漏参考油液渗漏标准。</p> <p>1、目视检查起落架收放液压管路及作动筒，液压刹车软管，起落架旋转接头，起落架上部液压导管/软管，确保无渗漏或渗漏在标准范围之内。</p> <p>注: 主起落架减摆器上的螺栓由于设计原因，NG 机队发生两次螺栓断裂故障，其中一次导致液压油箱液压油漏光。注意对这个螺栓的检查，新件号的螺栓是 12 方头的，旧件号的螺栓 6 方头的易渗漏。</p>	 <p>The figure consists of four technical line drawings. The top left shows the 'MAIN LANDING GEAR UPLock MECHANISM' with a callout pointing to the '上锁作动筒' (Upper Lock Actuator). The top right shows the 'MLG SIDE STRUT DOWNLOCK MECHANISM' with a callout pointing to the '下锁作动筒' (Lower Lock Actuator). The bottom left is a larger view of the main landing gear assembly, showing the strut, wheel, and landing gear door. A vertical arrow points downwards from the strut area. The bottom right shows a detailed view of the main actuator assembly with a callout pointing to the '收放主作动筒' (Main Retraction Actuator). Each drawing includes a small 'FWD' indicator pointing to the front.</p>

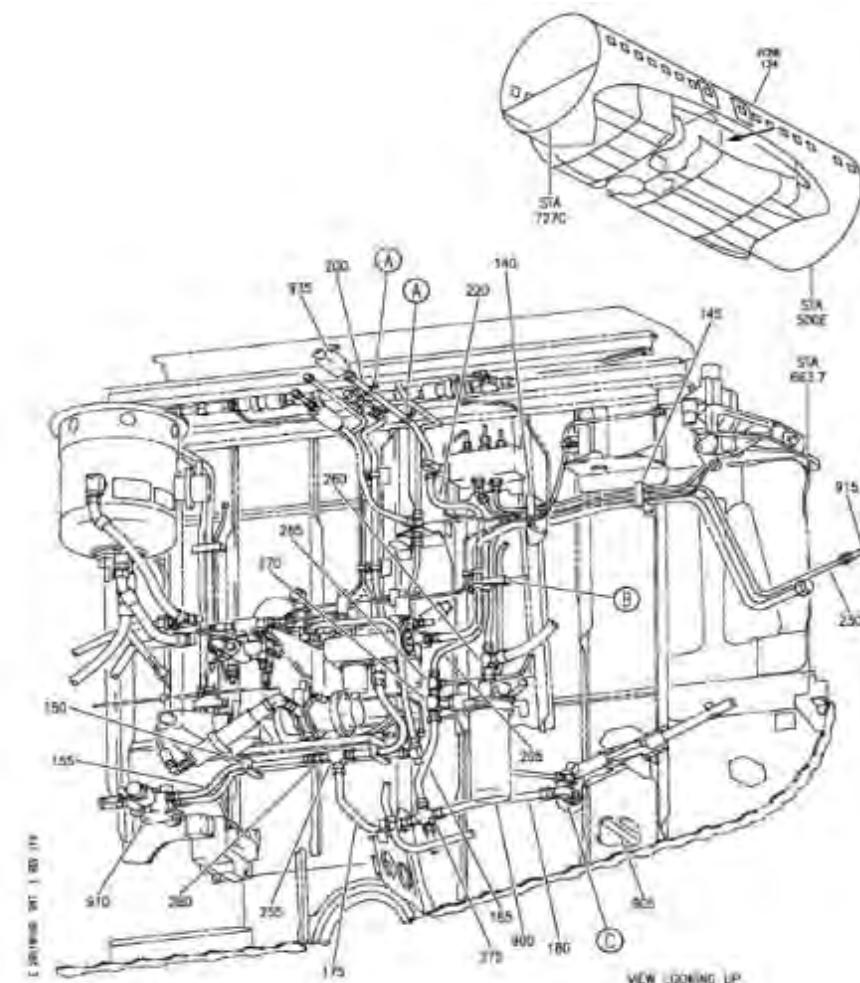


主起落架减摆器易断裂的螺栓



2、目视检查轮舱内各液压系统管路，各液压部件确保无渗漏或渗漏在标准范围之内。

注：根据可靠性数据统计，重点检查轮舱内刹车计量活门、刹车液压保险、EMDP 以及 EMDP 堵头（后附图），EMDP 消音滤、A、B 液压油箱排放活门、地面扰流板内锁活门、刹车防滞活门、副翼 PCU。



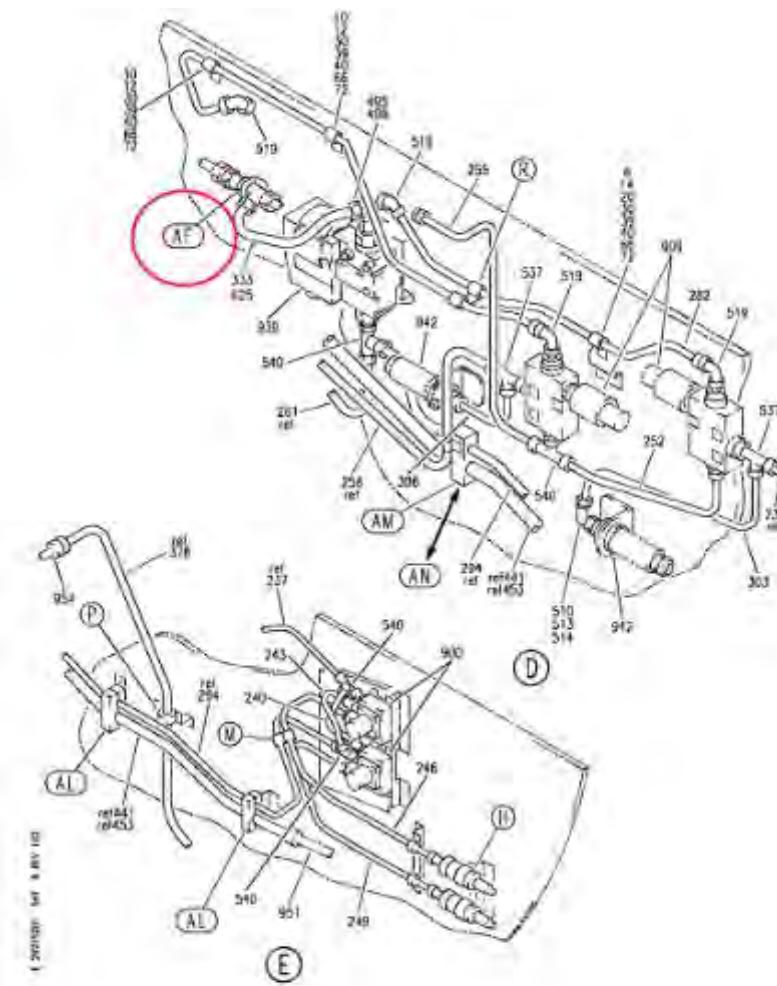
注意检查第 265, 270 项接头，确保无渗漏。

PLUMBING INSTL-MAIN WNL WELL REAR SPAC HYDRAULIC SYSTEMS A AND B RETURN FILTER ONLY  
FIGURE B (SHEET 1)

SHG  
OCT 10/06

29-11-61-06

29-11-61-06  
PAGE 0

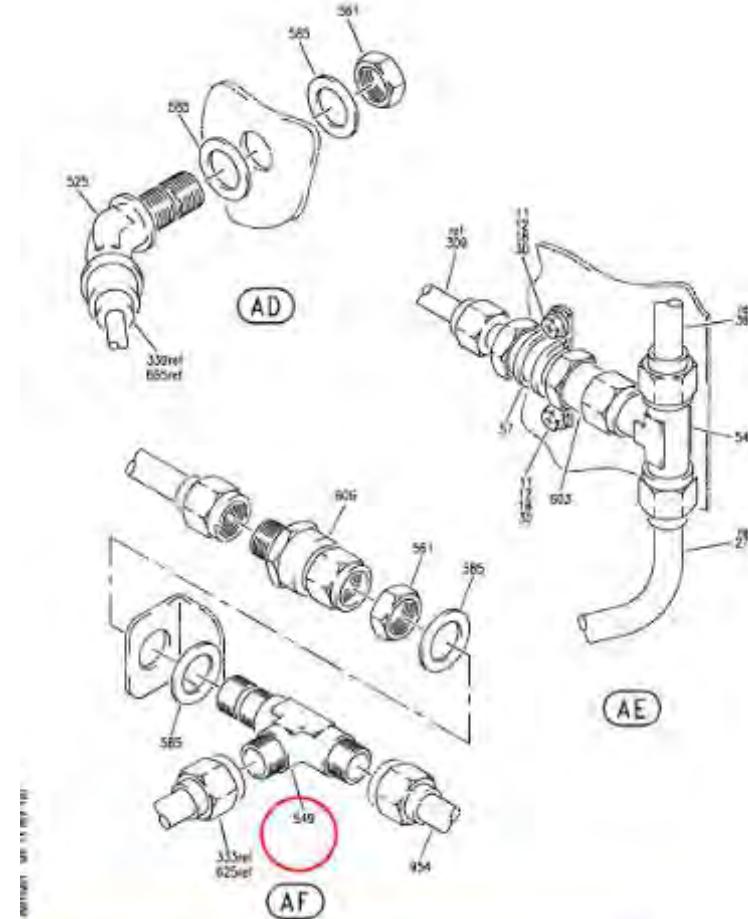


PLUMBING INLET-MAIN WELL STA 727 BHD AND KEEL BEAM HYDR FIGURE 1 (SHEET 4)

六〇〇

29-21-52-01

29-21-52-01  
PAGE 01



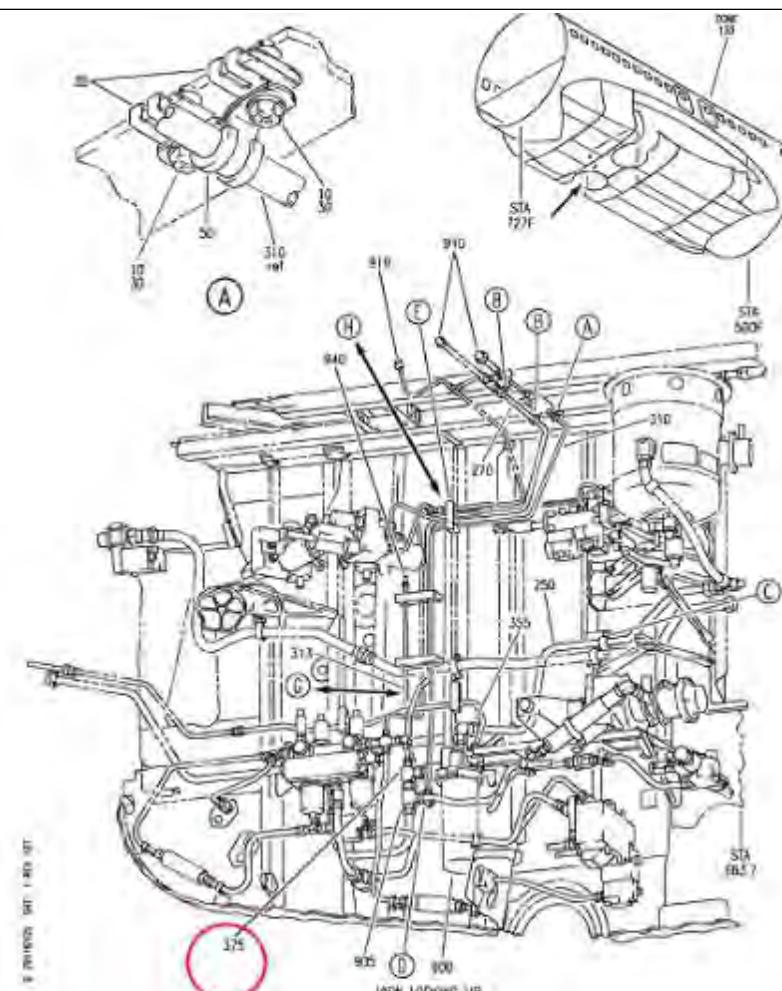
注意检查第 549 页接头，确保无遗漏。

PLUMBING INLET-MAIN WHL WELL STA 727 BWD AND KEEL BEAR HTB  
FIGURE 7 (SHEET 13)

10/06

29-21-52-01

29-21



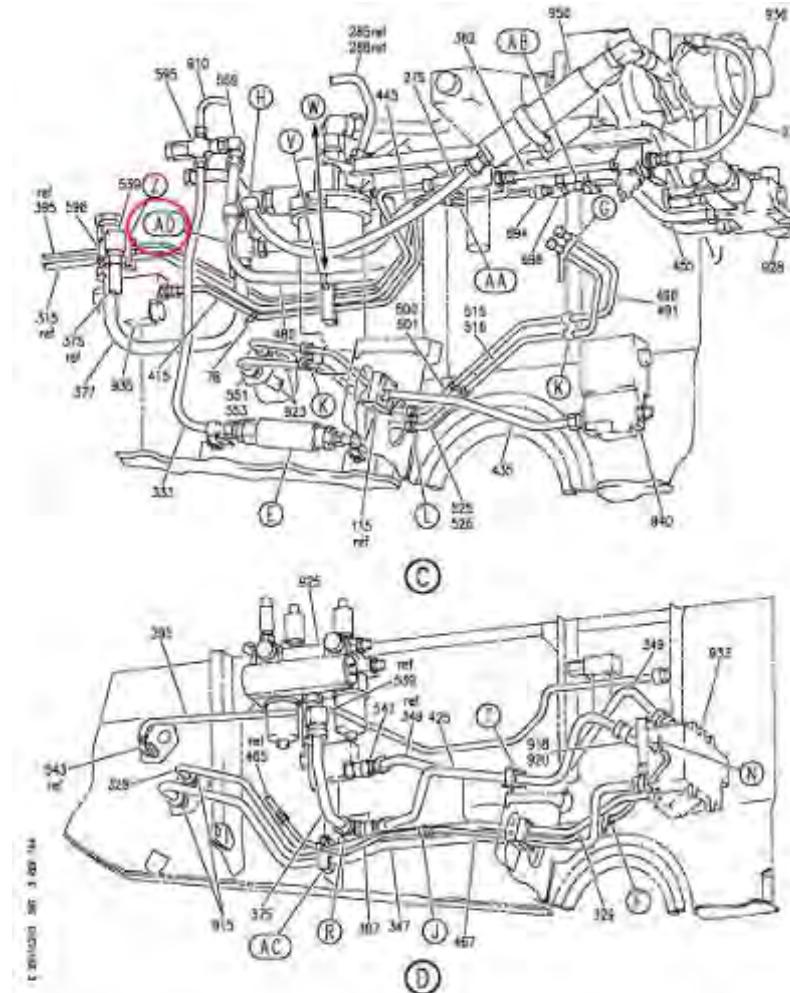
注意检查第175项接头，确保无渗漏。

FLUORINATED HYDRAULIC AND WELL REAR SPAN HIGH HYDRAULIC SYSTEM A AND B RETURN FILTERS  
FIGURE 5 (SHEET 11)

SHQ  
FEB 10/07

29-11-61-05

29-11-1  
P.

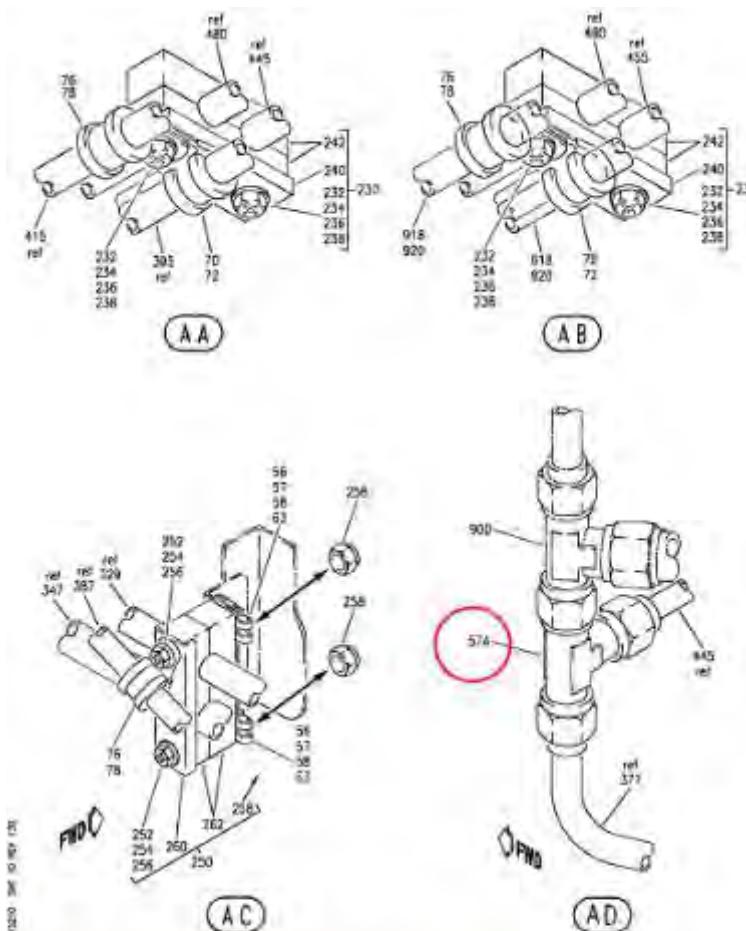


PLUMBING INSTL-MAIN WHEEL WELL FWD SPAN HYDRAULIC SYSTEMS A AND B ONLY  
FIGURE 10 (SHEET 3)

MG  
CT 15/08

29-11-52-10

29-11-51  
PAGE



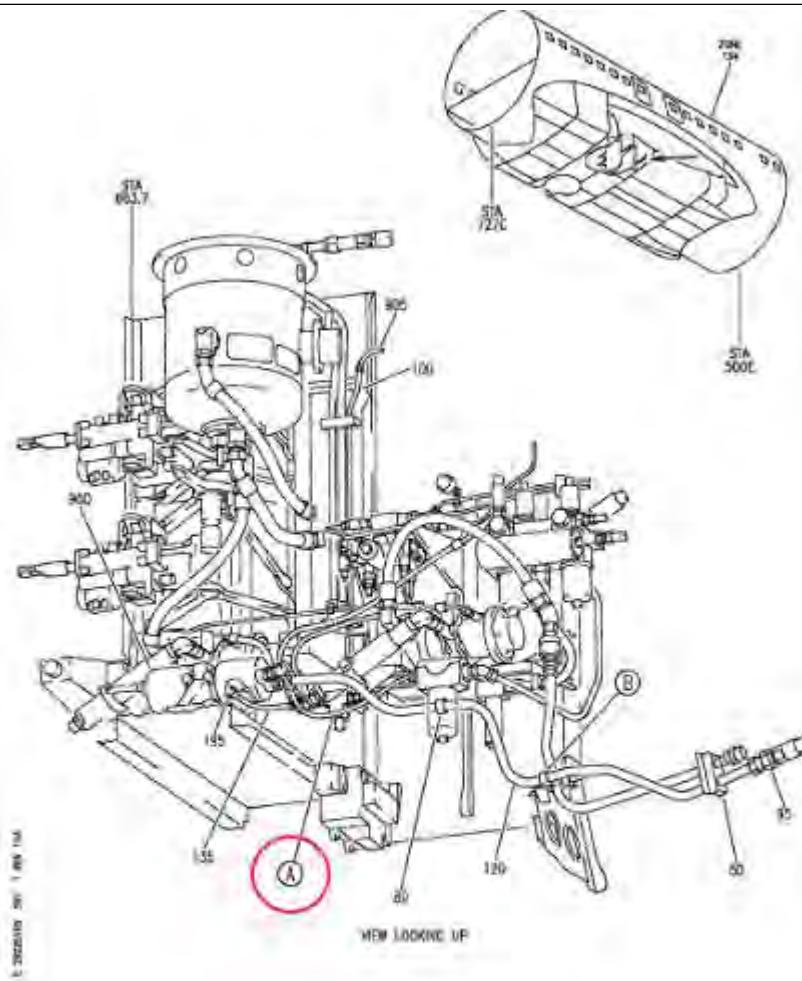
注意检查第 574 页插头，确保无遗漏。

PLOMBING INSTL-MAIN WHL WELL REAR SPAR HYDR (HYDRAULIC SYSTEMS A AND B ONLY)  
FIGURE 1D (SHEET 1D)

S 10/07

29-11-52-10

29-11  
P

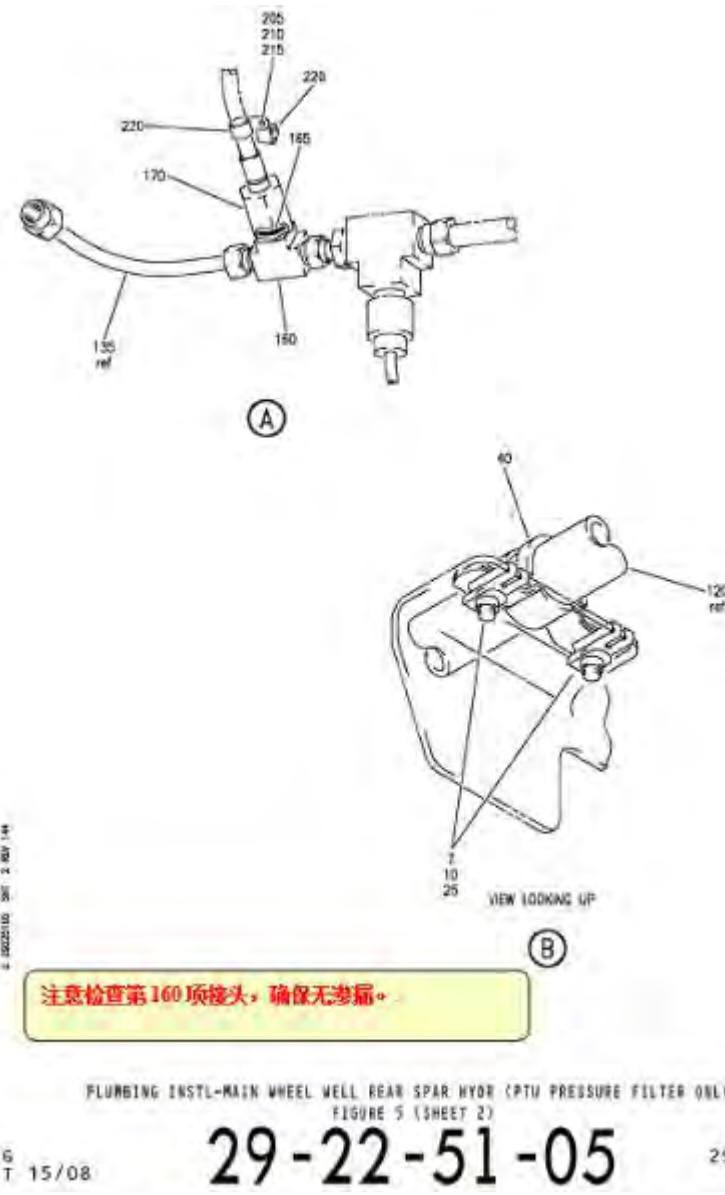


PLUMBING INSTL-MAIN WHEEL WELL NEAR SPEAR HYDR (PTO PRESSURE FILTER ONLY)  
FIGURE 5 (SHEET 17)

HN 15/09

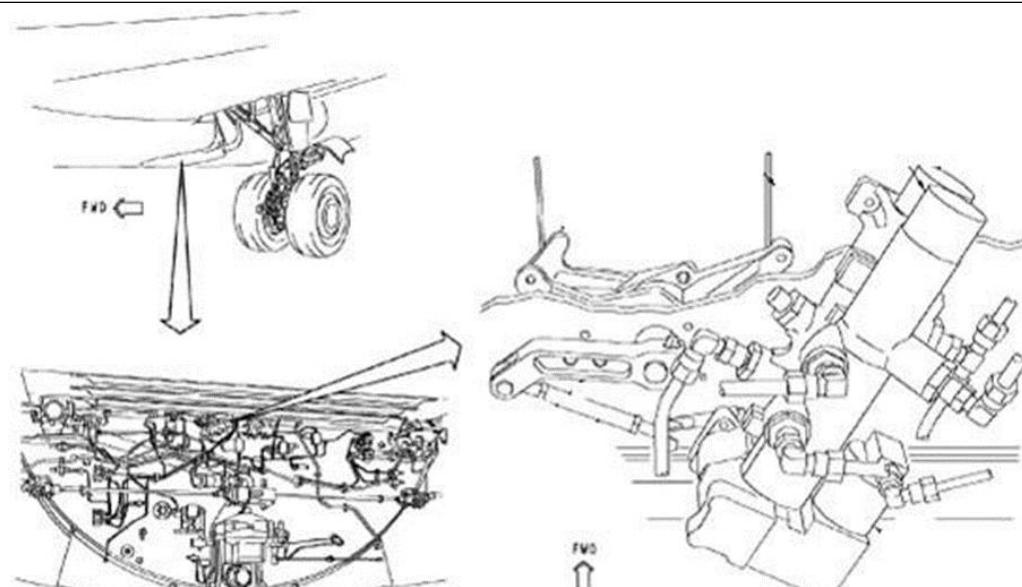
29-22-51-05

29-22-5  
PA

HGS  
ICT 15/08

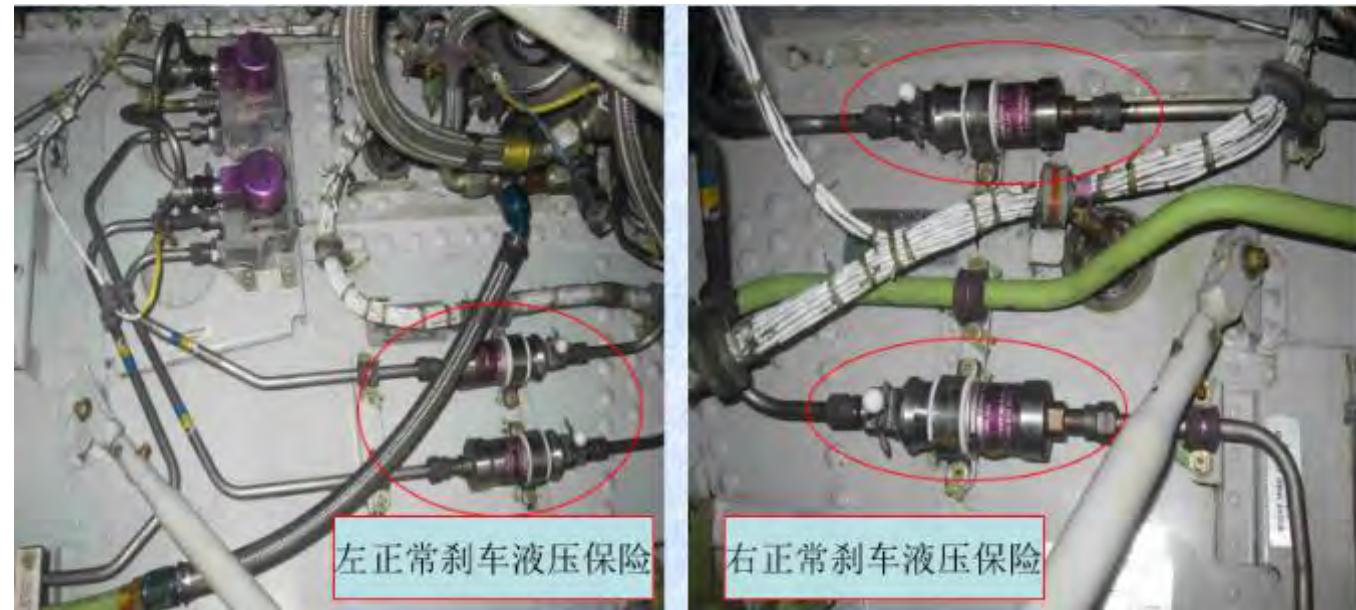
29-22-51-05

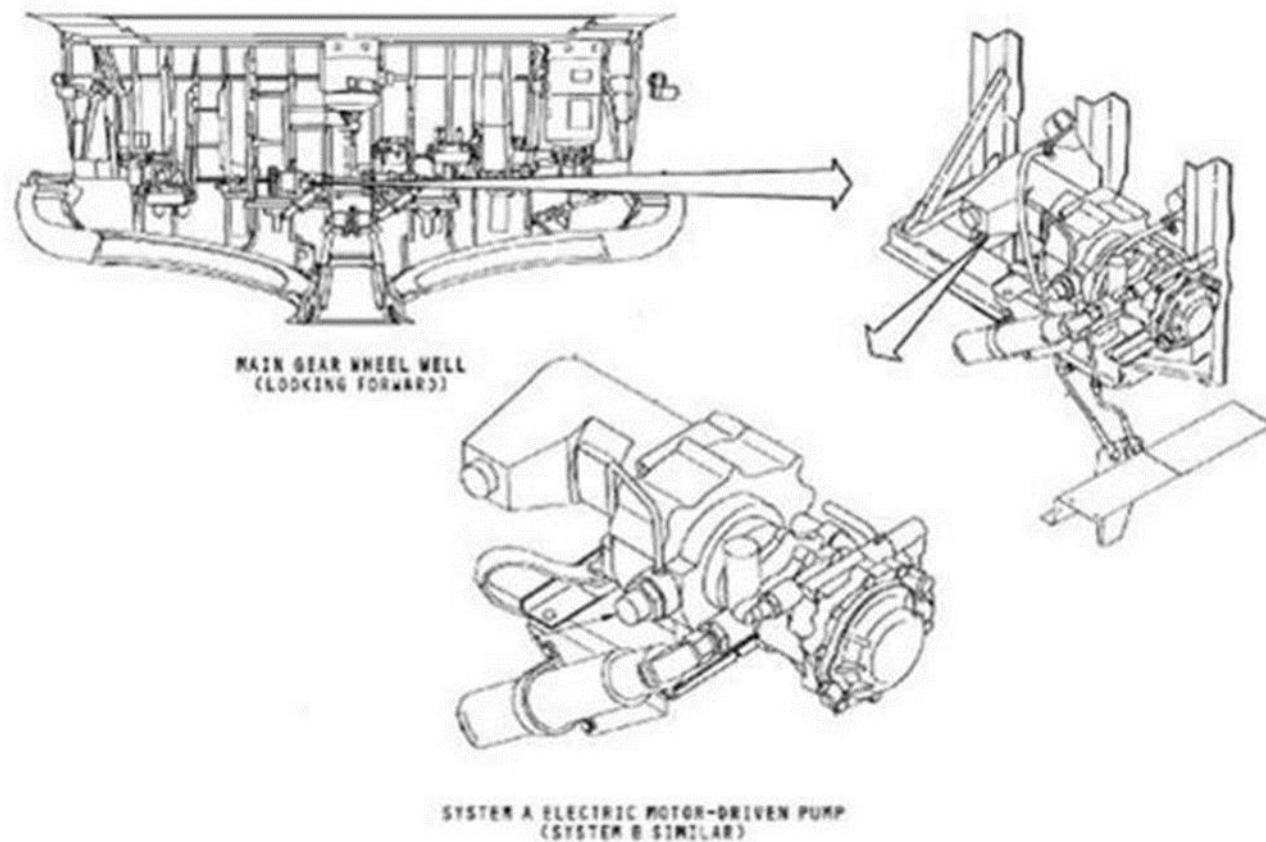
29-2



正常刹车计量活门





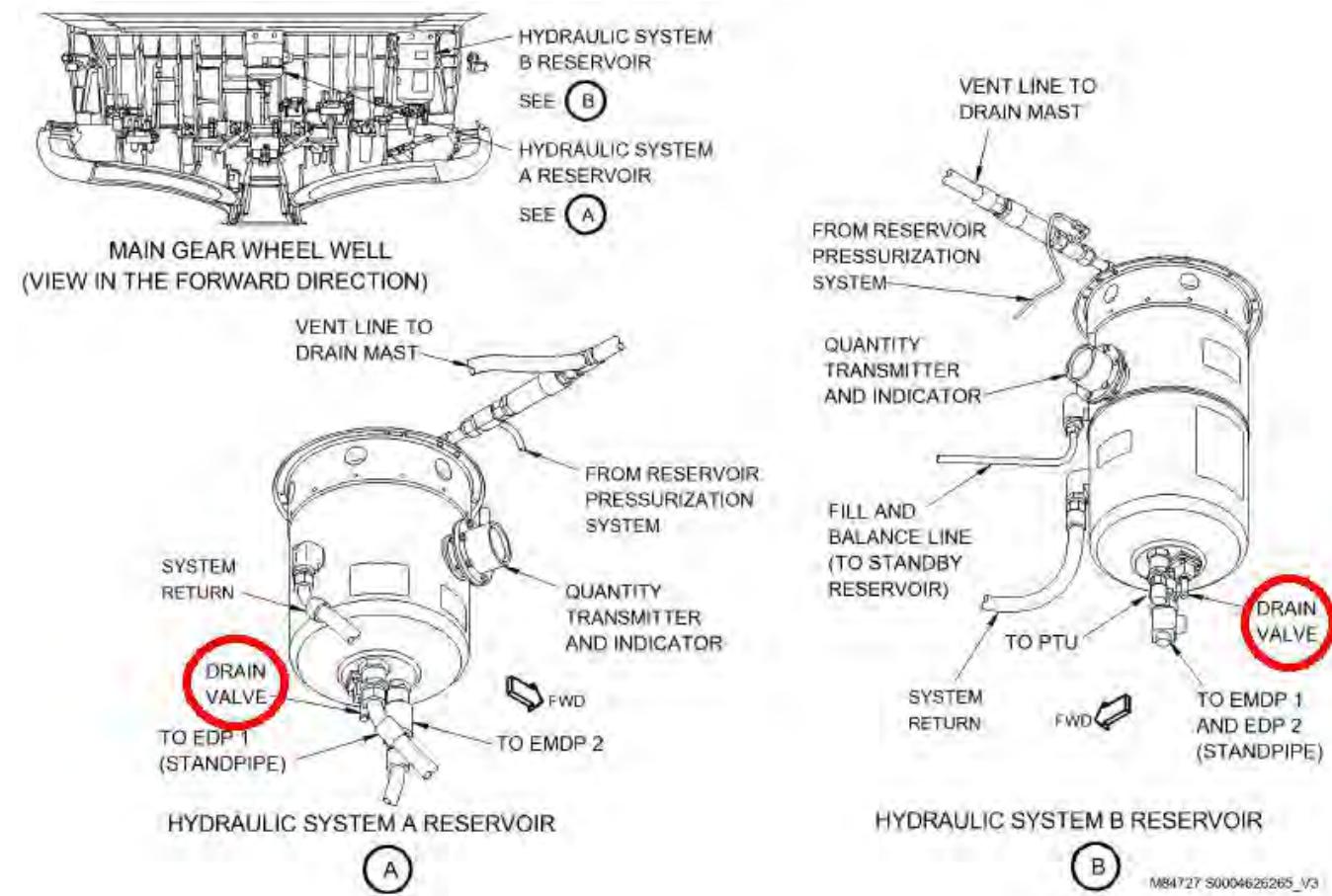


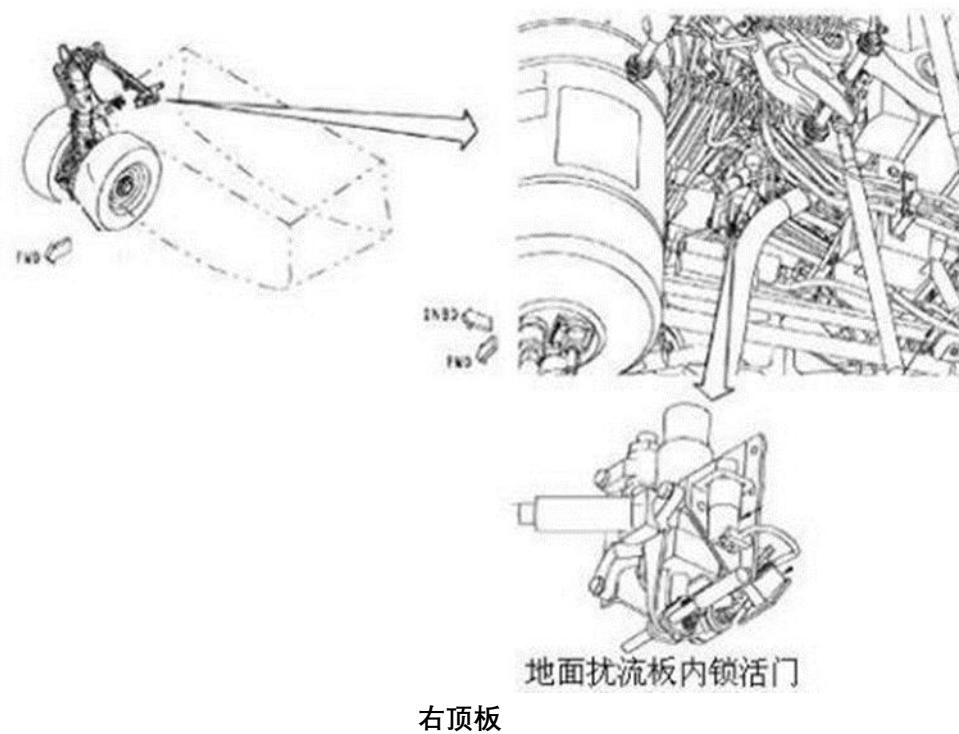
EMDP,前壁板

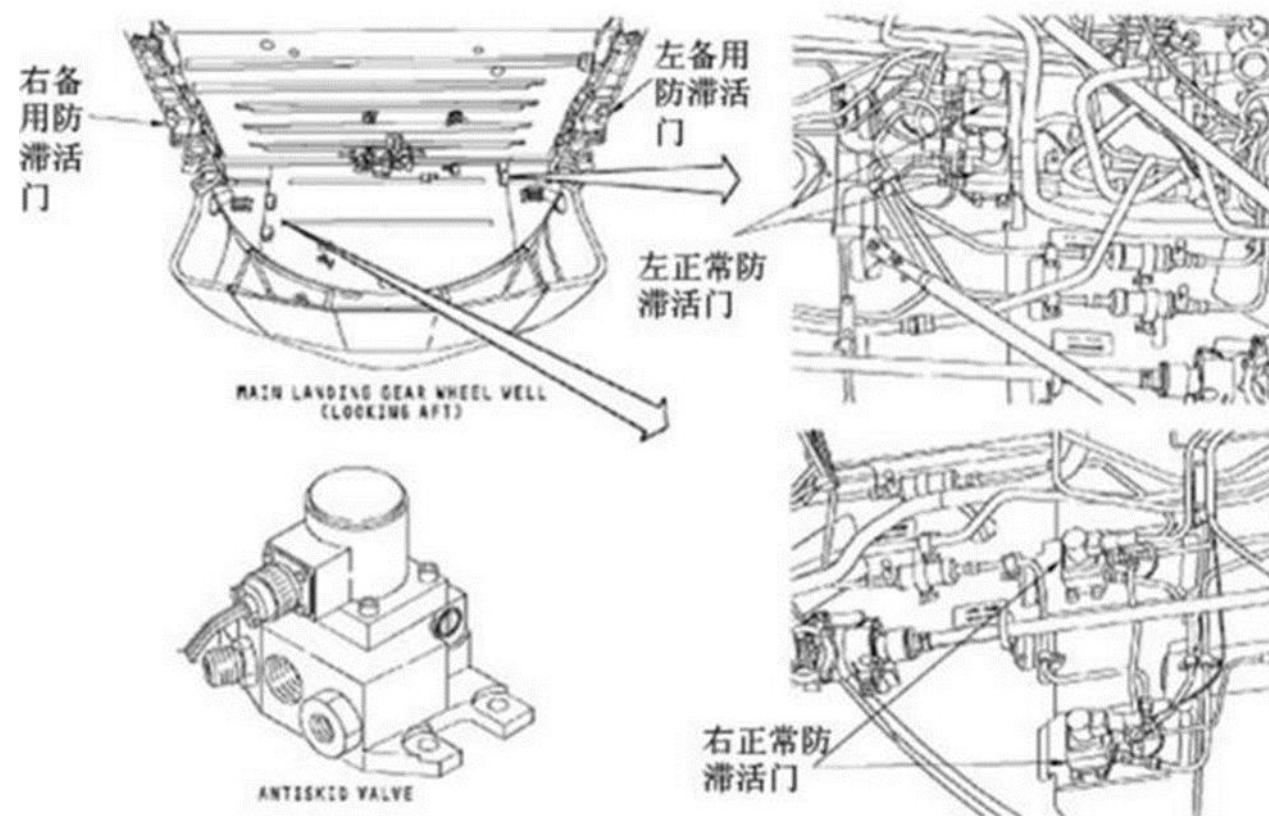
注：特别注意 EMDP 上的消音滤，曾多次发现该处滴油



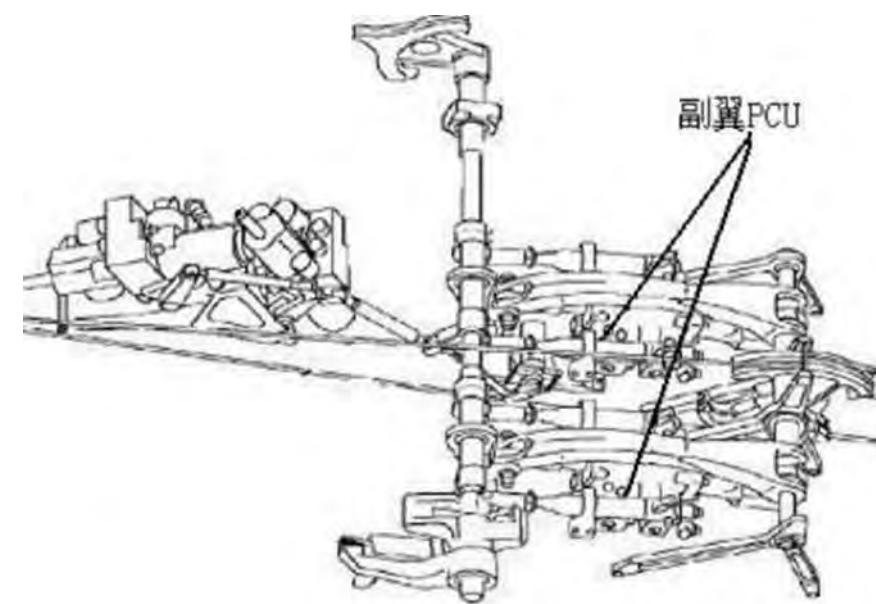
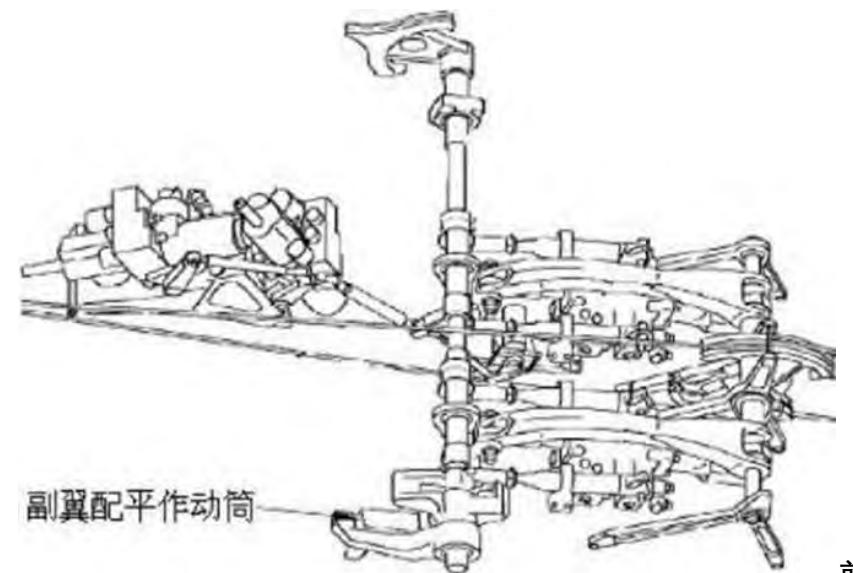
EMDP 堵头







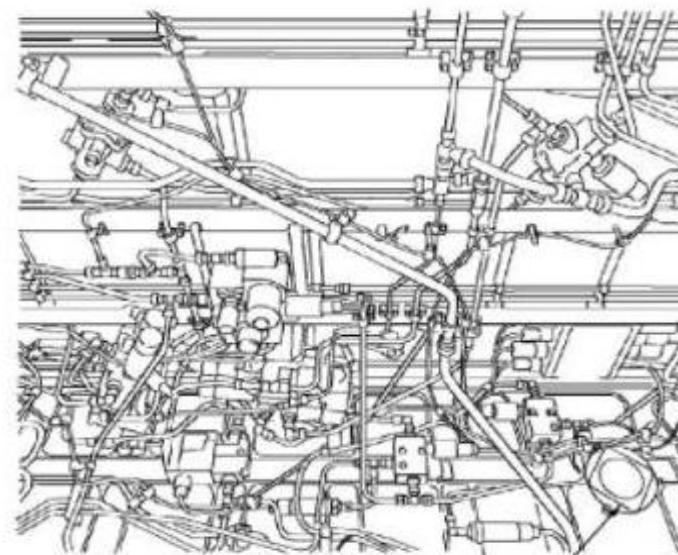
正常防滞活门，4个



3、副翼 PCU 蓝色封严的检查。

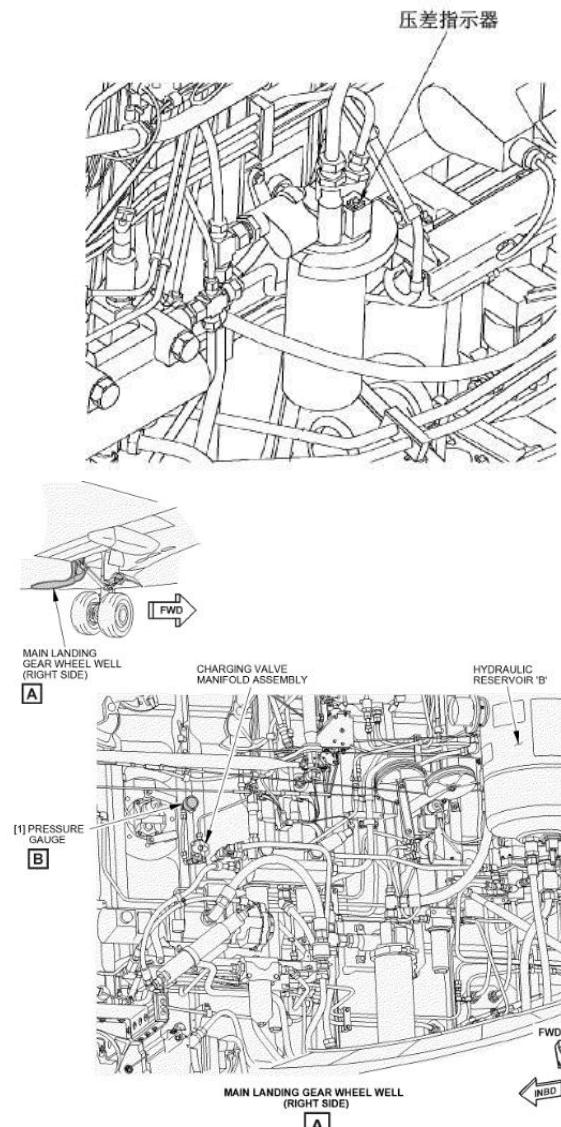
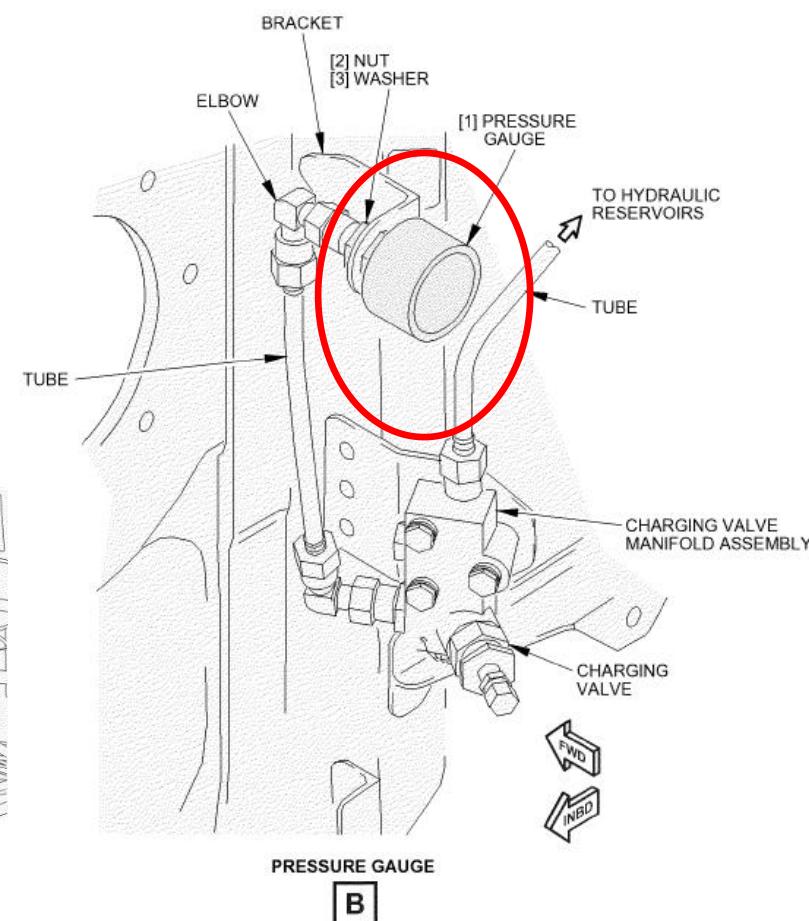
- a. 在航线检查中合适的角度能够看到副翼 PCU 蓝色封严，属于正常现象。
- b. 如果蓝色封严脱出、伸出过多或变形严重（具体可参考右侧图示区），打压测试不漏油，或者渗漏在标准范围之内，可以正常放行飞机，择机更换该 PCU。

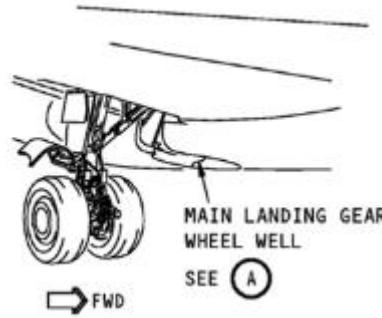
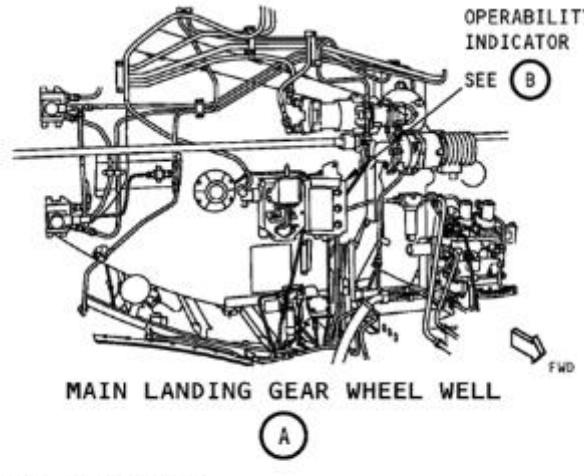
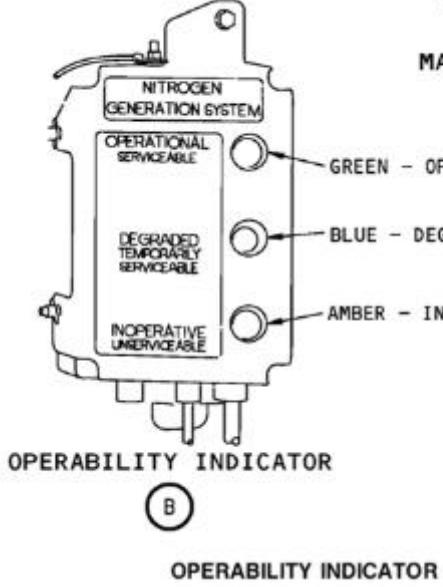


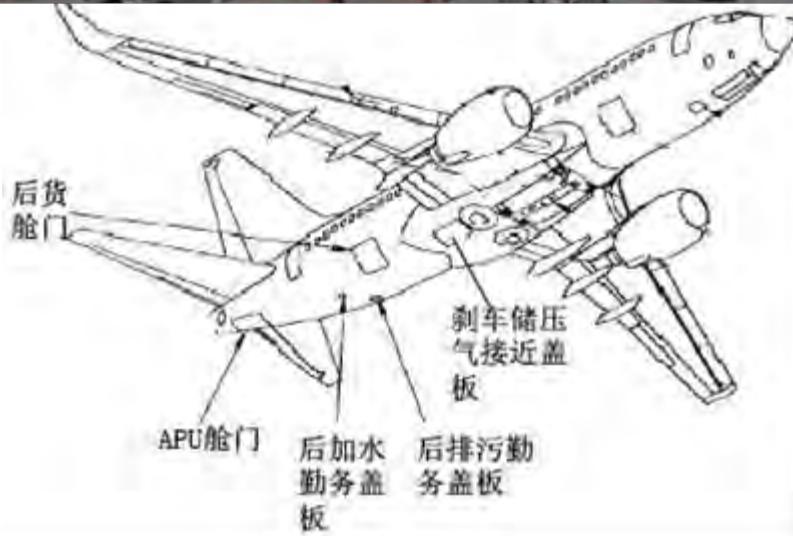


主轮舱照明灯

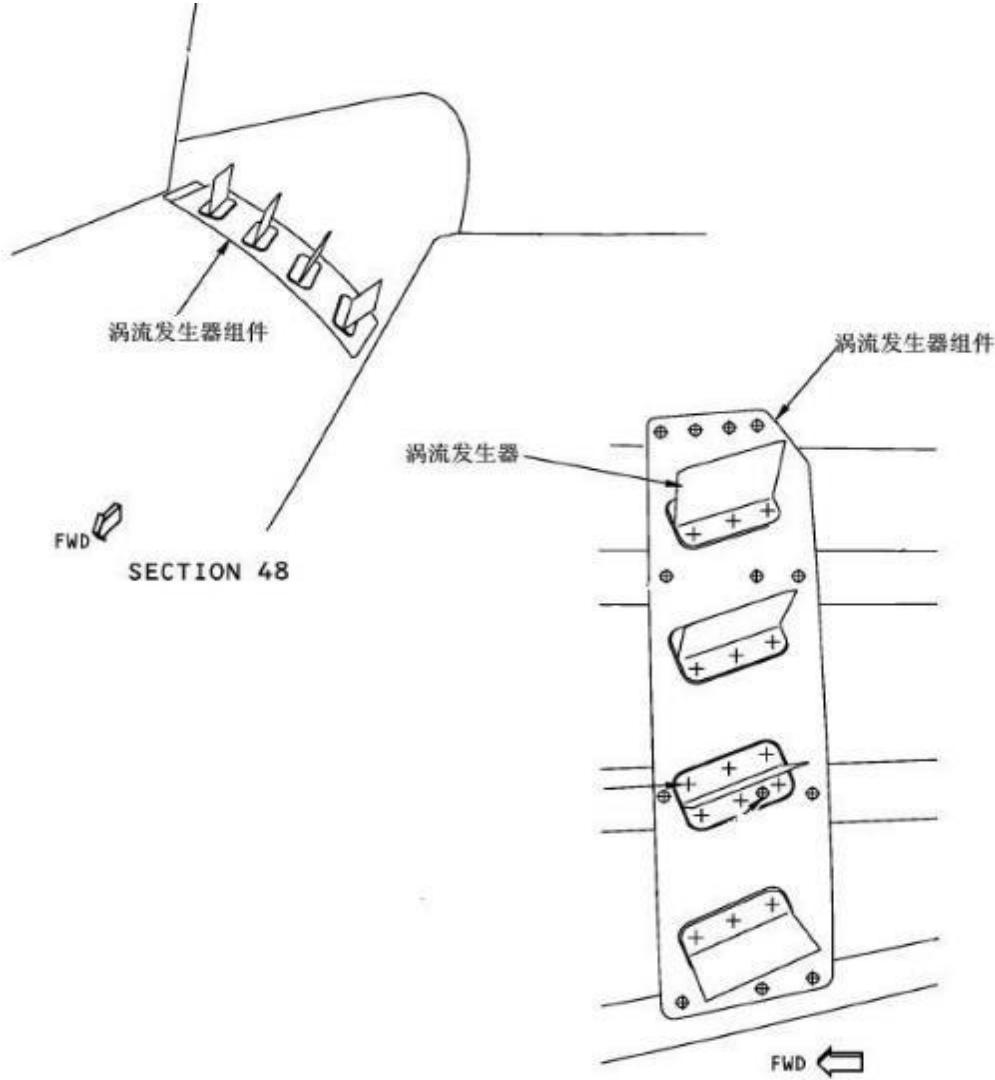
MAIN WHEEL WELL  
(LOOKING FORWARD)

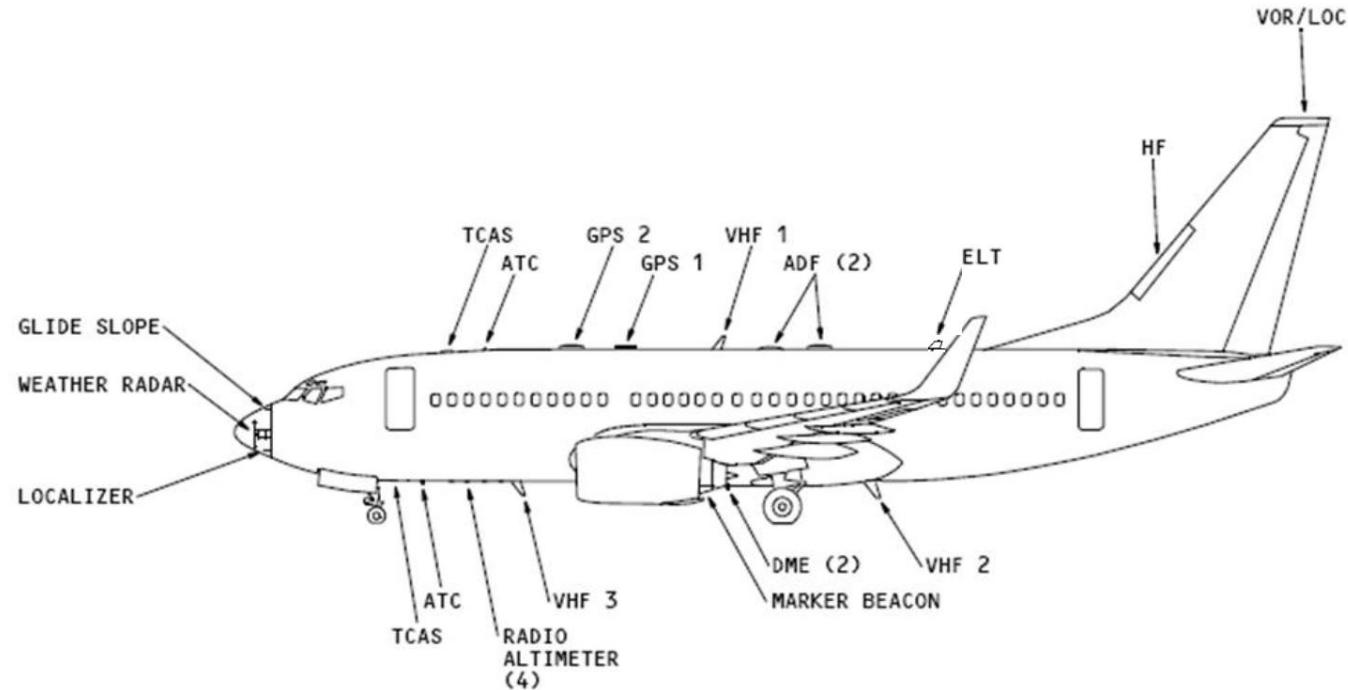
8. 主轮舱区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 8.3 目视检查A&amp;B液压系统回油滤压差指示器无跳出；液压油箱压力表指示压力不低于30PSI；</p> <p><b>依据:</b> AMM29-11-61-601; SDS 29-09-00-004;AMM 29-09-03;</p> <p><b>检查标准:</b> 确保压差指示器无跳出。确保液压油箱压力表指示压力不低于 30PSI, 表头无漏气、漏液压油等异常情况。</p>	  <p>The diagram illustrates the main landing gear well area. It shows various hydraulic components including the CHARGING VALVE MANIFOLD ASSEMBLY, HYDRAULIC RESERVOIR 'B', and MAIN LANDING GEAR WHEEL WELL (RIGHT SIDE). Two pressure gauges are indicated: one at point [1] and another at point [2]. Callout A provides a detailed view of the pressure gauge assembly, showing its connection to the system via an elbow and tube. Callout B shows the gauge mounted on a bracket with a nut and washer. Labels include: 压差指示器 (Pressure Differential Indicator), BRACKET, NUT, WASHER, [1] PRESSURE GAUGE, TO HYDRAULIC RESERVOIRS, TUBE, ELBOW, CHARGING VALVE MANIFOLD ASSEMBLY, CHARGING VALVE, FWD, INBD, and [2] NUT [3] WASHER.</p>

8. 主轮舱区域		图示区			
项目描述:		灯亮	描述	后续维护工作	飞机放行及依据
8.4 检查氮气发生系统 (NGS) 性能指示面板, 确保绿色灯亮(适用于装有 NGS 系统的飞机)。		绿灯亮	氮气生成系统工作一切正常。	无需	正常放行
依据: TB-737NG-47-001、MEL47-1、AMM 47-00-00-901、SDS 47-40-00、FIM47-31、ACB2007004336		蓝灯亮	氮气生成系统工作正常, 但存在性能衰减。	无需	按照 MEL47-1a)放行飞机
检查标准:		琥珀灯亮	氮气生成系统故障, 不可用。	手动关闭并锁定关断活门(NGS SOV)	按照 MEL47-1 放行飞机
参考右表检查。		无灯亮	氮气生成系统灯指示不可用	手动关闭并锁定关断活门(NGS SOV)	按照 MEL47-1 放行飞机
				 	
					

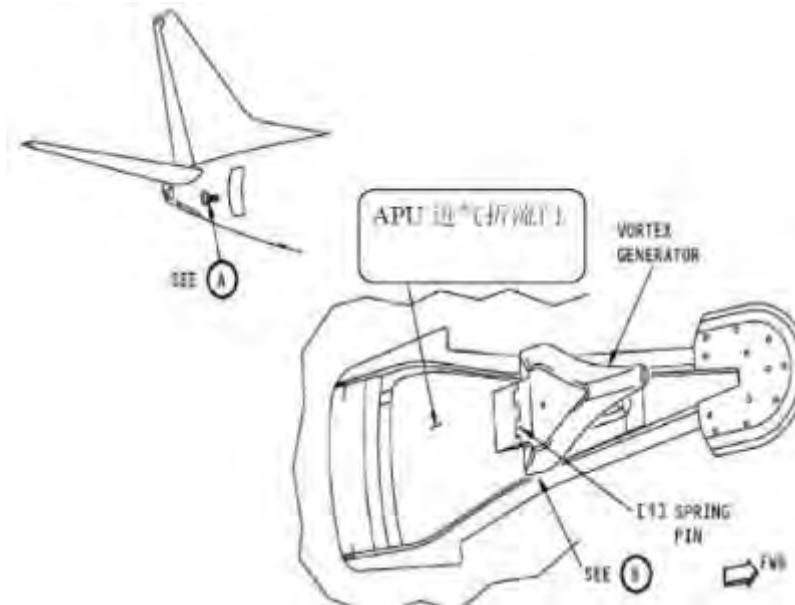
9. 右侧后段机身区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 9.1 从地面上目视检查右后机身可见蒙皮(含各舱门蒙皮、盖板)、客舱窗户无外来物损伤;</p> <p><b>依据:</b> FCOM NP.21</p> <p><b>检查标准:</b> 外观正常, 无目视可见损伤: 无目视可见损伤, 无弧口凿伤、明显划痕、穿孔、凹槽、腐蚀。</p>	 

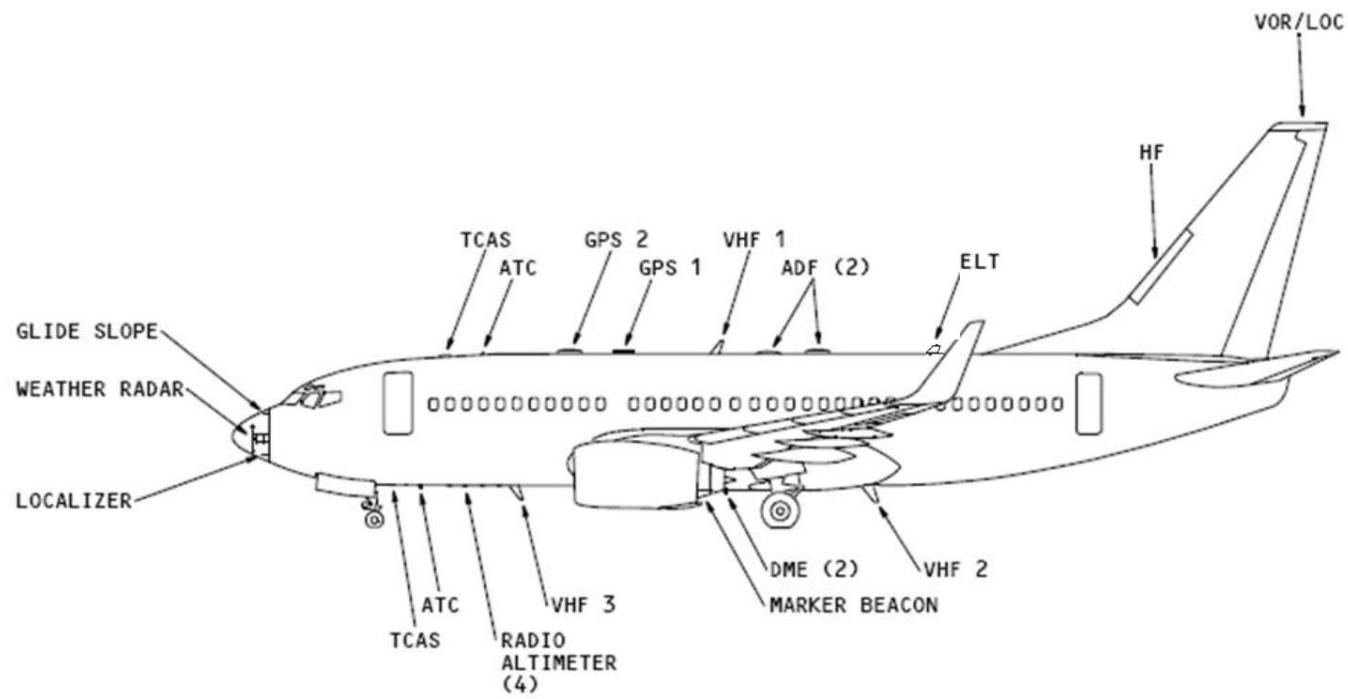
9. 右侧后段机身区域	图示区
	<p>The diagram shows a top-down view of the right rear fuselage of a Boeing 737 aircraft. Labels indicate the '后厨房勤务门' (Kitchen Service Door) located near the tail section. Below the diagram is a photograph of the actual aircraft's fuselage. A red arrow points from the text '刹车储压器接近盖板' (Brake Accumulator Approach Panel) to a specific panel on the side of the fuselage, which is highlighted with a red rectangular box.</p>

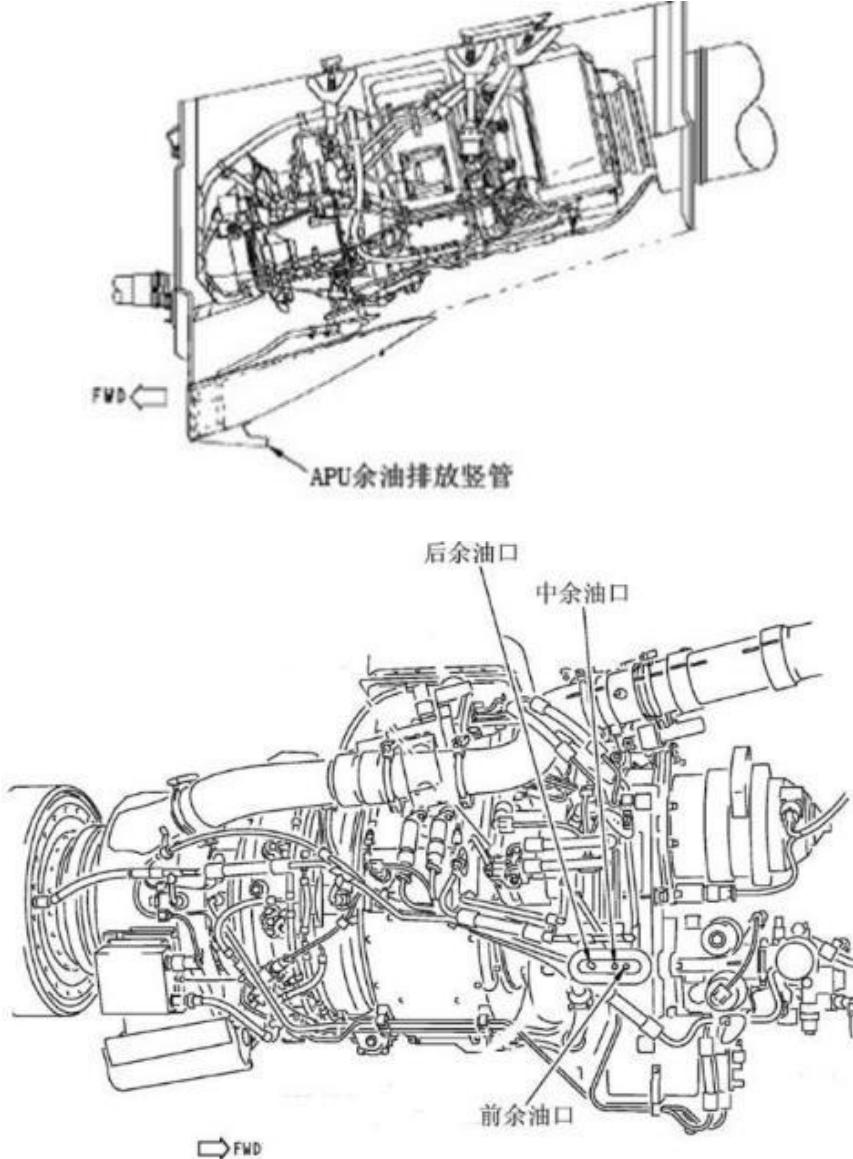
9. 右侧后段机身区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 9.2 从地面上目视检查右水平安定面和垂直安定面之间的涡流发生器(4个)安装到位。</p> <p><b>依据:</b> AMM 53-31-21</p> <p><b>检查标准:</b> 检查相关部件安装在位，无目视可见损伤。</p>	 <p>The diagram illustrates the location of vortex generators on the right horizontal stabilizer and vertical stabilizer. The top view shows the aircraft section with the 'SECTION 48' label. The detailed cross-sectional view shows the vortex generator assembly installed between the right horizontal stabilizer and the vertical stabilizer. The cross-section is labeled 'FWD' at the bottom. The labels '涡流发生器组件' (Vortex Generator Assembly) and '涡流发生器' (Vortex Generator) point to the respective components.</p>

9. 右侧后段机身区域	图示区
<b>项目描述:</b> 9.3 目视检查 VHF1 天线和固定式 ELT 天线外观正常, 无明显损伤;	
<b>依据: 培训手册</b>	
<b>检查标准:</b> 从地面上目视检查天线外观正常, 无外来物损伤, 无明显掉漆。	 <p>The diagram illustrates the right rear fuselage area of a Boeing 737 aircraft, highlighting several external antennas and sensors. Labels point to the following components from left to right along the fuselage and tail:</p> <ul style="list-style-type: none"><li>GLIDE SLOPE</li><li>WEATHER RADAR</li><li>LOCALIZER</li><li>TCAS (top)</li><li>ATC (top)</li><li>GPS 2</li><li>GPS 1</li><li>VHF 1</li><li>ADF (2)</li><li>ELT</li><li>HF (High Frequency) antenna</li><li>VOR/LOC (Vertical Orientation Reference/Localizer) antenna</li><li>DME (2)</li><li>MARKER BEACON</li><li>VHF 2</li><li>RADIO ALTIMETER (4)</li><li>VHF 3</li><li>TCAS (bottom)</li><li>ATC (bottom)</li></ul>

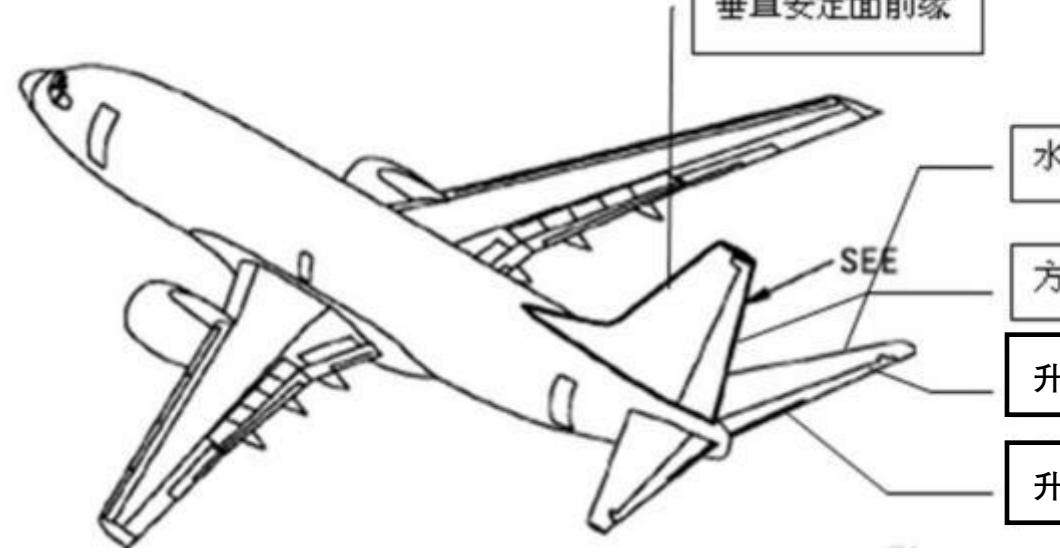
9. 右侧后段机身区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 9.4 从地面目视检查后外流活门、两个正压安全释压活门、安全负压活门、APU 进气折流门无外来物损伤；</p> <p><b>依据: FCOM NP.21</b></p> <p><b>检查标准:</b> 外观正常，无目视可见损伤，未夹杂异物。</p>	

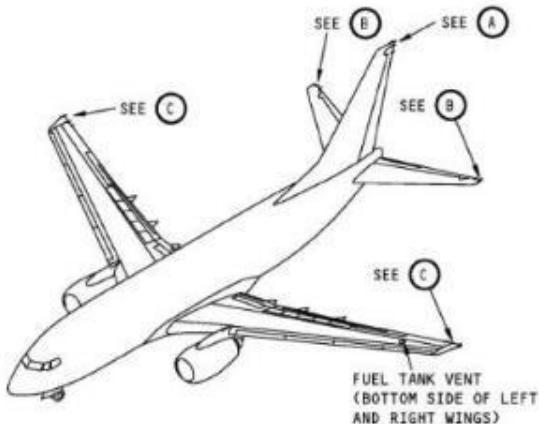
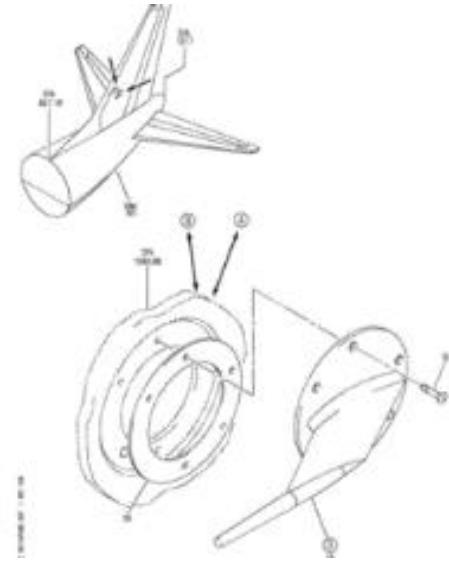
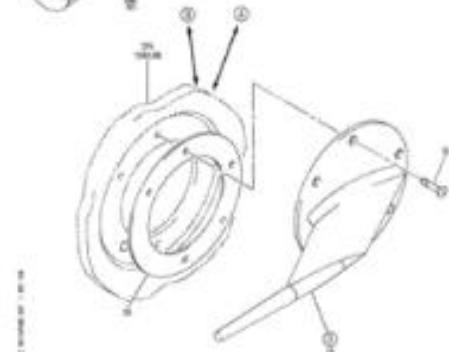
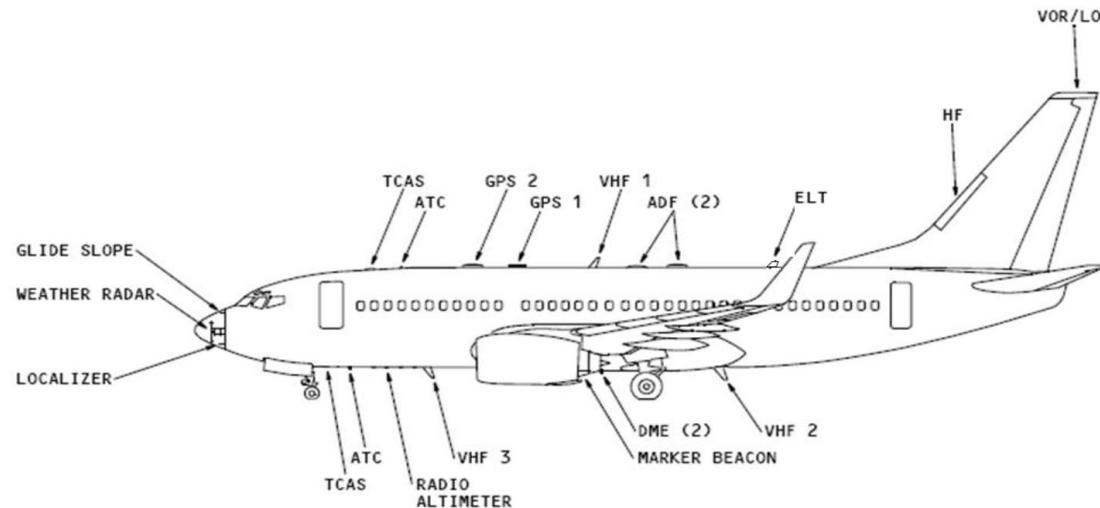


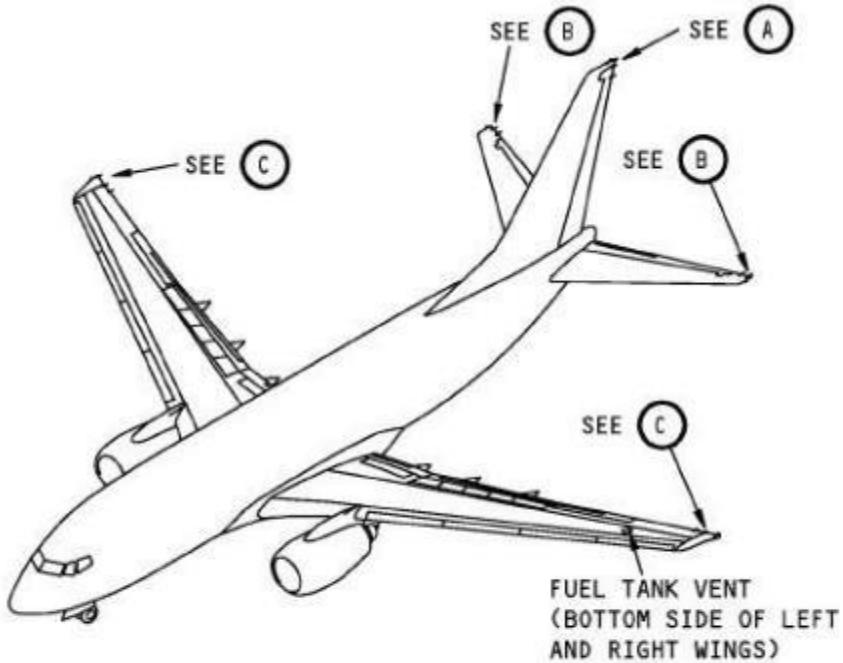
9. 右侧后段机身区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 9.5 依次目视检查 DME2 天线、VHF2 天线外观正常，无外来物损伤；</p> <p><b>依据:</b> FCOM NP.21/AMM 49-16-11/601</p> <p><b>检查标准:</b> 从地面上目视检查天线，确保天线在位，无外来物损伤，无明显的掉漆和风蚀。 <b>注 1:</b> 天线掉漆面积不超过天线喷漆总表面的 80% 是允许的。如掉漆面积超过 80%，应视情拆换天线或办理一般缺陷保留。</p>	 <p>The diagram illustrates the right rear fuselage area of a Boeing 737 aircraft, highlighting several key components and their locations:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li><b>Antennas and Sensors:</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>WEATHER RADAR (Front)</li> <li>LOCALIZER (Front)</li> <li>TCAS (Two locations, one on each side)</li> <li>ATC (Two locations, one on each side)</li> <li>GPS 1 and GPS 2 (Two locations, one on each side)</li> <li>VHF 1, VHF 2, and VHF 3 (Three locations, one on each side)</li> <li>ADF (2) (Two locations, one on each side)</li> <li>ELT (Emergency Locator Transmitter)</li> <li>DME (2) (Two locations, one on each side)</li> <li>MARKER BEACON (Marker Beacon)</li> <li>RADIO ALTIMETER (4) (Four locations, two on each side)</li> <li>HF (High Frequency)</li> <li>VOR / LOC (VOR / Localizer)</li> </ul> </li> <li><b>Other Labels:</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>GLIDE SLOPE (Glide Slope)</li> <li>00000000000000000000000000000000 (A series of small circles along the fuselage)</li> </ul> </li> </ul>

9. 右侧后段机身区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 9.6 从地面上目视检查 APU 余油排放竖管外观正常, 无外来物损伤, 无滴漏;</p> <p><b>依据: FCOM NP.21/AMM 49-16-11/601</b></p> <p><b>检查标准:</b> 外观正常, 无目视可见损伤, 若 APU 余油排放竖管发现有油液滴漏, 则需要将 APU 整流罩打开并检查 APU 余油排放口, APU 运转时前余油口燃油滴漏标准为 1 滴/分钟, 中余油口不允许有滑油滴漏。</p>	 <p>The diagram illustrates the right rear fuselage area of an aircraft. At the top, a side-view cross-section shows the APU (Auxiliary Power Unit) and its associated vertical oil drain pipe extending downwards. An arrow labeled "FWD" points forward from the bottom left. Below this, a front-view cross-section shows the engine nacelle. Three oil drain ports are labeled: "后余油口" (Posterior Oil Drain Port) at the top, "中余油口" (Middle Oil Drain Port) in the middle, and "前余油口" (Front Oil Drain Port) at the bottom. Arrows point from the labels to their respective locations on the engine. Another "FWD" arrow is located at the bottom center.</p>

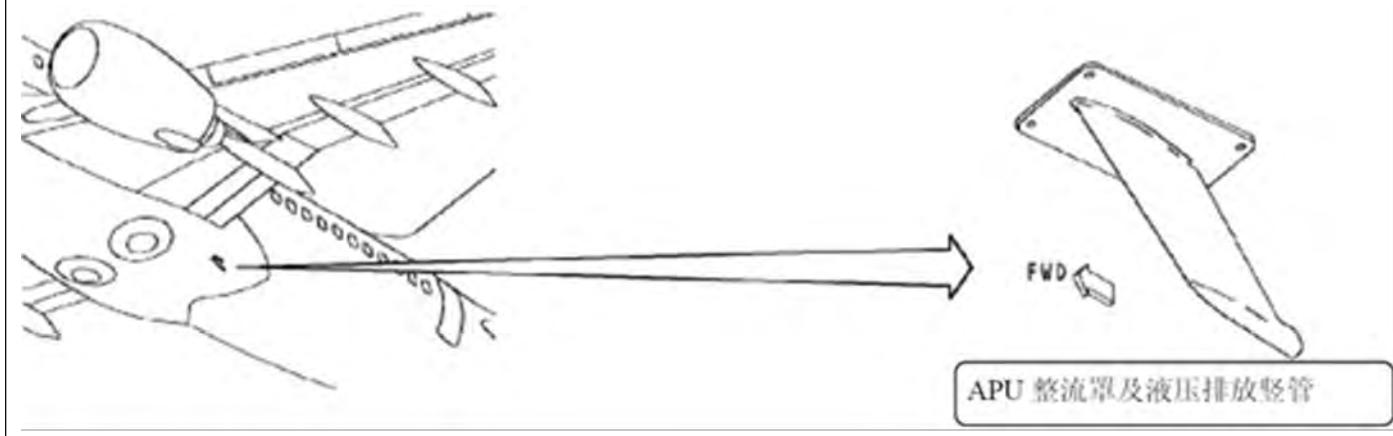
9. 右侧后段机身区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 9.7 从地面上目视检查机身尾橇绿色指示片应在位, 尾橇靴无擦地痕迹(仅适用于737-800型飞机)。</p> <p><b>依据:</b> FCOM NP.21, AMM32-71-00/601, AMM 05-51-32</p> <p><b>检查标准:</b> 目视检查绿色碰撞警告标识在位, 尾橇靴(SHOE)完好无缺损, 螺栓孔周围无裂纹。如果尾橇靴存在擦地痕迹则进一步检查, 按照AMM32-71-00检查尾橇本身的损伤; 按照AMM 05-51-32对机身结构进行检查。需要注意的是, 在尾橇绿色指示标识在位的情况下仍可能存在机身蒙皮触地的可能。 1、检查绿色指示带位置异常时(如左图为不正常现象, 绿色指示带距离上部机身比较远;右图为正常现象, 绿色指示带近贴机身蒙皮),或者有其他损伤时, 需要对尾橇其他结构特别是易碎筒进行必要的检查。 2、检查滑靴上有4个磨损指示点, 当滑靴磨损达到指示点时, 需要更换滑靴。</p>	 <p>绿色指示带紧靠机身整流罩, 滑靴上四个磨损指示点清晰可见</p>

10. 尾翼区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 10.1 从地面上目视检查垂直安定面前缘部分、方向舵、水平安定面前缘部分、升降舵和升降舵调整片可见部分无外来物损伤，无油液滴漏或滴漏在标准范围之内。</p>	
<p><b>依据:</b> AMM55-05-03</p>	
<p><b>检查标准:</b> 无目视可见损伤，无油液滴漏或滴漏在标准范围之内。</p>	 <p>The diagram illustrates the rear view of an aircraft's tail section. It shows the vertical stabilizer (tail fin) at the top, followed by the horizontal stabilizer (tailplane). Below these are the rudder and elevator. The elevator is further divided into its primary surface (SEE) and trim tabs. Callout boxes point to each of these components with their respective labels in Chinese: 垂直安定面前缘 (Vertical Stabilizer leading edge), 水平安定面前缘 (Horizontal Stabilizer leading edge), 方向舵 (Rudder), 升降舵 (Elevator), and 升降舵调整片 (Elevator trim tab).</p>

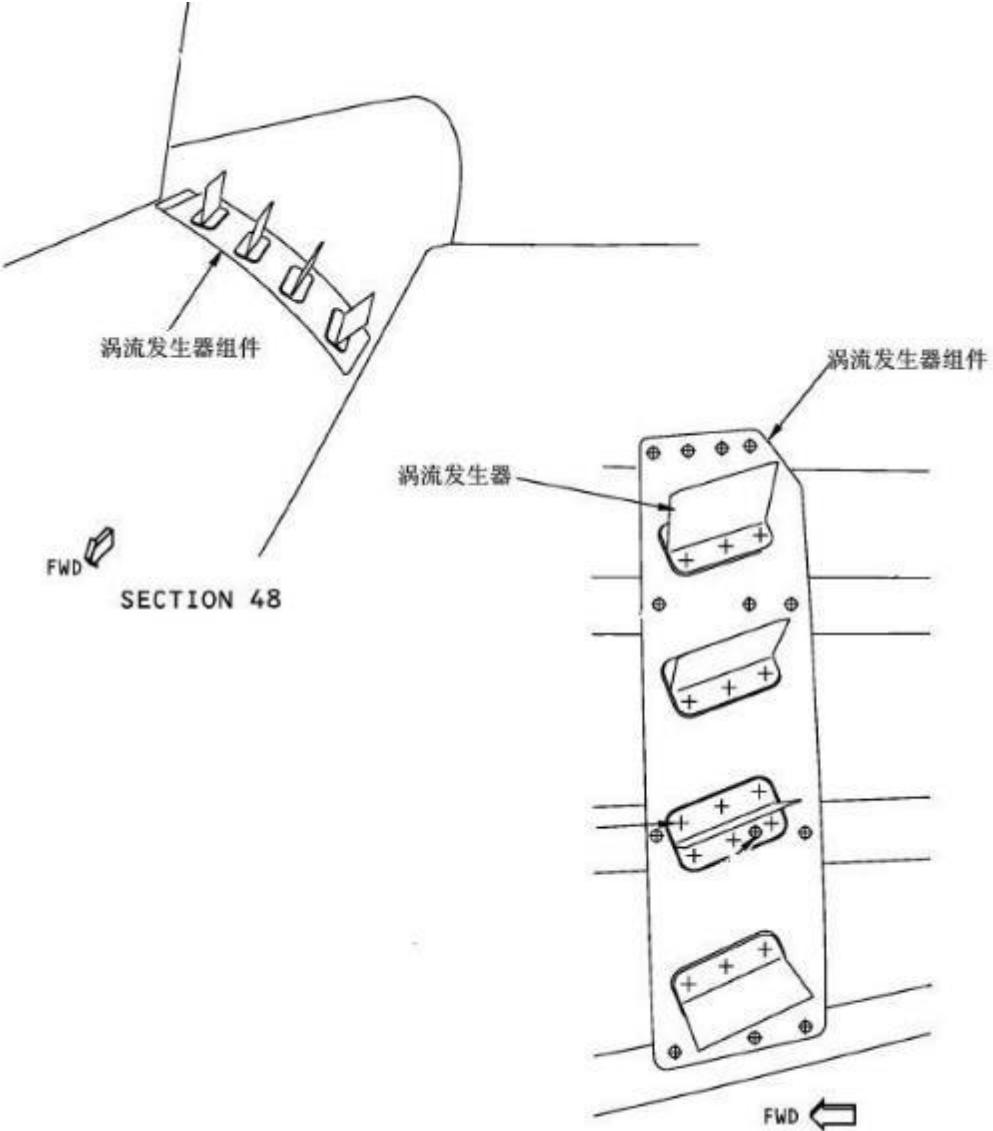
10. 尾翼区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 10.2 目视检查垂尾左和右两侧皮托管、HF 天线、VOR/LOC 天线外观正常，无明显可见损伤，垂直安定面放电刷（共 4 个）、尾部航行灯及频闪灯灯罩外观正常，无缺损；</p>	
<p><b>依据:</b> 培训手册</p>	
<p><b>检查标准:</b> 从地面上目视检查天线、放电刷、航行灯及频闪灯灯罩外观正常，无外来物损伤，无明显的掉漆。</p>	
	 <p>静放电刷位置图</p>

10. 尾翼区域	图示区
项目描述:	
10.3 目视检查水平安定面放电刷（左右各3个）外观正常，无缺损；	
依据: AMM 23-61-00	
检查标准:	
从地面上目视检查静放电刷安装在位，无缺损。	 <p>静放电刷位置图</p>

11. 左侧后段机身区域	图示区
<b>项目描述:</b> 11.1 从地面目视检查后污水排放竖管、APU整流罩液压排放竖管外观正常，无外来物损伤；	
<b>依据:</b> FCOM NP.21	
<b>检查标准:</b> 外观正常，无目视可见损伤。	



11. 左侧后段机身区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 11.2 从地面目视检查左后机身可见蒙皮(含各舱门蒙皮、盖板)、客舱窗户无外来物损伤;</p> <p><b>依据:</b> FCOM NP.21</p> <p><b>检查标准:</b> 参考 9.右侧后段机身区域检查 9.3 条 <b>注意:</b> 厕所通气孔污染物扩散, 容易在蒙皮结合区域产生腐蚀, 已在数架飞机上发现腐蚀。参考图示, 对相关区域加强检查和清洁。</p>	 <p>○ Corrosion was found due to contamination 污染物曾造成腐蚀的区域</p> <p>□ Area may have contamination 可能存在污染物的区域</p>

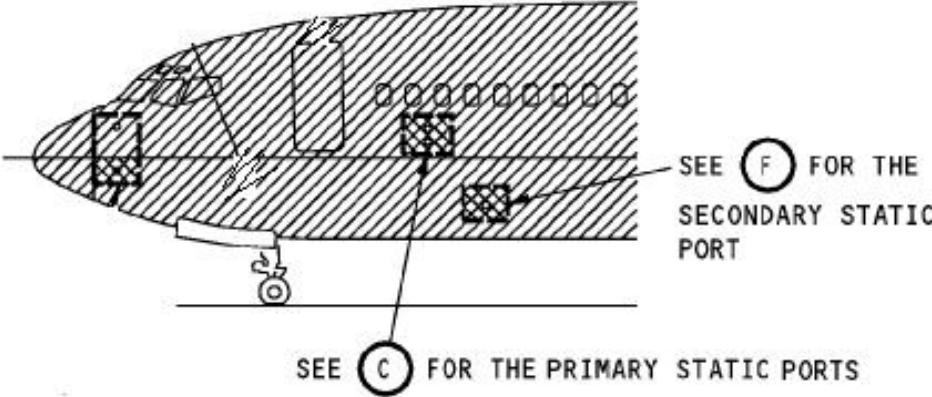
11. 左侧后段机身区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 11.3 从地面目视检查左水平安定面和垂直安定面之间的涡流发生器(4个)外观正常。</p> <p><b>依据: AMM 53-31-21</b></p> <p><b>检查标准:</b> 检查相关部件安装在位, 无目视可见损伤。</p>	

12. 左主起落架区域		图示区
<b>项目描述:</b> 12.1 目视检查机轮组件磨损、损伤状况，确保轮胎磨损及损伤、切口在规定范围内，主轮轮轴端盖安装在位、保险完好；在轮胎胎面无其它损伤情况下，任一点处见第1层帘线时更换轮胎； 12.2 在设置停留刹车且刹车压力正常情况下检查刹车磨损指示销伸出长度，若小于或等于1毫米时需更换刹车组件； 12.3 目视检查刹车和刹车液压导管无油液滴漏或滴漏在标准范围之内，刹车无掉块； 12.4 检查起落架减震支柱的伸展长度“X”值，并确定在范围内(注：本标准适用于下完客后，加燃油前检查镜面高度)，左主起落架镜面高度_____英寸； 12.5 目视检查主起落架减震支柱内筒镜面无划伤、无油液渗漏现象； 12.6 目视检查起落架空地近位传感器(2)、收上锁定传感器(2)、放下锁定传感器(2)无脱离或明显变形、损伤； 12.7 目视检查起落架舱门、起落架上锁机构可见部分及弹簧无外来物损伤。	N/A	
<b>依据:</b> 参考 7. 右主起落架区域对应条目的依据		
<b>检查标准:</b> 以上项目参考 7. 右主起落架区域对应条目的检查标准。		

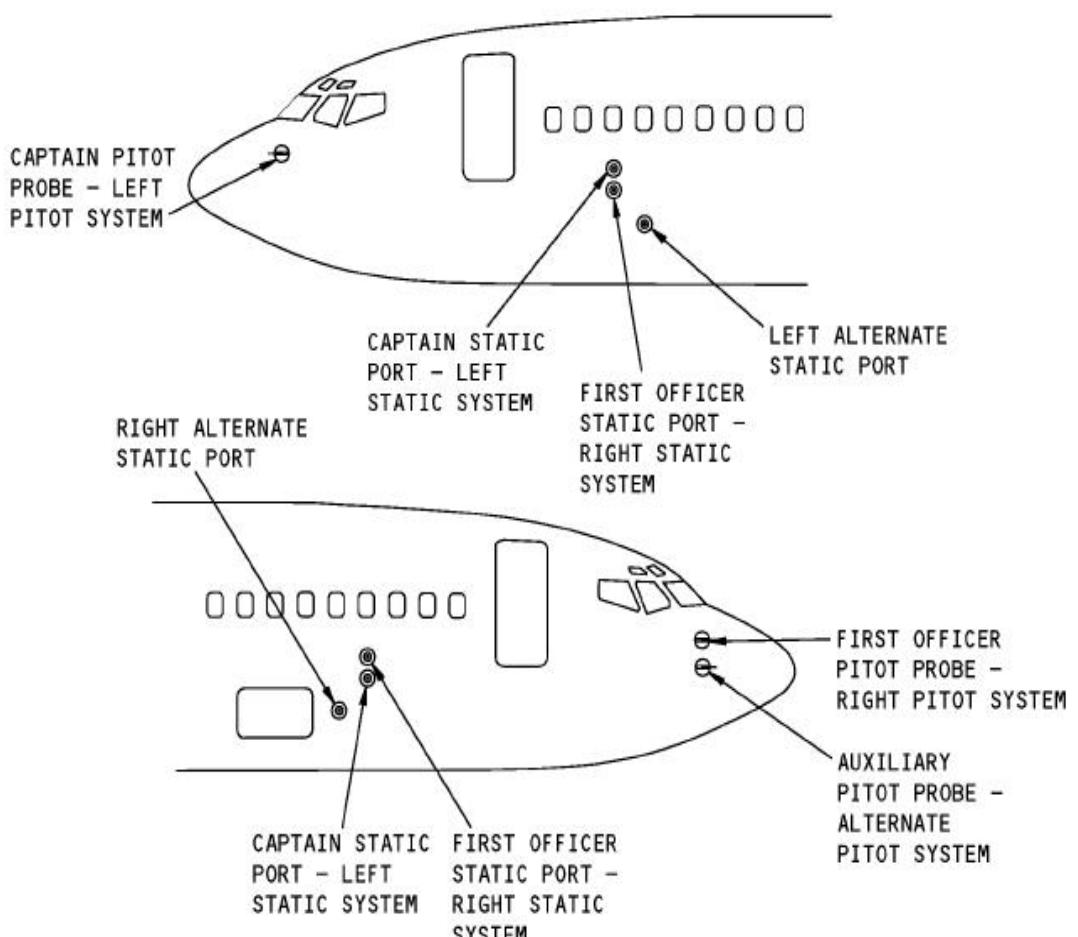
13.左大翼区域	图示区
<b>项目描述:</b> 13.1 目视检查左大翼静电放电刷 (共 2 个), 确保外观正常, 无缺损; 13.2 从地面目视检查机翼下表面、翼尖小翼无外来物损伤, 无油液渗漏或渗漏在标准范围内; 13.3 从地面目视检查火焰捕集器在位, 释压活门重置 T 型手柄与机翼下表面平齐; 13.4 从地面目视检查前缘襟翼、前缘缝翼、缝翼涡流刀片(3 个)、后缘襟翼、副翼和副翼调整片外观正常, 无外来物损伤, 无油液滴漏或滴漏在标准范围之内; 各灯罩外观正常, 无外来物损伤;	N/A
<b>依据:</b> 参考 6. 右大翼区域对应条目的依据	
<b>检查标准:</b> 参考 6. 右大翼区域对应条目的检查标准。	

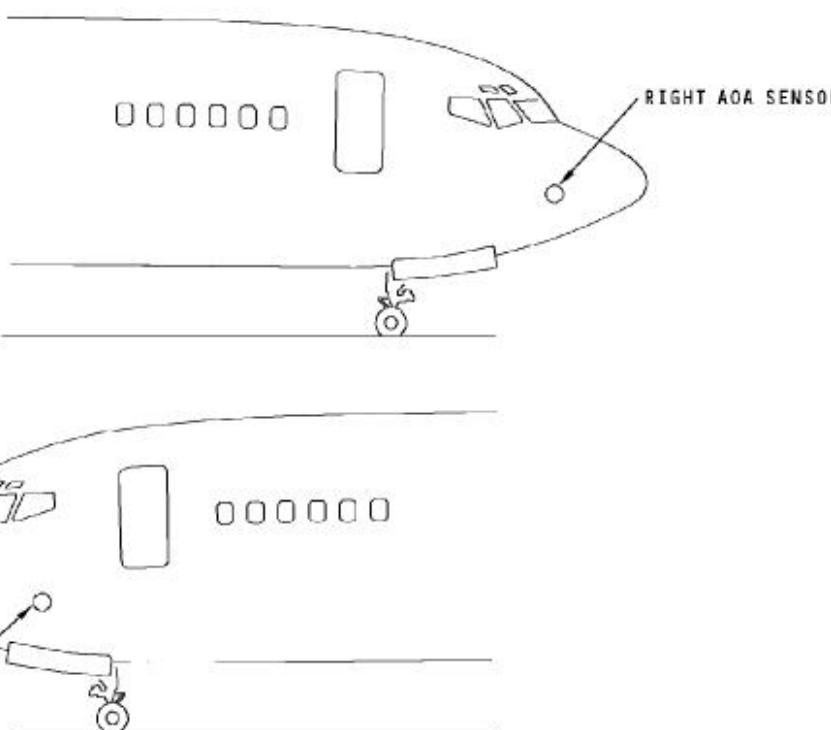
14. 左发动机区域	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>14.1 目视检查发动机进气整流罩、整流锥、风扇叶片、进气道、消音板、外涵道导向叶片、内涵道导向叶片、T12 传感器外观正常，无外来物损伤；</p> <p>14.2 目视检查风扇平台前端无翘起；</p> <p>14.3 目视检查风扇整流罩、涡流控制器、反推整流罩、滑油勤务盖板、IDG 滑油勤务盖板、MCD 检查接近盖板外观正常，无外来物损伤、无打开的锁扣；</p> <p>14.4 从外涵道后面对目视检查反推折流门、阻力连杆、IDG 滑油散热器，从内涵道后目视检查最后一级涡轮叶片外观正常，无外来物损伤；</p> <p>14.5 目视检查排气机匣、排气尾锥、发动机吊舱外部整流罩外观正常，无外来物损伤；</p> <p>14.6 目视检查发动机吊舱排水口无油液滴漏现象；</p> <p>14.7 目视检查发动机余油口无油液滴漏或滴漏在标准范围之内；</p> <p>14.8 发动机关车 5 分钟后检查 IDG 滑油量在银色指示带内，否则按需勤务，检查确认 IDG 压差指示器未弹出；</p>	N/A
<p><b>依据:</b> 参考 5. 右发动机区域对应条目的依据。</p>	
<p><b>检查标准:</b></p> <p>参考 5. 右发动机区域对应条目的检查标准。</p>	

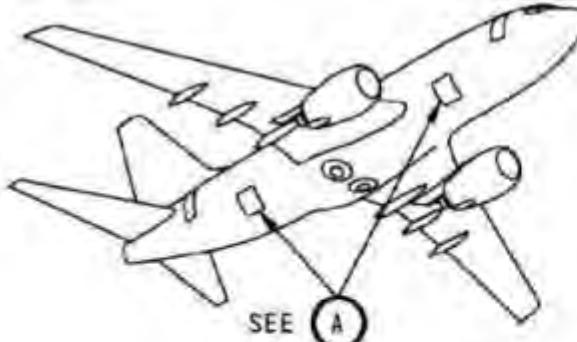
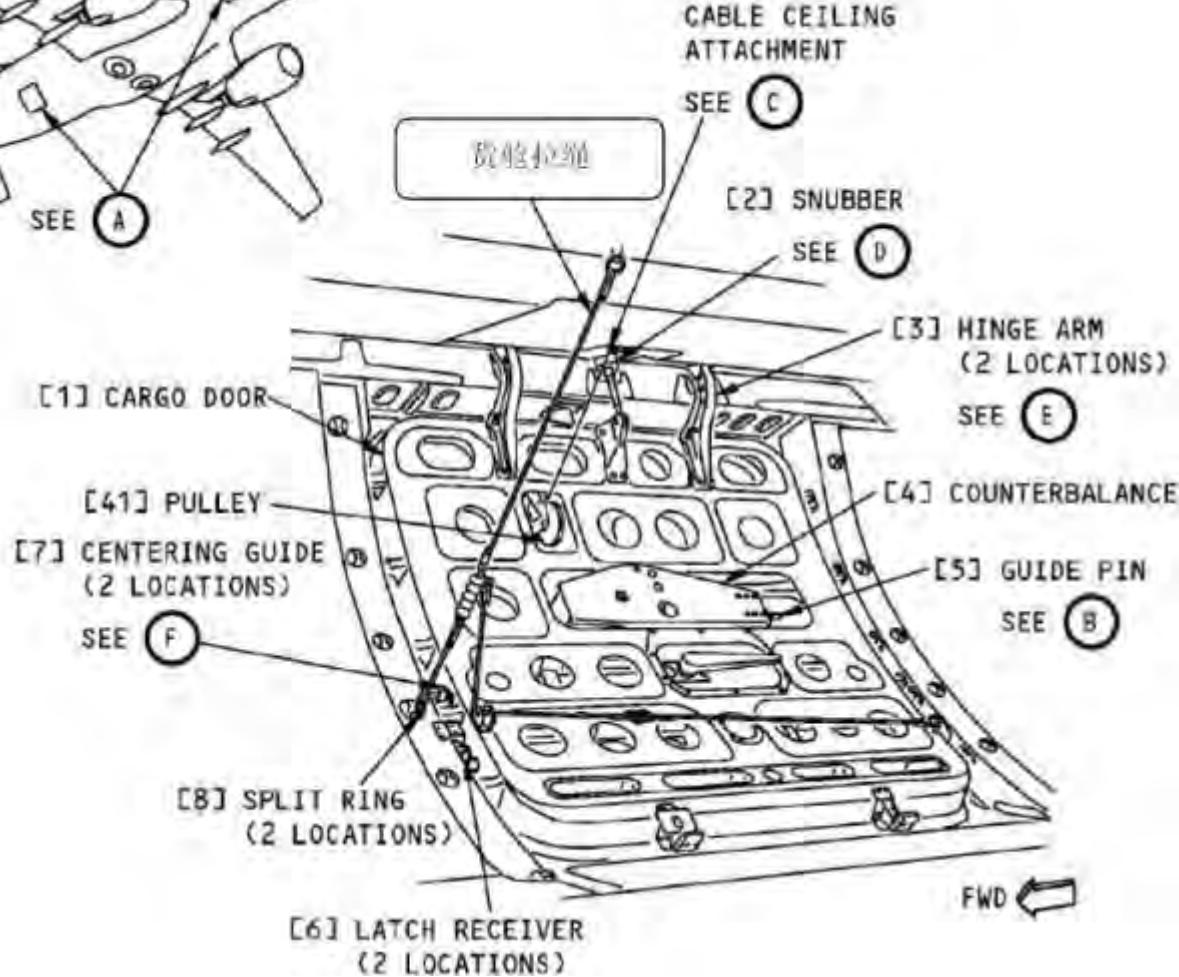
15. 左侧前段机身区域		图示区
<b>项目描述:</b> 15.1 从地面目视检查左侧前段机身可见蒙皮(含各舱门蒙皮、盖板)、客舱窗户无外来物损伤;		N/A
<b>依据:</b> FCOM NP.21		
<b>检查标准:</b> 外观正常，无目视可见损伤，无弧口凿伤，无明显划痕、穿孔、凹槽、腐蚀。		

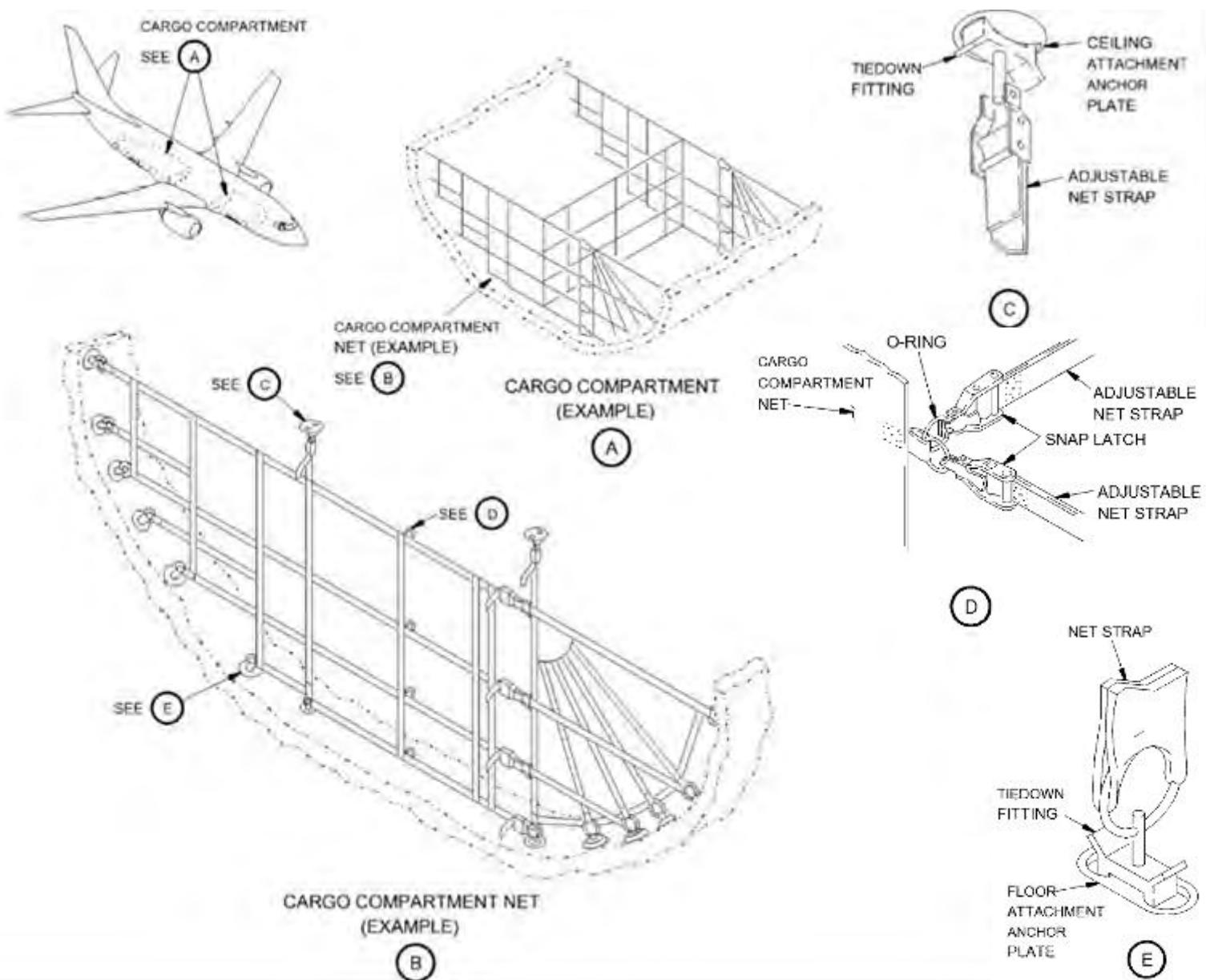
15. 左侧前段机身区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 15.2 目视检查左侧静压孔 (共 3 处) 无堵塞; 确保主静压口周围光铝部分清洁, 无污物, 无喷漆, 并确保左侧主静压口周围 RVSM 关键区域内的蒙皮无损伤、裂纹和腐蚀, 蒙皮光滑度符合 RVSM 要求。</p>	
<p><b>依据:</b> SRM51-10-01/03</p>	
<p><b>检查标准:</b> 确保无损伤、裂纹和腐蚀, 确保清洁、无堵塞, 静压口周围半径 3 英寸的区域内(光铝)没有喷漆。</p>	 <p>SEE C FOR THE PRIMARY STATIC PORTS</p> <p>SEE F FOR THE SECONDARY STATIC PORT</p>

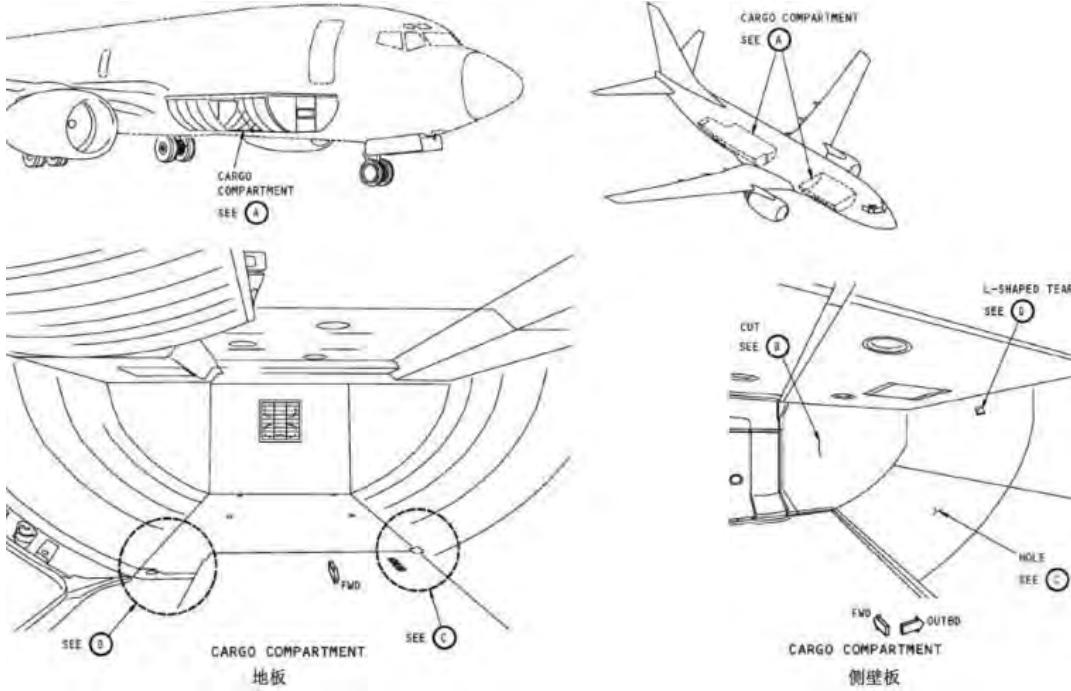
左右静压孔周围机身蒙皮检查

15. 左侧前段机身区域	图示区
<p><b>项目描述:</b> 15.3 目视检查总温探头、左侧皮托管 (1 处) 无堵塞和外来物损伤, 左侧迎角传感器外观正常, 无外来物损伤;</p> <p><b>依据:</b> AMM34-11-00/AMM34-11-01/AMM 27-32-00</p> <p><b>检查标准:</b> 检查机头左侧皮托管(共 1 处)、总温探头(共 1 处)及迎角传感器(共 1 处)安装在位, 无外来物损伤; 迎角传感器随外力转动灵活。</p>	 <p>The diagram illustrates the front-left fuselage area of an aircraft, highlighting several static ports and pitot probes. Key components labeled include:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>CAPTAIN PITOT PROBE - LEFT PITOT SYSTEM (top left)</li> <li>CAPTAIN STATIC PORT - LEFT STATIC SYSTEM (top center)</li> <li>RIGHT ALTERNATE STATIC PORT (bottom left)</li> <li>CAPTAIN STATIC PORT - LEFT STATIC SYSTEM (bottom center)</li> <li>FIRST OFFICER STATIC PORT - RIGHT STATIC SYSTEM (bottom right)</li> <li>FIRST OFFICER PITOT PROBE - RIGHT PITOT SYSTEM (far right)</li> <li>AUXILIARY PITOT PROBE - ALTERNATE PITOT SYSTEM (far right)</li> <li>LEFT ALTERNATE STATIC PORT (top right)</li> <li>FIRST OFFICER STATIC PORT - RIGHT STATIC SYSTEM (middle right)</li> </ul>

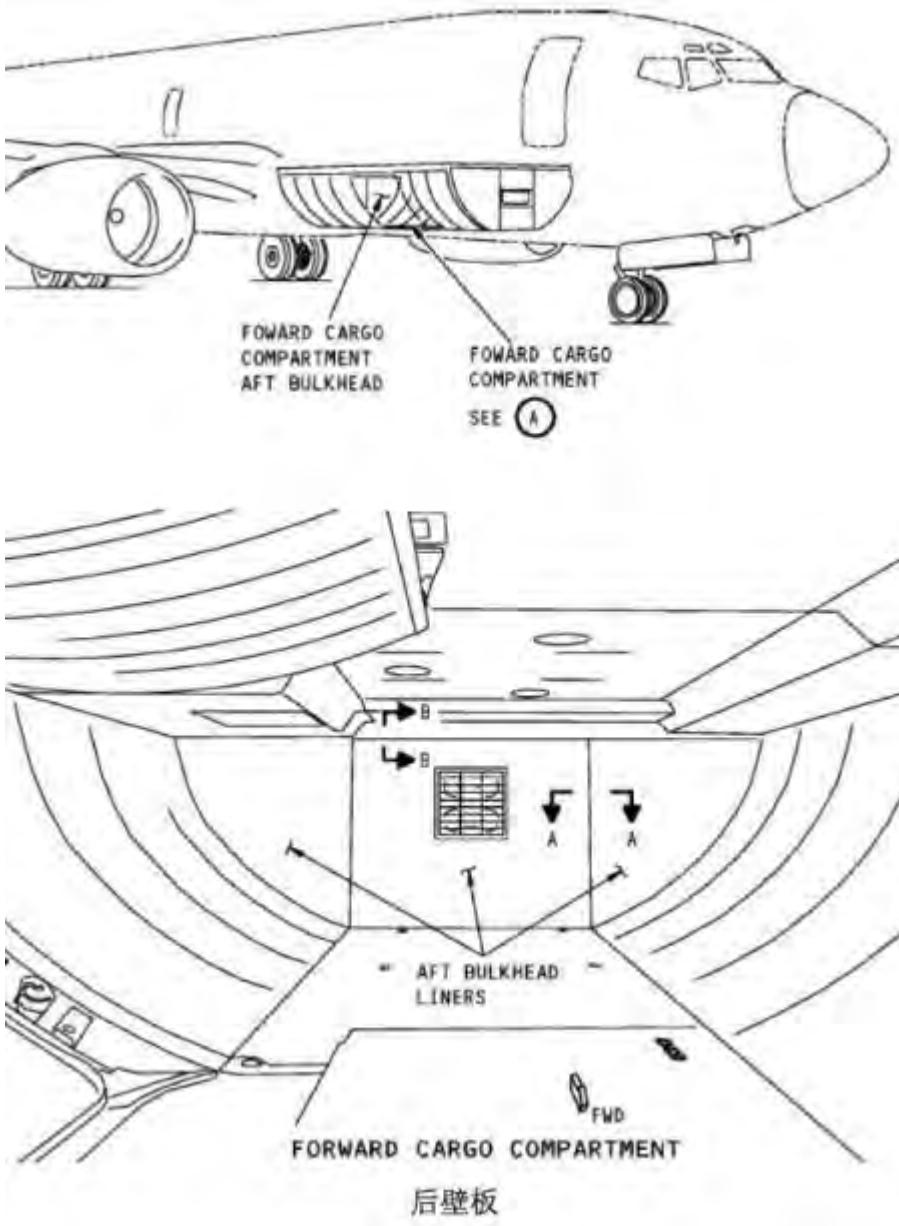
15. 左侧前段机身区域	图示区
	 <p>The diagram illustrates the left front fuselage area of an aircraft. It shows two AOA sensors: the 'RIGHT AOA SENSOR' located on the upper right side and the 'LEFT AOA SENSOR' located on the lower left side. Both sensors are connected by lines to a central rectangular component. Additionally, a 'TAT PROBE' is shown extending downwards from the fuselage.</p>

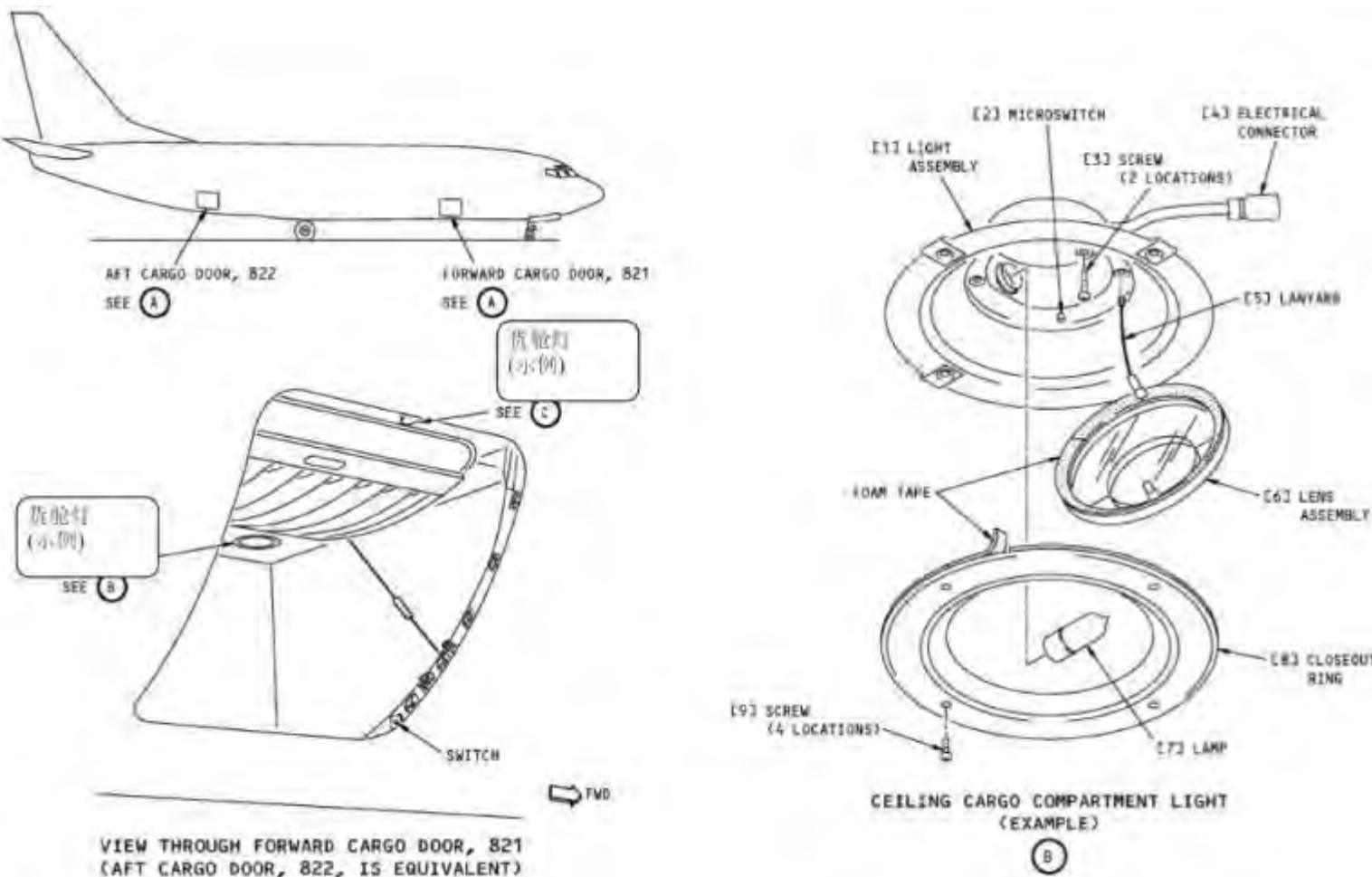
16. 货舱内区域检查	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>16.1 检查前货舱拉绳、货网锁扣和底座，确保无损坏；检查前货舱地板、侧壁板、天花板和前后壁板无穿孔，检查防火胶带无丢失；检查前货舱灯光设备，确保工作正常，照明灯及灯罩状态完好；</p>	
<p><b>依据:</b></p> <p>AMM52-31-00、25-52-12、 25-52-10、25-52-06、 25-52-09、25-52-16、 25-52-17、33-36-00</p>	
<p><b>检查标准:</b></p> <p>货舱拉绳安装在位，无目视可见损伤，拉动自如。壁板和天花板的结缝处都要求有防火胶带，如破损或丢失及时补充新胶带。补充防火胶带的详细要求和防火胶带的型号可参考 SL-737-25-115-B。对地板、壁板、天花板检查无穿孔、切口和撕裂。检查天花板和门灯及灯罩无损坏丢失。</p> <p><b>注意:</b> 释压板区域不要粘贴防火胶带，如有胶带及时清除。 发现释压板与周围黑框间隙不正常时，注意按照释压板上的说明进行检查。</p>	

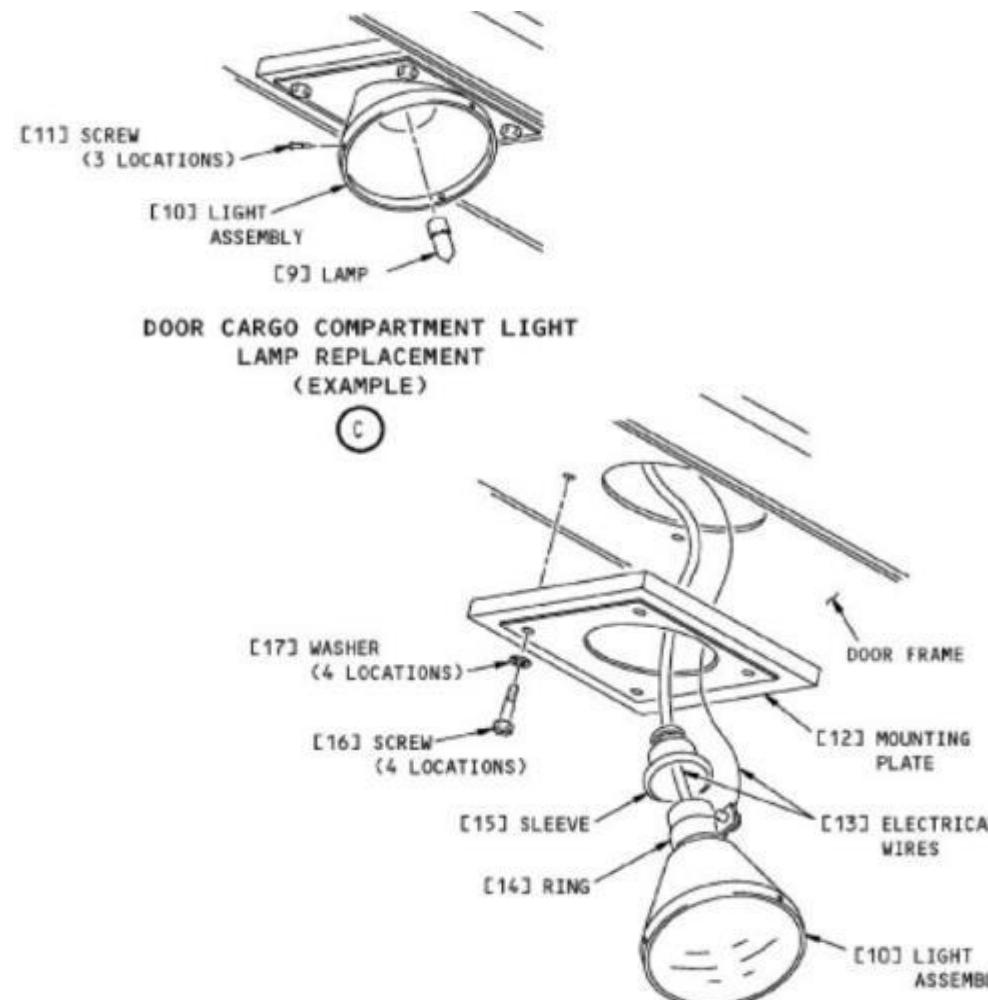
16. 货舱内区域检查	图示区
	 <p>The diagram illustrates the internal structure of a cargo compartment and various components used for securing cargo. It includes:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li><b>Aircraft View:</b> Shows the aircraft from a rear-quarter perspective with a callout 'SEE A' pointing to the cargo compartment area.</li> <li><b>Cargo Compartment:</b> A detailed view of the interior cargo bay showing a rectangular frame and a grid of support beams.</li> <li><b>Netting Examples:</b> <ul style="list-style-type: none"> <li><b>(A)</b>: Shows a large rectangular cargo compartment net attached to the top and side walls of the compartment.</li> <li><b>(B)</b>: Shows a smaller rectangular cargo compartment net attached to the floor and side walls.</li> <li><b>(C)</b>: Shows a vertical strap assembly with a 'CEILING ATTACHMENT ANCHOR PLATE' at the top, a 'TIEDOWN FITTING' in the middle, and an 'ADJUSTABLE NET STRAP' attached to the bottom.</li> <li><b>(D)</b>: Shows a horizontal strap assembly with an 'O-RING' and a 'SNAP LATCH' attached to a vertical wall, with an 'ADJUSTABLE NET STRAP' attached to the bottom.</li> <li><b>(E)</b>: Shows a vertical strap assembly with a 'NET STRAP' attached to a vertical wall, a 'TIEDOWN FITTING' at the top, and a 'FLOOR-ATTACHMENT ANCHOR PLATE' at the bottom.</li> </ul> </li> </ul>

16. 货舱内区域检查	图示区
	 <p style="text-align: center;">释压板间隙及胶带常见错误</p>

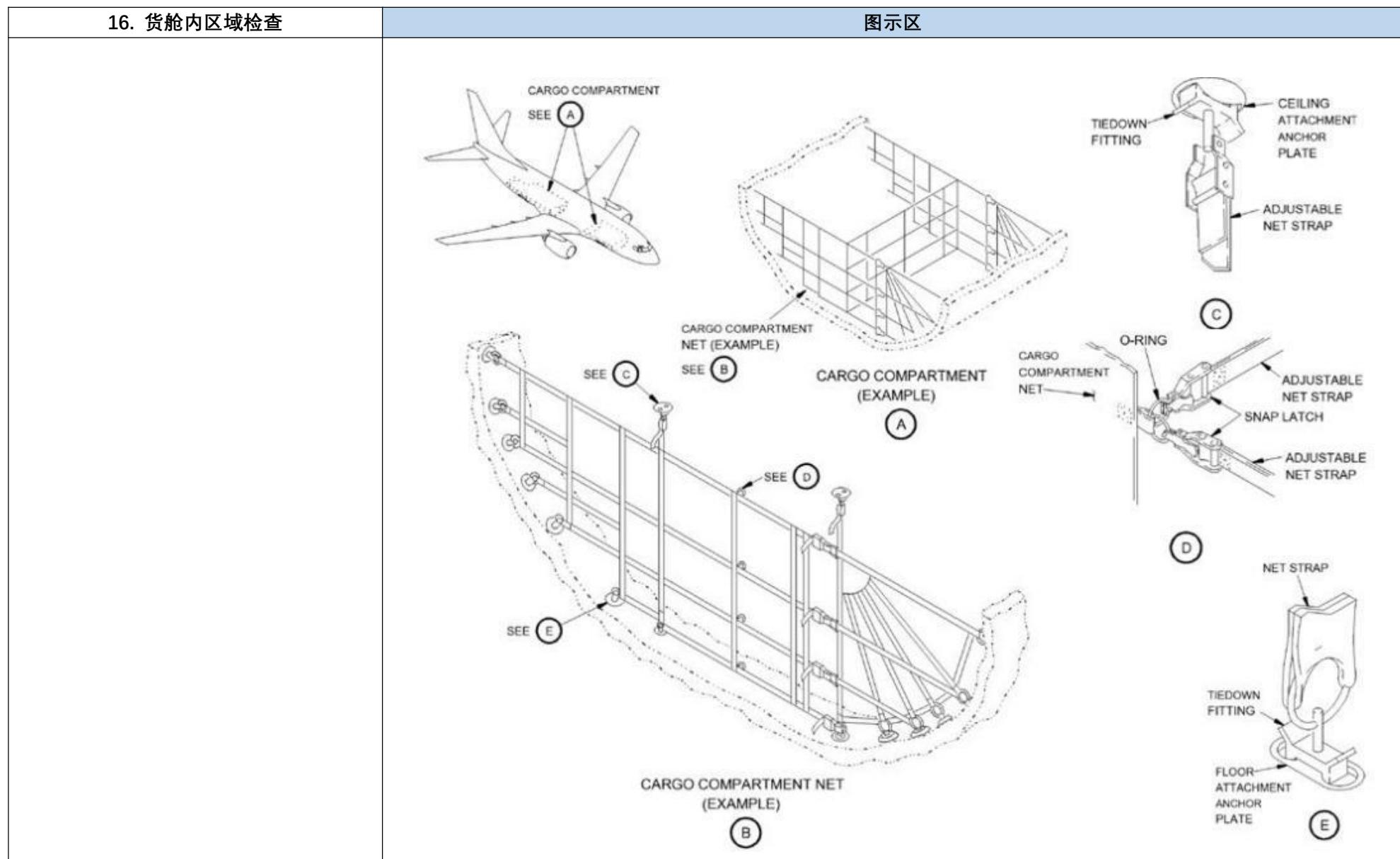
16.货舱内区域检查	图示区
	<p>The figure consists of three detailed line drawings:</p> <ul style="list-style-type: none"><li><b>Cargo Compartment:</b> An overhead view of the aircraft showing the cargo compartment area. Labels include "CARGO COMPARTMENT SEE A" pointing to the rear of the fuselage, "CEILING LIGHT SEE B" pointing to a light fixture, "NET FITTING SHROUD SEE C" pointing to a shroud, and "[1] CEILING LINER" pointing to the liner material. A small "FWD" arrow indicates the front direction.</li><li><b>Forward Cargo Compartment:</b> A side view of the forward section of the aircraft. Labels include "FORWARD CARGO COMPARTMENT SEE A", "FORWARD CARGO COMPARTMENT FORWARD BULKHEAD", and "QUARTER-TURN FASTENERS".</li><li><b>Forward Cargo Compartment:</b> An interior view of the forward cargo compartment. Labels include "[2] PRESSURE RELIEF PANEL", "FWD", "[1] FORWARD BULKHEAD LINERS", and "FORWARD CARGO COMPARTMENT 前壁板".</li></ul>

16. 货舱内区域检查	图示区
	 <p data-bbox="1096 504 1253 584">FORWARD CARGO COMPARTMENT AFT BULKHEAD</p> <p data-bbox="1343 520 1477 584">FORWARD CARGO COMPARTMENT SEE A</p> <p data-bbox="1230 1092 1388 1203">AFT BULKHEAD LINERS</p> <p data-bbox="1163 1322 1545 1354">FWD FORWARD CARGO COMPARTMENT</p> <p data-bbox="1275 1370 1388 1410">后壁板</p>

16. 货舱内区域检查	图示区
	 <p>AFT CARGO DOOR, 822 SEE A</p> <p>FORWARD CARGO DOOR, 821 SEE A</p> <p>货舱灯 (小例) SEE C</p> <p>货舱灯 (小例) SEE B</p> <p>SWITCH</p> <p>FWD</p> <p>VIEW THROUGH FORWARD CARGO DOOR, 821 (AFT CARGO DOOR, 822, IS EQUIVALENT)</p> <p>SEE D</p> <p>E23 MICROSWITCH E33 SCREW (2 LOCATIONS) E43 ELECTRICAL CONNECTOR E53 LANYARD E63 LENS ASSEMBLY E83 CLOSEOUT RING E73 LAMP E93 SCREW (4 LOCATIONS)</p> <p>CEILING CARGO COMPARTMENT LIGHT (EXAMPLE)</p> <p>B</p>

16.货舱内区域检查	图示区
	 <p>[11] SCREW (3 LOCATIONS)</p> <p>[10] LIGHT ASSEMBLY</p> <p>[9] LAMP</p> <p>DOOR CARGO COMPARTMENT LIGHT LAMP REPLACEMENT (EXAMPLE)</p> <p>[17] WASHER (4 LOCATIONS)</p> <p>[16] SCREW (4 LOCATIONS)</p> <p>DOOR FRAME</p> <p>[12] MOUNTING PLATE</p> <p>[15] SLEEVE</p> <p>[13] ELECTRICAL WIRES</p> <p>[14] RING</p> <p>[10] LIGHT ASSEMBLY</p> <p>DOOR CARGO COMPARTMENT LIGHT LIGHT ASSEMBLY REPLACEMENT (EXAMPLE)</p>

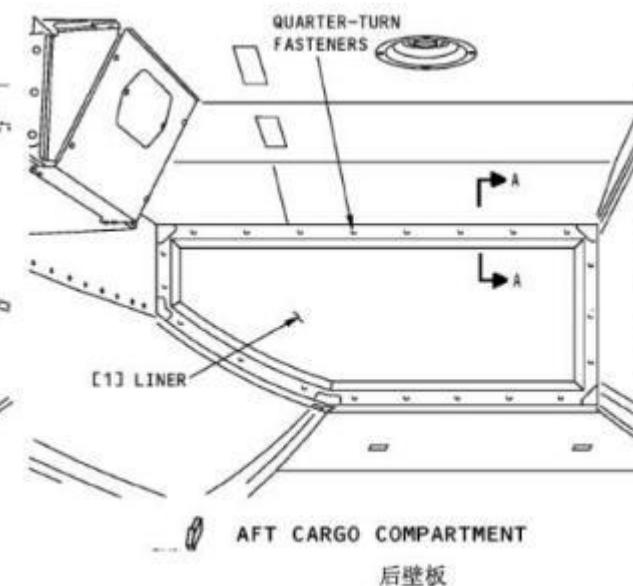
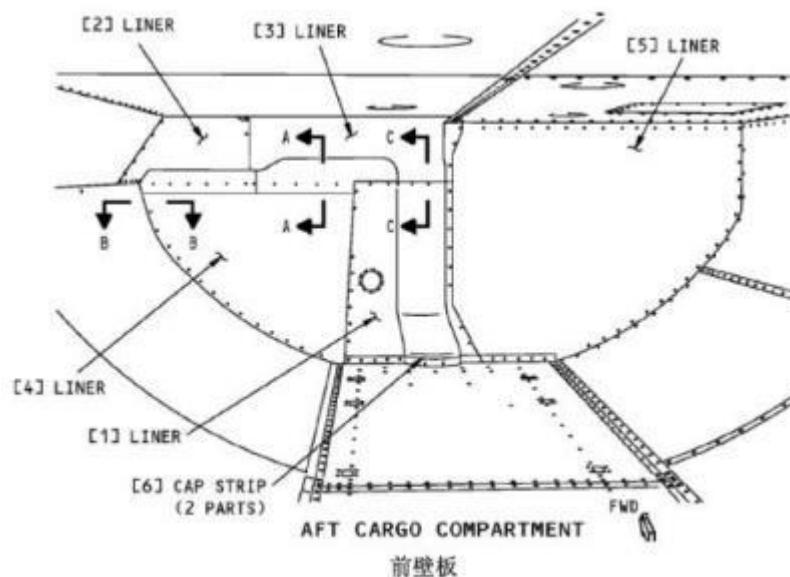
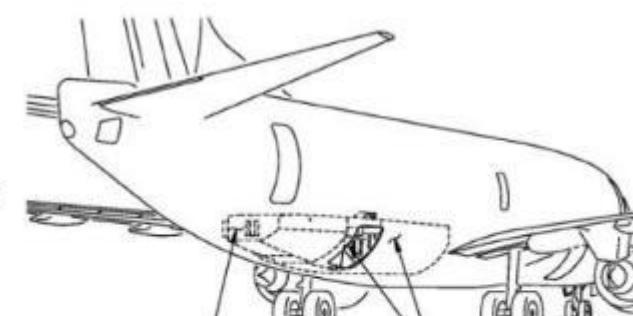
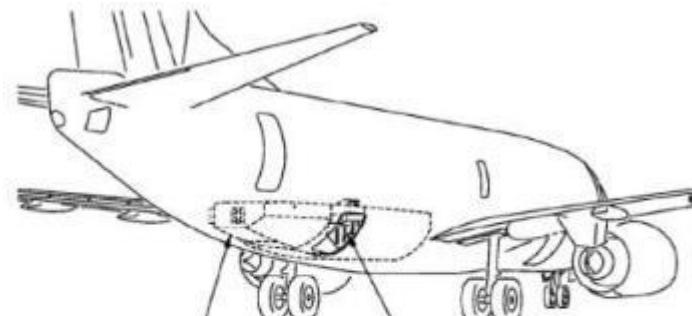
16. 货舱内区域检查	图示区
<p><b>项目描述:</b> 16.2 检查后货舱拉绳、货网锁扣和底座，确保无损坏；检查后货舱地板、侧壁板、天花板和前后壁板无穿孔，检查防火胶带无丢失；检查后货舱灯光设备，确保工作正常，照明灯及灯罩状态完好。</p>	
<p><b>依据:</b> AMM52-31-00、25-52-12、 25-52-10、25-52-06、25-52-09、 25-52-18、25-52-19、33-36-00</p>	
<p><b>检查标准:</b> 货舱拉绳安装在位，无目视可见损伤，拉动自如。壁板和天花板的结缝处都要求有防火胶带，如破损或丢失及时补充新胶带。补充防火胶带的详细要求和防火胶带。对地板、壁板、天花板检查无穿孔、切口和撕裂。检查天花板和门灯及灯罩无损坏丢失。 <b>注意:</b> 释压板区域不要粘贴防火胶带，如有胶带及时清除。发现释压板与周围黑框间隙不正常时，注意按照释压板上的说明进行检查。</p>	



16. 货舱内区域检查	图示区
	<p>The technical drawings show the aircraft from two perspectives: top-down and side. Labels indicate various components:</p> <ul style="list-style-type: none"><li><b>Cargo Compartment:</b> SEE A (top), SEE B (bottom).</li><li><b>L-shaped tear:</b> SEE C.</li><li><b>Cut:</b> SEE D.</li><li><b>Hole:</b> SEE E.</li><li><b>FWD:</b> Forward direction indicator.</li><li><b>OUTBD:</b> Outboard direction indicator.</li><li><b>CARGO COMPARTMENT:</b> 岁壁板 (Side Wall).</li><li><b>CEILING LIGHT:</b> SEE F.</li><li><b>NET FITTING SHROUD:</b> SEE G.</li><li><b>CEILING LINER:</b> SEE H.</li><li><b>CARGO COMPARTMENT:</b> 天花板 (Ceiling).</li></ul> <p>Below the drawings are three photographs of the cargo compartment interior. Each shows a rectangular panel with a red box highlighting a specific area. The text on the panels reads:</p> <p><b>CONTROLLED PRESSURE RELIEF PANEL ENGAGE PANEL EDGES TO EXPOSE BLACK EDGE BAND .00-.10 INCH TORQUE RESTRAINING BOLTS 20-25 IN LBS</b></p> <p><b>CONTROLLED PRESSURE RELIEF PANEL ENGAGE PANEL EDGES TO EXPOSE BLACK EDGE BAND .00-.10 INCH TORQUE RESTRAINING BOLTS 20-25 IN LBS</b></p> <p><b>CONTROLLED PRESSURE RELIEF PANEL ENGAGE PANEL EDGES TO EXPOSE BLACK EDGE BAND .00-.10 INCH TORQUE RESTRAINING BOLTS 20-25 IN LBS</b></p> <p><b>释压板间隙及胶带常见错误</b></p>

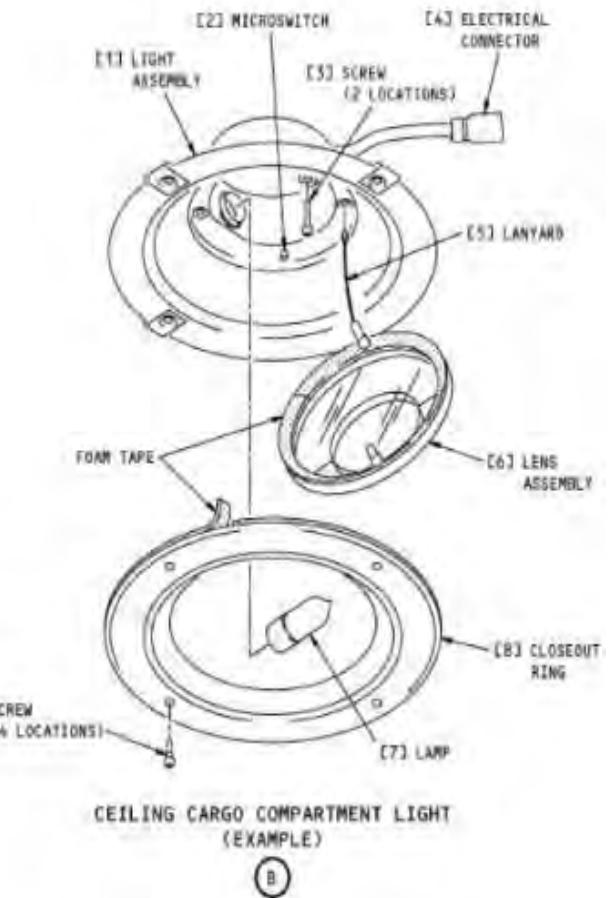
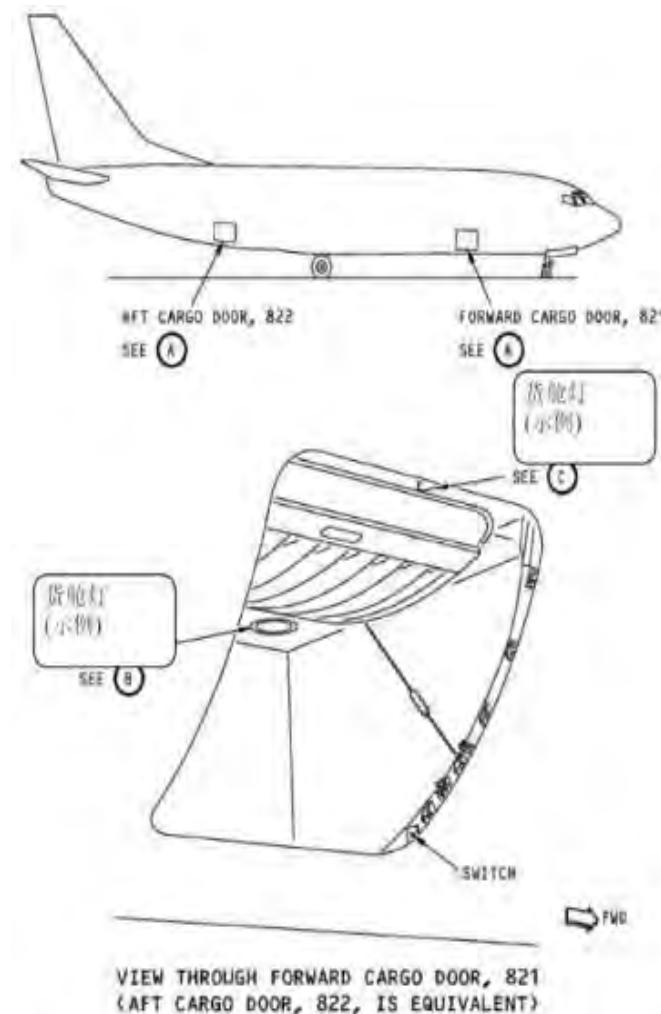
## 16. 货舱内区域检查

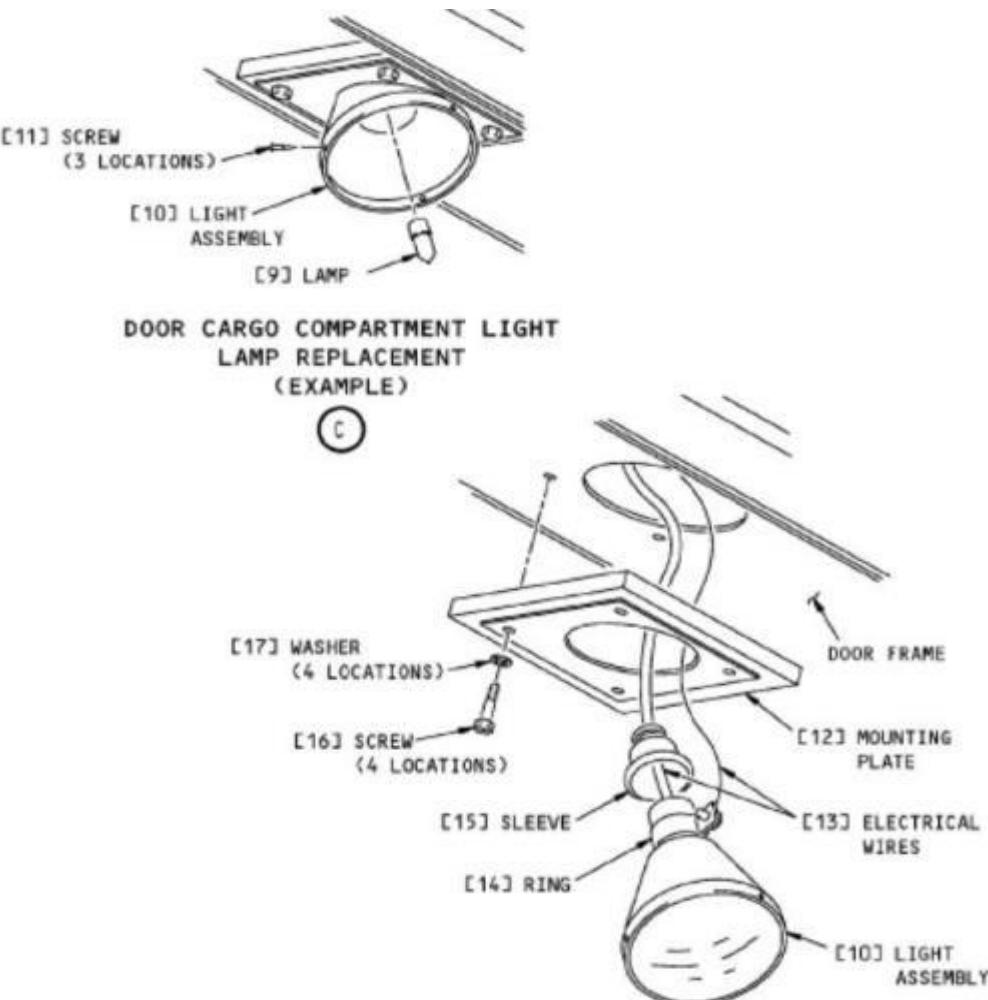
## 图示区

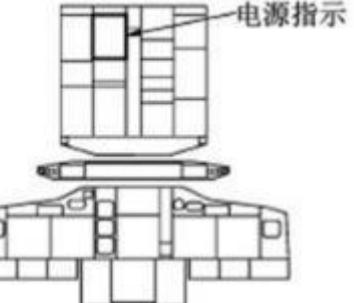
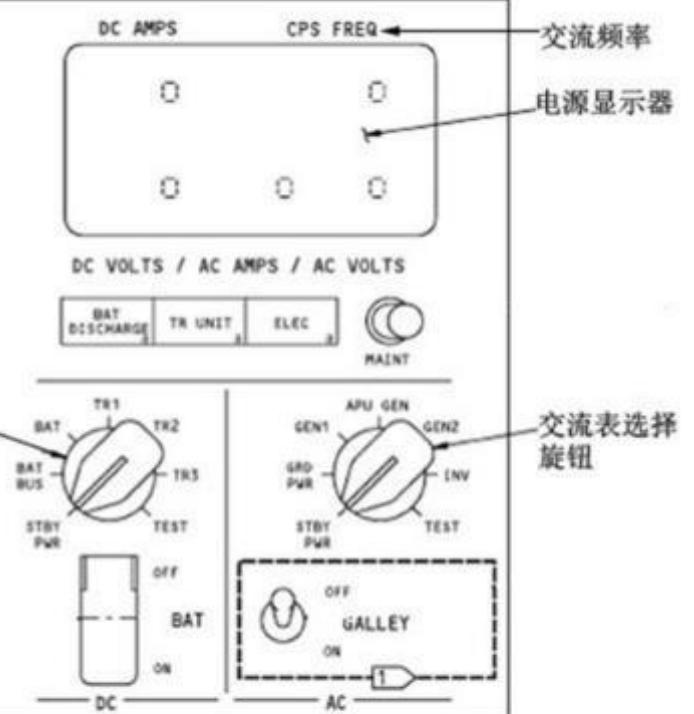


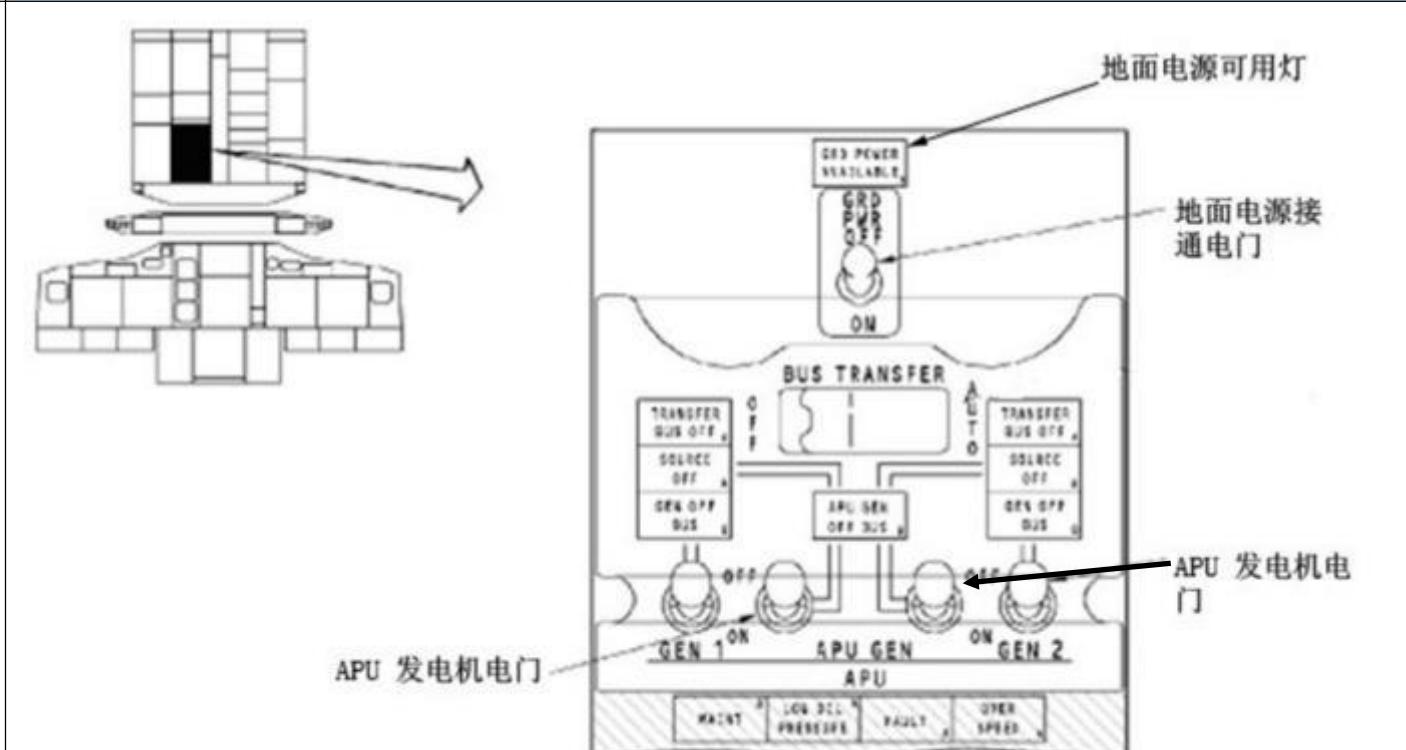
## 16. 货舱内区域检查

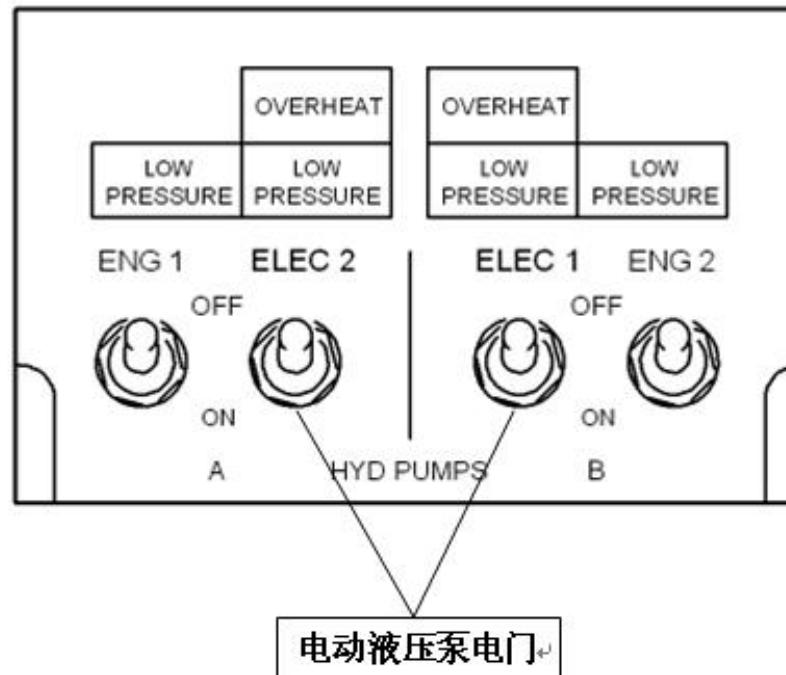
## 图示区

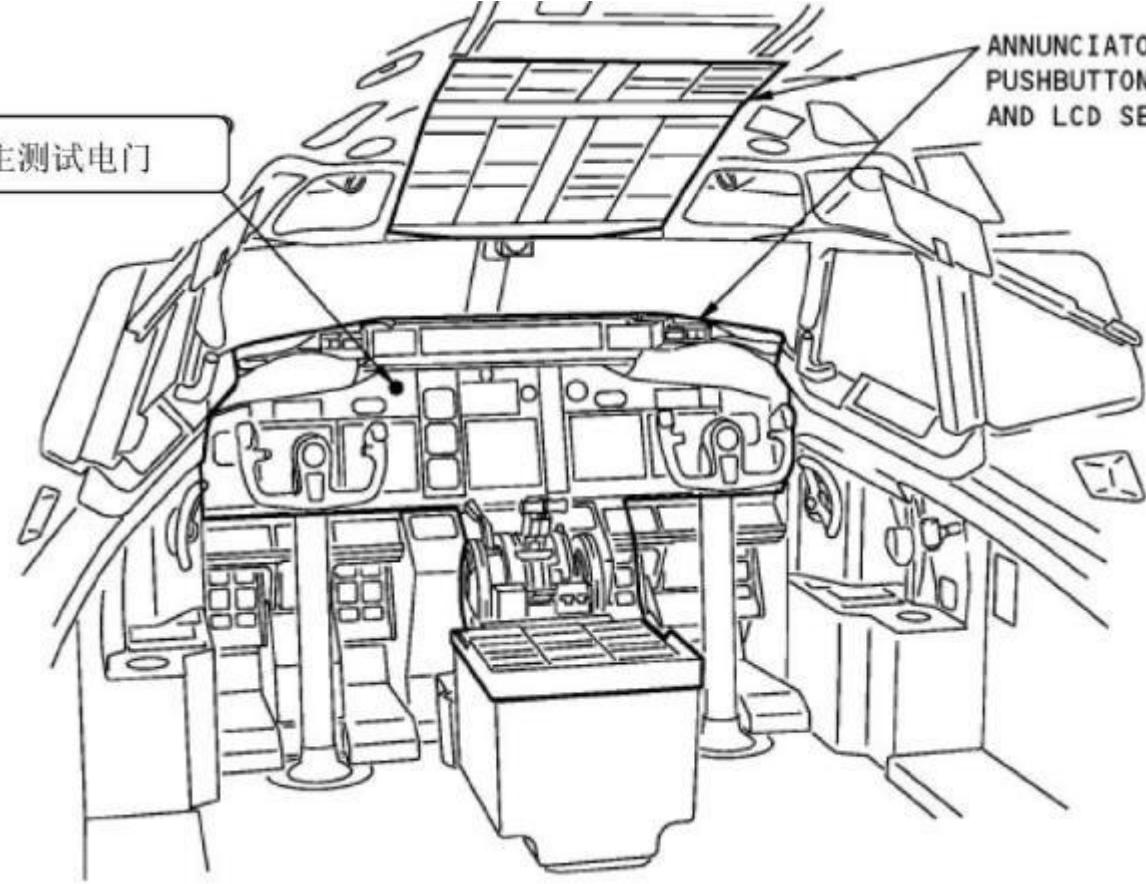


16. 货舱内区域检查	图示区
	 <p>[11] SCREW (3 LOCATIONS)</p> <p>[10] LIGHT ASSEMBLY</p> <p>[9] LAMP</p> <p>DOOR CARGO COMPARTMENT LIGHT LAMP REPLACEMENT (EXAMPLE)</p> <p>C</p> <p>[17] WASHER (4 LOCATIONS)</p> <p>[16] SCREW (4 LOCATIONS)</p> <p>DOOR FRAME</p> <p>[12] MOUNTING PLATE</p> <p>[15] SLEEVE</p> <p>[14] RING</p> <p>[13] ELECTRICAL WIRES</p> <p>[10] LIGHT ASSEMBLY</p> <p>DOOR CARGO COMPARTMENT LIGHT LIGHT ASSEMBLY REPLACEMENT (EXAMPLE)</p> <p>C</p>

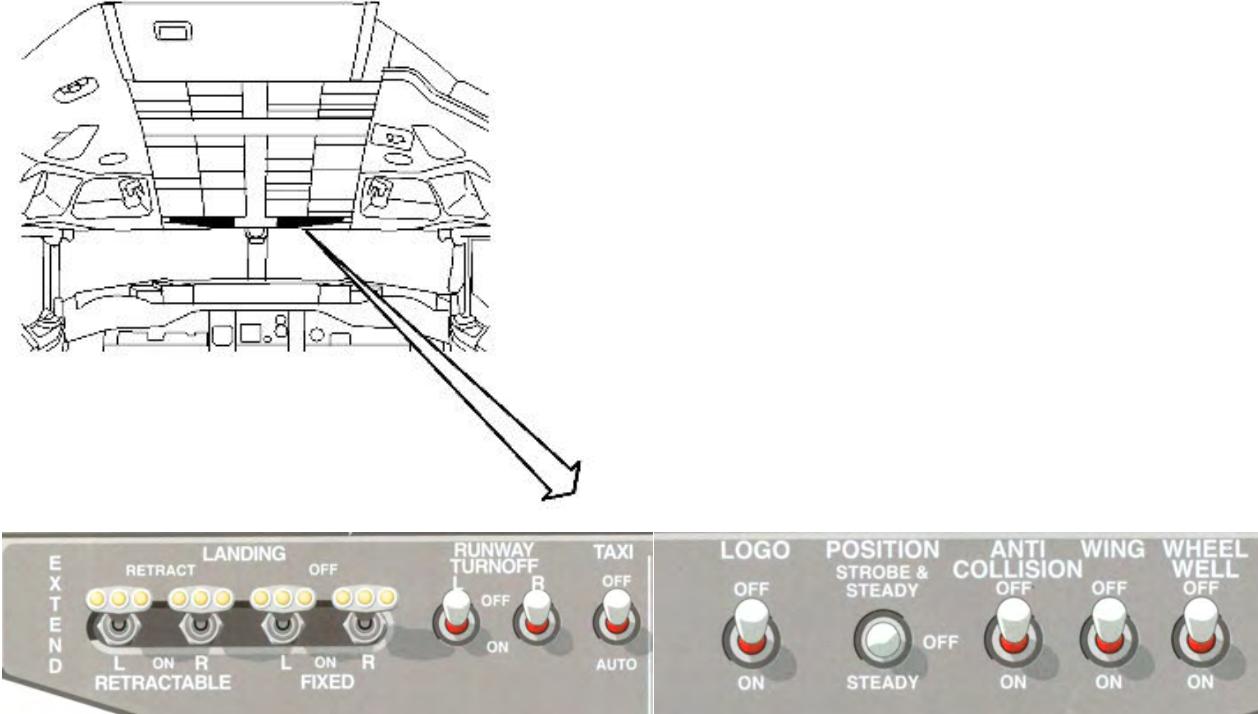
驾驶舱区域 (ME)	图示区
项目描述:	
1. 接好地面电源或使用 APU;	
依据: AMM 49-11-00-860-801	
检查标准:	
使用 APU 电源: 将两个 APU 发电机电门放置到“ON”位, 接通之前确保 APU GEN OFF BUS 灯亮或 CPS FREQ 显示稳定在 395-405 之间。	
注: 地面使用 APU 时建议接通左油箱前或后燃油增压泵, 可延长 APU FCU 寿命。同时也可使 APU 燃油直流泵 (如有) 不工作, 延长寿命。	
使用地面电源: 将电瓶车电接头插入地面电源勤务面板内电接头, 电瓶车通电, 确保地面电源可用灯亮, 将地面电源电门放置到“ON”位。	
	 <p>1 AIRPLANES WITH GALLEY SWITCH 2 AIRPLANES WITH CABIN UTILITY AND IFE SWITCHES</p>

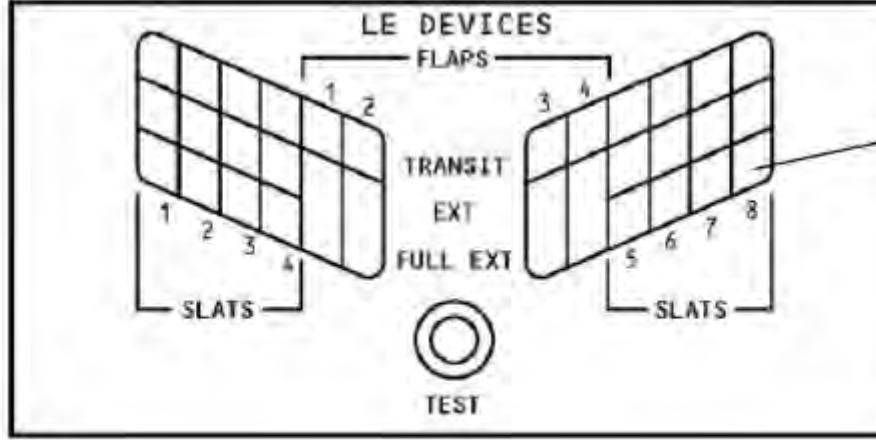
驾驶舱区域 (ME)	图示区
	 <p>The diagram illustrates the Power Control Panel (PCP) located in the cockpit. It shows the following components and their functions:</p> <ul style="list-style-type: none"><li><b>GEN POWER SELECTABLE:</b> A switch with positions GND PWR, OFF, and ON.</li><li><b>BUS TRANSFER:</b> A selector switch with positions OFF, AUTO, and ON. It has three associated circuit breakers labeled GEN 1 OFF, GEN 2 OFF, and APU GEN OFF.</li><li><b>APU GENERATOR:</b> A switch with positions OFF, ON, and GEN 1 ON.</li><li><b>GEN 2:</b> A switch with positions OFF, ON, and GEN 2 ON.</li><li><b>APU:</b> A switch with positions OFF, ON, and GEN 1 ON.</li><li><b>APU SYSTEM INDICATORS:</b> Includes MAINT, LOG. BLD. PRESSURE, FAULTY, and OVER SPEED indicators.</li></ul> <p>Annotations in Chinese point to specific controls:</p> <ul style="list-style-type: none"><li>APU 发电机电门 (APU Generator Switch) points to the APU GENERATOR switch.</li><li>地面电源可用灯 (Ground Power Available Light) points to the GEN POWER SELECTABLE switch.</li><li>地面电源接通电门 (Ground Power On Switch) points to the BUS TRANSFER switch.</li><li>APU 发电机电门 (APU Generator Switch) points to the APU GENERATOR switch.</li></ul> <p>Text at the bottom: AC SYSTEMS, GENERATOR, AND APU MODULE (PS-4)</p>

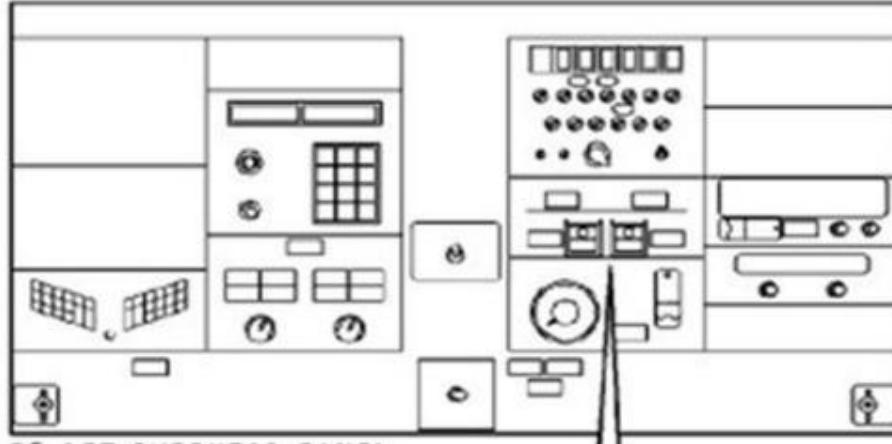
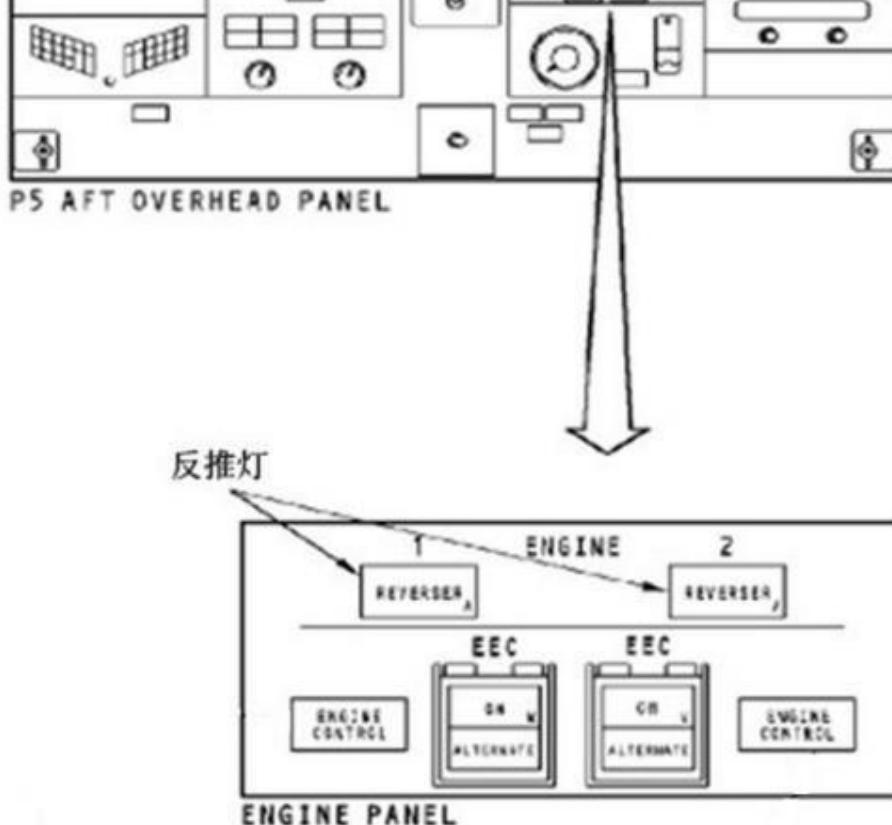
驾驶舱区域 (ME)	图示区
<b>项目描述:</b> 2. 设置电动液压泵电门到 ON 位, 确保 A&B 液压系统压力正常(2800-3200PSI), 相应 LOW PRESSURE 灯熄灭, 相关液压渗漏检查完毕后确保将电动液压泵电门返回到 OFF 位;	
<b>依据:</b> AMM29-11-00-860-803	
<b>检查标准:</b> 确保 1 号、2 号油箱中至少有 1675 磅/760 公斤燃油, 检查 P5 板上液压泵“LOW PRESSURE”灯亮; 将“HYD PUMPS A ELEC 2”及“HYD PUMPS B ELEC 1”放到 ON 位, 检查 A、B 液压系统压力稳定在 2800 至 3200PSI 之间, 且相应“LOW PRESSURE”灯灭。	 <p style="text-align: center;"><b>HYDRAULIC PUMPS PANEL (P5-8)</b></p>

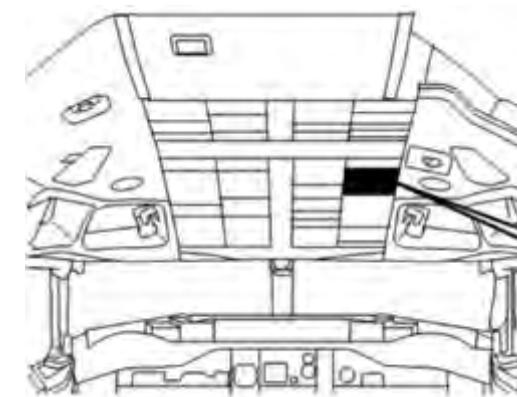
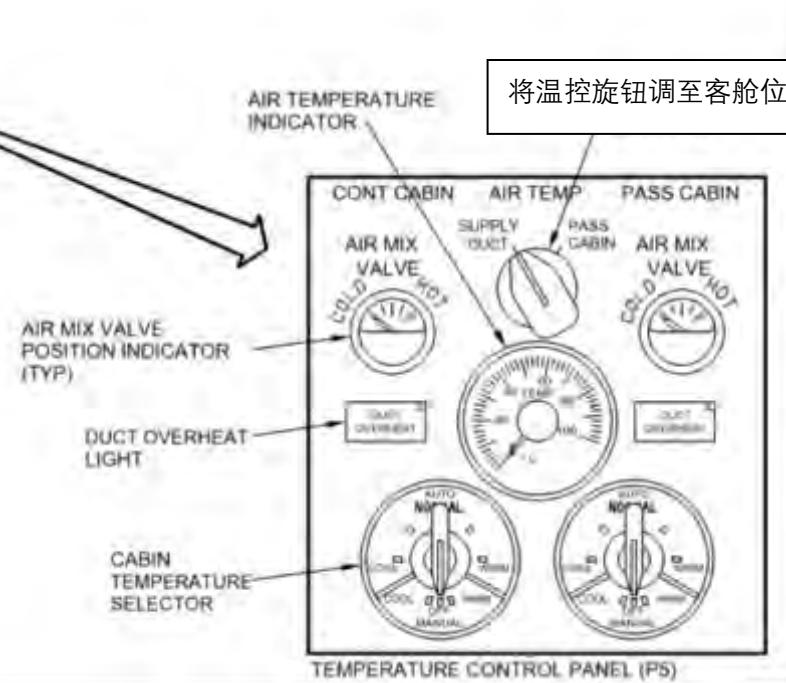
驾驶舱区域 (ME)	图示区
项目描述:	
3. 操作测试所有的警告和指示灯工作正常，并检查备用灯泡齐全；	
注意：若指示灯内有两个灯泡，其中有一个不亮应立即更换；	
依据: AMM33-18-00-710-802	
检查标准:	
将 P1 板上主测试电门打到 TEST 位，确保右图仪表板上各灯处于明亮位（火警灯不亮），然后将主测试电门恢复原位。若指示灯内有两个灯泡，其中有一个不亮应立即更换。	

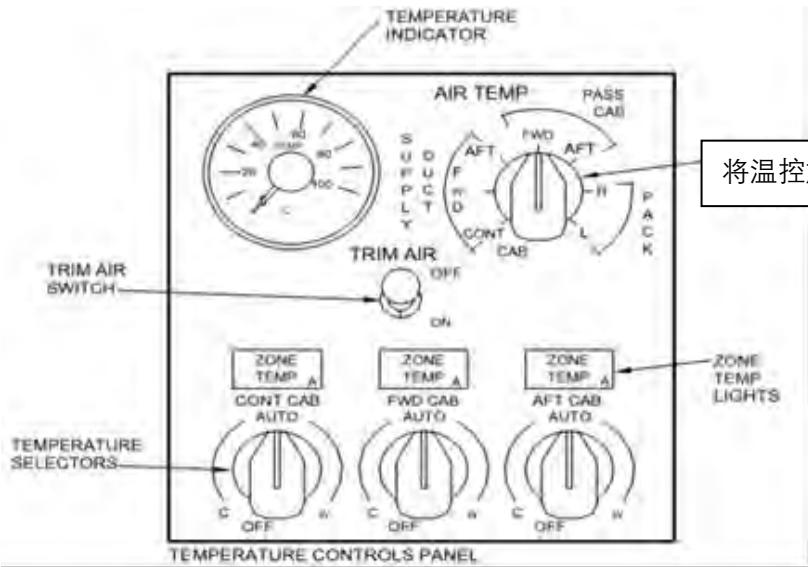
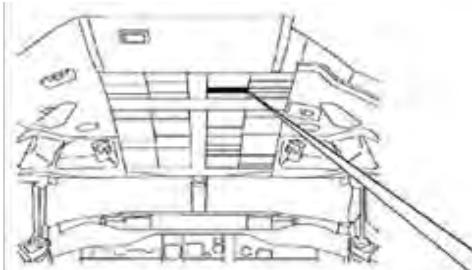
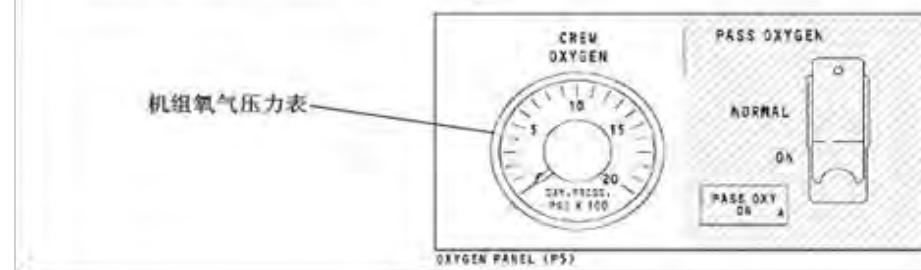
驾驶舱区域 (ME)	图示区
<p><b>项目描述:</b> 4. 操作检查外部机翼照明灯、着陆灯、转弯灯、滑行灯、防撞灯、航行灯、频闪灯工作正常；</p> <p><b>依据: FCOM NP.21</b></p> <p><b>检查标准:</b> 外部机翼照明灯(2个, 前段机身)、着陆灯(2个固定着陆灯在左右大翼根部, 2个可收放着陆灯在左右前段机身下部。)、转弯灯(2个, 在左右大翼翼根内侧)、滑行灯(1个, 前起落架前部)、防撞灯(2个, 上下机身)、航行灯(4个, 左右大翼翼尖)、频闪灯(3个, 左右大翼各1个和机身尾部1个), 确保各灯亮。</p> <p><b>注 1:</b> 可采用飞机滑行入机位过程中对灯光的目视检查或操作驾驶舱内相应灯光电门的方法完成。</p> <p><b>注 2:</b> 生产线号 5555 及以后的飞机, 其着陆灯、滑行灯和跑道转弯灯 (Landing, Taxi, and Runway Turnoff Lights) 集成为新型 LED 系统 (LTRTL), LTRTL 包括转弯灯和主阵列, 主阵列起到着陆灯和滑行灯的作用, 用作着陆灯时亮度强于滑行灯; LTRTL 位于大翼根部, 同时可收放着陆灯被取消;</p> <p><b>注 3:</b> 主阵列分为内侧阵列和外侧阵列, 每个阵列有不低于 50% 的 LED 灯泡正常时才可点亮, 否则供电组件会停止供电, 只要阵列可以点亮则无需更换此阵列;</p> <p><b>注 4:</b> 固定着陆灯地面打开检查时间过长易造成固定着陆灯使用寿命缩短, 固定着陆灯地面打开检查时间不能超过 3 分钟, 可通过以下方式进行检查: 1.飞机落地滑行过程中, 检查确认固定着陆灯亮; 2.两人配合, 地面人员确认灯亮后, 通过有效方式告知驾驶舱人员, 迅速关闭着陆灯, 避免灯长时间亮。</p>	

驾驶舱区域 (ME)	图示区
	 <p>The diagram illustrates the landing gear control panel located in the cockpit. The panel features two sets of switches for the left (L) and right (R) landing gear. The first set, labeled 'RETRACTABLE', has three positions: 'EXTEND' (left), 'ON' (center), and 'OFF' (right). The second set, labeled 'FIXED', also has three positions: 'L ON R' (left), 'ON' (center), and 'R' (right). Below these are two indicator lights. To the right of the panel are three additional control knobs: 'RUNWAY TURNOFF' (with 'L OFF ON R' positions), 'TAXI' (with 'OFF ON AUTO' positions), and 'WHEEL WELL' (with 'OFF ON' positions). A large arrow points from the top schematic of the aircraft interior towards the landing gear control panel.</p>

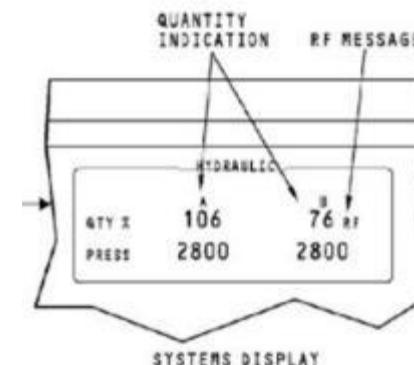
驾驶舱区域 (ME)	图示区
<p><b>项目描述:</b> 5. 按压测试前缘装置信号板灯光正常；</p> <p><b>依据:</b> AMM 27-88-00-710-801</p> <p><b>检查标准:</b> 按压 P5-12 前缘襟翼指示信号板上测试按钮，确保信号板上的所有灯亮，松开测试按钮后灯灭。</p>	 <p>The diagram illustrates the AFT OVERHEAD PANEL (P5-12). It features two sets of indicator lights labeled "LE DEVICES" and "FLAPS". The left set is labeled "SLATS" and contains four numbered lights: 1, 2, 3, and 4. The right set is also labeled "SLATS" and contains four numbered lights: 3, 4, 5, 6, 7, and 8. Between the two sets are the labels "TRANSIT", "EXT", and "FULL EXT". Below the indicator panels is a circular button labeled "TEST". A callout box points to the "TEST" button with the label "前缘襟翼指示信号板".</p> <p>AFT OVERHEAD PANEL (P5-12)</p>

驾驶舱区域 (ME)	图示区
<b>项目描述:</b> 6. 目视检查 P5 后头顶板上的 REVERSER 灯不亮;	
<b>依据: AMM SDS 78-36-00</b>	
<b>检查标准:</b> 确保右图中 REVERSER 灯不亮。	

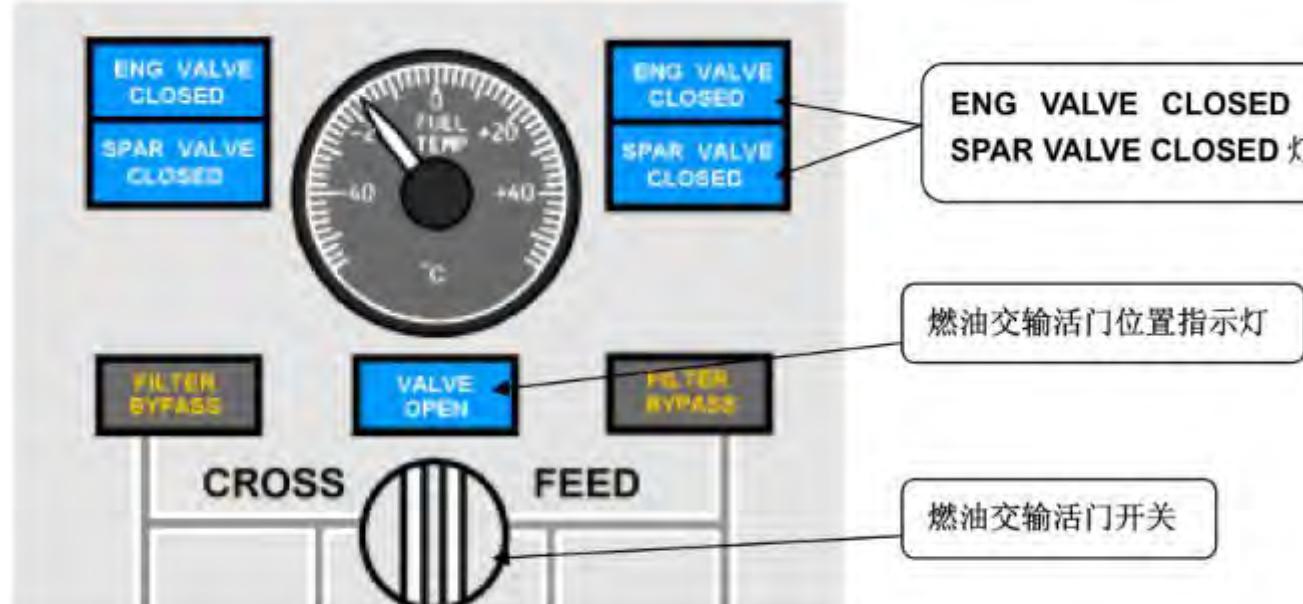
驾驶舱区域 (ME)		图示区																																																																			
项目描述:		检查标准:																																																																			
7. 检查机组氧气压力表, 确保氧气压力不低于下表中对应温度下的氧气压力值;		<table border="1"> <thead> <tr> <th>气温( °C )</th><th>-10</th><th>-5</th><th>0</th><th>5</th><th>10</th><th>15</th><th>20</th><th>25</th><th>30</th><th>35</th><th>40</th><th>45</th><th>50</th></tr> </thead> <tbody> <tr> <td>2人制(PSI)</td><td>610</td><td>620</td><td>625</td><td>635</td><td>640</td><td>650</td><td>660</td><td>665</td><td>675</td><td>685</td><td>690</td><td>700</td><td>710</td></tr> <tr> <td>3人制(PSI)</td><td>780</td><td>790</td><td>800</td><td>815</td><td>825</td><td>835</td><td>850</td><td>860</td><td>870</td><td>880</td><td>895</td><td>905</td><td>915</td></tr> <tr> <td>4人制(PSI)</td><td>950</td><td>965</td><td>980</td><td>995</td><td>1010</td><td>1020</td><td>1040</td><td>1050</td><td>1065</td><td>1080</td><td>1095</td><td>1110</td><td>1125</td></tr> </tbody> </table>		气温( °C )	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50	2人制(PSI)	610	620	625	635	640	650	660	665	675	685	690	700	710	3人制(PSI)	780	790	800	815	825	835	850	860	870	880	895	905	915	4人制(PSI)	950	965	980	995	1010	1020	1040	1050	1065	1080	1095	1110	1125										
气温( °C )	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50																																																								
2人制(PSI)	610	620	625	635	640	650	660	665	675	685	690	700	710																																																								
3人制(PSI)	780	790	800	815	825	835	850	860	870	880	895	905	915																																																								
4人制(PSI)	950	965	980	995	1010	1020	1040	1050	1065	1080	1095	1110	1125																																																								
依据: FPPM;AMM12-15-21-210-801-001																																																																					
检查标准: 确保驾驶舱 P5 上氧气压力指示高于下表中对应温度下的氧气压力值。																																																																					
注 1: 航后、过站时的氧气瓶环境温度更接近客舱温度, 所以依据客舱温度; 航前时氧气瓶环境温度更接近外界温度, 所以依据 TAT 外界温度。																																																																					
注 2: 航后氧气压力按照次日执行航班最多机组人数标准执行检查。																																																																					

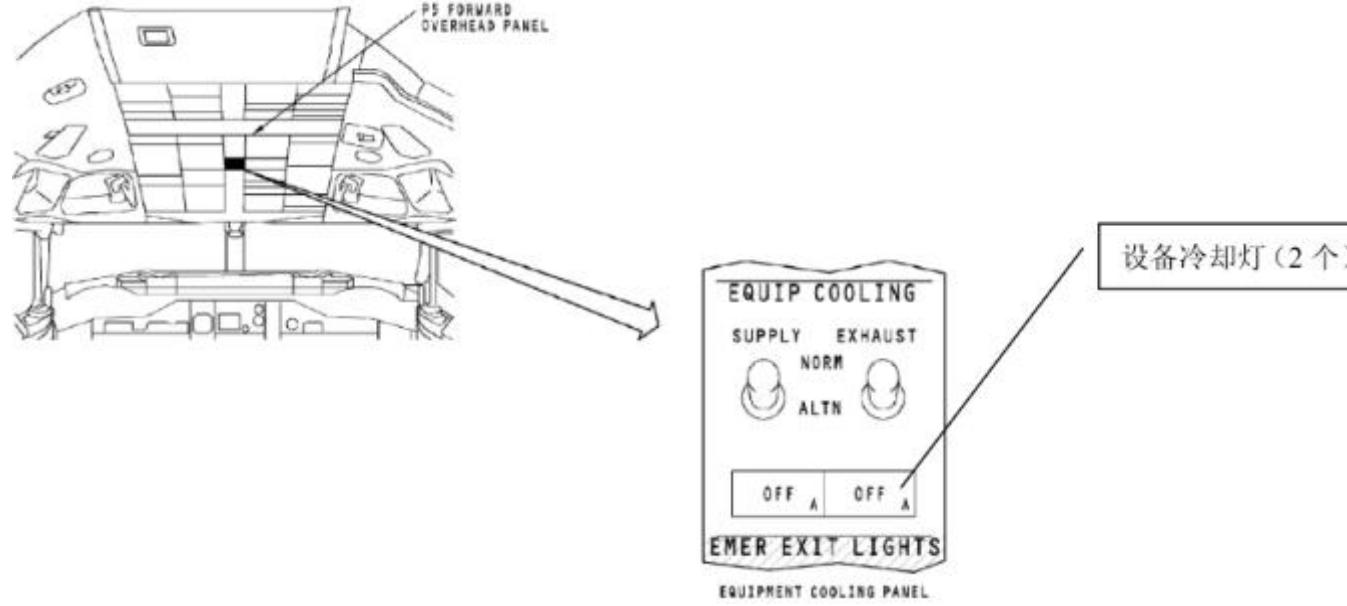
驾驶舱区域 (ME)	图示区
	 <p>TEMPERATURE INDICATOR AIR TEMP PASS CAB S U D F C T AFT FWD AFT T R U M P L Y CONT CAB L P A C K TRIM AIR SWITCH OFF ON TEMPERATURE SELECTORS ZONE TEMP A CONT CAB AUTO C OFF W ZONE TEMP A FWD CAB AUTO C OFF W ZONE TEMP A AFT CAB AUTO C OFF W TEMPERATURE CONTROLS PANEL</p> <p>将温控旋钮调至前客舱位</p>   <p>机组氧气压力表 CREW OXYGEN OXY. PRESS. PSI x 100 10 15 5 20 OXYGEN PANEL (PS) PASS OXYGEN NORMAL ON PASS OXY ON A</p>

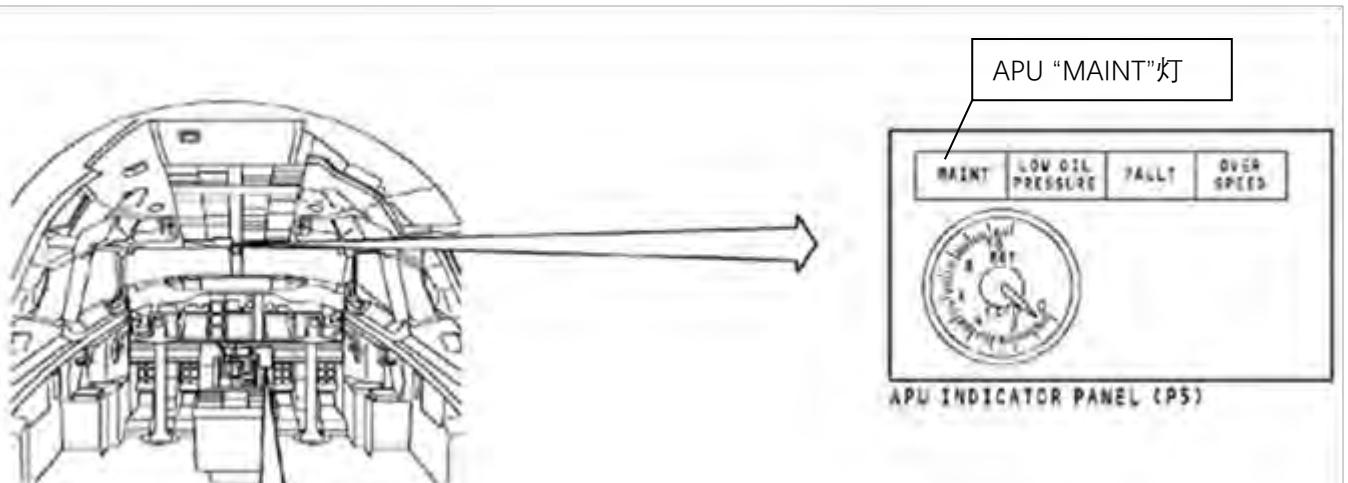
驾驶舱区域 (ME)	图示区																																		
项目描述:																																			
8. 按以下标准检查液压系统油箱油量,																																			
<input type="checkbox"/> 环境温度 > -6°C 时, 在驾驶舱检查确保液压油量在 90%-100% 范围内;																																			
<input type="checkbox"/> 环境温度 ≤ -6°C 时, 在驾驶舱检查确保液压油量在 80%-100% 范围内;																																			
液压油量不在上述范围内时, 补充或排放液压油(BMS3-11 TYPE IV 或 TYPE V), 在飞行技术记录本填写所添加/排放的油量;																																			
依据: AMM12-12-00-610-801, 737NG-FTD-29-04001, Boeing message 1-946160158-2																																			
检查标准: 检查标准: 环境温度 > -6°C 时, 在驾驶舱检查确保液压油量在 90%-100% 范围内; 环境温度 ≤ -6°C 时, 在驾驶舱检查确保液压油量在 80%-100% 范围内; 勤务标准: 环境温度 > -6°C 时, 将液压油箱勤务到 93±3% 环境温度 ≤ -6°C 时, 将液压油箱勤务到 86±3%  检查和勤务液压油前需确认飞机处于	<table border="1"> <thead> <tr> <th>RESERVOIRS</th> <th>QUANTITY (GAL/L)</th> <th>QUANTITY SHOWN ON UPPER CENTER DISPLAY UNIT</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td rowspan="4">A</td> <td>FULL LEVEL</td> <td>5.7 / 21.6</td> <td>100%</td> </tr> <tr> <td>REFILL</td> <td>4.7 / 17.7</td> <td>76%</td> </tr> <tr> <td>EDP STANDPIPE</td> <td>2.3 / 8.5</td> <td>20%</td> </tr> <tr> <td>OVERFILL</td> <td>MORE THAN 5.7 / 21.6</td> <td>101-106 %</td> </tr> <tr> <td rowspan="5">B</td> <td>FULL LEVEL</td> <td>8.2 / 31.1</td> <td>100%</td> </tr> <tr> <td>REFILL</td> <td>6.9 / 26.0</td> <td>76%</td> </tr> <tr> <td>FILL &amp; BALANCE</td> <td>6.6 / 25.1</td> <td>72%</td> </tr> <tr> <td>EDP/EMDP STANDPIPE</td> <td>1.3 / 4.9</td> <td>0%</td> </tr> <tr> <td>OVERFILL</td> <td>MORE THAN 8.2 / 31.1</td> <td>101-106 %</td> </tr> </tbody> </table>			RESERVOIRS	QUANTITY (GAL/L)	QUANTITY SHOWN ON UPPER CENTER DISPLAY UNIT	A	FULL LEVEL	5.7 / 21.6	100%	REFILL	4.7 / 17.7	76%	EDP STANDPIPE	2.3 / 8.5	20%	OVERFILL	MORE THAN 5.7 / 21.6	101-106 %	B	FULL LEVEL	8.2 / 31.1	100%	REFILL	6.9 / 26.0	76%	FILL & BALANCE	6.6 / 25.1	72%	EDP/EMDP STANDPIPE	1.3 / 4.9	0%	OVERFILL	MORE THAN 8.2 / 31.1	101-106 %
RESERVOIRS	QUANTITY (GAL/L)	QUANTITY SHOWN ON UPPER CENTER DISPLAY UNIT																																	
A	FULL LEVEL	5.7 / 21.6	100%																																
	REFILL	4.7 / 17.7	76%																																
	EDP STANDPIPE	2.3 / 8.5	20%																																
	OVERFILL	MORE THAN 5.7 / 21.6	101-106 %																																
B	FULL LEVEL	8.2 / 31.1	100%																																
	REFILL	6.9 / 26.0	76%																																
	FILL & BALANCE	6.6 / 25.1	72%																																
	EDP/EMDP STANDPIPE	1.3 / 4.9	0%																																
	OVERFILL	MORE THAN 8.2 / 31.1	101-106 %																																

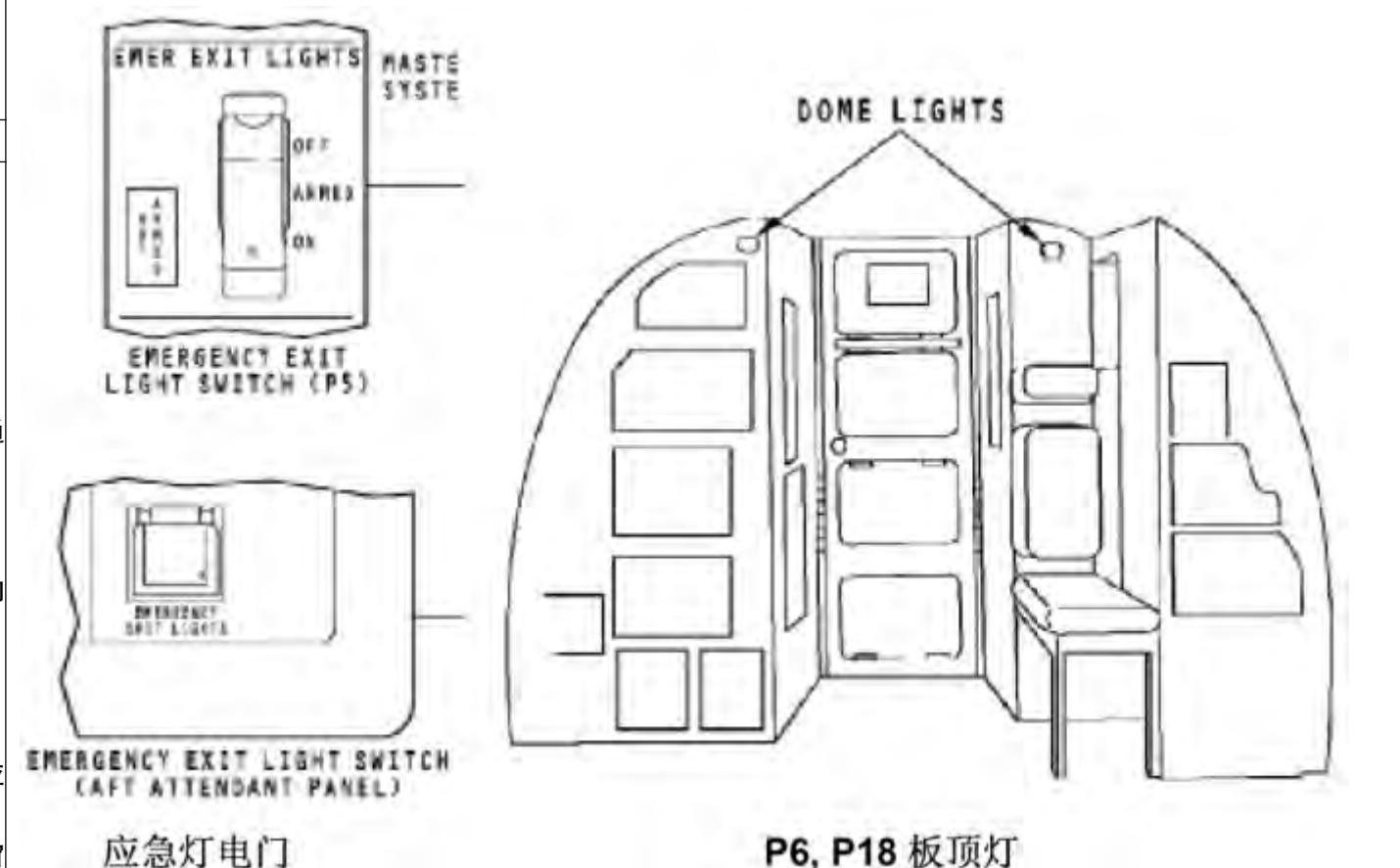


驾驶舱区域 (ME)	图示区
<p>以下构型形态:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1) 所有液压泵均不工作;</li> <li>2) 襟翼缝翼处于收上位置;</li> <li>3) 扰流板和起落架处于放下位置;</li> <li>4) 各飞行操纵面处于中立位置;</li> <li>5) 反推处于收回位置;</li> <li>6) 停留刹车松开;</li> <li>7) 刹车储压器压力不低于 2800 psig</li> </ol> <p>注 1: 勤务标准仅用于对油箱进行勤务时参照执行, 勤务过程中超出勤务标准范围, 需要充加或排放液压油; 其他日常维护过程需按照检查标准检查油箱油量。</p> <p>注 2:</p> <p>1 GAL/加仑 = 3.785L/升 = 4 quart/夸脱;</p> <p>A 系统油量 1% 指示 = 0.057GAL/加仑 = 0.216L/升 = 0.228quart/夸脱;</p> <p>B 系统油量 1% 指示 = 0.082GAL/加仑 = 0.311L/升 = 0.328quart/夸脱;</p> <p>注 3: 轮舱内液压油量表表盘内应无液压油存在, 若有则需要更换油量表。</p>	

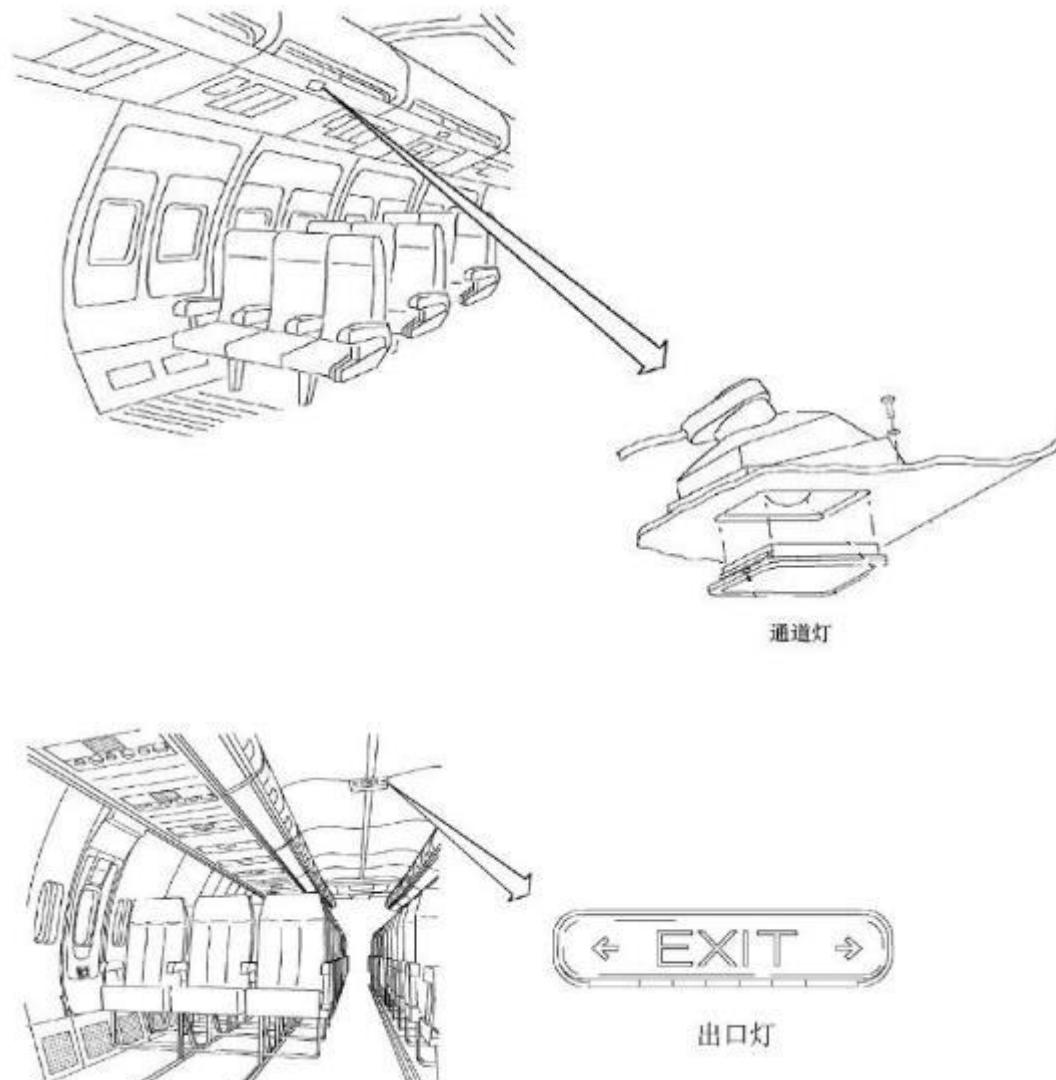
驾驶舱区域 (ME)	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>9. 目视检查“ENG VALVE CLOSED”和“SPAR VALVE CLOSED”灯，确保暗亮；将燃油交输活门开关打至开位，确保活门指示由不亮到明亮到暗亮；将开关置于关位，活门指示由暗亮到明亮到熄灭；</p> <p><b>依据:</b> AMM 28-22-11</p> <p><b>检查标准:</b></p> <p>发动机启动手柄在关闭位时，目视检查确保“ENG VALVE CLOSED”和“SPAR VALVE CLOSED”灯暗亮；将燃油交输活门开关打至开位，确保活门指示由不亮到明亮到暗亮；将开关置于关位，活门指示由暗亮到明亮到熄灭；</p>	 <p>The diagram illustrates the P5-2 panel with various controls and indicators:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li><b>Top Left:</b> Two blue rectangular lights labeled "ENG VALVE CLOSED" and "SPAR VALVE CLOSED".</li> <li><b>Top Center:</b> A circular temperature gauge with markings at 0, FULL, +20, and +40 degrees Celsius.</li> <li><b>Bottom Left:</b> Two black rectangular buttons labeled "FILTER BYPASS".</li> <li><b>Bottom Center:</b> A large circular valve assembly with vertical lines through it, labeled "CROSS" on the left and "FEED" on the right.</li> <li><b>Bottom Right:</b> A blue rectangular button labeled "VALVE OPEN".</li> </ul> <p>Annotations with arrows point to specific components:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>An arrow points from the "ENG VALVE CLOSED" and "SPAR VALVE CLOSED" lights to a callout box labeled "ENG VALVE CLOSED 和 SPAR VALVE CLOSED 灯".</li> <li>An arrow points from the two "FILTER BYPASS" buttons to a callout box labeled "燃油交输活门位置指示灯".</li> <li>An arrow points from the "VALVE OPEN" button to a callout box labeled "燃油交输活门开关".</li> </ul>

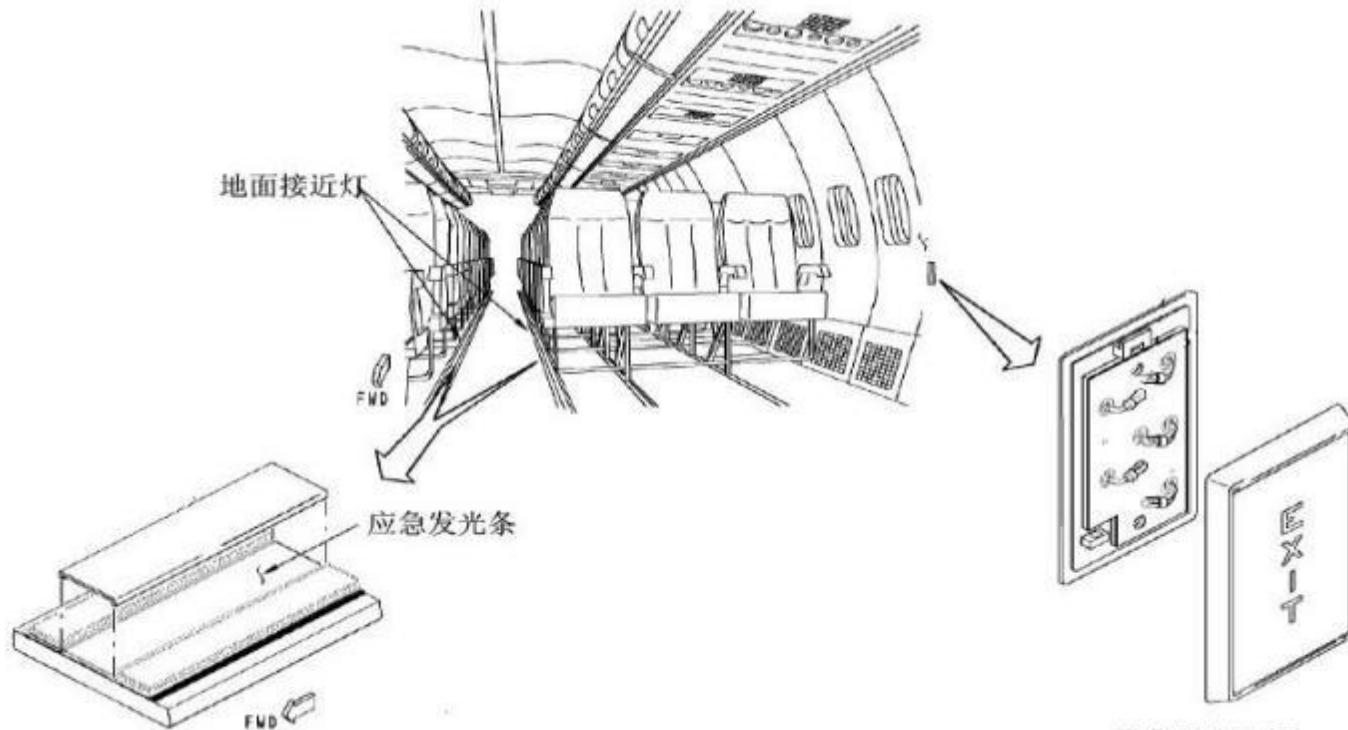
驾驶舱区域 (ME)	图示区
<p><b>项目描述:</b> 10. 目视检查“EQUIPMENT COOLING OFF”灯，确保不亮；</p> <p><b>依据: AMM 21-27-00/MEL 21-27</b></p> <p><b>检查标准:</b> 确保右图中“EQUIPMENT COOLING OFF”灯不亮。</p>	 <p>The diagram illustrates the interior of the aircraft cabin. On the left, the P5 forward overhead panel is shown with a callout pointing to the 'EQUIPMENT COOLING' panel located below it. On the right, a detailed view of the 'EQUIPMENT COOLING PANEL' is provided. This panel features two toggle switches labeled 'EQUIP COOLING' with positions 'SUPPLY' and 'EXHAUST'. Below these are two circular indicators labeled 'NORM' and 'ALTN'. At the bottom of the panel are two more toggle switches labeled 'OFF A' and 'OFF B'. To the right of the panel, a callout box contains the text '设备冷却灯(2个)' (Equipment Cooling Lights (2)).</p>

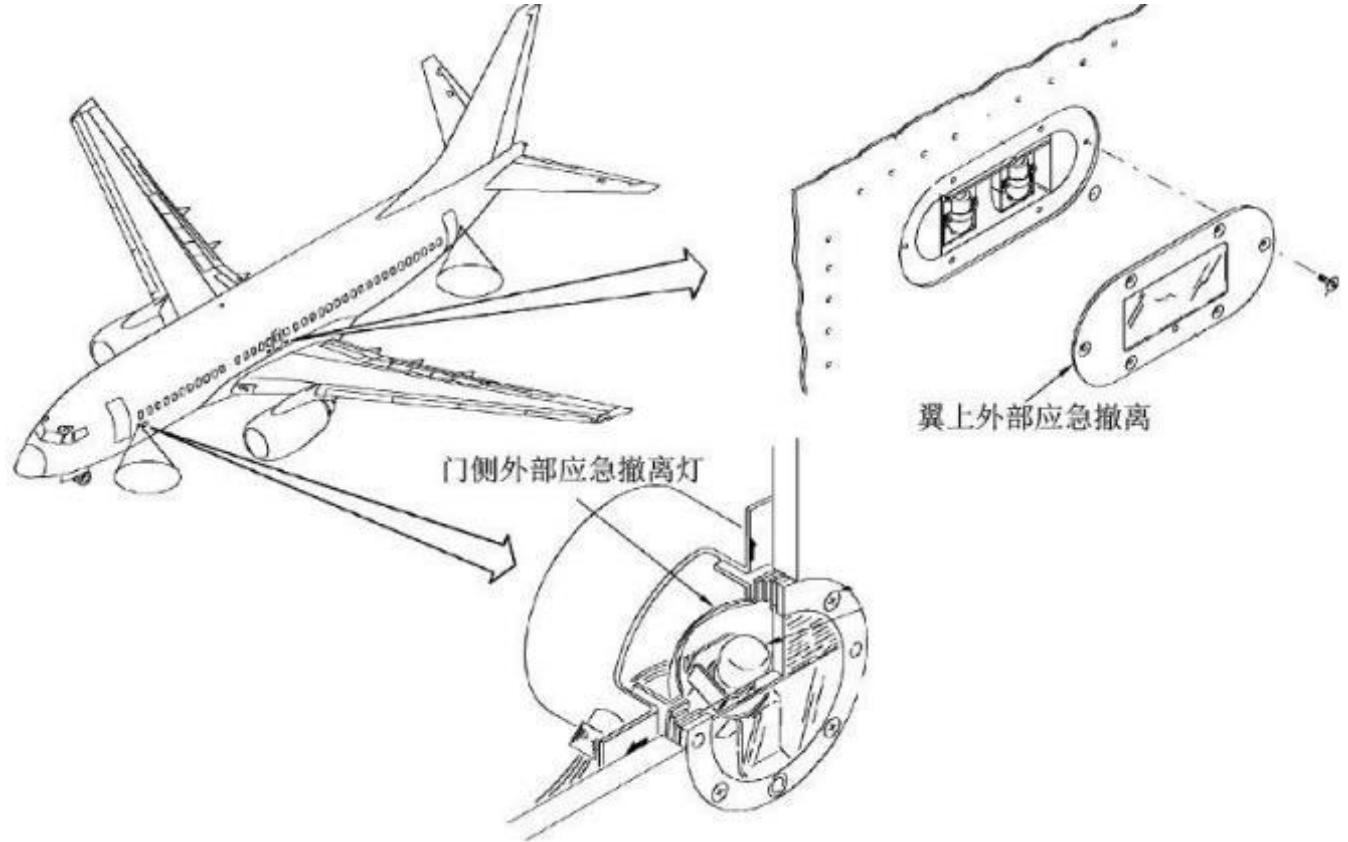
驾驶舱区域 (ME)	图示区
<p><b>项目描述:</b> 11. 目视检查 APU“MAINT”灯，确保不亮；</p> <p><b>依据:</b> AMM 49-11-00 MEL 49-4</p> <p><b>检查标准:</b> 确保右图中“MAINT”灯不亮。</p>	 <p>APU "MAINT"灯</p> <p>APU INDICATOR PANEL (P5)</p> <p>MAINT      LOW OIL PRESSURE      FAULT      OVER SPEED</p>

驾驶舱区域 (ME)	图示区
<p><b>项目描述:</b> 12. 操作检查应急撤离灯系统, 确应急灯工作正常;</p> <p><b>依据: AMM 33-51-00</b></p> <p><b>检查标准:</b></p> <p>A. 在 P5 头顶板或后乘务员面板上将应急灯光电门打到 ON 位, 确保下列灯光亮:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. 驾驶舱内的顶灯亮 (P18 板, DOME 灯罩内有两个灯泡, 其中一个是应急灯)</li> <li>2. 客舱内应急灯光亮, 包括所有类型的紧急区域灯, 出口灯, 翼上应急出口灯, 通道灯。</li> <li>3. 外部应急灯光亮。</li> </ol> <p>B. 将应急灯光电门打到 OFF 位, 确保灯灭。</p> <p><b>注1:</b> 检查时间不要超过5分钟, 否则会影响应急电池的寿命。</p> <p><b>注2:</b> 不管天空内饰构型还是非天空内饰构型的飞机, 在侧窗灯打开情况下, 观察应急门应急灯工作状态变化不明显, 因此建议先关了侧窗照明灯再进行所有应急灯检查。</p> <p><b>注 3:</b> 航后应急灯检查完毕后, 建议至少 20 分钟后断电, 航前建议应急灯提早检查, 与乘务检查至少错开 20 分钟时间, 以确保应急灯电池进行足够充电。</p>	 <p>EMER EXIT LIGHTS OFF ARMED ON MASTE SYSTE</p> <p>EMERGENCY EXIT LIGHT SWITCH (P5)</p> <p>EMERGENCY EXIT LIGHTS EMERGENCY EXIT LIGHT SWITCH (AFT ATTENDANT PANEL)</p> <p>DOME LIGHTS</p> <p>应急灯电门</p> <p>P6, P18 板顶灯</p>

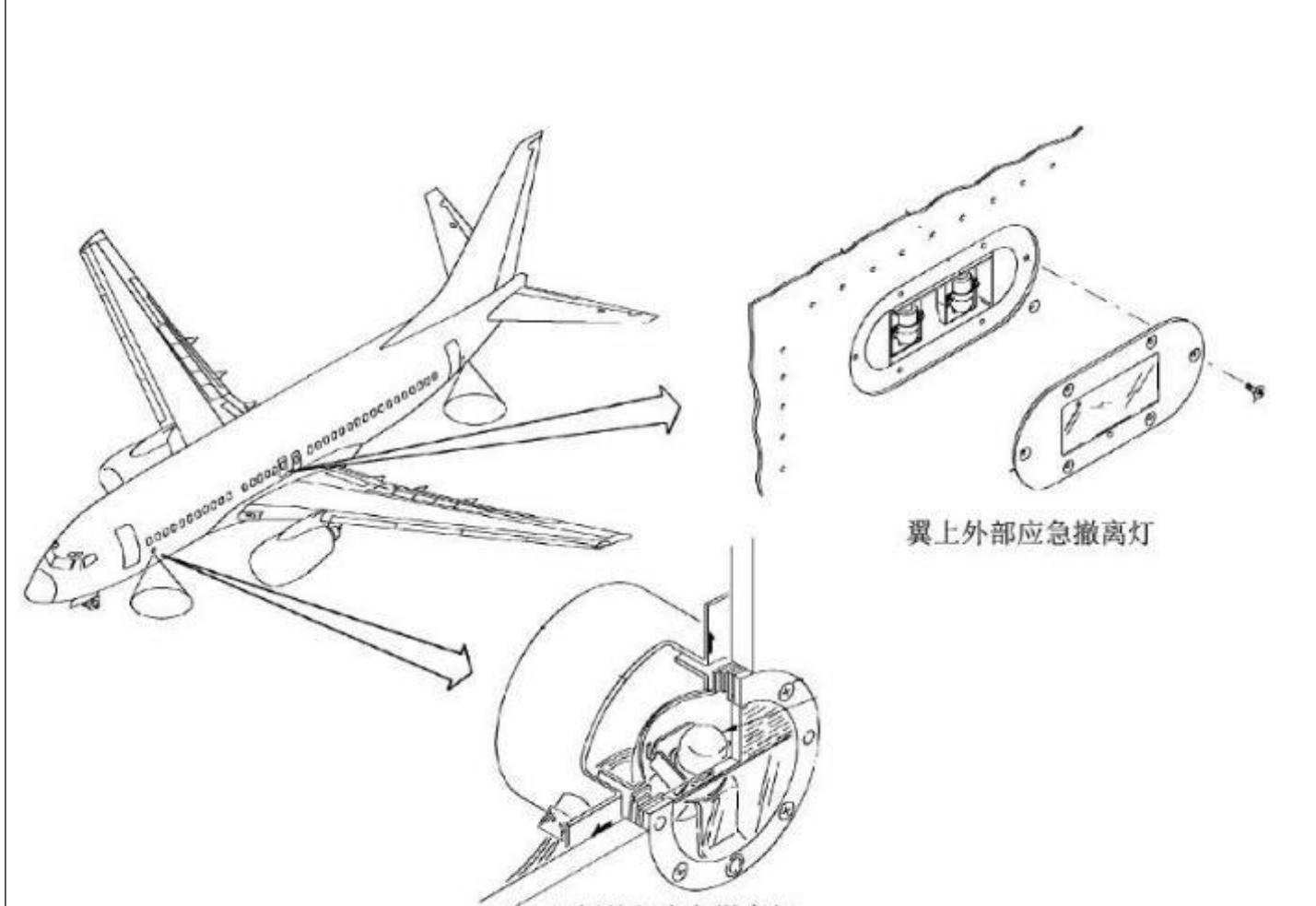
驾驶舱区域 (ME)	图示区
	<p>The diagram illustrates the dome light assembly and its electrical circuit. At the top, three views show the dome light from the side, the flight compartment looking aft, and a cross-section of the dome light fixture. Labels include 'LENS' and 'SCREW (4)'. Below these, a circuit diagram shows power from the '28V DC BAT BUS' through a 'P6 CB PANEL' switch to a 'P5 FORWARD OVERHEAD PANEL'. The panel contains a switch with positions 'DIM', 'OFF', and 'BRIGHT'. From the panel, two parallel lines lead to 'P6 DOME LIGHT' and 'P18 DOME LIGHT'. Both lights are connected in series with an 'EMERGENCY EXIT LIGHT'. Each light fixture is shown with a bulb and a lens.</p> <p>P18 板 DOME 灯罩内有两个灯泡，其中一个应急灯。</p>

驾驶舱区域 (ME)	图示区
	 <p data-bbox="1439 922 1522 949">通道灯</p> <p data-bbox="1372 1311 1477 1338">出口灯</p>

驾驶舱区域 (ME)	图示区
	 <p>The diagram illustrates the locations of various lighting fixtures in the cabin:</p> <ul style="list-style-type: none"><li><b>地面接近灯 (Ground Proximity Lamp):</b> Located on the forward fuselage, indicated by an arrow pointing to a fixture labeled "FWD".</li><li><b>应急发光条 (Emergency Exit Sign):</b> Located on the ceiling above the exit row, indicated by an arrow pointing to a fixture labeled "FWD".</li><li><b>门位置出口灯 (Door Position Exit Light):</b> Located on the side of the aircraft near the exit door, indicated by an arrow pointing to a fixture labeled "EXIT".</li></ul>

驾驶舱区域 (ME)	图示区
	 <p>The diagram shows a top-down view of a Boeing 737-700 aircraft with callouts pointing to specific locations for external emergency lighting:</p> <ul style="list-style-type: none"><li>A callout from the main illustration points to the front of the aircraft near the nose, labeled "门侧外部应急撤离灯" (Door side external emergency evacuation light).</li><li>A callout from the main illustration points to the rear of the aircraft, labeled "翼上外部应急撤离" (Overwing external emergency evacuation).</li><li>A detailed inset diagram shows a circular access panel with two rectangular light fixtures, labeled "翼上外部应急撤离" (Overwing external emergency evacuation).</li></ul>

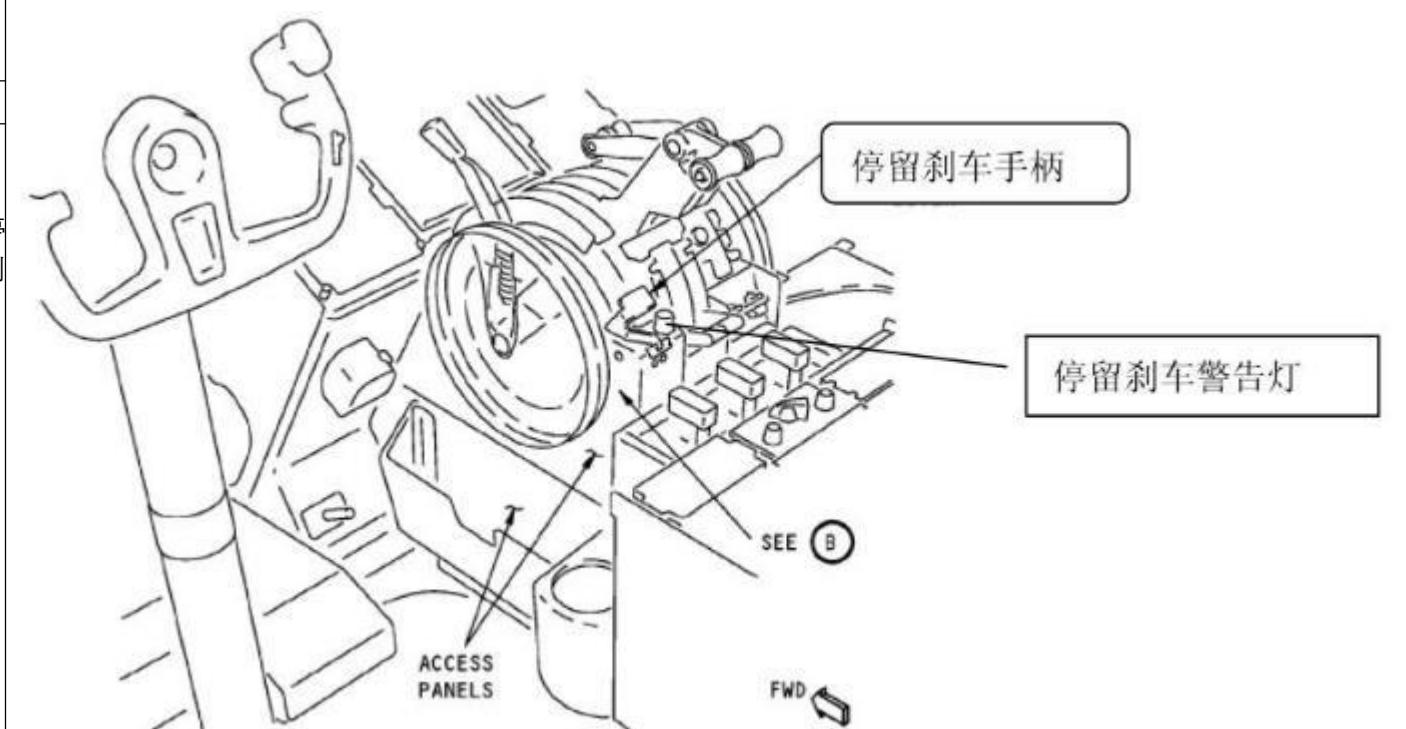
737-700

驾驶舱区域 (ME)	图示区
	 <p data-bbox="1639 730 1909 762">翼上外部应急撤离灯</p> <p data-bbox="1257 1143 1527 1175">门侧外部应急撤离灯</p> <p data-bbox="1325 1206 1437 1238">737-800</p>

驾驶舱区域 (ME)	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>13. 操作检查主警告灯和系统警告牌正常；对于 737-700 飞机，确保按压系统警告牌后 PSEU 灯不亮；对于 737-800 飞机，确保按压系统警告牌后 PSEU 灯、PACK 灯和 ZONE TEMP 灯不亮；</p> <p><b>依据:</b> AMM33-18-00; AMM32-61-00</p> <p><b>检查标准:</b></p> <p>按压并保持系统警告牌，确保警告牌中所有系统指示灯和主警告灯亮，松开后按压一次主警告灯，确保警告牌中所有系统指示灯和主警告灯灭；对于 737-700 飞机，确保按压系统警告牌后 PSEU 灯不亮；对于 737-800 飞机，确保按压系统警告牌后 PSEU 灯、PACK 灯和 ZONETEMP 灯不亮。</p>	<p>The diagram illustrates the locations of various warning systems in the 737 cockpit. At the top, the P7 Glareshield Panel is shown with arrows pointing to the main warning light area and the system warning panel. Below these, a callout box labeled '主警告灯' points to a cluster of four rectangular lights: FIRE (red), SMOKE (yellow), OVERHEAT (orange), and SMOKE (yellow). Another callout box labeled '系统警告牌' points to a row of four rectangular lights: ANTI-ICING (green), ELEC (blue), FAULT CAUTION (orange), and FAULT (orange). A third callout box labeled 'PSEU' points to a small rectangular light located on the P5 Aft Overhead Panel. Arrows also point from the labels '主警告灯', '系统警告牌', and 'PSEU' back to their respective components.</p>

驾驶舱区域 (ME)	图示区
	 <p>The image shows the Captain's Environmental Control Panel (ECP) for a 737-800 aircraft. The panel includes:</p> <ul style="list-style-type: none"><li>A top section with an Attendant Panel (APU TEMP) indicator, a CABIN (FWD AFT) selector switch, and a TRIM AIR (OFF, ON) switch.</li><li>Three ZONE TEMP buttons (highlighted with red boxes).</li><li>Three CONT CAB (AUTO, OFF, C, W) switches.</li><li>Three RAM DOOR (FULL OPEN) buttons.</li><li>A DUCT PRESSURE (0, 20, 40, 60) gauge.</li><li>Four L PACK (OFF, AUTO, HIGH) switches.</li><li>An ISOLATION VALVE (CLOSE, AUTO) switch.</li><li>Two R PACK (OFF, AUTO, HIGH) switches.</li><li>WING ANTI ICE (OFF, ON) switches.</li><li>WING-BODY OVERHEAD (BLEED TIME OFF) switches (highlighted with red boxes).</li><li>TRIP (RESET) buttons.</li><li>APU BLEED (OFF, ON) switches.</li><li>Bottom buttons: AUTO FAIL, OFF SCHED DESCENT, ALTN, and MANUAL.</li></ul>

737-800

驾驶舱区域 (ME)	图示区
<p><b>项目描述:</b> 14. 操作检查停留刹车警告灯工作正常；</p> <p><b>依据:</b> AMM32-44-00-710-801</p> <p><b>检查标准:</b> 踩下刹车脚蹬到完全位并设置停留刹车手柄，松开刹车脚蹬，确保停留刹车手柄未弹回且停留刹车灯保持亮；松开停留刹车，确保停留刹车灯灭。</p>	 <p>The diagram illustrates the cockpit interior focusing on the center console area. A callout box labeled '停留刹车手柄' (Parking Brake Handle) points to the handle located on the left side of the center console. Another callout box labeled '停留刹车警告灯' (Parking Brake Warning Light) points to the light switch assembly on the right side of the center console. The diagram also shows the 'SEE B' label, indicating a reference to another section. Labels 'FWD' and 'ACCESS PANELS' are also present.</p>

驾驶舱区域 (ME)	图示区
<b>项目描述:</b> 15. 读取 EEC 中最近故障信息并进行确认处理;	N/A
<b>依据: AMM73-21-00-501</b>	
<b>检查标准:</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>A. 飞机通电;</li> <li>B. 按压 CDU 上的 INIT REF 键, PERF INIT 页面;</li> <li>C. 依次按压以下行选键进入 ENGINE X BITE TEST MAIN MENU 页面(X-1,2);               <ul style="list-style-type: none"> <li>1. INDEX</li> <li>2. MAINT</li> <li>3. ENGINE</li> <li>4. Applicable ENGINE X, (X = 1 or 2)</li> </ul> <p>注: 行选键 ENGINE X 自动给 EEC 处于初始状态. 在 ENGINE X BITE TEST MAIN MENU 页面显示之前, CDU 会短时显示以下信息:INITIALIZING EEC X 和 EEC SORTING FAULT HISTORY DATA</p> </li> <li>D. 按压行选键 RECENT FAULTS, 入 RECENT FAULTS 页面. <p>注: 在 RECENT FAULTS 页面中, STORY 将显示维护信息的故障史; NEXT PAGE 键将继续显示其他故障信息; 行选键 INDEX 将进入 ENGINE X BITE TEST MAIN MENU.</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>1. 如果页面显示 FOR CH A ONLY 或 FOR CH B ONLY, 则按 FIM73-05 TASK 803 排故。</li> </ul> </li> </ul>	

驾驶舱区域 (ME)	图示区
<p>2. 记录页面以下数据:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>a. The Dispatch Level /放行级别 注:放行级别信息显示在页面上端,应依次查找相应放行标准. 参见 CFM56-7B Engine Shop Manual 05-17-01 或 AMM73-21-00 Task 73-21-00-740-803-F00.</li> <li>b. Maintenance Message Number 注: 7 位数字为: AA-XDDDN. AA=ATA Chapter; X=EEC Channel (1=Channel A, 2=Channel B, 3=Channels A 和 B), DDD = 特有故障代码, 和 N = Engine Position (1=Engine 1, 2=Engine 2).</li> </ul> <p>3. 按压 NEXT PAGE 键继续查找维护信息.</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>a. 继续按压 NEXT PAGE 键, 记录所有维护信息。</li> </ul> <p>4. 按压 PREV PAGE 键可以查找前一页信息.</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>a. EEC BITE TEST 过程中, 如果 ENGINE CONTROL 灯亮, 但未显示 ENGINE CONTROL light 维护信息, 则进行 EEC TEST. TASK 73-21-00-700-804-F00.</li> <li>b. 查找是否有以下信息出现: 73-10201, 73-10202, 73-20201 73-20202, 73-30201, 73-30202, 73-10211, 73-10212, 73-20211</li> </ul>	

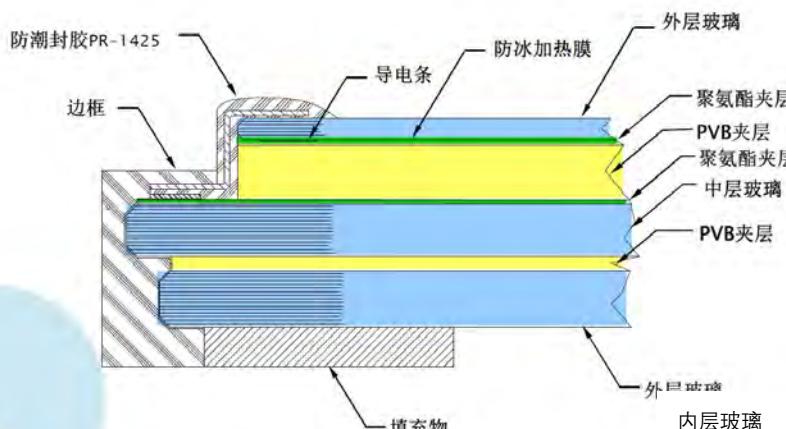
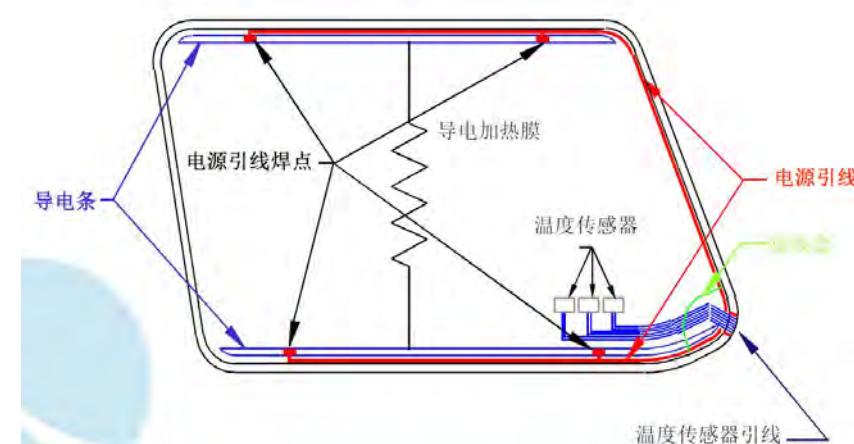
驾驶舱区域 (ME)	图示区
<p>73-20212, 73-30211, 73-30212, 73-10221, 73-10222, 73-20221 73-20222, 73-30221 或 73-30222.</p> <p>注:以上这些 EEC 内部信息将引起 ENGINE CONTROL 灯亮, 但对 于即引起 ENGINE CONTROL 灯亮又同样导致 EEC BITE TEST 出现问题的故障, EEC 是 不会将该故障写入 EEC 故障存 储器的.</p> <p>c. 根据查找出的故障信息进行排 故.</p> <p>E. 如果维护信息不同时来源于 CHANNEL A 和 B, 则页面将只显示产生维护信息的 CHANNEL. 1. 例如: FOR CH B (A) ONLY, CH A (B) EEC DATA NOT AVAILABLE, CAN NOT ACCESS CH A (B)</p> <p>F. 如果最近的 3 个航段内没有存储故障信 息, 则在 RECENT FAULTS 页面将显示 NO RECENT FAULTS STORED.</p> <p>G. 如果继续做其他测试, 则多次按压行选键 INDEX, 直到所需页面出现。</p> <p>H. 按压 INIT REF 键, 结束测试。</p> <p>注: INIT REF 键将结束测试并自动给 EEC 断 电。</p>	

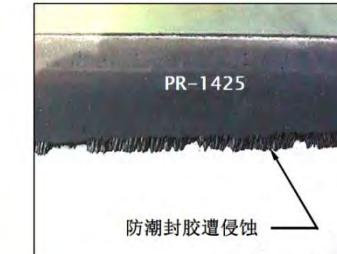
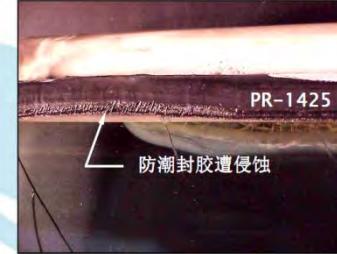
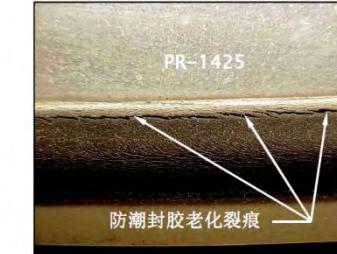
驾驶舱区域 (ME)	
<p><b>项目描述:</b></p> <p>16. 操作检查下货舱防火系统、轮舱过热探测警告系统、APU 防火过热探测系统和发动机防火过热探测系统工作正常；检查 APU 和发动机灭火瓶爆炸帽灯(绿色)指示正常；</p>	<p>CARGO FIRE CONTROL PANEL (P8)</p>
<p><b>依据:</b> AMM 26-10-00-710-801 AMM 26-16-00-710-801</p>	<p>FIRE CONTROL PANEL (P8-1)</p>
<p><b>检查标准:</b></p> <p>A. 下货舱防火系统操作测试：</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>将货舱火警控制面板的 DET SELECT 电门 (FWD 和 AFT, 两个位置) 设置到 A 位置：             <ol style="list-style-type: none"> <li>按压并保持货舱火警控制面板上的 TEST 电门，确保看到下列指示：                     <ol style="list-style-type: none"> <li>货舱火警控制面板： FWD 和 AFT 红色灯亮， DETECTOR FAULT 灯不亮， EXT FWD 和 EXT AFT 绿灯亮， DISCH 琥珀色灯亮；</li> <li>确保 P7 板上机长和副驾驶侧的“FIRE WARN”灯亮，并在驾驶舱内听到火警铃；</li> </ol> </li> <li>按压机长或副驾驶侧的“FIRE WARN”灯，确保 P7 板上的“FIRE WARN”灯灭，且火警铃停止；</li> </ol> <p>注：按压 P7 板上的任何一个“FIRE WARN”灯或按压 P8-1 板上发动机 - APU 火警控制面板上“BELL”</p> </li> </ol>	

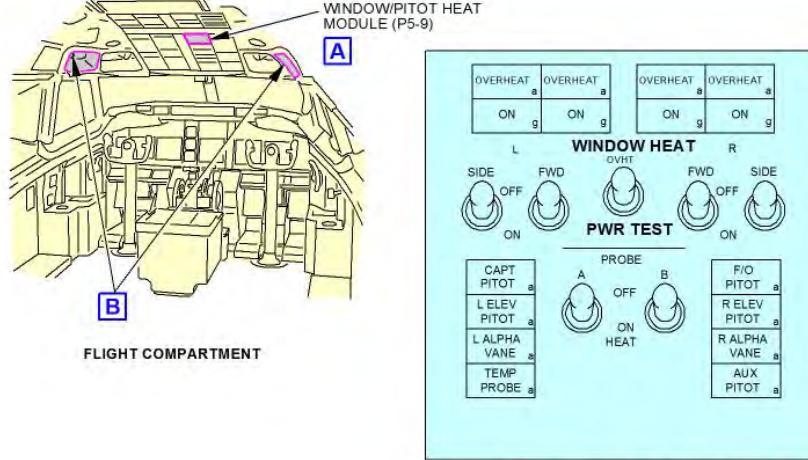
驾驶舱区域 (ME)	
<p>CUTOUT”电门，都会使 P7 板上的“FIRE WARN”灯灭和火警铃停止。</p> <p>c. 释放 TEST 电门，确保 FWD 和 AFT 红色灯灭，EXT FWD 和 EXT AFT 绿灯灭，DISCH 琥珀色灯灭。</p> <p>2. 将货舱火警控制面板的 DET SELECT 电门（FWD 和 AFT，两个位置）设置到 B 位置，执行步骤 1 中 a-c 步骤。</p> <p>3. 将货舱火警控制面板的 DET SELECT 电门（FWD 和 AFT，两个位置）设置到 NORM 位。</p> <p>B. 轮舱过热探测警告系统、APU 防火过热探测系统和发动机防火过热探测系统：</p> <p>1. 当 TEST 电门扳到“OVHT/FIRE”位置，进行 1、2 号发动机、APU 的过热火警探测环路以及主轮舱火警探测器的工作连续性试验，此时驾驶舱内下列灯亮：2 个主警告灯、2 个火警灯、“过热/火警”系统警告灯，1 发/2 发/APU 灭火手柄电门灯、1 发/2 发过热灯、轮舱火警灯（需接交流电，参考 737-SL-26-061，安装件号为 475928-01 的机身过热探测组件 (compartment overheating detection module) 的飞机在无交流电情况下进行火警测试时驾驶舱内的“wheel well”火警灯亮）。2 个发动机燃油控</p>	 <p style="color: red;">发动机燃油 控制电门指 示灯</p> <p style="color: red;">发动机燃油控制电门构型</p>

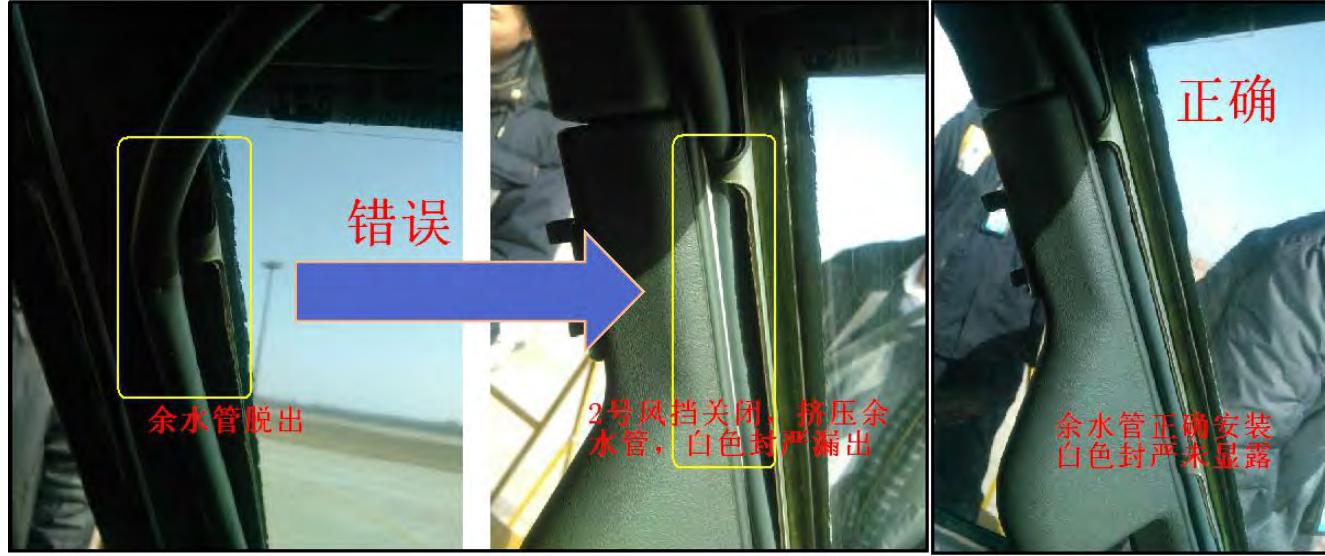
驾驶舱区域 (ME)	
<p>制电门灯亮 (构型如适用, 构型见附图)。与此同时, 驾驶舱火警铃响。</p> <p>2. 按压 P8 面板上的警铃 CUTOUT 电门或者 P7 板上的任意一个火警灯, 确认驾驶舱警声停止, P7 板上的 2 个火警灯灭。</p> <p>3. 释放 TEST 电门, 确认 2 个主警告灯、2 个火警灯、“过热/火警”系统警告灯、1 发/2 发/APU 灭火手柄灯、1 发/2 发过热灯、轮舱火警灯熄灭, 2 个发动机燃油控制电门灯灭(构型如适用, 构型见附图)。</p> <p>4. 当 TEST 电门扳到“FAULT/INOP”位时有: P7 板上的 2 个主警告灯和主警告牌“过热/火警”系统警告灯亮, P8 板上的火警测试故障灯和 APU 火警/过热测试失效灯亮, 释放 TEST 电门后, 确认上述灯熄灭。</p> <p>C. APU 和发动机灭火瓶爆炸帽灯:</p> <p>1. 将 APU 和发动机灭火瓶爆炸帽测试电门打到 1 和 2 位置, 绿灯亮则正常。</p>	

驾驶舱区域 (ME)	图示区
<b>项目描述:</b> 17. 操作检查座椅前后移动正常，安全带伸缩正常；	N/A
<b>依据:</b> AMM25-11-00-200-802/25-11-00-200-8 01	
<b>检查标准:</b> 操作检查飞行员座椅，确保前后移动平滑，座椅安全带能够正常伸缩，无明显损伤毛边等现象。	

驾驶舱区域 (ME)	图示区
项目描述:	飞机风挡的主要部件
18. 目视检查驾驶舱窗和风挡确保无裂纹、划伤、模糊、分层现象，若有应在限制范围内；风挡玻璃传感器、侧窗加温螺旋导线外观良好；确保风挡玻璃加温电门在关位；	
依据: AMM56-11-00/56-12-11	
检查标准:	加热系统的主要部件
<p>a) 风挡玻璃缺陷:</p> <p>风挡玻璃缺陷类型主要有：电弧 Arcing、裂纹 Crack、划伤 Scratch、材料剥落 Chips、分层 Delamination、水气侵入 Moisture Ingression、外部气动封严风蚀或裂纹 External aerodynamic smoother - Erosion and Cracking、气泡 Bubbles、玻璃模糊 Haze。对于玻璃缺陷尤其注意导电条和加热膜产生电弧缺陷-因潮气侵入，导致导电条老化，从玻璃剥离、龟裂，并在导电条内边缘和加热膜交接处发生电弧。电弧产生的局部过热导致在导电条边缘变色（琥珀色，棕色或黑色）。右侧图示是从厂家获取的1号风挡典型结构和常见缺陷图示供维修人员识别使用，当发现以上缺陷后需参考AMM56-11-00/601（1、3号风挡）和AMM56-12-11/601（2号风挡）确认具体标准；</p>	
<p>b) 1号风挡疏水层损伤造成的玻璃变色或光学划伤，此类损伤对风挡结构强度无影响，但可能影响视线，如右图所示。如果发现或机组报告此类缺陷，请确认</p>	

驾驶舱区域 (ME)	图示区
<p>是否影响视线, 如果影响视线则依据 AMM30-43-00/201 修复, 如果不影响视线, 则办理一般缺陷保留。</p> <p>c) 拉动板机前后移动 2 号滑动风挡, 确保风挡移动平滑, 板机弹簧回复正常;</p> <p>d) 目视检查侧窗加温螺旋导线安装在位, 无断裂, 导线外表面无磨损, 腐蚀;</p> <p>e) 风挡玻璃加温电门在关位。</p>	<p><b>防潮封严的退化</b></p> <div style="text-align: center;">       </div> 

驾驶舱区域 (ME)	图示区
	 

驾驶舱区域 (ME)	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>19. 目视检查 1 号风挡和 2 号风挡之间的余水管，确保外观正常、固定良好（注意：确保余水管位于保持架卡扣内）；</p> <p><b>依据:</b> TB-MULT-56-001</p> <p><b>检查标准:</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1、注意检查余水管位置是否正常，及时修复松脱的余水管；</li> <li>2、关闭 2 号风挡时，需注意前侧余水管是否脱出卡槽，防止造成挤压；</li> <li>3、严禁通过打开 2 号风挡安装/取下皮托管保护罩；</li> <li>4、在驾驶舱对风挡进行清洁时，严禁将身体探出驾驶舱，同时应注意不要损伤到驾驶舱周围的设备，特别是余水管。</li> </ol> <p><b>注:</b> 2 号风挡前侧的余水管可能开胶松脱，使得 2 号风挡关闭时将松脱的余水管部分压入窗框与封严之间(见右图)，导致封严变形产生漏气，发出啸叫声，造成飞机备降。</p>	

驾驶舱区域 (ME)	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>20. 目视检查下列应急设备安装在位, 数量齐全:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1) 护目镜(4个); 2) 应急斧(1个); 3) 机组救生衣(4套); 4) PBE(1个); 5) 手电筒(2个, 指示灯闪亮); 6) BCF 灭火瓶(1个, 灭火瓶锁定销在位, 压力指示在绿区);</li> </ol>	 <p>胶位置, 如果涂在其他位置, 在驾驶舱安装的时候, 容易被支架刮掉。</p>  <p>由于胶件号变更, 会多种颜色存在 放置灭火瓶时, 让手柄紧贴面板。</p>
<p><b>依据:</b></p> <p>AMM26-26-01-200-801/26-26-0 2-200/CMM25-60-02</p>	<p><b>图 1</b></p> <p><b>图 2</b></p>
<p><b>检查标准:</b></p> <p>重点检查各个设备数量齐全, 均在位且安装牢固, 检查各设备表面无破损, 无气体/液体渗漏等异常情况出现。</p> <p><b>BCF 灭火瓶:</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>(1) 在检查灭火瓶的黄色位置标识时, 当任一标识发生错位情况, 必须更换灭火瓶; 当两处标识均发生破损或断裂或整体脱落情况, 需要更换灭火瓶; 若任一处标识完好, 而另一处破损或断裂或丢失的标识, 只需重新涂抹胶即可, 灭火瓶就可继续使用, 参考图 1, 重新在规定的位置涂胶(2个位置);</li> <li>(2) 维护人员在安装驾驶舱灭火瓶时注意调整安装角度, 使灭火器手柄紧</li> </ol>	 <p>正确安装位置</p> <p><b>图 3</b></p>

靠安装壁板，避免碰撞手柄给活门组件施加转动力矩（如图 2 所示）；

(3) 人员在进出驾驶舱或在驾驶舱进行工作时，要注意避免碰撞灭火瓶，特别是活门组件及其手柄部位，如果发生碰触使活门组件和瓶体之间发生位移，不准再次拧活门使其恢复原位，而应该直接更换灭火瓶；

(4). BCF 灭火瓶锁定销必须按照图 3 安装。

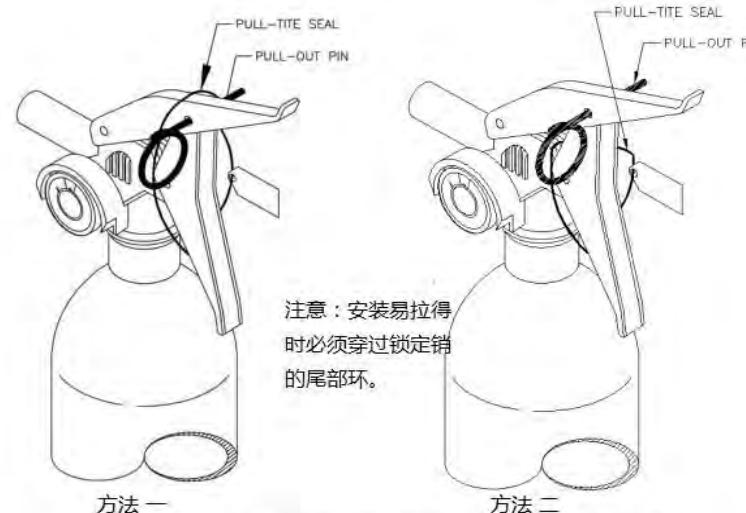
(5). 检查固定 BCF 灭火瓶锁定销的红色易拉得在正确的位置。红色易拉得必须穿过锁定销尾部环，如图 4 所示。

**注意：**检查时，图 4 中两种易拉得安装方法都被允许，如果发现易拉得破损或丢失，需按照方法二重新安装易拉得。

(6) 称重标牌在位，压力指示在绿区。

手电筒：依据 CMM25-60-02，当手电筒 LED 指示灯闪烁间隔超过 10 秒或指示灯变暗到不易看到时，需要更换电池组件；确认手电正确安装在支架上（图 5）。破损的白色封带直接拆下报废即可，无需再度安装。

**注：**机组救生衣为红色。



说明：检查时，图中两种易拉得的安装方法都被允许。如果发现易拉得丢失或破损，需按照图中方法二重新安装易拉得。

图 4

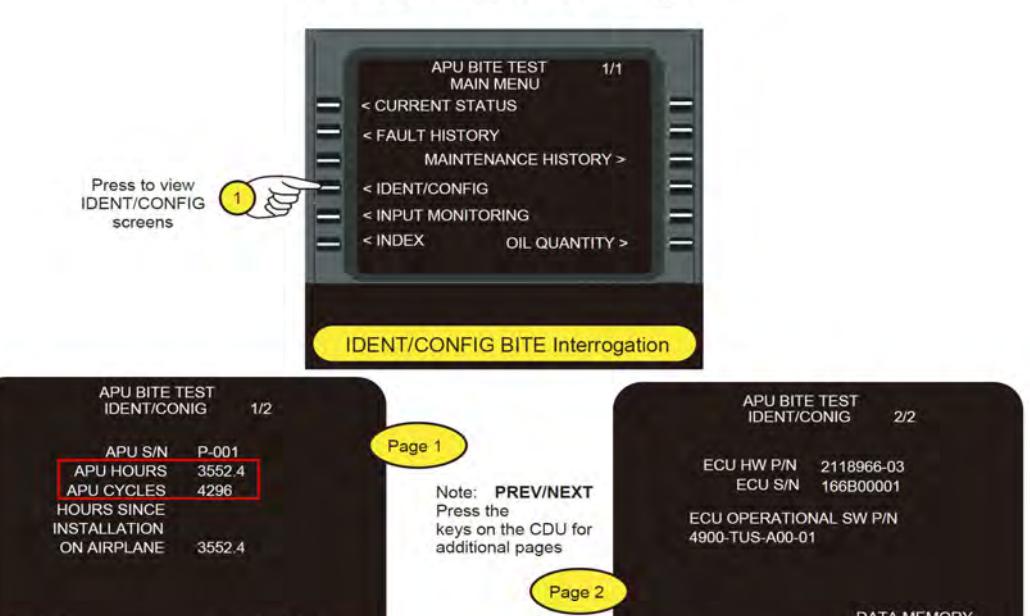


图 5

驾驶舱区域 (ME)	图示区
<p><b>项目描述:</b> 21. 目视检查飞机适航证、国籍登记证、电台执照应在规定位置并齐全，如有丢失或破损应通知工程技术公司质量部；</p> <p><b>依据: CCAR121, FCOM NP.21</b></p> <p><b>检查标准:</b></p> <ol style="list-style-type: none"><li>1. 飞机适航证、国籍登记证、电台执照无丢失和破损；</li><li>2. 飞机适航证、国籍登记证、电台执照保护壳无丢失、脱落、破损、明显开胶。</li></ol>	N/A

驾驶舱区域 (ME)	图示区
<p><b>项目描述:</b> 22. 依据机载资料检查清单检查机载资料, 确保数量齐全。</p>	
<p><b>依据:</b> CCAR121, 《运行手册》,</p>	
<p><b>检查标准:</b> 注: 机载资料检查清单位于飞行记录本存放处; 按照机载资料检查清单逐项检查各资料数量齐全, 在指定位置。</p>	 

航空承运人运行合格证存放位置

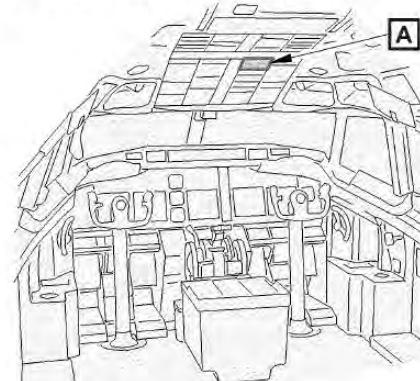
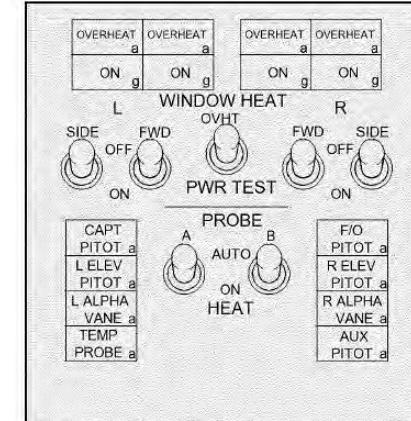
驾驶舱区域 (ME)	图示区
<b>项目描述:</b> 23. 在飞行记录本中填写发动机滑油添加量。	N/A
<b>检查标准:</b> 将补充的发动机滑油量填写到飞行记录本里相应位置。	
<b>项目描述:</b> 24. 在 CDU 上查询 APU 小时及循环数，并填写在飞行记录本中。	<p style="text-align: center;"><b>IDENT/CONFIG Page</b></p>  <p>The figure shows the IDENT/CONFIG page of the CDU. At the top, a hand points to a button labeled '1' with the text 'Press to view IDENT/CONFIG screens'. Below this is a main menu with options: APU BITE TEST MAIN MENU 1/1, &lt; CURRENT STATUS, &lt; FAULT HISTORY, MAINTENANCE HISTORY &gt;, &lt; IDENT/CONFIG, &lt; INPUT MONITORING, &lt; INDEX OIL QUANTITY &gt;. Below the main menu is a yellow button labeled 'IDENT/CONFIG BITE Interrogation'. Three sub-screens are shown below:     <ul style="list-style-type: none"> <li><b>IDENT/CONFIG BITE Interrogation:</b> Shows APU S/N P-001, APU HOURS 3552.4, APU CYCLES 4296, and HOURS SINCE INSTALLATION ON AIRPLANE 3552.4. It includes navigation buttons &lt; INDEX and INSTALLATION &gt;.</li> <li><b>IDENT/CONFIG:</b> Shows ECU HW P/N 2118966-03, ECU S/N 166B00001, ECU OPERATIONAL SW P/N 4900-TUS-A00-01. It includes navigation buttons &lt; INDEX and DATA MEMORY MODULE &gt;.</li> <li><b>DATA MEMORY MODULE:</b> Shows Page 1 and Page 2. A note says: Note: PREV/NEXT Press the keys on the CDU for additional pages.</li> </ul> </p>

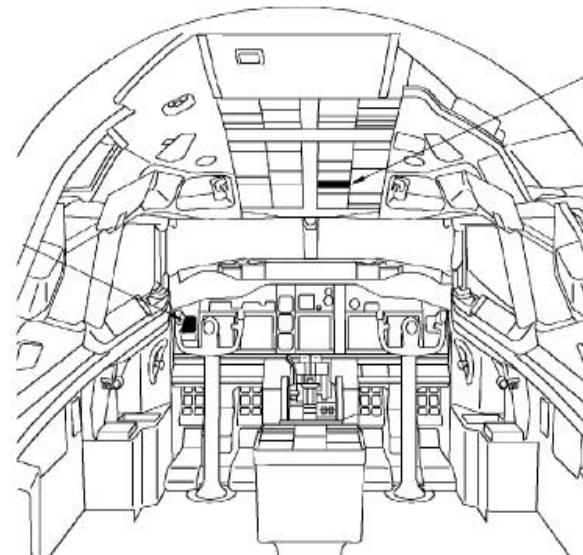
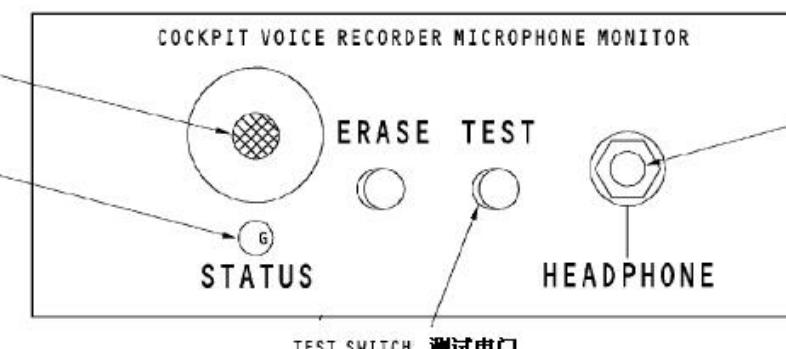
驾驶舱区域(AV)	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>1. 操作测试卫星通讯系统 (若适用)</p> <p><b>依据: AMM TASK 23-15-00-740-801</b></p> <p><b>检查标准:</b></p> <p>(1) 确保飞机在通电状态且惯导已校准(海事卫星测试需要校准惯导, 铂星测试不需要校准惯导)。</p> <p>(2) 在MCDU 上, 按压MENU 键, 按压&lt;SAT to go into the SAT-PHONE page 旁边的LSK 键, 按压NEXT PAGE 键, 进入 SAT-PHONE page 2/2 页。</p> <p>(3) 确保 BITE status 栏显示"BITE ok&gt;"</p>	N/A

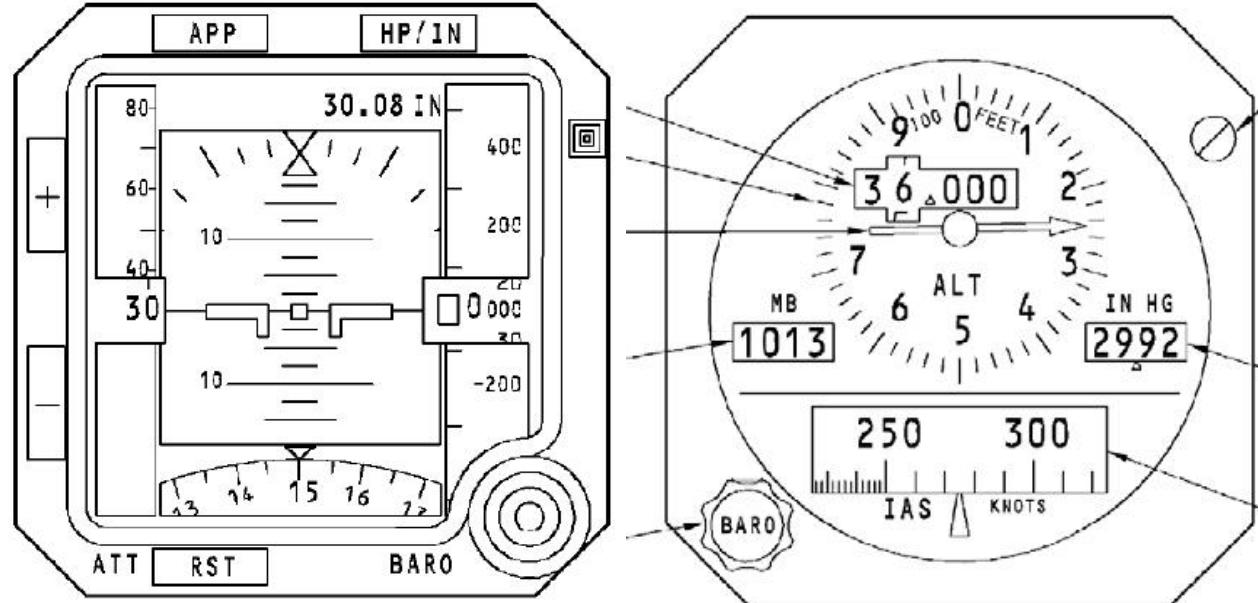
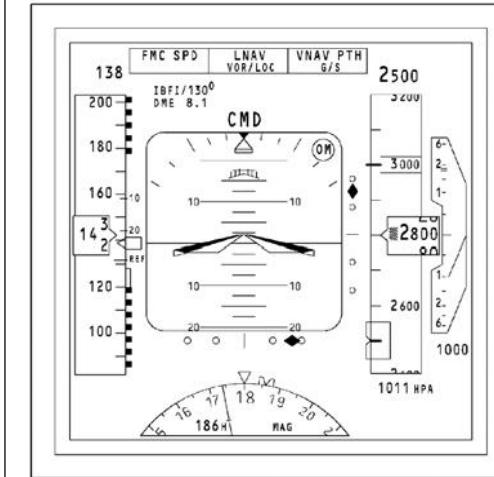
驾驶舱区域(AV)	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>2. 操作飞行数据记录器电门到 TEST 位, 确保 OFF 灯熄灭, 然后将电门设置到 NORMAL 位, 确保 OFF 灯亮;</p> <p><b>依据: TASK31-31-11-400-802</b></p> <p><b>检查标准:</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1.确保发动机已经关车;</li> <li>2.P5 板上飞行数据记录器面板上 NORMAL/TEST 电门放置到 NORM 位置;</li> <li>3.检查 P5 面板上飞行数据记录器面板上的 OFF 灯点亮;</li> <li>4.P5 板上飞行数据记录器面板上 NORMAL/TEST 电门放置到 TEST 位置,确保 P5 面板上飞行数据记录器面板上的 OFF 灯熄灭;</li> <li>5.P5 板上飞行数据记录器面板上 NORMAL/TEST 电门放置到 NORM 位置,确保 OFF 灯点亮.</li> </ol>	<p>The diagram illustrates the flight data recorder system architecture. At the top left is the <b>FLIGHT RECORDER/MACH AIRSPEED WARNING TEST MODULE</b>, featuring a switch labeled "TEST" and "NORMAL", and two buttons labeled "NO 1" and "NO 2". A line connects this module to the <b>FLIGHT DATA ACQUISITION UNIT</b> (FDAU) located in the center. The FDAU is a large rectangular unit with various internal components and connectors. It receives power from a <b>SYSTEM TEST PLUG/CONNECTOR</b> via a line labeled "115V AC". The FDAU also receives discrete data from <b>ACCELEROMETER CONTROL DISPLAY UNITS</b> (labeled as "DISCRETE DATA", "ANALOG DATA", and "DIGITAL DATA"). On the right side of the FDAU, there are connections to a <b>FLIGHT DATA RECORDER</b> (represented by a rectangular box with a "FLIGHT RECORDER" label), a <b>DATA LOADER CONTROL PANEL</b> (represented by a rectangular box with a circular dial and "DATA LOADER" label), and a <b>PRINTER</b> (represented by a rectangular box with a grid pattern).</p>

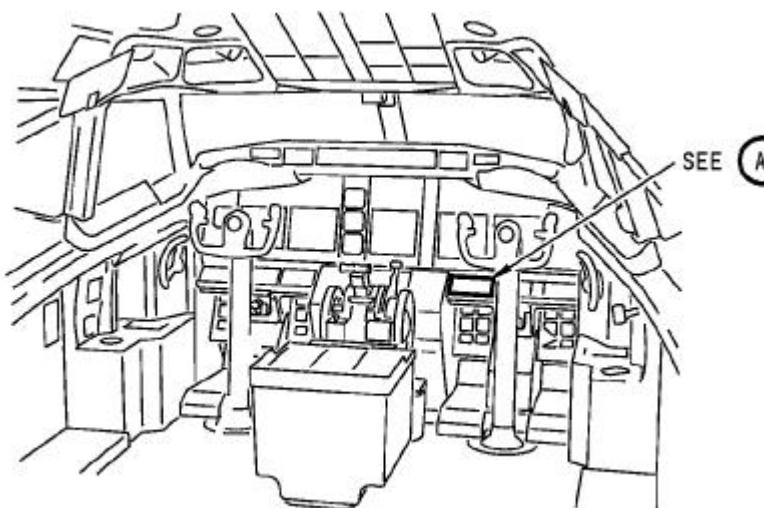
驾驶舱区域(AV)	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>3. 分别按压测试电门检查马赫空速警告系统，确保分别听到音响警告声；</p> <p><b>依据: AMM TASK 34-16-00-730-801</b></p> <p><b>检查标准:</b></p> <p>1.按压保持 P5 板上的 NO.1 MACH AIRSPEED WARNING TEST 电门，确保能听到警告 clacker 声音；</p> <p>2. 释放电门，确保 clacker 声音停止；</p> <p>3.按压保持 P5 板上的 NO.2 MACH AIRSPEED WARNING TEST 电门,确保能听到警告 clacker 声音；</p> <p>4. 释放电门，确保 clacker 声音停止。</p>	<p>P5 AFT OVERHEAD PANEL - FLIGHT RECORDER/MACH AIRSPEED WARNING PANEL</p>

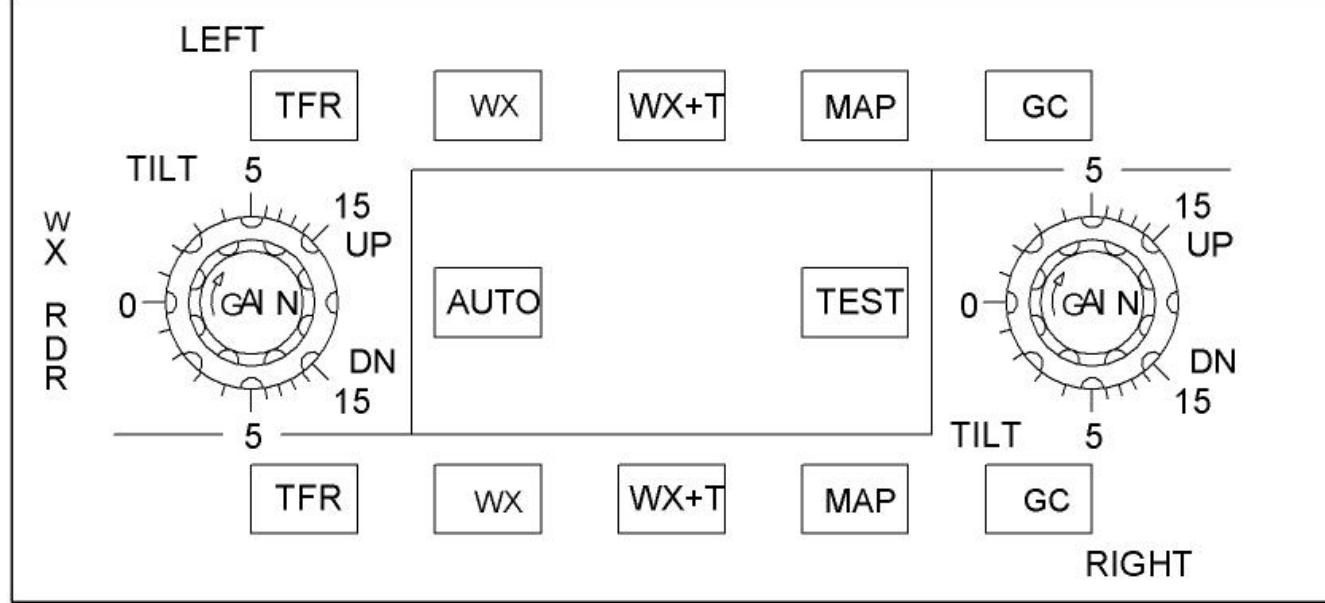
驾驶舱区域(AV)	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>4. 按压P5板两个失速警告测试按钮, 相对应的驾驶杆抖动;</p> <p><b>依据:</b> AMM TASK 27-32-00-710-801</p> <p><b>检查标准:</b></p> <p>1. 按压保持P5-18面板上的STALLWARNING TEST NO. 1测试电门, 确保正驾驶操纵杆上的抖杆器工作, 释放电门后抖杆器停止抖杆;</p> <p>2. 按压保持P5-18面板上的STALL WARNING TEST NO. 2测试电门, 确保副驾驶操纵杆上的抖杆器工作, 释放后抖杆器停止抖杆;</p>	<p>The diagram illustrates the stall warning test setup. It shows the P5-18 panel with two test buttons (No. 1 and No. 2), connected via a legend to an electrical circuit. The circuit also includes an angle of attack sensor, a control column shaker, a flap position transmitter, a common display system mode control panel, and an elevator feel shift module. A separate cutaway diagram shows the internal structure of the aircraft cabin with the P5-18 panel mounted on the overhead panel.</p>

驾驶舱区域(AV)	图示区
<b>项目描述:</b> 5. 目视检查确保皮托管、迎角传感器和总温探头的加温电门在“AUTO”位；确保窗户/皮托管加热模块上的相应灯亮；	FIG. EFFECTIVITY: SHG 001-012, 015-033, 037, 038, 040, 042-047, 049, 051-066, 068-073, 076-090, 701-999; SHG 013, 014 POST SB 737-30A1063 Fig. Issue Date: 15 Oct 2015
<b>依据: AMM TASK 30-31-00-</b>	
<b>检查标准:</b> 1. 目视检查确保皮托管、迎角传感器和总温探头的加温电门在“AUTO”位； 2. 确保窗户/皮托加热模块上的 CAPT PITOT, L ELEV PITOT, L ALPHA VANE 和 TEMP PROBE 灯以及 F/O PITOT, R ELEV PITOT, R ALPHA VANE 和 AUX PITOT 灯亮。	 <p style="text-align: center;">WINDOW/PITOT HEAT MODULE (P5-9)</p> <p style="text-align: center;">A</p>

驾驶舱区域(AV)	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>6. 按压测试电门检查语音记录器, 确保状态灯亮;</p> <p><b>依据: AMM TASK 23-71-00-710-801</b></p> <p><b>检查标准:</b></p> <p>1.按压话音记录器控制板上的 TEST 电门约半秒钟,确保 STATUS 灯点亮一次;</p> <p><b>注意 1:</b> 少部分飞机因构型区别, 需要按 TEST 电门 5 秒才能点亮 STATUS 灯。</p> <p><b>注意 2:</b> 对于装有 ON/AUTO 控制电门的飞机, 需要将电门打至 ON 位, 才能完成测试。测试完后注意将电门恢复至 AUTO 位。</p> <p>2.释放 TEST 电门, 确保 STATUS 灯熄灭。</p>	 <p>P5 FORWARD OVERHEAD PANEL - COCKPIT VOICE RECORDER PANEL 话音记录器控制板</p>  <p>COCKPIT VOICE RECORDER MICROPHONE MONITOR</p> <p>MICROPHONE</p> <p>STATUS INDICATOR</p> <p>ERASE TEST</p> <p>TEST SWITCH 测试电门</p> <p>HEADPHONE JACK</p> <p>HEADPHONE</p>

驾驶舱区域(AV)	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>7. 在同一修正高度基础上, 检查备用高度表与左侧 CDS 高度最大差值在 50 英尺以内, 检查气压修正调节旋钮调节灵活无卡滞;</p> <p><b>依据:</b> TB-MULT-34-004</p> <p><b>检查标准:</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>通过 EFIS 控制面板上的气压高度基准旋钮或者备用高度表/ISFD 上的气压高度基准旋钮将正驾驶和备用高度表/ISFD 的修正高度调至同一基准。</li> <li>目视检查左侧 PFD 高度带上的高度与备用高度表/ISFD 上的高度指示确保偏差在 50 英尺之内。</li> </ol>	 

驾驶舱区域(AV)	图示区												
<p><b>项目描述:</b></p> <p>8. 目视检查近地警告 INOP 灯不亮, 按压 GPWS 测试电门, 确保听到语音信息;</p> <p><b>依据: AMM 34-46-00</b></p> <p><b>检查标准:</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>确保相关系统工作正常(参考 AMM34-46-00)</li> <li>瞬时按压近地警告模块上的 INOP 灯, 确保此灯点亮;</li> <li>按压保持近地警告模块上的 GPWS SYS TEST 电门 6 秒钟, 确保 INOP 灯在 6 秒钟内点亮, 确保听到近地警告计算机发出的语音信息正确 (参考 AMM34-46-00)。</li> </ol>	 <p>SEE A</p> <div data-bbox="1033 762 1706 1191"> <p style="text-align: center;">GROUND PROXIMITY</p> <table border="0"> <tr> <td style="text-align: center;">GPWS</td> <td colspan="3" style="text-align: center;">FLAP INHIBIT    GEAR INHIBIT    TERR INHIBIT</td> </tr> <tr> <td style="text-align: center;">INOP</td> <td style="text-align: center;">SYS TEST</td> <td style="text-align: center;">NORM</td> <td style="text-align: center;">NORM</td> </tr> <tr> <td style="text-align: center;">(circle icon)</td> <td></td> <td style="text-align: center;">NORM</td> <td style="text-align: center;">NORM</td> </tr> </table> </div>	GPWS	FLAP INHIBIT    GEAR INHIBIT    TERR INHIBIT			INOP	SYS TEST	NORM	NORM	(circle icon)		NORM	NORM
GPWS	FLAP INHIBIT    GEAR INHIBIT    TERR INHIBIT												
INOP	SYS TEST	NORM	NORM										
(circle icon)		NORM	NORM										

驾驶舱区域(AV)	图示区
项目描述: 9. 确认气象雷达系统在 TEST 模式;	
依据: AMM 34-43-00	
检查标准: 确保气象雷达控制面板 TEST 按键处于按下位置。	 <p>WEATHER RADAR CONTROL PANEL</p> <p>J73250 S0000176980_V2</p>

驾驶舱区域(AV)	图示区
<p><b>项目描述:</b> 10. 操作测试 HF 通讯系统，确保工作正常；</p> <p><b>依据: AMM TASK 23-11-00/23-12-00</b></p> <p><b>检查标准:</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>在正驾驶或副驾驶的 ACP 上选择 HF-1 发话按钮，并打开驾驶舱扬声器。</li> <p><b>注意:</b>飞机加油时或者飞机在机库时不要进行 HF 测试。</p> <li>选择 HF 的 AM 或 USB 模式。</li> <li>将 HF-1 频率调至某一频率，并切换至 ACTIVE 位。</li> <p><b>注意:</b> 不要使用原有频率，否则无法验证调谐功能。</p> <li>按压 PTT 电门确保能听到调谐音。(有条件的可以进行语音通话)</li> <p><b>注意:</b> 如果无法听到声音可尝试调节灵敏度旋钮。</p> <li>如果安装有 HF-2，对 HF-2 重复以上测试步骤。</li> <li>对 VHF-1 系统，将频率调至一个当地非占用的频道进行发话测试，确保驾驶舱能听到发话发话声音。</li> <p><b>注意:</b> 测试 VHF 时把其他通讯系统关闭，否则无法确保是 VHF 系统在发话与接收。</p> <li>对 VHF-2 系统，重复 VHF-1 的测试步骤。</li> </ol>	<p>无线通信面板和语音控制板的位置图</p> <p>RADIO COMMUNICATION PANEL</p> <p>MIC SELECTOR</p> <p>TRANSMITTER SELECTOR (7)</p> <p>RECEIVER SWITCHES</p> <p>1-VHF-2-VHF-3 HF SERV INT FLT INT PA</p> <p>1-NAV-2 1-ADF-2 MKR SPKR</p> <p>R/T MASK V B R ALT</p> <p>I/C BOOM FILTER SWITCH ALT-NORM SWITCH</p> <p>RADIO-INTERCOM PTT SWITCH MASK-BOOM SWITCH FILTER SWITCH ALT-NORM SWITCH</p>

驾驶舱区域(AV)	图示区
<b>项目描述:</b> 11. 检查 ATC/TCAS 控制面板上旋钮, 确保能灵活调节;	
<b>依据:</b> AMM 34-53-00	
<b>检查标准:</b> 操作检查ATC/TCAS控制板上各开关按钮正常在位, 没有操作失灵的现象, 否则修复/更换。 右侧图A、B、C对应三种不同构型。	 <b>A</b> <b>B</b> <b>C</b>

驾驶舱区域(AV)	图示区
<b>项目描述:</b> 12. 确保备用打印纸在位, 如无, 需要及时进行补充;	N/A
<b>依据:</b> N/A	
<b>检查标准:</b> 对放置在资料箱上方（有抽屉的）或飞行记录本存放处（无抽屉的）的备份打印纸进行检查，确保有1个备份打印纸，且确保备份打印纸的类型适合该飞机。	

<p><b>项目描述:</b></p> <p>13. 检查副驾驶座椅后面储物柜内的机载 IPAD 和皮包，确保在位。取出机载 IPAD，打开 IPAD 电源，在设置-Apple ID 里，检查对应的飞机号信息为本架飞机。检查电量显示，要求电量不小于 90%。如果电量小于 90%，则立即充电至要求的标准。检查是否有数据更新要求，如有则进行更新。最后关闭 IPAD 电源并放回原处。</p> <p><b>依据: EFB 项目组指导文件</b></p> <p><b>检查标准:</b></p> <ol style="list-style-type: none"><li>1. 检查副驾驶座椅后面储物柜内的机载IPAD和皮包（件号：IPAD-BAG），确保在位。</li><li>2. IPAD 开机，开机过程中检查 IPAD 屏幕及机身是否有损坏鼓包等现象，如发现由上述情况请及时联系备份 IPAD 管理员（各地生产指挥中心）进行调换。</li><li>3. 在设置-Apple ID 里，检查对应的飞机号信息为本架飞机，如下图所示。</li></ol>  <p><b>重点提醒：</b>为方便查找 IPAD 位置和信管部门的管理，每部 IPAD 与飞机注册号一一对应，故不得擅自把 IPAD 与其他飞机互串。注意某些机载 IPAD 可能是因丢失或损坏而临时借用的备用 IPAD，ID 显示将不是本架飞机，后续通过程序申请重新配备的 IPAD 将显示本架飞机 ID。</p> <p>4. 开机后检查 iPad 屏幕右上角处电量，如果电量低于 90%，请立即充电到 90%以上。</p> <p>注意：只要条件和时间许可，尽可能多充。以便给后续的航后工作带来便利。充电需要使用飞机上加装的 EFB 充电组件的 USB 2.1A 端口。</p>	
--	--

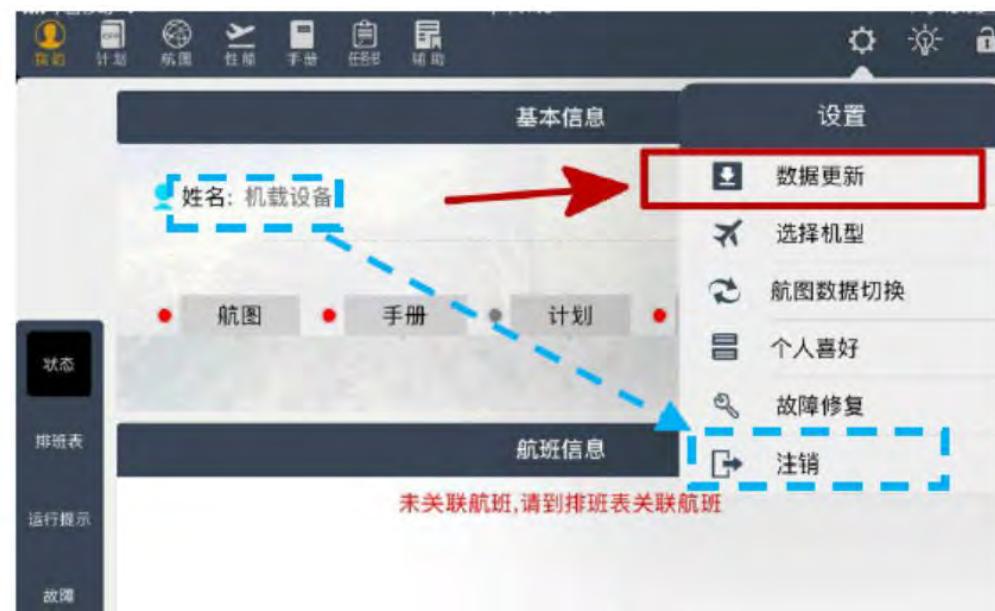
**重点提醒：**维修人员优先使用充电组件执行 IPAD 充电工作，工作时要将 IPAD 牢靠地固定在 EFB 支架上。注意避免充电线与其他部件干涉，手持 IPAD 时要握牢，以防止 IPAD 意外滑落摔损。

5. 首次登录机载 IPAD EFB 后，后续开机不再需要密码。

6. 点击打开 EFB 软件，点击左侧“状态”，姓名应该显示为“机载设备”，如下图中所示。如果姓名不显示为“机载设备”，则需要通过“设置”->“注销”回到登录界面，并继续执行步骤 5，直到姓名显示为“机载设备”。点击下图的右上角设置键后点击“数据更新”，检查数据是否需要更新，如果没有提示更新，则证明数据已更新完毕。如果有更新提示，请利用 4G 网络或 WIFI 进行下载并更新完毕。

**注 1：**由于各地机坪 4G 信号强度不同，在进行数据更新时，若中途因故导致数据未更新完毕，本系统支持断点续传，再次进行数据更新时则只需更新未完成的部分。航图更新一般给 28 天的时间，航后碰到有航图的更新，如果数据量较大且更新速度不理想，可优先把除航图之外的数据更新完毕，航图最后更新，可更新到本架飞机关舱门时终止。原则是尽可能更新，但又不要特意为航图更新延长飞机通电时间或专门等待。在新航图正式启用前，通过后续的航后继续下载完成即可。

**注 2：**不允许更新苹果 IOS 系统，对其更新提示不用管。除本手册要求的更新需要完成外，其他苹果系统自带的 APP 更新提示也不需要关注和更新。



7. 若航图左侧处提示红色，请点击设置中的“航图数据切换”完成航图数据切换。

**重点提醒：**如果在第 6 步骤已进行了航图更新，但是航图仍提示红点，需要按照本步骤进行航图切换。



8. EFB 主页面状态栏除“计划”外所有资料状态是否为绿灯指示，如全部为绿色即为 EFB 资料更新完毕，此 APP 检查完毕，否则重复步骤 6。



9. 打开指掌易 APP，检查是否有最新消息通知，如有则按消息内容执行；检查应用是否有更新推送，如有请及时更新。



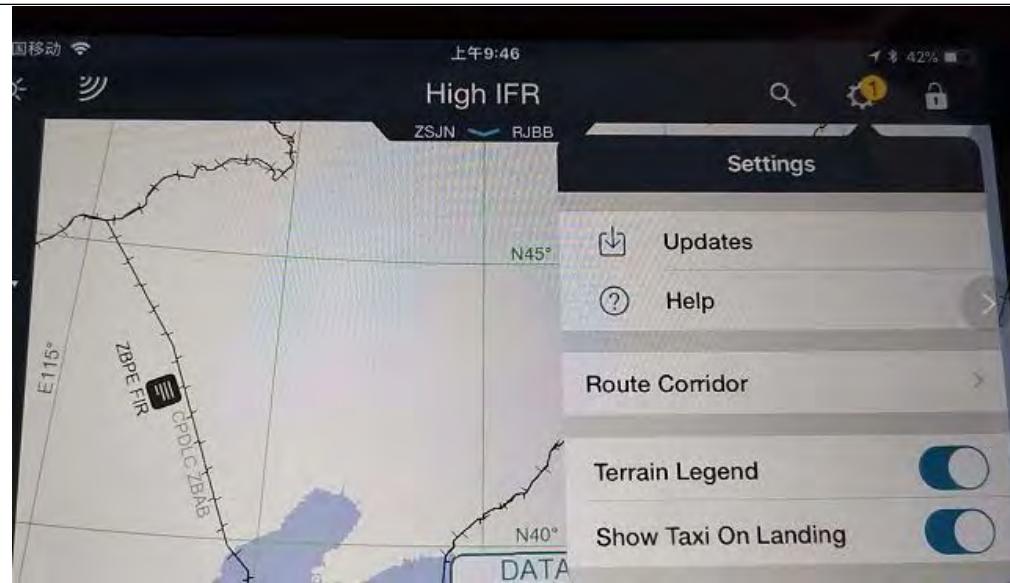
#### 10. 杰弗逊航图检查流程

- 1) 打开如下 APP 图标, APP 名称为 JeppFD-Pro, APP 图标右上角的 1 代表有 1 条更新内容:

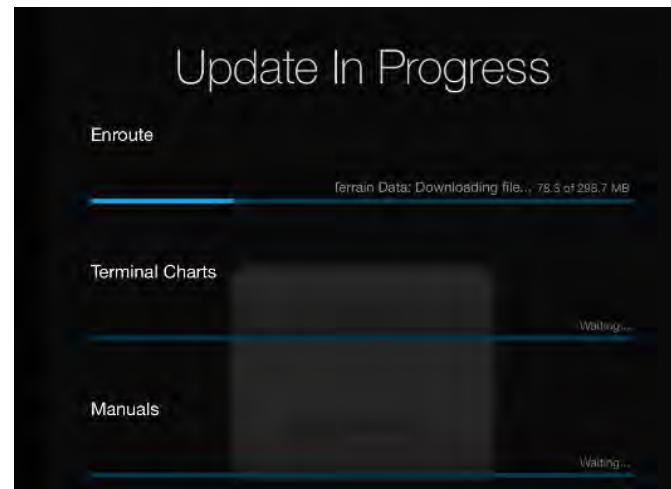


**重点提醒:** 依据航线反映和 EFB 项目组答复, 图标上没有 1 或者要更新的数字, 但是点击去界面有时也会显示有需要升级的选项, 工作者可以选择不执行下面步骤升级, 也可以选择执行下面步骤升级。

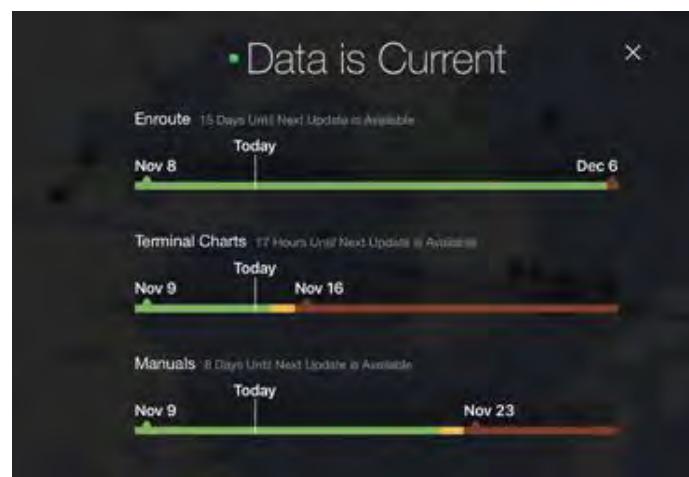
- 2) 点击 APP 图标后打开软件, 软件右上角齿轮状按钮上的数字 1 代表有 1 条更新, 点击齿轮状按钮后, 出现如下菜单项, 点击 Updates:



3) 出现如下更新界面,表示开始升级,如果最下方出现“Update”或“Resume”按钮, 点击即可。



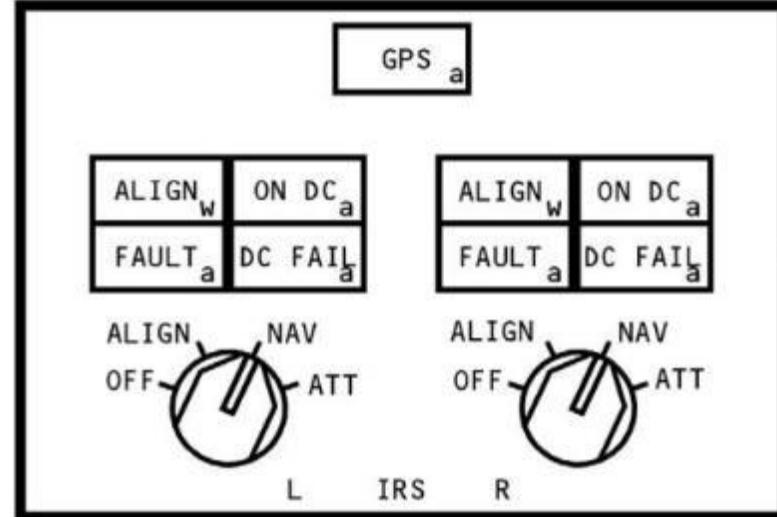
直到出现如下界面, 表示本次升级已经完成, 数据已更新到最新。



重点提醒：若中途因故导致数据未更新完毕，杰弗逊航图数据也支持断点续传，再次进行数据更新时则只需更新未完成的部分。一般给 7 天时间更新时间，在新航图正式启用前，通过后续的航后继续下载完成即可。杰弗逊航图数据为增量更新，数据量较小，一般可一次更新完毕。

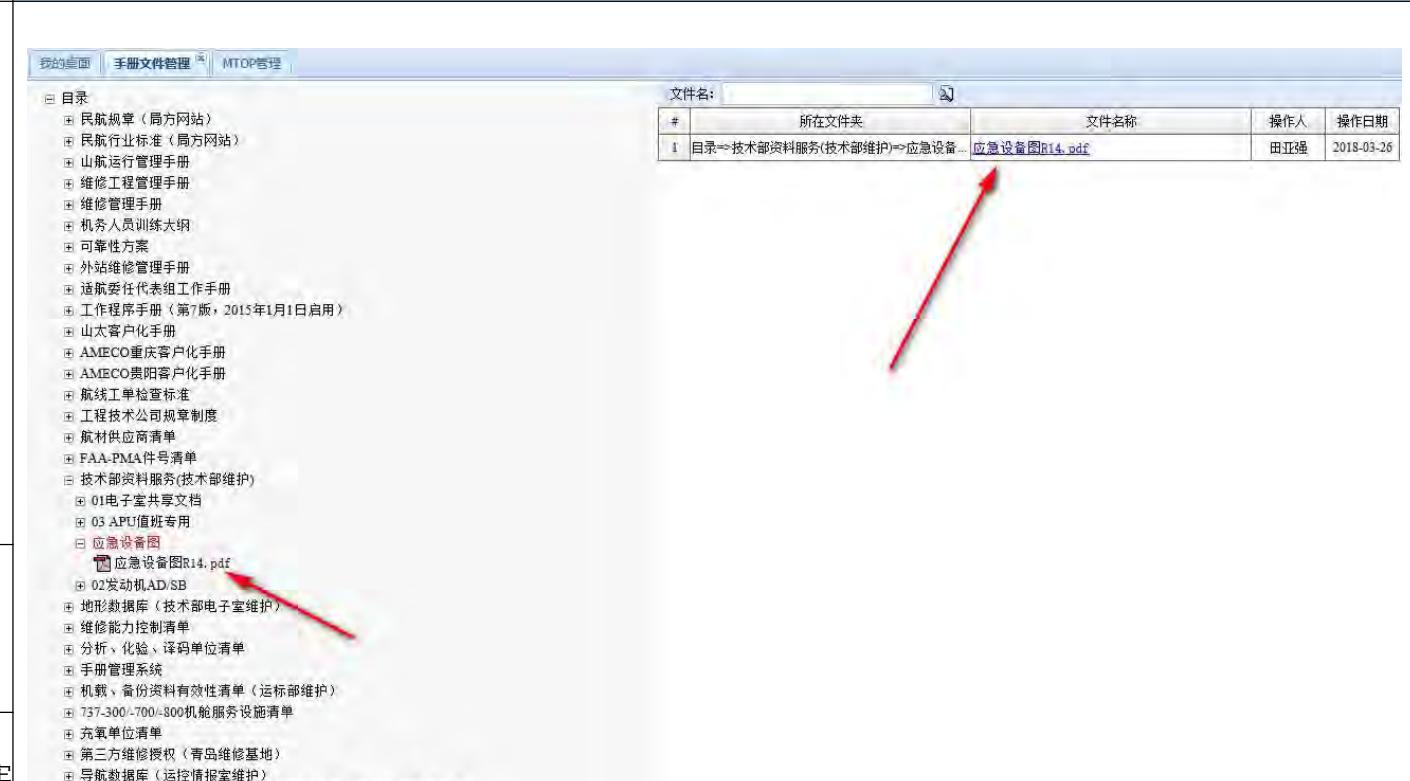
11. 最后关闭 IPAD 电源并放回原处。

驾驶舱区域(AV)	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>14. 确保备用机组耳机在位, 且状态良好, 否则补充新耳机; 备用耳机件号: 2600750-200-KH、64300-200、64300-100 或 MS50/T30-2 四者任选其一。</p>	
<p><b>依据:</b> N/A</p>	
<p><b>检查标准:</b> 详见工卡正文。</p>	
	

驾驶舱区域(AV)	图示区
项目描述:	
15. 确认 ADIRUS 电门在关位。	
依据: N/A	
检查标准:	
目视检查惯导开关在关断位置。	

驾驶舱区域(AV)	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>16. 清除整个驾驶舱的地板、中央操纵台、驾驶舱等区域内的固体垃圾及液体污物，确保清洁后无明显垃圾和尘灰。</p> <p><b>依据：行业标准最新版</b></p> <p><b>检查标准:</b></p> <ol style="list-style-type: none"><li>1. 用抹布对整个驾驶舱的地板、中央操纵台、驾驶舱等区域进行清洁，确保清洁后驾驶舱没有与飞行无关的杂物、地面无垃圾、烟灰，正副驾驶两侧无报纸、纸杯、果皮，无明显垃圾和尘灰；</li><li>2. 如果发现面板有液体污染痕迹，则需要做下面工作：<ol style="list-style-type: none"><li>A. 对于有可能进水的部件或区域，要及时、细致、全面地检查，尤其对于一些狭小空间、隐蔽区域要重点检查。为方便目视检查清楚，可视情先对检查区域进行清洁。如发现残存的液体，要及时清除干净。</li><li>B. 对于有可能进水的电接头，要脱开后予以检查，用电路清洁剂冲洗插座和插头，晾干后再重新连接。</li><li>C. 参照AMM对相关系统视情进行操作测试或系统测试，对于测试发现的故障，要及时进行排故处理。</li></ol></li><li>3. 用不起毛的干净抹布对正副驾驶风挡能够着的区域进行清洁。</li></ol>	N/A

1.客舱应急设备	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>1.1 目视检查登机门、勤务舱门应急滑梯预位杆已解除预位，应急滑梯气瓶压力正常(指针在绿区内);</p> <p><b>依据:</b> AMM 25-66-01-601、 25-61-13-800-801</p> <p><b>检查标准:</b></p> <p>检查应急滑梯下横杆未预位，无腐蚀碎屑；应急滑梯外罩无腐蚀，损坏，固定螺栓在位安装牢固；通过气瓶观察窗观察压力指针在绿区内或不超过绿区右侧一个指针。</p>	

1.客舱应急设备	图示区
<p><b>项目描述：</b></p> <p>1.2 目视检查飞机应急设备分布图在位，无破损，并且与飞机号相匹配。对照飞机应急设备分布图检查下列应急设备安装在位，数量齐全，确保应急设备标牌在位无缺损并与应急设备实际存放位置相符合：</p> <p>1) 机组救生衣；2) PBE；3) 手电筒(指示灯闪亮)；4) BCF 灭火瓶(灭火瓶锁定销在位，压力指示在绿区)；5) 水质灭火瓶(灭火瓶保险丝及铅封在位)、6) 手提氧气瓶(氧气压力高于 1600 psi, 氧气面罩在位)、7) 应急定位发射器(确保状态良好)、8) 扩音器(音量旋钮在位、测试有噪音)。</p> <p><b>依据：</b></p> <p>AMM35-31-00-710-801/26-26-01-200-8 01/26-26-02-200-801/25-64-00-710-80 1; TB-737NG-26-002</p> <p><b>检查标准：</b></p> <p>重点检查各个设备数量齐全，均在位且安装牢固，检查各设备表面无破损，无气体/液体渗漏等异常情况出现；</p> <p>水质灭火瓶：保险丝及铅封在位；</p> <p>BCF 灭火瓶： (1) 在检查灭火瓶的黄色位置标识时，当任一标识发生错位情况，必须更换灭火瓶；若发现任一处或全部标识破损、断裂或丢失，只需重新涂抹胶即可，灭火瓶就可继续使用，参考图 1，重新在规定的位置涂胶 (2 个位置)；</p>	 <p style="text-align: center;">电子版应急设备图存放位置(AMMS 系统-手册文件管理模块内)</p> <p><b>注：</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. 飞机上纸张版飞机应急设备图的存放位置以 TB-MULT-25-005 最新版本的要求为准。</li> <li>2. 客舱应急设备数量与位置以 TB-MULT-25-005 最新版本为准。</li> <li>3. 检查急救箱、应急医疗箱及防疫包在位，封存完好(白色或红色封签)。若发现急救箱、应急医疗箱及防疫包缺失或封存被打开或使用了其它颜色的封签，应通报基地维修调度。</li> </ol>

- (2) BCF 灭火瓶锁定销必须按照图 2 安装；  
 (3) 检查固定 BCF 灭火瓶锁定销的红色易拉得在正确的位置。红色易拉得必须穿过锁定销尾部环，如图 3 所示；  
**注意：检查时，图 3 中两种易拉得安装方法都被允许，如果发现易拉得破损或丢失，需按照方法二安装易拉得；**  
 (4) 称重标牌在位，压力指示在绿区。

手电筒：依据 CMM25-60-02，当手电筒 LED 指示灯闪烁间隔超过 10 秒或指示灯变暗到不易看到时，需要更换电池组件；确认手电正确安装在支架上(图 4)。破损的白色封带直接拆下报废即可，无需再度安装。

检查扩音器步骤：1) 用手指按压扳机电门确保能听到噪音，并确保音量适中。2) 目视音量调节旋钮在位，无外来物损伤。

**注：拆装扩音器顶丝需要用 1.3MM 公制内六方，否则容易滑丝损坏。**

应急定位发射器：固定良好，天线在收起位置并固定良好，无异常声响，相关指示灯不亮（若有）。对于件号 1153426-1M412, 1151324-1M412 的 ELT，目视检查水溶胶带和天线固定卡子在位（图 5）。

**注 1：水溶胶带件号 1095613-1；卡子件号 1038241-1**

**注 2：机组救生衣为红色。**

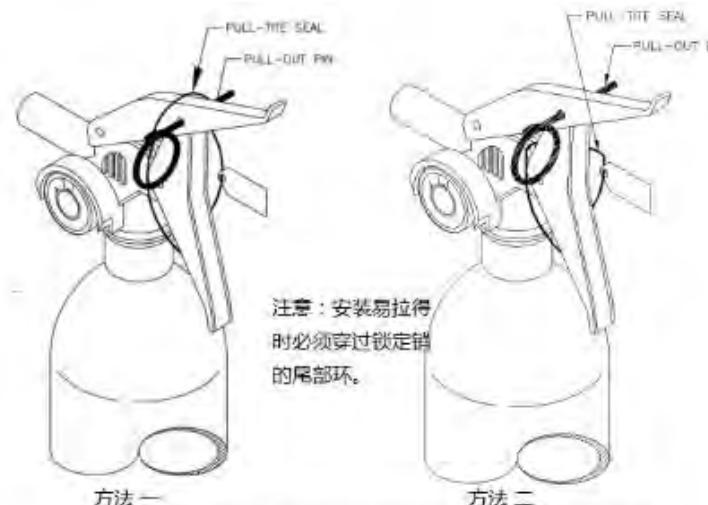
手提氧气瓶：压力正确(高于 1600psi)，氧气面



图 1



图 2



**说明：检查时，图中两种易拉得的安装方法都被允许。如果发现易拉得丢失或破损，需按照图中方法二重新安装易拉得。**

图 3



图 5

罩固定在瓶体上（图 6）。



图 4

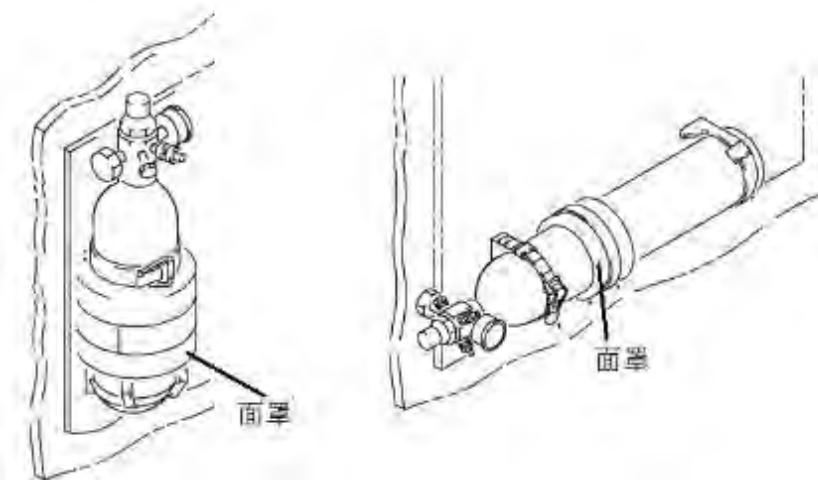


图 6



图 7

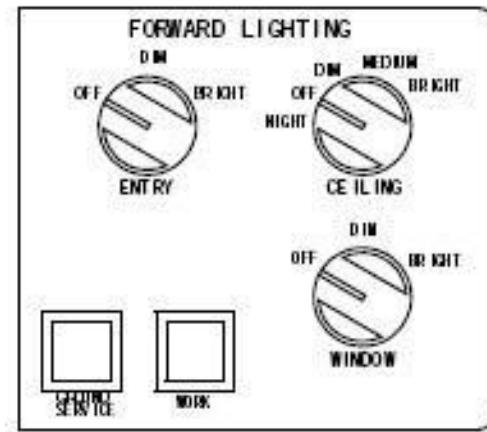
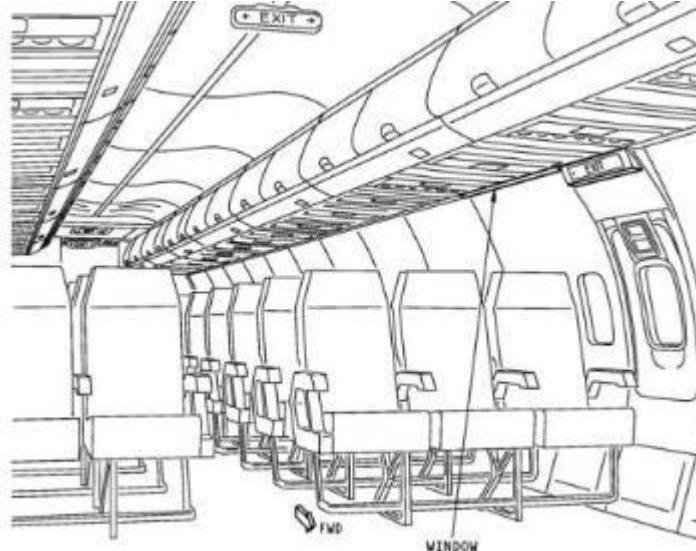
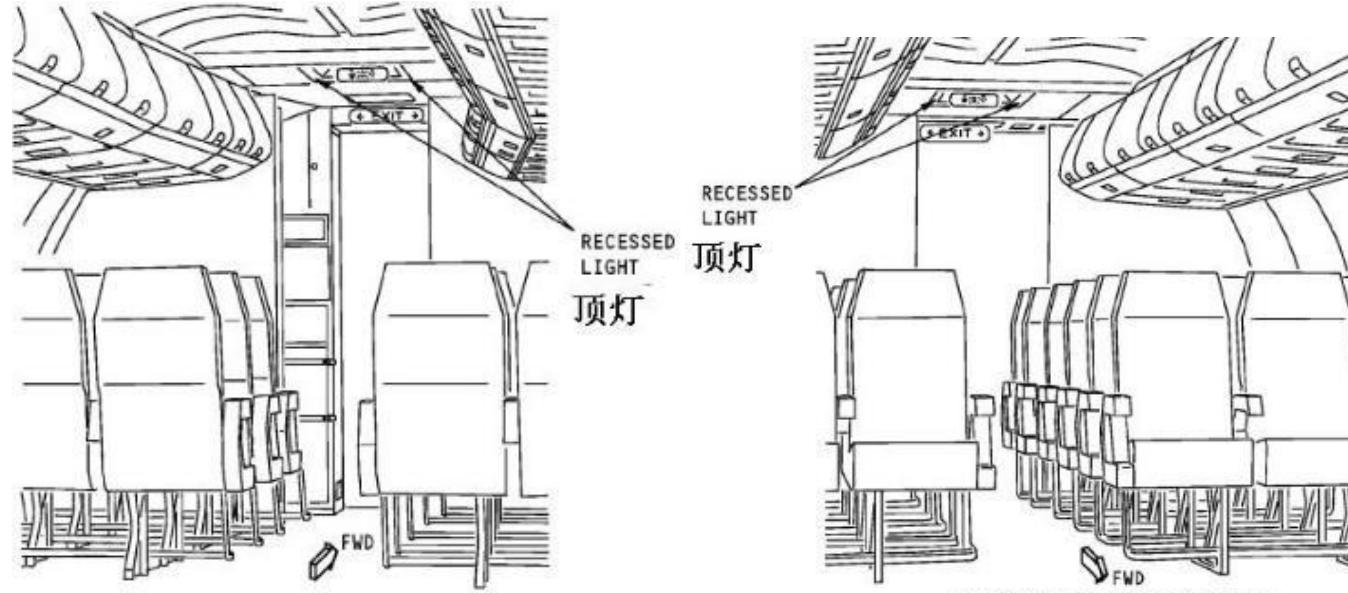
1.客舱应急设备	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>1.3 对照飞机应急设备分布图检查下列应急设备正常(安装在位, 数量齐全, 铅封完好): 1) 应急医疗箱、2) 急救箱、3) 卫生防疫包。</p>	N/A
<p><b>依据: IOSA</b></p>	
<p><b>检查标准:</b></p> <p>在位且铅封完好(白色或红色均可), 存放数量和位置以飞机应急设备分布图最新版本为准。发现异常后, 通知基地调度/驻场代表, 说明机号及具体情况。</p>	

1.客舱应急设备 (ME)	图示区
<p><b>项目描述:</b> 1.4 对照飞机应急设备分布图检查飞机客舱器材包铅封完好。 <input type="checkbox"/> 铅封完好 <input type="checkbox"/> 铅封破损, 按飞机应急设备分布图核查并视情补充, 重新安装铅封。</p> <p><b>依据: IOSA</b></p> <p><b>检查标准:</b> 在位且完好, 存放数量和位置以飞机应急设备分布图最新版本为准。如发现铅封破损, 按飞机应急设备分布图核查并视情补充, 重新安装铅封。 注: 1、因客舱器材包拉链位置不完全一致, 以下两种方式均可 2、易拉得铅封颜色不做要求。</p> 	N/A

2.客舱设备、窗及灯光	图示区
<b>项目描述:</b> 2.1 检查 ZODIAC 公司商务舱座椅小电视屏幕在放出时是否能可靠保持在可视位 (屏幕朝向座椅乘客);	N/A
<b>依据: 相应 AMM 和 CMM 手册</b>	
<b>检查标准:</b> 按项目描述检查, 无相应缺陷。	

2.客舱设备、窗及灯光	图示区
<b>项目描述:</b> 2.2 目视检查商务舱座椅塑料件无明显裂纹、破损、脱落，靠近过道的外漏框架、塑料件装饰板和防撞条无明显损伤。 2.3 操作检查商务舱座椅小桌板收放正常，放出后平整，无明显塌陷和倾斜。	N/A
<b>依据:</b> 相应 AMM 和 CMM 手册	
<b>检查标准:</b> 按项目描述检查，无相应缺陷。	

2.客舱设备、窗及灯光 (ME)	图示区
<p><b>项目描述:</b> 2.4 目视检查客舱窗户遮阳板在打开位；</p> <p><b>依据: 运行要求</b></p> <p><b>检查标准:</b> 确保客舱窗户遮阳板在打开位。</p>	N/A

2.客舱设备、窗及灯光 (ME)	图示区
项目描述:	
2.5 操作检查顶灯、窗灯，确保工作正常	
依据: AMM SDS 33-22-00	
检查标准:	
<p>非天空内饰飞机检查标准: 将前乘务员面板上的窗灯电门分别设置到 DIM 和 BRIGHT 位，确保所有窗灯亮，将电门设置到 OFF 位，确保灯灭；将顶灯电门分别设置到 DIM, MEDIUM, BRIGHT 和 NIGHT 位，确保所有顶灯亮，将电门设置到 OFF 位，确保灯灭。</p>	
天空内饰飞机客舱灯光检查标准:	
<p>注：窗灯除正常的窗灯外还包括 Overwing Exit Light。顶灯包括 center overhead stowage (COS) lights、bin lights、wash lights、Cove Lights 和 Direct Lights。</p>	
窗灯、Bin /Wash lights、客舱 Direct 灯、Center overhead stowage (COS) lights	
检查步骤:	
<ol style="list-style-type: none"> <li>1. 两秒内触碰显示屏的对角，激活显示屏。</li> <li>2. 确保 P5-13 上 CAB/UTIL 置于 ON 位。</li> <li>3. 点击显示屏中“Lighting”</li> <li>4. 点击“Passenger Seating Area”下面的“White BRIGHT”键，确保灯光明亮，点击“White MEDIUM”确保灯光暗亮，</li> <li>5. 点击“Boarding/Deplane”键，确保灯光</li> </ol>	

颜色与“General Lighting Layout”下面对应的灯光颜色相同, (说明: 灯需要至少15秒才能发生改变)。

6. 点击“OFF”键, 确保灯光熄灭。
7. 如果没有必要, 将 P5-13 上 CAB/UTIL 置于 OFF 位.

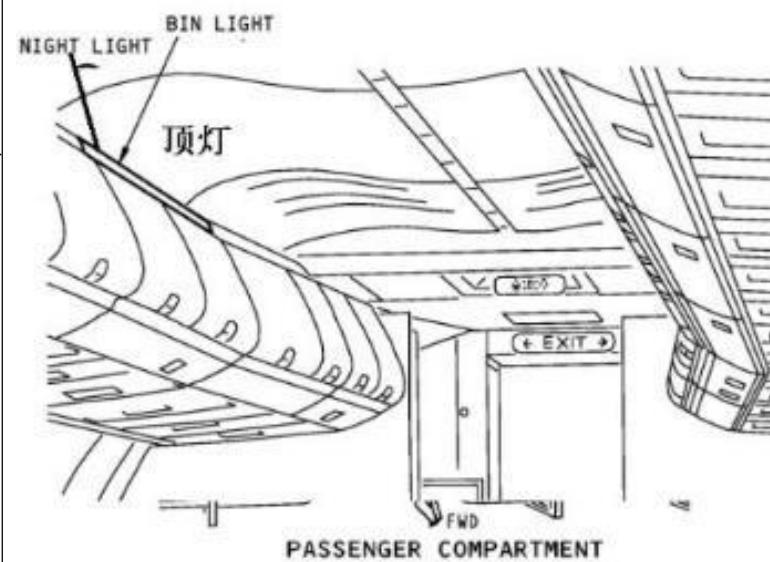
**前或后入口区域 Direct 灯检查步骤:**

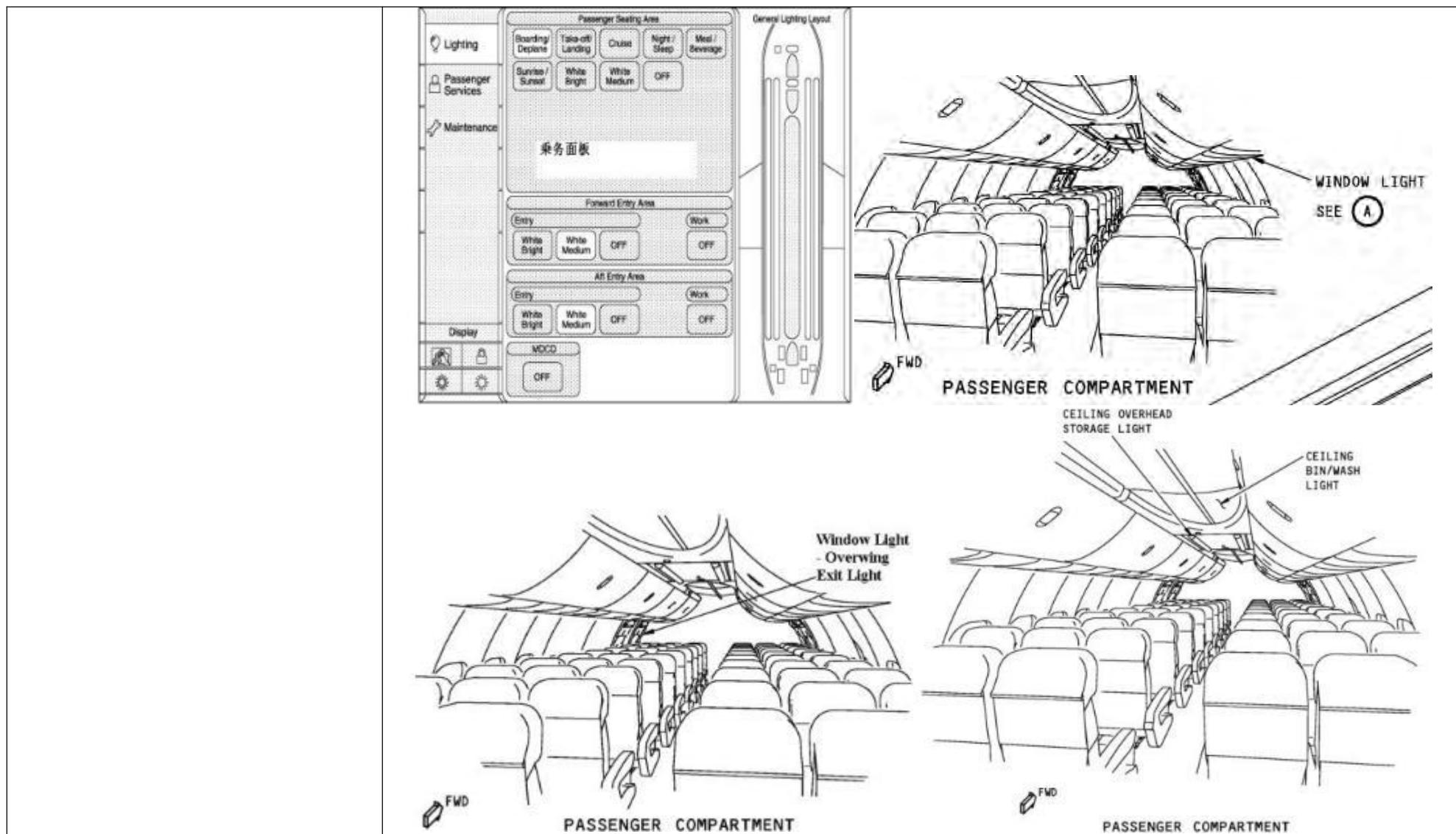
1. 两秒内触碰显示屏的对角, 激活显示屏。
2. 确保 P5-13 上 CAB/UTIL 置于 ON 位。
3. 点击显示屏中“Lighting”

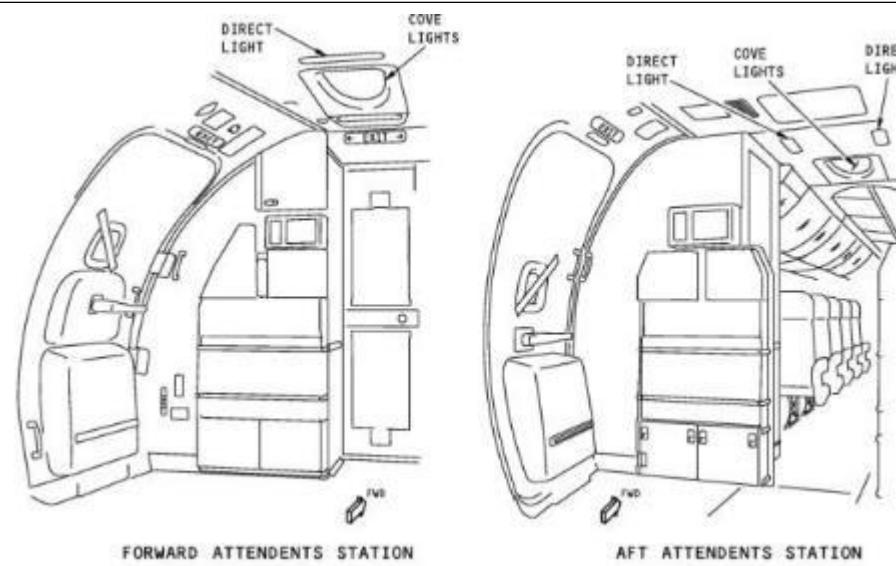
4. 点击“Forward or Aft Entry Area”下面的“White BRIGHT”键, 确保灯光明亮。

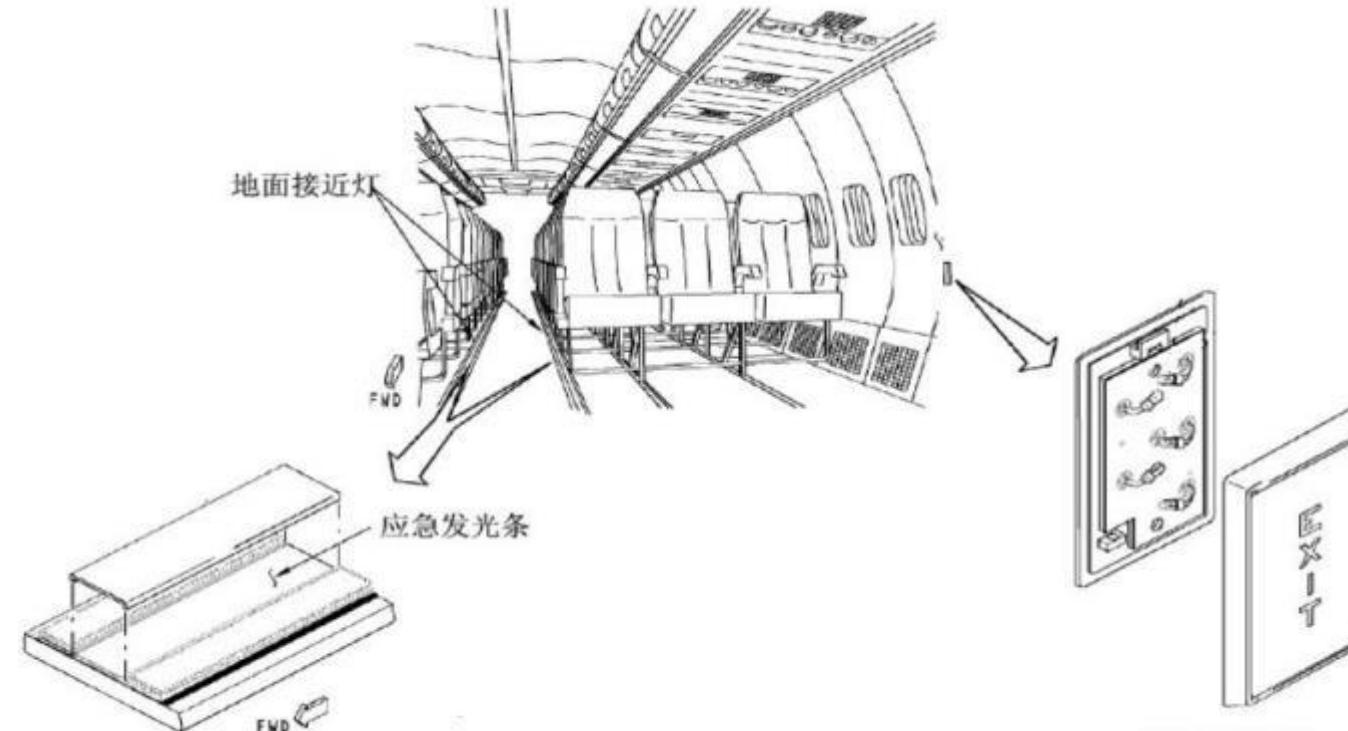
**注: 入口灯连接在 forward direct entry light 上, 只有 forward direct entry light 设置在明亮位时, 它才亮。**

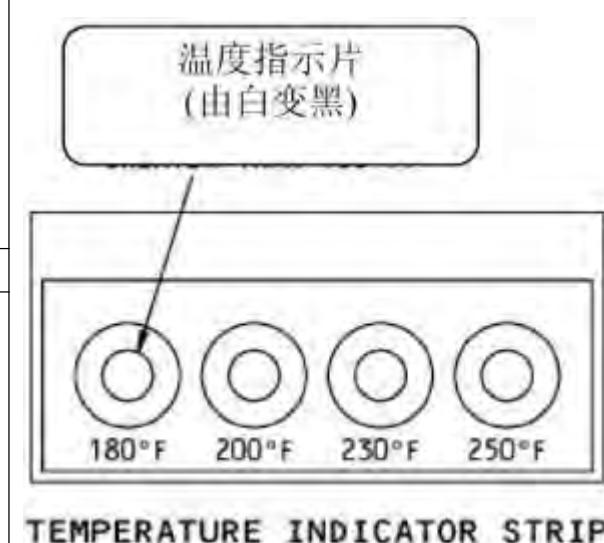
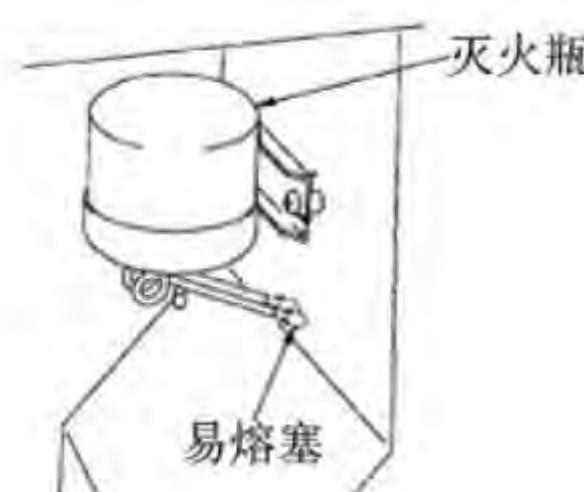
5. 点击“White MEDIUM”键, 确保灯光变暗亮, 点击“OFF”键, 确保灯光熄灭。
6. 如果没有必要, 将 P5-13 上 CAB/UTIL 置于 OFF 位.

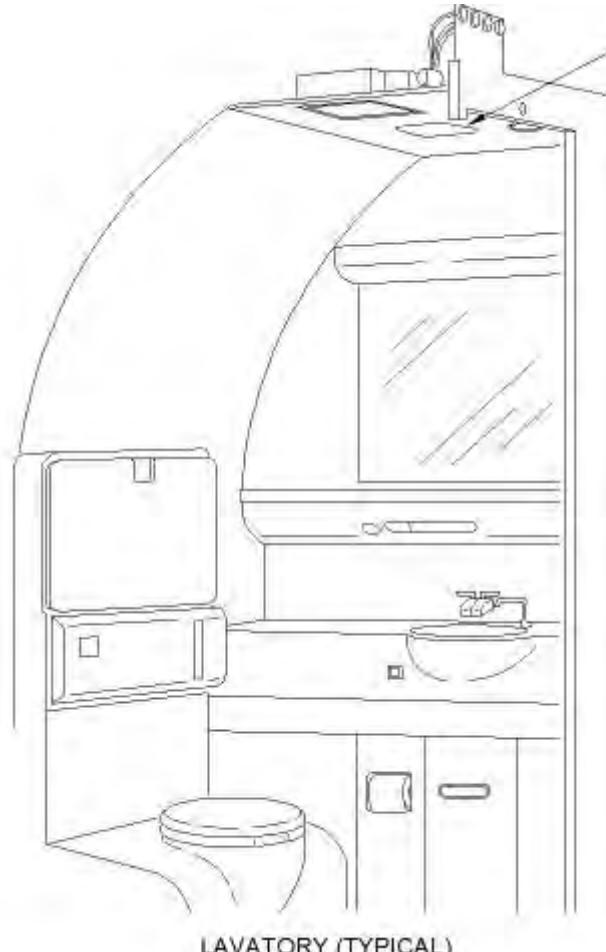


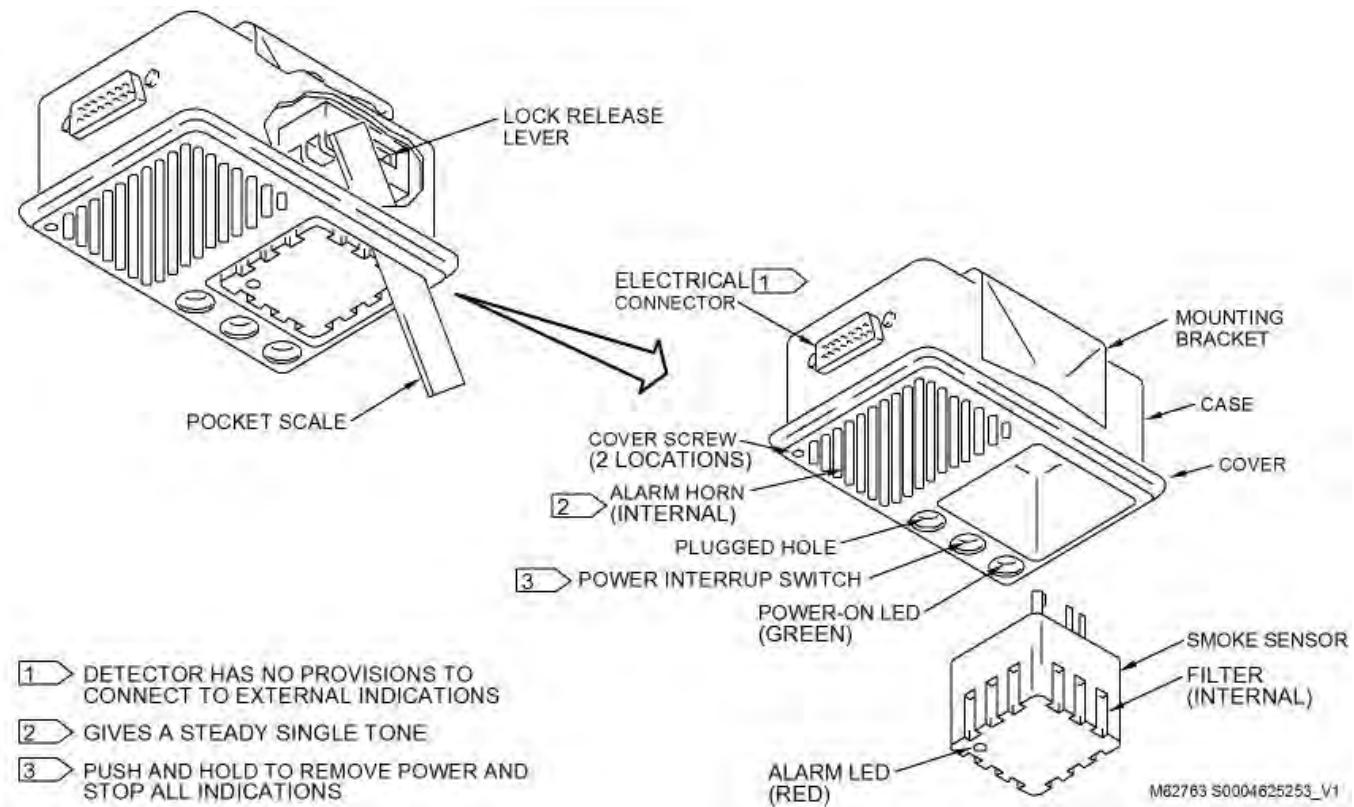




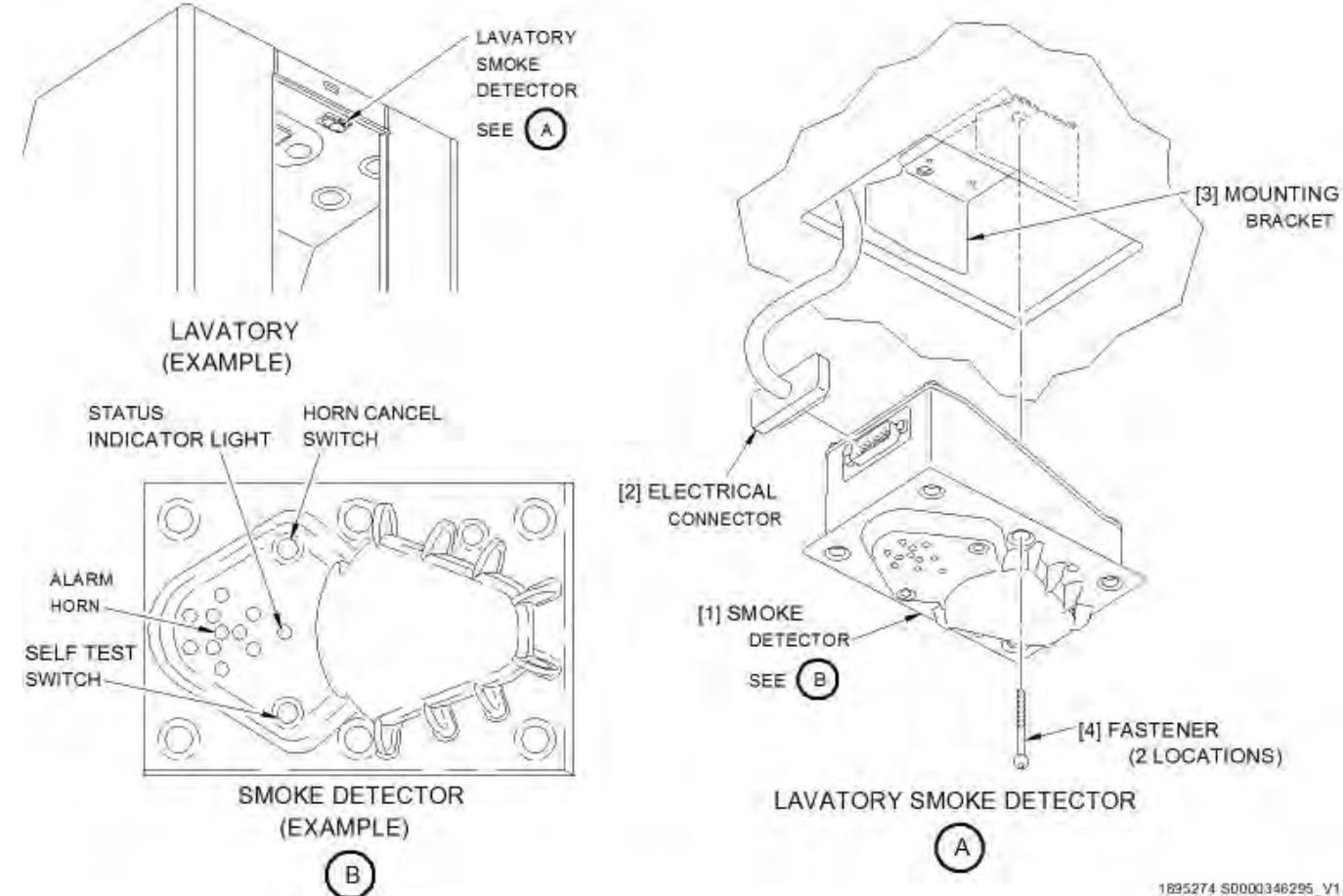
<p><b>项目描述:</b> 2.6 检查地板发光条, 确保无缺损。 <b>依据:</b> AMM33-51-02、SDS33-51-00 <b>检查标准:</b> 检查发光条安装牢靠, 无缺失破损, 表面清洁。</p>	
---	--

3.厕所区域 (ME)	图示区
<p><b>项目描述:</b></p> <p>3.1 目视检查每个厕所灭火瓶温度指示片,任一温度指示片变色(由白变黑)则检查厕所灭火瓶易熔塞是否熔化和腐蚀,若熔化或腐蚀则更换该灭火瓶和温度指示片组件,否则只需更换温度指示片组件;</p> <p><b>依据: AMM 26-24-01-601</b></p> <p><b>检查标准:</b></p> <p>任一温度指示片由白变黑说明曾经厕所中温度超过该温度,检查厕所灭火瓶易熔塞是否熔化和腐蚀,若熔化或腐蚀则更换该灭火瓶和温度指示片组件,否则只需更换温度指示片组件。</p> <p>注:灭火瓶温度指示片无论灰白色或灰色均为正常情况,无需更换。</p>	 <p>温度指示片 (由白变黑)</p> <p>180°F 200°F 230°F 250°F</p> <p>TEMPERATURE INDICATOR STRIP</p> <p>(1) 温度指示片正常颜色图</p>  <p>Wahl TEMP-PLATE® RECORDER #240 800-421-2853 180°F 200°F 230°F 250°F BLACK WHEN EXPOSED PAT. 3,002,385</p> <p>(2) 温度指示片变黑颜色图:</p>  <p>Wahl TEMP-PLATE® RECORDER #240 800-421-2853 180°F 200°F 230°F 250°F BLACK WHEN EXPOSED PAT. 3,002,385</p>  <p>灭火瓶</p> <p>易熔塞</p>

3.厕所区域 (ME)	图示区
<b>项目描述:</b>	
3.2 目视检查所有厕所的烟雾探测器指示灯正常 (绿灯亮, 无红灯亮);	
<b>依据: SDS26-14-00</b>	
<b>检查标准:</b>	
检查确保烟雾探测器指示灯绿灯常亮, 指示灯无闪烁, 无红灯亮。	

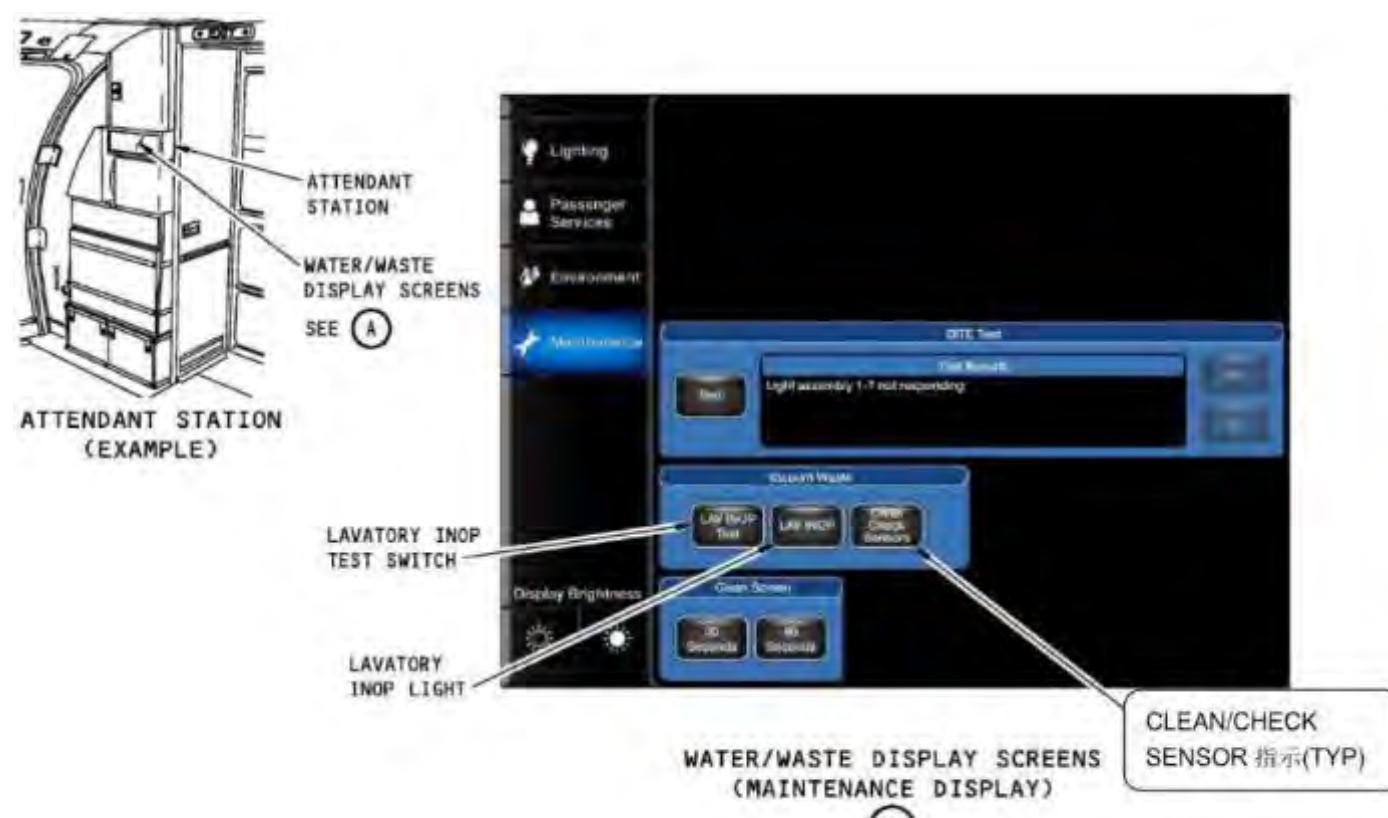


构型一



构型二

3.厕所区域 (ME)	图示区
<p><b>项目描述:</b> 3.3 目视检查后乘务员面板, 确保“CLEAN/CHECK SENSOR”指示不亮。</p> <p><b>依据: AMM SDS 38-33-00</b></p> <p><b>检查标准:</b> 目视检查后乘务员面板, 确保“CLEAN/CHECK SENSOR”指示不亮, 具体如图所示。</p>	<p>AFT ATTENDANT PANEL</p> <p>CLEAN/CHE CK SENSOR 指示灯(TYP)</p> <p>LAVS INFR LIGHT AND TEST SWITCH</p> <p>WASTE SYSTEM</p> <p>WASTE QUANTITY INDICATOR</p> <p>1/4</p> <p>1/2</p> <p>3/4</p> <p>FULL</p> <p>LAVS INFR</p> <p>PRESS TO TEST</p>



勤务工作单提示	图示区
<p><b>项目描述：</b> <b>勤务工作单提示</b> <b>依据：AMM 及 2017 年航线工单改版讨论结果</b></p> <p>1. 航后勤务工作单步骤“放掉饮用水”各基地、过夜航站、短停航站根据机场政策要求视情放水，但冬季必须依据《冬季航后补充工作单》强制放水。</p>	N/A

## 第二部分 故障和缺陷的处理

# 第3章 故障和缺陷的处理流程和案例

现代航空器的设计和维修思想都是以可靠性为中心,在这种情况下安全水平是以整体的可靠性水平作为衡量的标准,而不仅仅以事故发生的概率来衡量,排除航空器运行中出现的故障是为了保持这种可靠性水平。因此,在整体可靠性水平不低于预期的安全水平的情况下,允许部分航空器在一定的时间内保留一些故障继续运行,但这并不意味着各航空营运人可以无限制地保留故障来提高运行的效益,航空营运人必须按照一定的规则进行保留并且尽可能早地改正这种情况,以保持整体的可靠性水平。

## 3.1 故障和缺陷的处理流程

### 3.1.1 排除故障的典型流程

1. 接收故障/缺陷或故障/缺陷件信息并确认(或执行维修工作时发现故障/缺陷或故障/缺陷件);
2. 确定故障排除/缺陷或故障/缺陷件处理方案;
3. 领用器材;
4. 借用工具设备;
5. 完成排故/缺陷或故障/缺陷件的处理工作;
6. 填写维修记录;
7. 工作收尾;
8. 归还工具设备;
9. 器材回仓;
10. 维修任务反馈。

### 3.1.2 保留故障的典型流程

1. 接收故障/缺陷或故障/缺陷件信息或执行维修工作时发现故障/缺陷或故障/缺陷件,并进行确认;
2. 查询飞机最低设备清单(MEL)、构型缺损清单(CDL)或其他维修文件(如飞机维护手册、结构修理手册等),判断是否可以办理保留故障;
3. 打印或领取工卡;
4. 按需借用工具设备、器材;
5. 办理故障保留。对于以MEL和CDL为依据的保留故障,在航空器投入运行前应当完成其规定的维修(M)任务并在飞行记录本中明确记录,在运行中应当遵守其规定的操作(O)和运行限制;对于不是MEL和CDL以为依据的保留故障,也应当视情对影响使用的项目进行必要的使用限制;
6. 保留故障的信息应当在航空器投入运行前以保留故障控制单的形式通报飞行机组和有关的维修人员,并按照MEL的规定对不工作、禁止或限制使用的设备以明显的标志挂牌警

告，但这些标志挂牌不应当影响飞行机组的正常操作。涉及到运行限制的保留故障，还应当在投入运行前以包括书面或电子在内的有效方式通报运行控制部门；

7. 保留故障单及其修复的信息及时通报或反馈到航空营运人的维修控制中心和安全质量部门；

**说明：**当航空器发生保留故障的情况时，应该在 24 小时之内完成保留故障控制单（保留故障已修复的除外）。

8. 工作收尾并按需归还工具设备、器材，并反馈工作单卡等维修记录。

## 3.2 航线维护中故障和缺陷的处理案例

### 3.2.1 航线维护中的故障处理案例

以波音737-800型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

#### 1. 故障排除示例

某航空公司一架 B737-800 飞机在执飞航线时，飞行员发现下显示组件 (DU) 黑屏，飞机在某机场过站落地，飞行员填写飞行记录本：

飞行记录本 (FLIGHT LOG BOOK)							NO.FLB XXXXXX	
A/C Type 机型	B737NG	A/C Reg 机号	B-XXXX	Date(YMD)日期	2019 年 10 月 25 日	Fuel Qty(KG) 燃油量 (千克)	T.O.G.W(KG) 起飞全重 (千克)	
No	Report 故障报告			Action 处理措施				
A	Flight 航班号 : XXXX	Sta 航站 : XXX		ATA 章节号 : _____	WO# 工作指令号 : _____	IT# 序号 : _____	Hold Item 是否保留 : <input checked="" type="checkbox"/> N	
	Date 日期 : 2019 年 10 月 25 日			<input type="checkbox"/> RMI	<input type="checkbox"/> DIC	Sign 必检/互检签署 : _____		
	在飞行中, 中下显示 DU 黑屏			From (-----)				
	During flight. CL display unit has fault.							
Rep 报告人 : <input checked="" type="checkbox"/> Cap 机组 <input type="checkbox"/> Tec 机务	三三		Skill 工种 : _____	Man Hours 工时 : _____	Sta 航站 : _____	Date : 20	Sign 签署 : _____	
No	Description 名称	P/N off 拆下件号	S/N off 拆下序号	P/N off 装上件号	S/N on 装上件号			

图 3-1A 飞行记录本示意图

1) 过站机场由于没有航材，机务人员按相应 MEL 办理了保留填写了飞行记录本及故障保留单 (DD)：

飞行记录本 (FLIGHT LOG BOOK)									NO.FLB XXXXXX	
A/C Type 机型	B737NG	A/C Reg 机号	B-XXXX	Date(YMD)日期	2019年10月 25日	Fuel Qty(KG) 燃油油量 (千克)	T.O.G.W(KG) 起飞重量 (千克)			
No	Report 故障报告	Action 处理措施								
A	Fit 航班号: XXXX Sta 航站: HAK Date 日期: 2019 年 10 月 25 日	ATA 章节号: 31-08 WO# 工作指令号: _____ IT# 序号: _____ Hold Item 是否保留 <input checked="" type="checkbox"/> 是 <input type="checkbox"/> 否								
	在飞行中, 中下显示器黑屏 During flight, CL display unit has fault.	□ RIU/□ DIC Sign 必检/互检签署: _____ From (-----) 依据 MEL31-08-01-01 下 DU 保留放行。According MEL31-08-01-01 Lower Du.								
	Rep 报告人: <input checked="" type="checkbox"/> Cap 机组 <input type="checkbox"/> Tec 机务 张三	Skill 工种: _____ Man Hours 工时: _____ Sta 航站: _____ Date: 20 _____ Sign 签署: _____								
	No	Description 名称	P/N off 折下件号	S/N off 折下序号	P/N off 装上件号	S/N on 装上件号				

图 3-1B 飞行记录本示意图

故障保留单 DEFERRED DEFECT FORM									No. XXXXXX
飞机号 A/C Reg	B-XXX	章节 ATA	3108	航站 Station	XXX	日期 Date	2019-10-25	转录自 From	FLB. NO. XXXXXX
故障或缺陷描述 Description	故障描述: 中下显示器黑屏, 因航材不足办理保留。 CL DU								
保留依据 Document	MEL31-08-01-01	保留原因 Reason	SL	修复期限 Deadline	TOCA	到期时间 Expiration date	2019-11-6	工时	3X5.0H
保留代码 Code	C	预计修复时机 Expected Repair Time	2019-10-25	是否挂警告牌 Warning Tag?	<input type="checkbox"/> 是 Yes <input checked="" type="checkbox"/> 否 No				
机组操作措施 (0项)? Crew Operation?	<input type="checkbox"/> 是 Yes <input checked="" type="checkbox"/> 否 No 公务区 Business Class Area <input type="checkbox"/> 是 Yes <input checked="" type="checkbox"/> 否 No 遵循限制 Flight Limited <input type="checkbox"/> 是 Yes <input checked="" type="checkbox"/> 否 No								
维修措施 (0项)? Maintenance Action	按 MEL31-08-01-01 拔出并固定 P6-1 面板上的跳开关 DISPLAY CTR LWR								
件号来源章节 P/N From	IPC31-62-11-01								
执行间隔 Interval	关闭条件 Close Requirement	办理人 Tech 批准人 Approved By							
执行标准 Standard		续保信息 Cont Deferral Info							
		续保原因 Reason	续保期限 Deadline	续保日期 Date	申请人 Tech	批准人 Approved By			
纠正措施 Corrective Action									
关闭日期 Date	关闭人员 Tech	批准人 Approved By	飞机上摘除由 DD Copy Removed by						

图 3-2 故障保留单示意图

- 2) 飞机回到主基地, 需要完成相应的排故工作;
- 3) 到驾驶舱查阅飞行记录本和故障保留单;
- 4) 根据飞行记录本的故障描述打印工卡: FIM31-62 Task826。

#### 826. DU-CL Fail - Fault Isolation

##### A. Description

- (1) This task is for this maintenance message:
  - (a) 31-61016 DU-CL FAIL
- (2) The center lower display unit (CL-DU) is blank.

##### B. Possible Causes

- (1) Center lower display unit (CL-DU), N190

##### C. Circuit Breakers

- (1) This is the primary circuit breaker related to the fault:

##### F/O Electrical System Panel, P6-1

Row	Col	Number	Name
E	12	C01373	DISPLAY CTR LWR

##### D. Initial Evaluation

- (1) Turn the knob on the LOWER DU switch on the captain's (or first officer's) display switching module to ENG PRI.
  - (a) If the display is not blank, then there was an intermittent fault.
  - (b) If the display is blank, then do the Fault Isolation Procedure below.

##### E. Fault Isolation Procedure

图 3-3 故障隔离手册示意图

- 5) 确认故障:

(1) 闭合 P6-1 跳开关面板上的跳开关: E-12 DISPLAY CTR LWR;

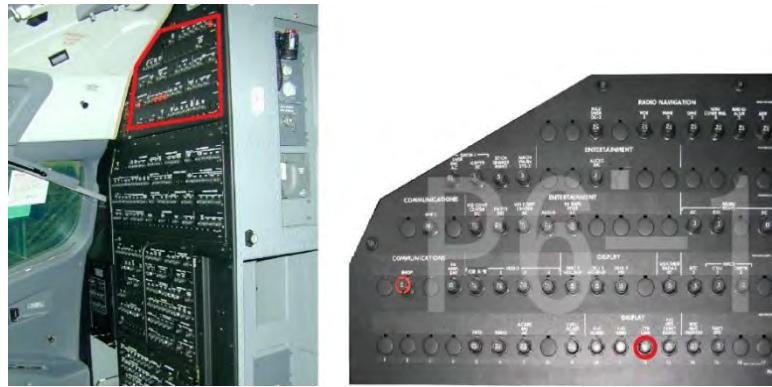


图 3-4 P6-1 跳开关面板

(2) 确认下显示组件处于黑屏故障状态;



图 3-5 下 DU 黑屏示意图

(3) 拔出跳 P18-2 开关板上的跳开关 C-8 FLIGHT RECORDER POSITION SENSOR;



图 3-6 P18-2 跳开关面板

(4) 5 秒后, 闭合 P18-2 面板上的跳开关 C-8;

(5) 确认下显示组件依旧处于黑屏故障状态。

6) 已确认故障件为下显示组件, 依据工卡更换下显示组件;

7) 查找 IPC 手册, 确认下显示组件件号为: 4073610-916;

8) 打印下显示组件拆装及测试工卡: AMM31-62-11-000-801;

9) 到工具库房借出工具;

10) 到航材库房领取新的下显示组件;

**注意：领取航材需要检查航材的完整性，并检查部件的标签和航材件号是否一致。**

11) 依据维修工卡更换下显示组件，并完成相关测试;

12) 回答飞行记录本并填写故障保留单;

飞行记录本 (FLIGHT LOG BOOK)						NO.FLB XXXXXX		
A/C Type 机型	B737NG	A/C Reg 机号	B-XXXX	Date(YMD)日期	2019年10月 25日	Fuel Qty(KG) 燃油油量(千克)	T.O.G.W(KG) 起飞重量(千克)	
No	Report 故障报告	Action 处理措施						
A	Fit 航班号: _XXXX_ Sta 航站: _HAK Date 日期: _2019年10月25日_	ATA 章节号: _31-62_ WO# 工作指令号: _____ JT# 序号: _____ Hold Item 是否保留 <input type="checkbox"/> Y <input checked="" type="checkbox"/> N <input type="checkbox"/> RIN <input type="checkbox"/> DIC Sign @检/互检签署:						
	在飞行中,下显示组件故障	From (-----) 依据 FIM 手册 31-62 Task826 确认下显示器故障, 依据 31-62-11 PB401 工卡更换下显示器, 依据 AMM 手册 31-62-11-860-005&31-62-11-710-001 测试下显示器工作正常。						
	During flight, Lc display unit has fault.	According FIM task 31-62 Task826 performed trouble shooting found CL DU fault. According AMM Task31-62-11 PB401 replace CL DU. According AMM Task 31-62-11-860-005&31-62-11-710-001 performed test, result is OK.						
	Rep 报告人: <input type="checkbox"/> Cap 机组 <input type="checkbox"/> Tec 机务	Skill 工种: _____ Man Hours 工时: _____	Sta 航站: _____ Date : 20_____	Sign 签署: _____				
	No Description 名称 P/N off 拆下零件号 S/N off 装拆序号 P/N off 装上零件号 S/N on 装上零件号							
中下显示器	4073610-916	5316742	4073610-916	1122333				

图 3-7 飞行记录本示意图

故障保留单 DEFERRED DEFECT FORM								No. XXXXXX	
飞机号 A/C Reg	B-XXX	章节 ATA	3108	航站 Station	XXX	日期 Date	2019-10-25	转录自 From	FLB No. XXXXXXXX
故障或缺陷描述 Description 驾驶舱中下显示器黑屏, 因航材不足办理保留。 CL DU									
保留依据 Document	MEL31-08-01-01	保留原因 Reason	SL	修复期限 Deadline	10CA	到期时间 Expiration date	2019-11-6	工时 Hours	335.08
保留代码 Code	C	预计修复时机 Expected Repair Time	2019-10-28	是否挂警告? Warning Tag?	<input type="checkbox"/> 是 Yes <input checked="" type="checkbox"/> 否 No	是否限制 Flight Limited?	<input type="checkbox"/> 是 Yes <input checked="" type="checkbox"/> 否 No		
机组操作措施 (0项) ? Crew Operation?	公务舱区域 BusinessClassArea <input type="checkbox"/> 是 Yes <input checked="" type="checkbox"/> 否 No								
维修措施 (0项) Maintenance Action	维修限制 Flight Limited <input type="checkbox"/> 是 Yes <input checked="" type="checkbox"/> 否 No								
MEL31-08-01-01 拆出并扔掉 P6-1 页上的跳开关 DISPLAY CTR LWR									
合同后继处理 Contract Item? <input type="checkbox"/> 是 Yes <input checked="" type="checkbox"/> 否 No	件号 P/N From	IPC31-62-11-01							
执行间隔 Interval	关闭条件 Close Requirement	办理人 Tech	批准人 Approved By						
执行标准 Standard	关闭原因 Reason	续保期限 Deadline	续保日期 Date	申请人 Tech	批准人 Approved By	关闭信息 (Close Information)			
纠正措施 Corrective Action 依据FIM手册31-62 Task826确认下显示器故障, 依据31-62-11 PB401工卡更换下显示器, 依据AMM手册31-62-11-860-005&31-62-11-710-001测试下显示器工作正常。									
关闭日期 Date	关闭人员 Tech	批准人 Approved By	飞机上拆除页 P/N Copy Removed by						

图 3-8 保留故障单示意图

13) 工作收尾:

(1) 工具清点;

(2) 工作现场恢复;

(3) 飞机状态恢复;

(4) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。

14) 工具设备归还;

15) 器材回仓;

16) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

## 2. 保留故障示例

某航空公司一架波音 737-800 型飞机，机组报告副驾侧音频控制面板上的按压发话电门故障，并填写了飞行记录本。

飞行记录本(FLIGHT LOG BOOK)				NO. FLB. 10000000
A/C Type 机型: B737-800	A/C Reg 机号: B-1234	Date (YMD) 日期: 2010 / 02 / 11	Fuel Qty. (KG) 燃油油量 (千克)	
No. 报告: 故障报告	Action 处理措施:			
Plt 航班号: 5621 Sta 航站: PEK Date 日期: 2010 / 02 / 11	ATA 章节号: 111 Work 工作指令号: 111 Hold Item 是否保留: <input type="checkbox"/> Y <input type="checkbox"/> N			
<b>副驾驶侧音频选择面板 PTT 电门故障</b>	From [ ] To [ ]			
Rep 报告人: ■Cap 机组 UTRee 机务 CAP	Skill 工种: _____	Man Hours 工时: _____	Sta 航站: _____	
No. Description 名称:	P/N Off 拆下件号: _____	S/N Off 拆下序号: _____	P/N On 装上件号: _____	S/N On 装上序号: _____

图 3-9 飞行记录本示意图

- 1) 维护人员按需领取工具设备、器材;
- 2) 确认 ACP 故障, 但因缺少航材, 无法完成更换;
- 3) 查看最低设备清单 (MEL);

737NG 系列		ATA 23
第二部分	最低设备放行清单	
<b>23-16 PTT 电门</b>		
<b>23-16-02 机组音频选择面板 PTT 电门</b>		
修复期限	安装数量	放行所需数量
C	2	1
程序	有效性	
(M)	ALL	
<b>备注或例外</b>		
一个可以不工作, 只要:		
a. 相应的驾驶盘 PTT 电门工作正常。 b. 确认受影响的电门头放在开位。		
<b>标牌</b>		
在受影响的 PTT 电门上贴不工作标牌		
<b>维护程序 (M)</b>		
确认机组音频选择面板上的 PTT 电门失效在开位 (AMM 23-00-00/901)。		
1. 为了确认电门失效在开位, 在实验发射时聆听侧音, 但不要使用相应的 PTT 电门。 注: 如果有侧音, 则 PTT 电门失效在关闭位置。 2. 使用驾驶盘 PTT 电门确认可以建立通讯。		

图 3-10 最低设备清单示意图

- 4) 按照 MEL 要求, 失效一个 PTT 电门可以办理故障保留, 需在 10 天之内修复, 有 M 程序, 无 O 程序, 无运行限制;
- 5) 打印维修工卡, AMM23-00-00/901;

TASK 23-00-00-040-807							
<b>10. MMEL 23-16-2 (DDPG) Preparation - Flight Crew Audio Control Panel Push-To-Talk (PTT) Switches Inoperative</b>							
A. General							
(1) This task gives the maintenance steps which prepare the airplane for flight with the PTT switches on the Flight Crew Audio Control Panel inoperative.							
(2) The Audio Control Panel PTT switches can be inoperative under these conditions:							
(a) The associated control wheel PTT switch operates normally							
(b) The inoperative switch is deactivated open.							
B. References							
<table border="1"> <thead> <tr> <th>Reference</th><th>Title</th></tr> </thead> <tbody> <tr> <td>24-22-00-860-811</td><td>Supply Electrical Power (P/B 201)</td></tr> </tbody> </table>		Reference	Title	24-22-00-860-811	Supply Electrical Power (P/B 201)		
Reference	Title						
24-22-00-860-811	Supply Electrical Power (P/B 201)						
C. Location Zones							
<table border="1"> <thead> <tr> <th>Zone</th><th>Area</th></tr> </thead> <tbody> <tr> <td>211</td><td>Flight Compartment - Left</td></tr> <tr> <td>212</td><td>Flight Compartment - Right</td></tr> </tbody> </table>		Zone	Area	211	Flight Compartment - Left	212	Flight Compartment - Right
Zone	Area						
211	Flight Compartment - Left						
212	Flight Compartment - Right						
D. Confirmation							
SUBTASK 23-00-00-700-001							
(1) Do the steps that follow to confirm that the inoperative Audio Control Panel PTT switch is inoperative open and the associated control wheel PTT switch operates normally:							
(a) Do this task: Supply Electrical Power, TASK 24-22-00-860-811							
(b) Push the PA microphone selector switch on the associated audio control panel.							
(c) Make sure that the PA MIC light comes on.							
(d) Speak into the associated microphone without pushing any PTT switch.							
(e) Make sure you hear no voice on the PA system.							
(f) Push the inoperative PTT switch and speak into the associated microphone.							
(g) Make sure you hear no voice at the other pilot's headset.							
(h) Push the associated pilot's control wheel PTT switch and speak into the associated microphone.							
(i) Make sure you hear your voice clearly at the other pilot's headset.							

图 3-11 维修手册示意图

6) 按照维修工卡执行相关工作;

7) 填写故障保留单;

故障保留单 DEFERRED DEFECT FORM								No.XXXXXXXX		
飞机号 A/C Reg	B-1234	章节ATA	23-16	航站Station	PEK	日期Date	2015-02-11	转录自From		
故障或缺陷描述Description 断开驾驶舱选择面板上的按压按钮开关故障										
保留依据 Document	MEL23-16-02	保留原因 Reason	LS	修复期限 Deadline	10CA	到期时间 Expiration date	2015-02-21	工时	1*1.0H	
保留代码 Code	C	预计修复时机 Expected Repair Time	2015-02-21	是否挂警告牌? Warning Tag?	<input checked="" type="checkbox"/> 是 Yes	<input type="checkbox"/> 否 No				
机组操作手册 (OM) ? Crew Operation?	<input type="checkbox"/> 是 Yes <input checked="" type="checkbox"/> 否 No	公务舱区域 Business Class Area	<input type="checkbox"/> 是 Yes <input checked="" type="checkbox"/> 否 No	运行限制 Flight limited	<input type="checkbox"/> 是 Yes <input checked="" type="checkbox"/> 否 No					
维修措施 (M项) ? Maintenance Item?	确认机组在驾驶舱选择面板上的PTT电门失效在位 (AMM23-00-00/001)		所需部件 Parts Required		所需工具 Tool Required					
名称 Name	ACP									
件号 P/N	5145-1-43									
数量 Qty	1									
M项后续处理 Contact Item?	<input type="checkbox"/> 是 Yes <input checked="" type="checkbox"/> 否 No	件号来源章节 P/N From	IPC23-51-02-08		申请人 Tech		批准人 Approved By			
执行间隔 Interval			张三				李四			
执行标准 Standard	关闭条件 Close Requirement		续保信息 Cont Deferred Info							
			续保原因 Reason	续保期限 Deadline	续保日期 Date	申请人 Tech	批准人 Approved By			
关闭信息 (Close Information)										
纠正措施 Corrective Action										
关闭日期 Date		关闭人员 Tech		批准人 Approved By		飞机上擦除页		DD Copy Removed by		
版次 Revision No										

图 3-12 故障保留单示意图

8) 工作收尾:

- (1) 工具清点;
- (2) 工作现场恢复;
- (3) 飞机状态恢复;
- (4) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。

- 9) 工具设备归还;
- 10) 器材回仓;
- 11) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

### 3. 缺陷处理示例

某航空公司一架波音 737-800 型飞机, 维护人员过站检查发现右侧水平安定面后缘内侧放电刷丢失。



图 3-13 放电刷丢失示意图

- 1) 查询手册, 确认放电刷件号, 但因航材无件, 无法完成更换;
- 2) 查看外形缺损清单 (CDL);

最低设备清单		
航空器: B737-700/800	修订号: 12 修订日期: 2018-4-30	页码: 3-23-60-01.0

**23-60-01 静电放电刷**

性能限制重量的减少量如下:

安装的数量	起飞和着陆	航路爬升

有翼尖小翼的-700/-800 飞机:

最多可以缺失 2 个静电放电刷。每一个机翼最少需要一个放电刷。对于只有一个放电刷的机翼, 其必须位于最外侧后缘部位。每个水平安定面至少要有两个放电刷。只有两个放电刷的水平安定面, 其中的一个必须位于翼尖部位或位于最外侧后缘部位。垂直尾翼最少需用两个放电刷。只有两个放电刷的垂尾, 必须有一个放电刷位于最顶端位置。

14	无性能损失	无性能损失
----	-------	-------

图 3-14 外形缺损清单示意图

- 3) 按照 CDL 要求, 右侧水平安定面后缘内侧放电刷丢失, 可以办理保留;
- 4) 填写保留单;

### 保留故障单 DEFERRED DEFECT FORM

NO. OF DEFERRED DEFECT 保留故障单号	R	AC REG 飞机号	STATION 航站	TRANSFERRED FROM 转录自何文件		ISSUE DATE 保留日期	MEL/CDL 章节	A/C TYPE 机型
DD2019XXXXXX	\	B-7085	贵阳/龙洞堡	NRCXXXXXX		2019-08-16	23-60-01	737NG
DEFECT REPORT 故障描述			过站检查发现右侧水平安定面后缘内侧放电刷丢失					
REASON 保留原因			<input checked="" type="radio"/> 航材保障 <input type="radio"/> 工具设备					
RECTIFICATION DURING DEFECT 保留期间采取措施			<input checked="" type="radio"/> 通知机组 <input checked="" type="radio"/> 已填写非例行工卡, 并通知航材准备 <input type="radio"/> 挂(贴)标牌 <input type="radio"/> 提醒机组需执行(O)程序 <input type="radio"/> 符合‘附注或例外’的要求					
<input type="radio"/> 执行M程序								
<b>●不适用(无后续检查项目)</b> <input type="radio"/> 运行限制								
DESCRIPTION 工具器材名称			放电刷/DISCHARGER - TRAILING COMPOND/COMPOND	PART NO. 件号	740001 LOCTITE242	Quantity 数量	1 1	查件者: XXX XXX
TYPE/DAYS/TARGET 保留类型/天数/到期时间			Required DownTime 所需停场时间	MH REQUIRED 所需工时	TECHNICIAN 申请者	APPROVAL 批准者	SCHEMING REPAIR TIME 预计首次修复时机	
CDL			0_D	2人*小时	XXX	XXX	航材到货后更换	
RECTIFICATION 纠正措施及说明			<input type="checkbox"/> 恢复 M 程序中不起作用的部件; <input type="checkbox"/> 更换保留的部件; <input type="checkbox"/> 其他纠正措施;					
DATE 日期	Technician 技术员		Inspector 检查者	检查者还需完成:		维修调度管理员完成:		
				<input type="checkbox"/> 从TLB 中撤下保留单 <input type="checkbox"/> 传递给维修调度管理员 <input type="checkbox"/> 传递到MCC 生产调度				

注: 撤销保留后, 在飞行记录本中的保留单上完成撤保留签字, 检查者从飞机上撤下撤销后的保留单, 传递给调度员, 维修调度管理员传递给 MCC 生产调度。

图 3-15 保留单示意图

- 5) 工作收尾:
  - (1) 确保飞行记录本等维修记录已完成签署, 并通报机组。
  - 6) 将维修记录反馈给相关部门。

### 3.2.2 航线维护中常见缺陷案例

#### 1. 油液渗漏

油液渗漏包括外部渗漏和内部渗漏, 绕机检查时发现的一般为外部渗漏。

外部渗漏一般是指将可见油迹擦干净后, 一段时间内又有油液再次从接头本体、接头和管路的连接处、部件本体或部件与部件的连接处等位置漏出。油液渗漏通常可能为燃油、滑油或液压油等油液。如果发现渗漏, 应按维护手册的要求执行相应的维护工作。

#### 油液渗漏注意事项:

- 1) 通常渗漏量会随系统压力增加而增大, 检查时应按手册要求给系统增压;
- 2) 管接头发生渗漏后, 一般应重新将接头磅力矩, 如果仍然渗漏, 则按手册要求处理;
- 3) 作动筒发生渗漏后, 在条件允许的情况下, 应按照手册要求操作作动筒, 检查作动过程中渗漏量有无变化;
- 4) 滑油或液压油发生渗漏后, 应检查剩余油量;
- 5) 油液渗漏后, 应及时清洁相关区域。

**典型渗漏检查步骤：**

- 1) 清洁漏油部件；
- 2) 给相应系统增压（如适用）；
- 3) 确认渗漏量；
- 4) 对比渗漏量是否超过限制值；
- 5) 给相应系统释压（如适用）；
- 6) 按照手册要求执行维护工作。

**2. 结构损伤**

航空器结构损伤多发生在机身蒙皮、发动机进气道唇口、大翼和安定面前缘、雷达罩、大翼后缘、升降舵/方向舵后缘、反推蒙皮等部位；常见损伤类型有：凹坑、腐蚀、折痕、侵蚀、凿伤、裂纹、穿孔、雷击损伤、划痕等。

检查时发现结构损伤，按照航空器维修单位结构损伤标准作业流程处理。

常见结构损伤类型介绍如下：

- 1) 凹坑（Dent）：材料向内变形，通常由一个光滑的物体撞击造成。受损材料横截面积不变，受损区域边缘光滑。

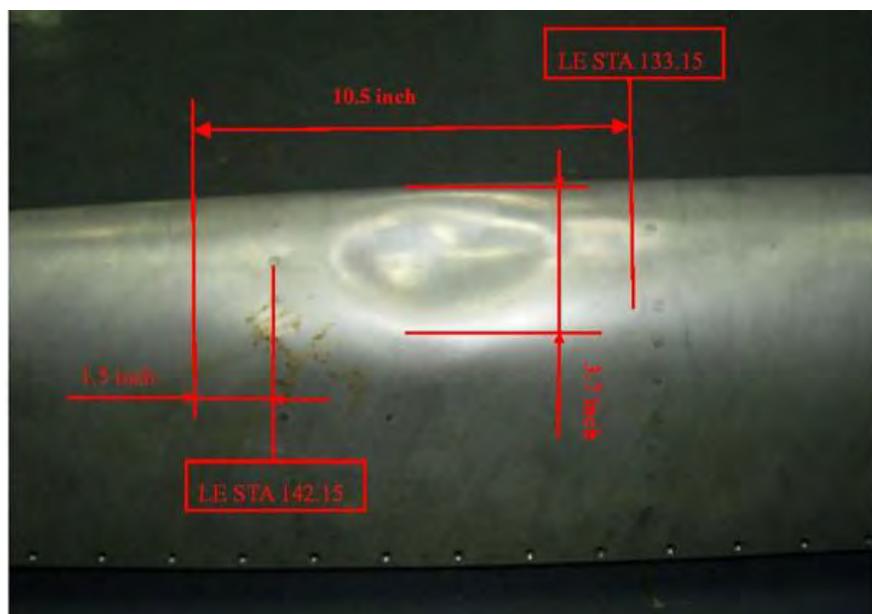


图 3-16 机翼前缘凹坑

- 2) 腐蚀（Corrosion）：由电化学作用造成的损伤，导致材料表面横截面积变化，或者产生凹点。通过清理可确定损伤程度，常发生在材料表面或边缘。



图 3-17 桁条、隔框及蒙皮内侧的腐蚀



图 3-18 桁条腐蚀



图 3-19 铆钉孔及周围蒙皮腐蚀



图 3-20 盖板缝隙处的腐蚀



图 3-21 蒙皮表面的丝状腐蚀

3) 折痕 (Crease): 材料受到挤压或弯折，导致边界产生明显的线条。对于金属材料，折痕可等同于裂纹。对于复合材料，可以看到由褶皱引起的断裂或线条。



图 3-22 水平安定面前缘的折痕

4) 侵蚀 (Erosion): 由于液体或气体的磨蚀作用，导致材料表面被破坏。液体或气体中有固体颗粒存在或材料发生腐蚀会加快侵蚀过程。



图 3-23 盖板边缘风蚀

5) 凿伤 (Gouge): 由尖锐物体撞击产生，会导致材料表面横截面积变化，并在材料上形成连续、尖锐或光滑的沟槽。



图 3-24 凿伤

6) 穿孔 (Hole): 材料被刺穿形成的孔洞或切口。



图 3-25 穿孔

7) 雷击损伤 (Lightning Strike Damage): 由于雷击造成的结构强度下降或材料丢失。



图 3-26 水平安定面后缘雷击 (放电刷烧蚀, 后缘导电条局部材料丢失)

8) 划痕 (Scratch): 由锋利物体和材料表面接触造成, 会导致材料横截面积的变化, 并形成一条或一系列损伤线。



图 3-27 划痕

### 3. 雷击/鸟击

#### 1) 雷击 (Lightning Strike)

常见雷击损伤位置包括雷达罩、大翼翼尖、安定面翼尖、升降舵、方向舵、副翼，机翼-机身整流罩、吊架等。雷击损伤通常表现为烧蚀、变色、凹点、孔洞或材料熔化。

常见的雷击损伤实例如下图：

(1) 机身雷击，紧固件头部损坏；



图 3-28A 雷击损伤

(2) 反推外侧蒙皮雷击，表层受损；



图 3-28B 雷击损伤

(3) 反推后缘蒙皮雷击；



图 3-28C 雷击损伤

(4) 机身顶部雷击，产生凹点；



图 3-28D 雷击损伤

(5) 方向舵雷击，紧固件处的复合材料起毛、烧蚀；



图 3-28E 雷击损伤

(6) 翼尖小翼尖端雷击，金属铝条烧蚀；



图 3-28F 雷击损伤

(7) 垂直安定面雷击，放电刷烧蚀；



图 3-28G 雷击损伤

(8) 雷达罩雷击；



图 3-28H 雷击损伤

(9) 静压孔处雷击，表面烧蚀形成凹点；



图 3-28I 雷击损伤

(10) 机身雷击，形成从前到后一列雷击点；



图 3-28J 雷击损伤

(11) 机身蒙皮接缝处雷击，边缘材料部分丢失；



图 3-28K 雷击损伤

(12) 前起舱门处雷击，漆层脱落露出复合材料。



图 3-28L 雷击损伤

## 2) 鸟击 (Bird Strike)

在进行日常检查时,若发现航空器外表面有血迹或鸟毛等异物时,需进一步按照手册检查确认航空器是否遭到鸟击。

常见的鸟击损伤表现为:裂纹 (cracks)、结构松脱 (pulled apart structure)、漆层脱落 (loose paint or paint flakes)、部件扭曲变形 (twisted parts or distortion)、部件弯曲 (bent components)、断裂 (ruptures)、紧固件松动 (loose fasteners)、紧固件安装孔变形 (fasteners holes that became larger or longer)、紧固件变形或丢失 (fasteners that have pulled out or are gone)、分层 (delamination)、纤维材料破损 (fiber breakouts)、错位 (misalignment)、相互干涉 (interference) 等。

### 以下为典型的检查步骤和注意事项:

- (1) 检查方法一般为目视检查,如手册有其他要求,按照手册要求检查;
- (2) 做好个人安全防护,并清洁鸟击区域的污染物;
- (3) 将航空器设置到手册指定的构型,例如:放下襟翼、缝翼,打开相关盖板和整流罩;
- (4) 检查鸟击区域的内外部结构和相关系统;
- (5) 如发现鸟击损伤,按照手册执行相应维护工作。

## 4. 风挡/窗户损伤

对飞机风挡和窗户的检查一般为目视检查,主要检查有无裂纹、划伤、碎片、起雾等不正常现象。航空器风挡和窗户生产厂家不同,其构成和损伤形式也不同,下面以波音 737-800 飞机上安装的某型号风挡和窗户为例,说明典型的损伤类型。

- 1) 典型的窗户损伤类型:细小裂纹 (crazing)、裂纹 (cracks)、划伤 (scratches)、碎片 (chips)、内部裂纹 (in-plane cracking)、雾化或潮气入侵 (fogging)。
- 2) 典型的风挡损伤过程:
  - (1) 由于风雨的侵蚀,或封严脱胶,导致防潮封严退化;
  - (2) 潮气进入中间夹层;
  - (3) 聚氨酯层退化 (褪色、裂纹);
  - (4) 分层 (玻璃与中间夹层分离);
  - (5) 导电条退化 (褪色、裂纹);
  - (6) 导电条与加热膜的接合处开始退化;
  - (7) 导电条与加热膜的接合处产生电弧;
  - (8) 电弧导致的局部过热,引发外层玻璃破裂。

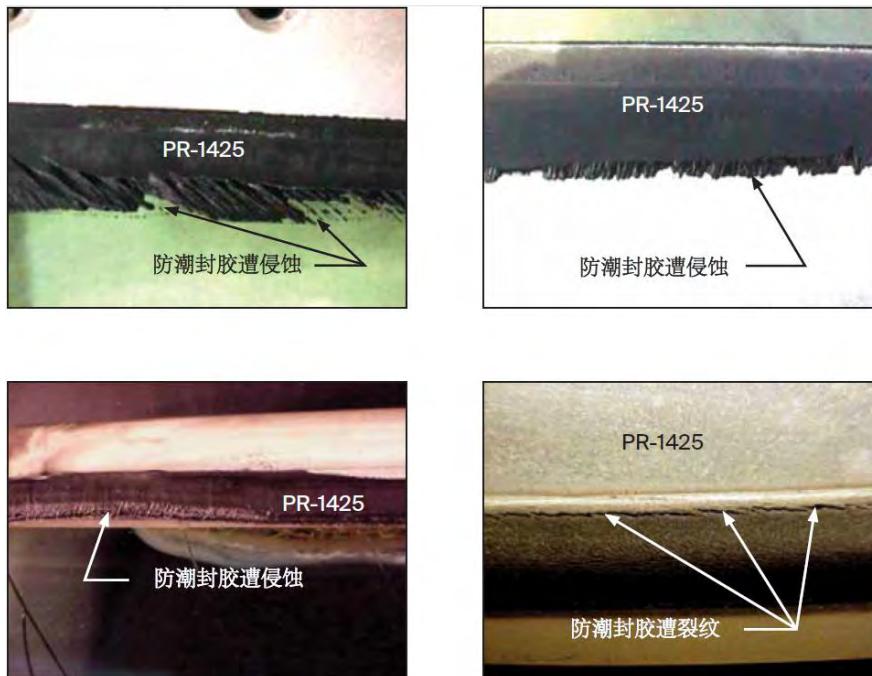
**典型风挡损伤类型：**

图 3-29 防潮封胶退化

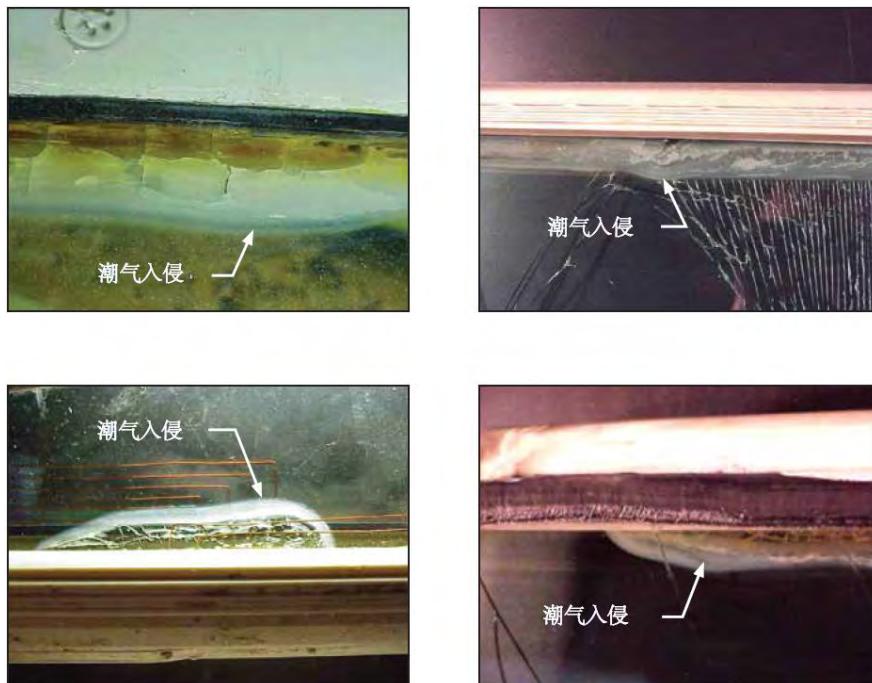


图 3-30 潮气入侵

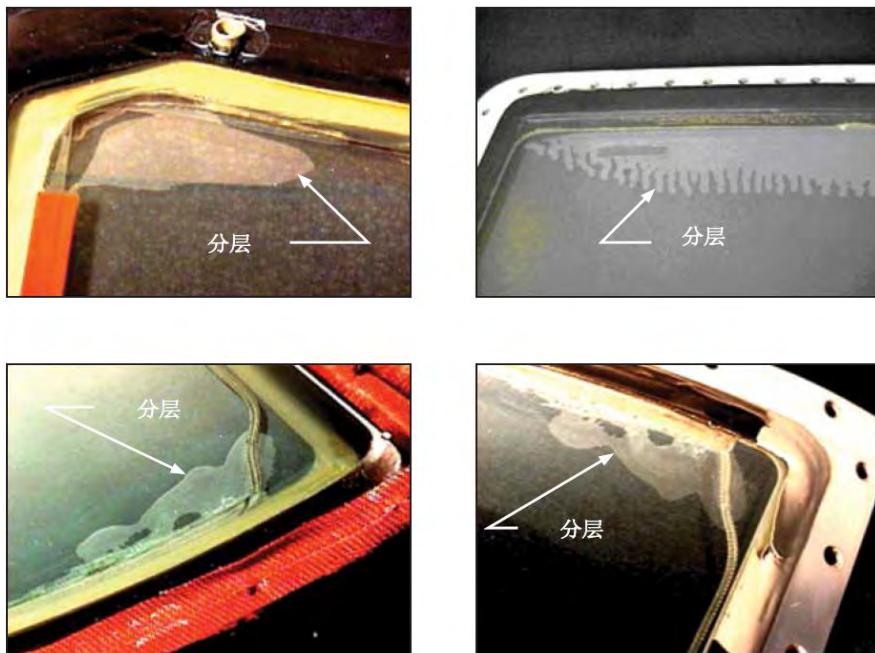


图 3-31 分层

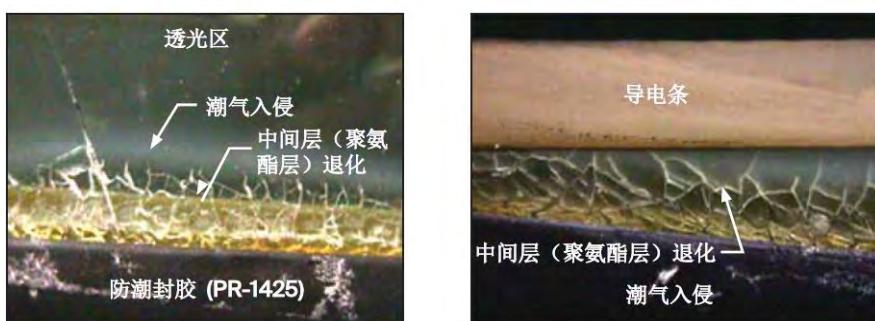
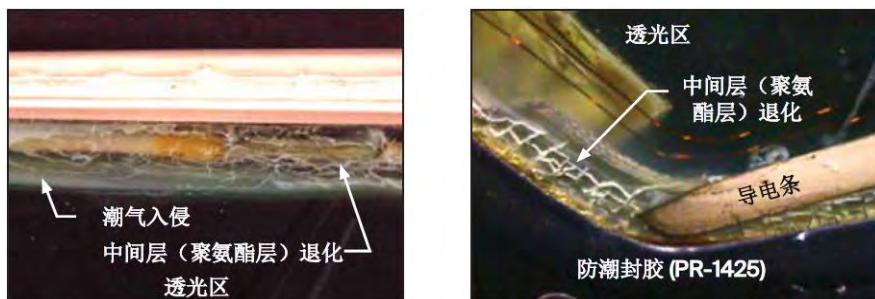


图 3-32 中间层(聚氨酯层)退化

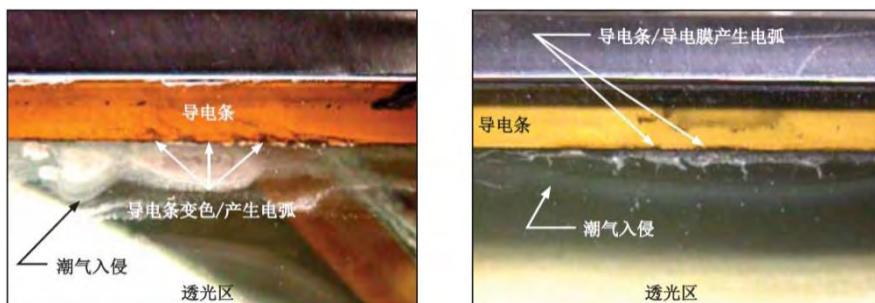


图 3-33 导电条或夹层变色

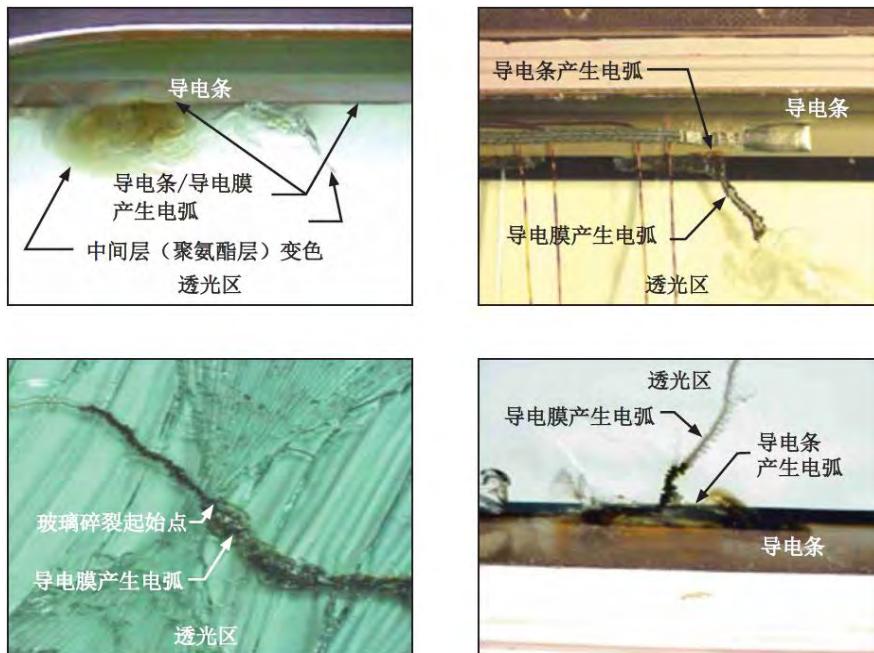


图 3-34 加温系统故障

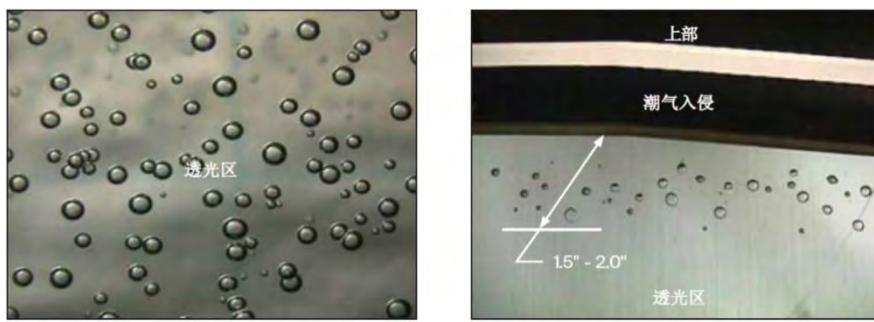
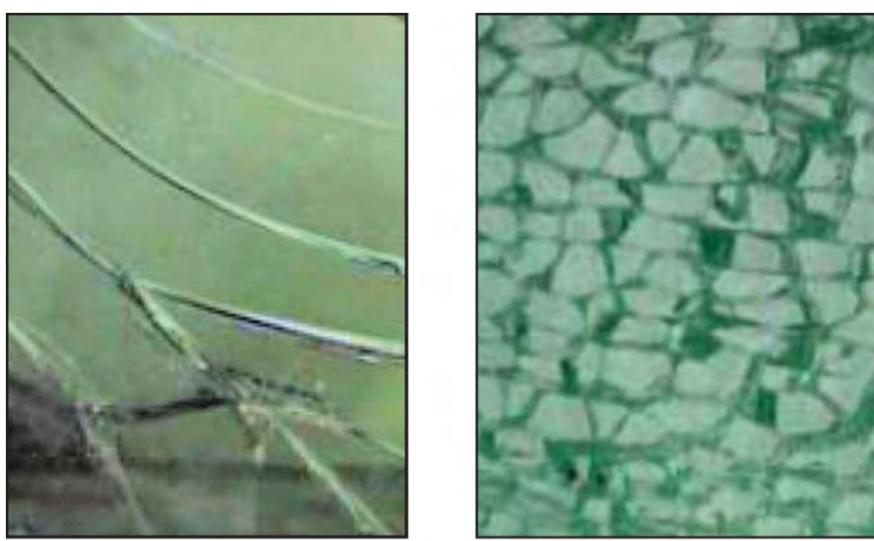


图 3-35 中间层产生气泡



化学钢化玻璃的典型破裂形状

热钢化玻璃的典型破裂形状

图 3-36A 玻璃破裂

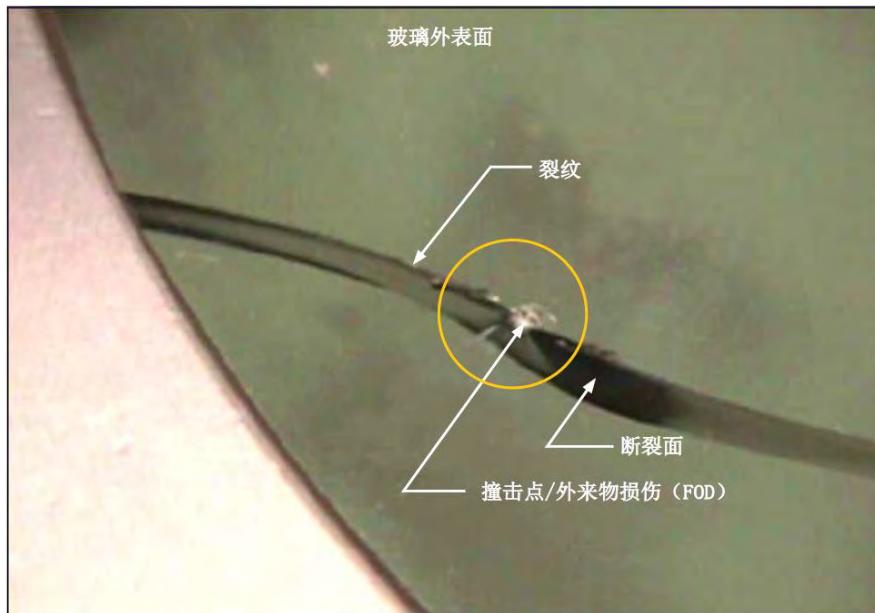


图 3-36B 玻璃破裂（外来物碰撞所致）

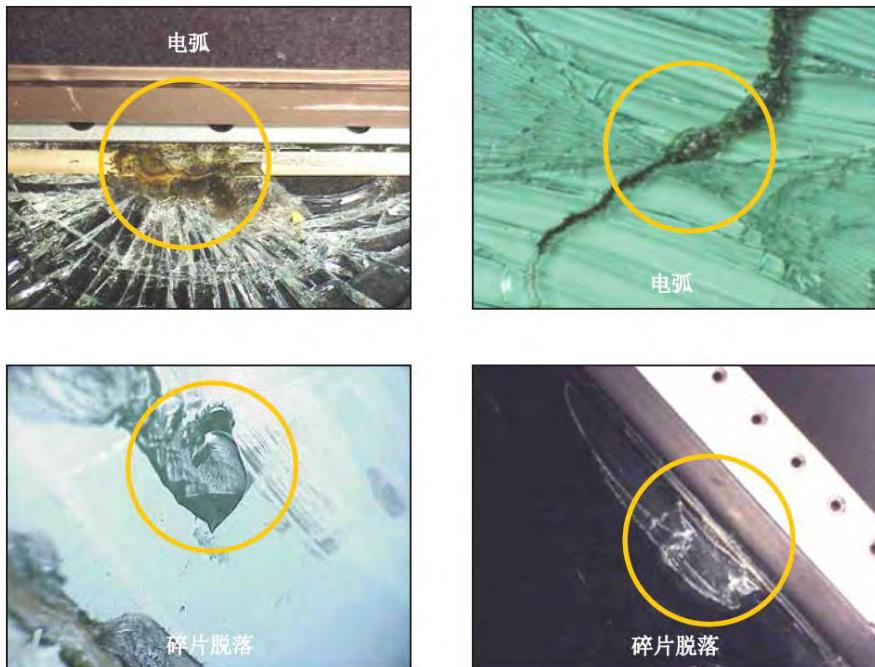
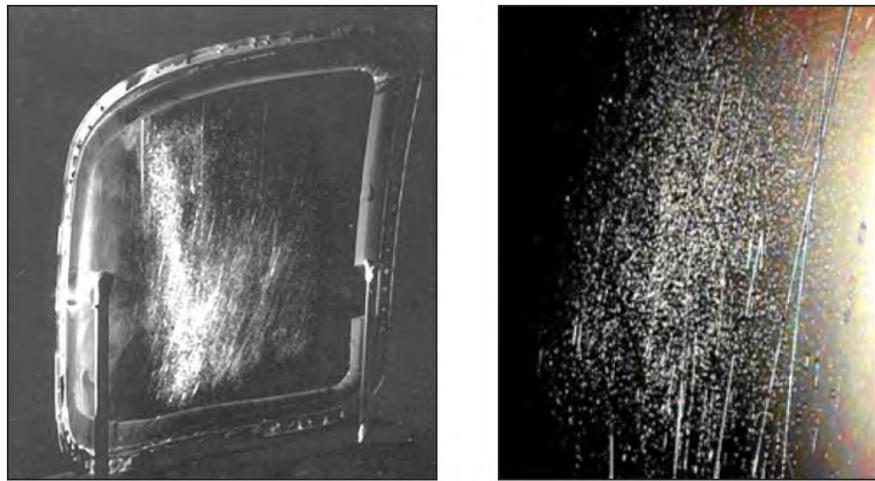


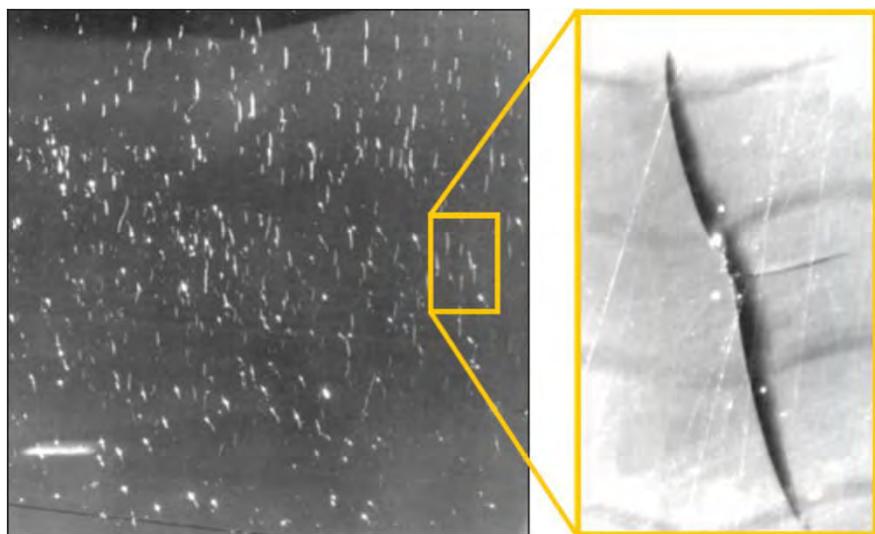
图 3-36C 玻璃破裂（电弧、剥离片）



丙烯酸（Acrylic）风挡  
表面划伤和龟裂全视图

丙烯酸（Acrylic）风挡表  
面划伤和龟裂局部放大图

图 3-37A 丙烯酸（Acrylic）风挡表面划伤和龟裂



丙烯酸（Acrylic）风挡表面龟裂

放大图

图 3-37B 丙烯酸（Acrylic）风挡表面划伤和龟裂

### 第三部分 航线可更换件拆装

## 第4章 航线可更换件拆装

维修人员应熟悉拆装部件流程，掌握拆装方法，严格按照手册要求执行航空器部件拆装工作。

### ■ 工作规范

以下是拆装过程中的通用原则，若维修手册中已列出明确要求，应依据手册施工。

1. 明确分工，并按要求接近拆卸部件，如需执行清洁、修理等工作，应按照航空器制造厂家维修手册中的标准施工程序完成。
2. 先拆传动部分，后拆固定部分；  
先拆下面部分，后拆上面部分；  
先拆外面部分，后拆里面部分；  
先拆小的部分，后拆大的部分；  
先拆中间部分，后拆两端部分；  
先拆受力小的，后拆受力大的；  
先拆部分后装，后拆部分先装。
3. 将拆下的部件、螺钉、螺帽等做好标记，并有序摆放；拆装带有管路的部件，应及时封堵管口。
4. 正确理解手册中的警告（WARNING）、警示（CAUTION）等信息的含义，防止人员受伤、飞机或设备受损。
5. 对于静电敏感元器件（ESDS），应做好静电防护。
6. 做好相应的安全防护措施。例如：高空作业时必须系安全带、打保险时应佩戴护目镜等。如需使用可燃、有毒、对皮肤有刺激性的溶液、清洗剂、密封胶或其他材料，应严格遵守制造厂家的相关要求。
7. 严禁带电拆装。
8. 活动部件的拆装必须在限动保护下进行。

### 4.1 气源、液压、灯光、发动机点火系统部件拆装

### ■ 工作示例

以波音 737-800 型飞机为例，实际维修工作应严格遵守维修手册及设备制造厂家使用说明的要求。

#### 4.1.1 气源系统部件——发动机高压级活门拆装

##### 1. 准备

## 1) 接收维修任务:

- (1) 领取或打印维修工作单卡: AMM 36-11-06/401。

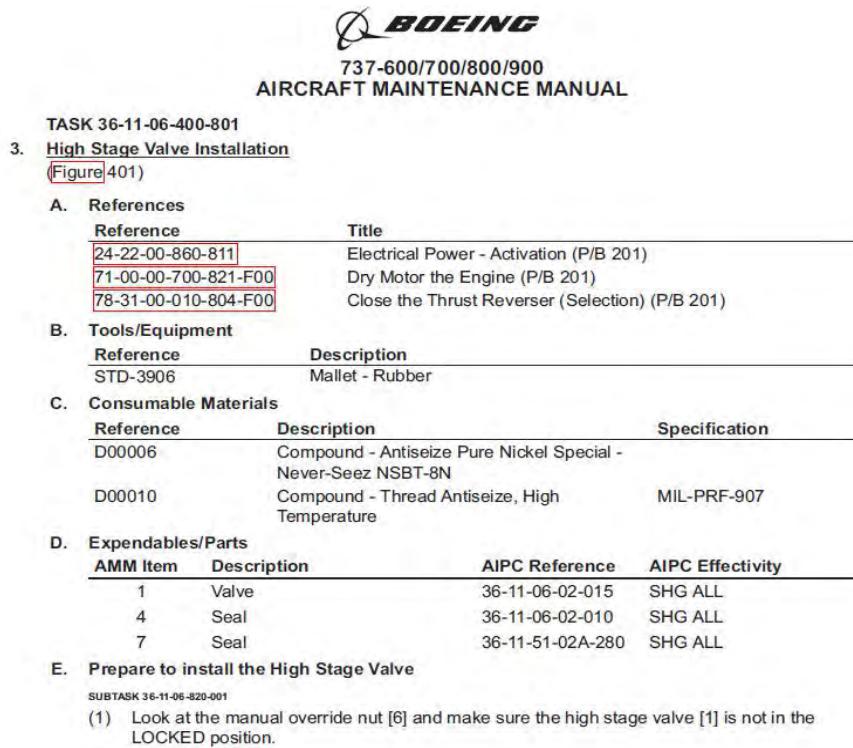


图 4-1 维修手册示意图

## 2) 领用工具设备、器材:

- (1) 手套、抹布、手电（按需）、接油盘、警告标识、套筒、扳手、橡胶锤；  
 (2) 高温防咬剂；  
 (3) 高压级活门、封圈。

**2. 操作**

## 1) 拆卸准备

**警告:** 拆除引气系统部件之前，必须确保引气系统已释压，如果系统没有释压，高温高压的气体将导致人员受伤或设备损坏。

- (1) 依据工卡 TASK 36-00-00-860-806 失效引气系统；  
 (2) 确保发动机的启动手柄在 cutoff 位置，并挂警告标识；

**警告:** 打开反推整流罩之前，必须按顺序执行以下工作步骤：收回前缘装置，失效前缘装置，失效反推（地面维护期间），打开风扇整流罩。如果不按顺序执行以上工作步骤，将导致人员受伤或设备损坏。

- (3) 依据工卡 TASK 78-31-00-010-801-F00 打开左侧发动机反推整流罩；  
 (4) 拔出以下跳开关，并挂警告标识；

**副驾后侧电气系统跳开关面板, P6-4**

行	列	电气设备号	名称
A	7	C00796	AIR CONDITIONING BLEED VALVE L
B	7	C00797	AIR CONDITIONING BLEED VALVE R

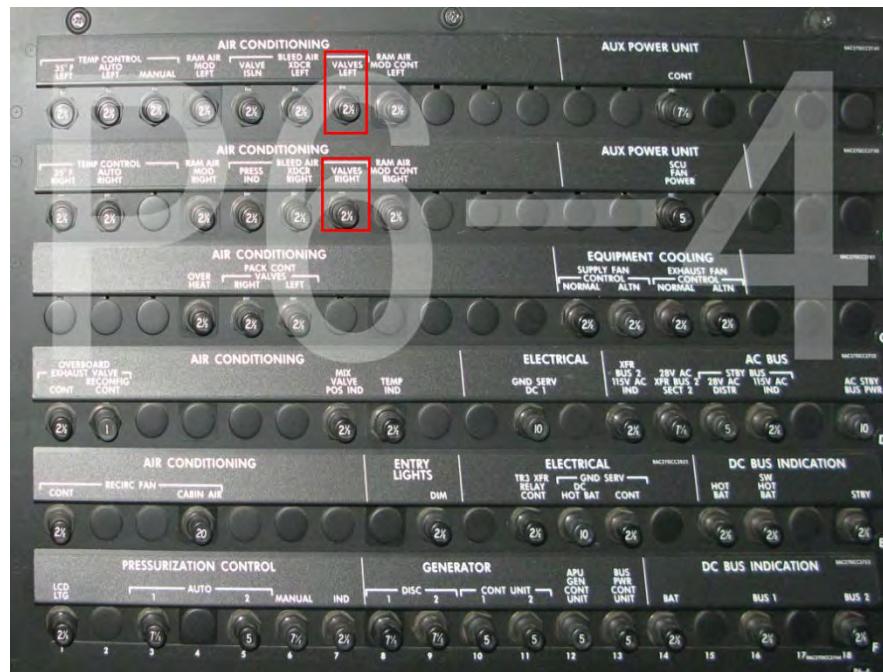


图 4-2 P6-4 跳开关面板

## (5) 挂警告标识：

驾驶舱 P5-10 面板：(a) BLEED 1 (b) BLEED 2

## 2) 高压级活门拆除

**注意：**用双扳手松开管路卡箍螺帽。一个扳手用于固定卡箍螺栓，另一个扳手松开螺帽，如果不使用双扳手，将损坏管路和卡箍紧固件端部。

## (1) 按照以下步骤从高压级活门[1]断开控制压力信号管[9]：

- 从控制压力信号接头[10]上松开但不要断开控制压力信号管[9]；
- 从高压级活门[1]上断开控制压力信号管[9]；
- 将控制压力信号管[9]向外旋，使其与高压级活门[1]有足够的空间。

## (2) 按照以下步骤拆除高压级下游管路[2]：

**说明：**拆除此管路时需要断开高压级活门[1]的法兰盘。

- 拆除安装在高压级下游管路[2]顶部的卡箍；

**说明：**如果有必要，用橡胶锤轻敲卡箍辅助将其拆除。

- 拆除高压级下游管路[2]和高压级活门[1]之间的卡箍；
- 拆除高压级下游管路[2]；
- 拆除封圈[4]。

## (3) 按照以下步骤拆除高压级活门[1]。

- 拆除安装在高压级活门[1]后端的卡箍；

**说明：**如果有必要，用橡胶锤轻敲卡箍辅助将其拆除。

- 拆除高压级活门[1]；
- 拆除封圈[4]。

## (4) 如果新的高压级活门[1]没有安装转接头[8]，执行以下步骤：

- (a) 拆除转接头[8]和封圈[7]。
- 1) 报废封圈[7]，将转接头[8]用于安装到新的高压级活门上。
- (5) 在管路开口和压力信号接头处安装保护盖。
- 3) 安装准备
- (1) 观察高压级活门人工超控螺帽[6]，确保高压级活门[1]不在锁定（LOCKED）位置。
- 4) 高压级活门安装
- (1) 拆除管路开口和压力信号接头处的保护盖。
  - (2) 如果新的高压级活门[1]没有安装转接头[8]，执行以下步骤：
    - (a) 在转接头[8]上安装新的封圈[7]；
    - (b) 用 D00010 油脂（备用油脂件号：Nener-SeezNSBT-8N, D00006）润滑转接头[8]的螺纹部分；
    - (c) 在高压级活门[1]上安装转接头[8]。
      - 1) 磅转接头[8]的力矩到 180–200 磅·英寸（20–23 牛·米）。
- (3) 按照以下步骤检查封圈[4]：
- (a) 确保封圈[4]没有裂纹，凹坑或者其他损伤；
  - (b) 如果发现损伤更换封圈[4]。
- (4) 按照以下步骤安装高压级活门[1]：
- (a) 将封圈[4]安装到高压级活门[1]的后端；
  - (b) 松弛的用卡箍[5]将高压级活门[1]后部与发动机管路连接。
- 说明：此时不要拧紧卡箍，高压级活门[1]最终定位将取决于由控制压力管[9]。**
- 1) 确保使高压级活门[1]上的流量箭头与发动机管道上的标识匹配。
- (5) 按照以下步骤连接高压级下游管路[2]：
- (a) 在高压级下游管路[2]的前端安装封圈[4]；
  - (b) 在高压级活门[1]的前端安装封圈[4]；
  - (c) 在总管的中间段和高压级活门[1]之间安装高压级下游管路[2]；
  - (d) 松弛的安装卡箍[3]；
  - (e) 松弛的安装卡箍[5]。
- (6) 按照以下步骤松弛的将控制压力信号管[9]连接到高压级活门上[1]。
- (a) 向内转动控制压力信号管[9]，直到能将带有转接头[8]的管路松弛的连接到高压级活门[1]上。
- 说明：调整高压级活门[1]，直到安装的控制压力信号管不受额外的力。**
- (7) 按照以下步骤拧紧卡箍[3]和卡箍[5]：
- (a) 调整卡箍[3]和卡箍[5]，使卡箍螺栓朝上，螺母朝外；
  - (b) 确保卡箍紧固结在 9 级引气管道底部中央处；
  - (c) 磅卡箍[3]力矩到 95–110 磅·英寸（11–12 牛·米）；
  - (d) 磅卡箍[5]力矩到 115–125 磅·英寸（13–14 牛·米）；
  - (e) 用 STD-3906 橡胶锤轻轻的敲击卡箍[3]和卡箍[5]周围；
  - (f) 磅卡箍[3]力矩到 95–110 磅·英寸（11–12 牛·米）；

(g) 磅卡箍[5]力矩到 115–125 磅·英寸 (13–14 牛·米)。

**注意:** 用双扳手拧紧管路卡箍螺帽。用一个扳手保持接合处, 另一个扳手拧紧卡箍螺帽。如果不使用两个扳手, 将损伤管路和接合处。

- (8) 按照以下步骤将控制压力信号管[9]安装到转接头[8]和控制压力信号接头上:
  - (a) 磅控制压力信号管[9]力矩到 133.0–147.0 磅·英寸 (15.0–16.6 牛·米);
  - (b) 松开控制压力信号管螺帽释放力矩;
  - (c) 重新磅控制压力信号管[9]力矩到 133.0–147.0 磅·英寸 (15.0–16.6 牛·米)。

### 5) 高压级活门测试

- (1) 依据工卡 TASK36-11-06-860-003 对高压级活门进行测试。

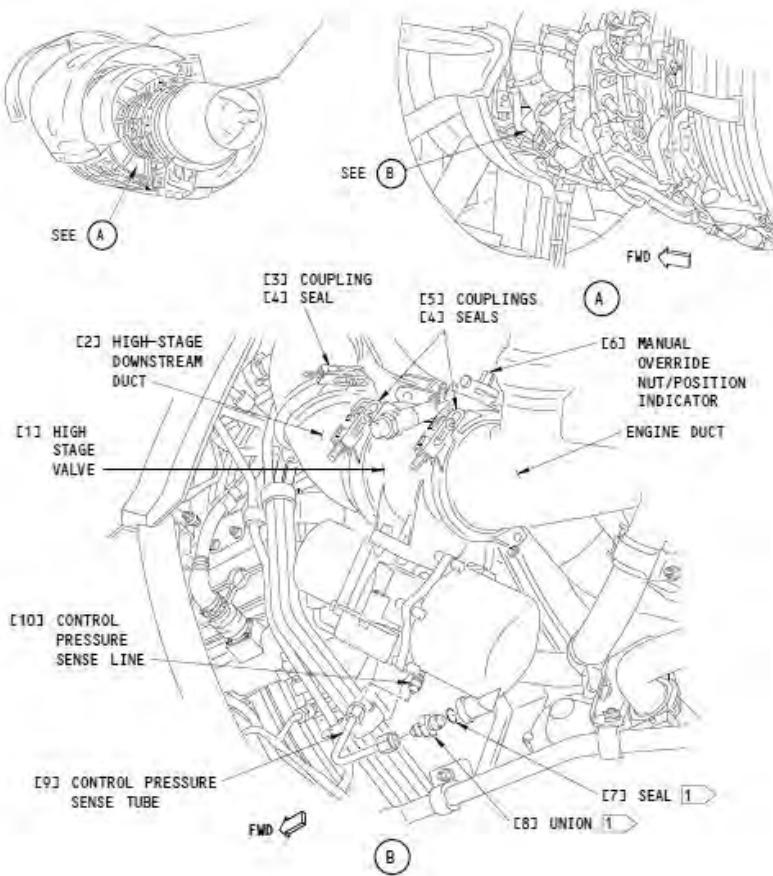


图 4-3 高压级活门简图

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾:
  - (1) 清点工具;
  - (2) 工作现场恢复;
  - (3) 恢复飞机状态: 关闭反推整流罩, TASK 78-31-00-010-804-F00; 取下警告标识;
  - (4) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。
- 2) 归还工具设备。
- 3) 器材回仓。
- 4) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

## 4.1.2 液压系统部件——EMDP壳体回油滤组件拆装

### 1. 准备

1) 接收维修任务:

(1) 领取或打印维修工作单卡: AMM 29-11-41-000-802。

4. EMDP Case Drain Filter Module Removal (Figure 401)	
A. References	
Reference	Title
12-40-00-100-801	Clean (Wet Wash) the External Surfaces of the Airplane (P/B 201)
29-09-00-860-802	Hydraulic Reservoirs Depressurization (P/B 201)
29-11-00-860-805	Hydraulic System A or B Power Removal (P/B 201)
B. Location Zones	
Zone	Area
133	Main Landing Gear Wheel Well, Body Station 663.75 to Body Station 727.00 - Left
134	Main Landing Gear Wheel Well, Body Station 663.75 to Body Station 727.00 - Right

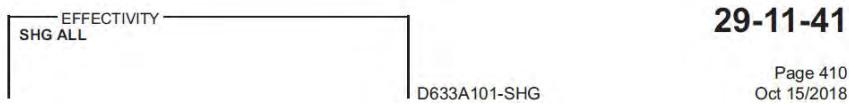


图 4-4 维修手册示意图

2) 领用工具设备、器材:

- (1) 手套、抹布、手电（按需）、接油盘、警告标识、套筒、扳手、液压油盛装容器；
- (2) 液压油；
- (3) EMDP壳体回油滤组件、封圈。

### 2. 操作

1) 拆卸准备

**警告:** 在 P91 和 P92 面板通电情况下, 打开或闭合 P91 和 P92 面板上的电路跳开关时要小心。电击会造成人员受伤。

- (1) 拔出以下跳开关, 并挂警告标识;

#### 1号电源分配面板, P91

行	列	电气设备号	名称
F	3	C00882	ELEC HYD PUMP SYS B

#### 2号电源分配面板, P92

行	列	电气设备号	名称
F	3	C00881	ELEC HYD PUMP SYS A

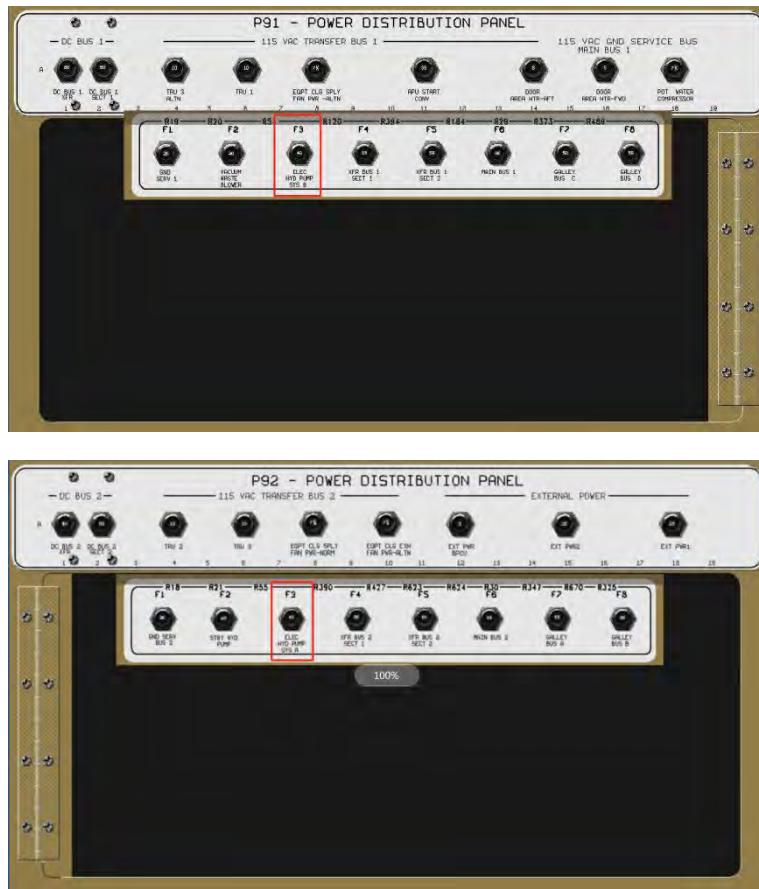


图 4-5 P91、P92 跳开关面板

- (2) 依据工卡 AMM TASK 29-11-00-860-805 移除相应液压系统的液压;
  - (3) 依据工卡 AMM TASK 29-09-00-860-802 移除相应液压油箱的压力;
  - (4) 断开相关系统快卸接头处的供油管。
- 2) EMDP 壳体回油滤组件拆除
- (1) 从壳体回油滤组件[6]上断开液压管[1]和液压管[5];
  - (2) 将液压油排放到液压油盛装容器内;
  - (3) 如果需要将旧的壳体回油滤的其他部件安装到新件上，则执行以下步骤：
    - (a) 从壳体回油滤上拆除转接头[2]，单向活门[4]和封圈[3];
  - (4) 在液压管[1]和液压管[5]安装保护盖，防止污染;
  - (5) 在壳体回油滤组件[6]的开口处安装保护盖，防止污染;
  - (6) 拆除壳体回油滤组件[6]上的螺栓[7]和垫片[8];
  - (7) 拆除壳体回油滤组件[6]。
- 3) EMDP 壳体回油滤组件安装
- (1) 如果需要，执行以下步骤将壳体回油滤其他部件安装到新件上：
    - (a) 拆除液压管[1]和液压管[5]的保护盖;
    - (b) 用 D00054 MCS 352B 液压油或 D00153 液压油润滑新的封圈[3]、转接头[2]上的螺纹、单向活门[4];
    - (c) 在转接头[2]上安装新封圈[3];

- (d) 在单向活门[4]上安装新封圈[3];
- (e) 在壳体回油滤组件[6]上安装封圈[3]和转接头[2]。
  - 1) 磅转接头[2]的力矩到 162-178 磅·英寸 (18.3-20.1 牛·米)。

**注意:** 确保将单向活门安装“出”口, 单向活门上的箭头与滤芯顶部的箭头一致, 如果安装错误, 将导致 EMDP 受损。

- (f) 在壳体回油滤组件[6]的出口安装封圈[3]和单向活门[4]。
    - 1) 磅单向活门[4]的力矩到 162-178 磅·英寸 (18.3-20.1 牛·米)。
  - (2) 用 D00054 MCS 352B 液压油或 D00153 液压油润滑;
- 注意:** 确保滤芯顶部的箭头执行外侧, 如果安装错误, 将导致 EMDP 受损。
- (3) 将壳体回油滤组件[6]放到安装位置;
  - (4) 安装螺栓[7]和垫片[8]连同壳体回油滤组件[6]到航空器上;
  - (5) 按需拆除液压管[1]和液压管[5]的保护盖;
  - (6) 安装液压管[1]和液压管[5]到壳体回油滤组件[6]上;
  - (7) 磅液压管[1]和液压管[5]的 B-螺帽的力矩到 170±9 磅·英寸 (19±1 牛·米);
  - (8) 确保滤杯已打好保险。
- 4) EMDP 壳体回油滤组件测试
- (1) 依据工卡 TASK29-11-41-860-016 对 EMDP 壳体回油滤组件进行测试。

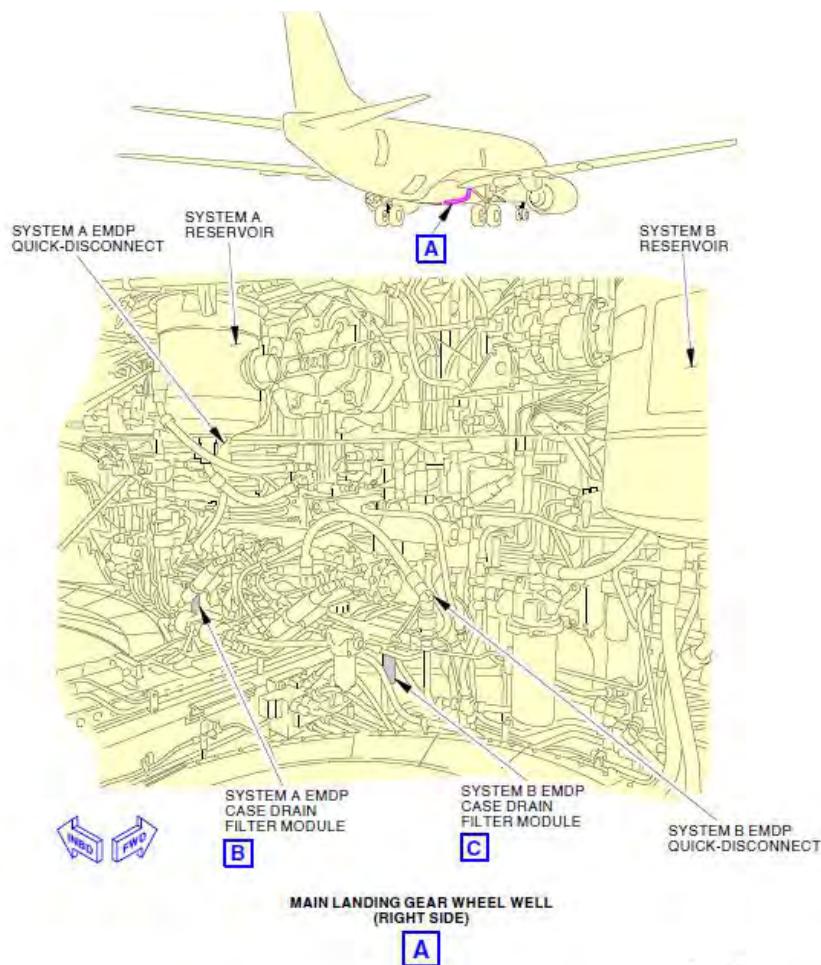


图 4-6A EMDP 壳体回油滤组件简图

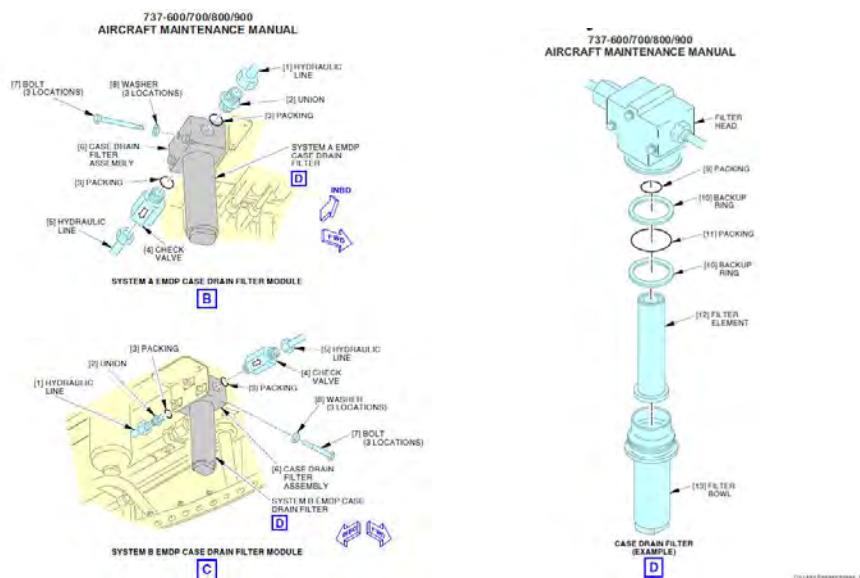


图 4-6B EMDP 壳体回油滤组件简图

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾:
  - (1) 清点工具;
  - (2) 恢复工作现场;
  - (3) 恢复飞机状态;
  - (4) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。
- 2) 归还工具设备。
- 3) 器材回仓。
- 4) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

#### 4.1.3 灯光系统部件——固定式着陆灯的更换

### 1. 准备

- 1) 接收维修任务:
  - (1) 领取或打印维修工作单: AMM-33-42-01-960-801。

TASK 33-42-01-960-801		
Fixed Landing Light - Lamp Replacement		
(Figure 202)		
<b>A. References</b>		
<b>Reference</b>	<b>Title</b>	
24-22-00-860-811	Electrical Power - Activation (P/B 201)	
24-22-00-860-812	Electrical Power - Deactivation (P/B 201)	
27-51-00-040-801	Trailing Edge Flap System Deactivation (P/B 201)	
27-51-00-440-801	Trailing Edge Flap System Reactivation (P/B 201)	
27-81-00-040-801	Leading Edge Flaps and Slats - Deactivation (P/B 201)	
27-81-00-440-801	Leading Edge Flaps and Slats - Activation (P/B 201)	
WDM 33-42-11	Wiring Diagram Manual	
<b>B. Consumable Materials</b>		
<b>Reference</b>	<b>Description</b>	<b>Specification</b>
G02186	Seal - Closed Cell Silicone Foam Rubber, Hydraulic Fluid Resistant	BMS1-68, Form III

图 4-7 维修手册示意图

## 2) 领用工具、设备、器材:

- (1) 内六方、套筒、扳手、磅表、警告标识、手套、抹布、手电（按需）；
- (2) 减震垫、封严带（按需）；
- (3) 着陆灯。

## 2. 操作

## 1) 拆卸准备

**警告:** 完成前缘襟翼和缝翼失效程序。前缘装置可能会快速移动，从而造成人员伤害和设备损坏。

(1) 执行以下任一步骤使前缘缝翼和襟翼失效在收上 (UP) 位。

(a) 如果作动后缘襟翼工作不是必要的，则依据AMM TASK 27-51-00-040-801。  
完成后缘襟翼失效程序。

**说明:** 以上步骤使前缘襟翼、缝翼和后缘襟翼同时失效。

(b) 如果作动后缘襟翼工作是必要的，则依据AMM TASK 27-81-00-040-801。  
完成前缘襟翼、缝翼失效程序。

**说明:** 以上步骤使前缘襟翼、缝翼失效，后缘襟翼仍可操作。

(2) 拔出以下跳开关，并挂警告标识：

## 机长后侧电气系统跳开关面板，P18-3

行	列	电气设备号	名称
B	15	C00271	EXTERIOR LIGHTING LANDING LEFT FIXED
C	14	C00272	EXTERIOR LIGHTING LANDING RIGHT FIXED

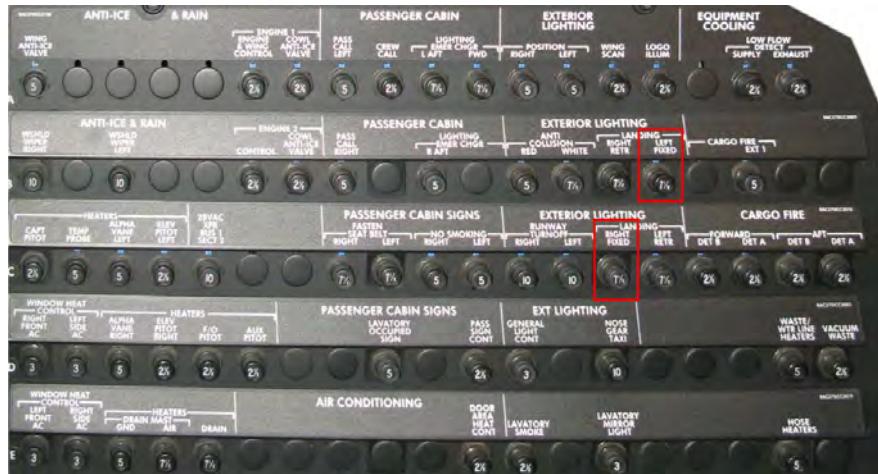


图 4-8 P18-3 跳开关面板

## 2) 拆卸步骤

**注意:** 灯罩组件[3]和系索[2]不要靠在机翼前缘上, 防止损伤前缘装置。

(1) 松开螺栓[1], 移走灯罩组件[3]。

**说明:** 确保系索[2]保持连接。

(2) 执行下列步骤更换灯泡。

(a) 松开螺钉[10], 卸下保持环组件[9]。

**说明:** 请勿转动调节螺钉[4]。

(b) 从底座中取出灯泡[8]。

(c) 从灯泡后面接线端[7]上脱开电线[6]。

1) 去除接线端上的化合物。

2) 为确保良好的接触, 确认电接点和接线端保持清洁。

(d) 将电线[6]连接到新灯泡上。

(e) 按照以下步骤更换新封严:

**说明:** 在灯泡更换过程中必须更换新封严, 封严由于高温作用会变硬, 新封严可以防止灯泡开裂。

1) 用G02186制作减震垫时, 不要拉伸封严, 沿新灯泡边缘用减震垫完全缠绕。

**说明:** 在灯泡的前后面两侧留有宽度大致相同的减震垫。

2) 将减震垫边缘沿灯泡边缘折叠以适应保持环, 注意不可将灯泡前面遮住过多。

3) 在灯泡后面定位销(3个)的位置粘贴小块的减震垫G02186, 以防止与壳体的意外接触。

(f) 安装新灯泡[8]。

1) 确保灯丝处于水平位置。

**注意:** 如果拧螺钉太紧, 保持环将会变形, 会导致设备损坏。

(g) 安装保持环组件[9]和螺钉[10]。

1) 确保保持环凹槽靠近灯泡顶端。

2) 用25+/-1磅·英寸的力矩拧紧螺钉。

(3) 取下警告标识，闭合以下跳开关：

机长后侧电气系统跳开关面板，P18-3

行	列	电气设备号	名称
B	15	C00271	EXTERIOR LIGHTING LANDING LEFT FIXED
C	14	C00272	EXTERIOR LIGHTING LANDING RIGHT FIXED



图 4-9 P18-3 跳开关面板

(4) 对新灯泡进行测试。

(a) 在头顶板 P5 板，将固定着陆灯电门扳至 ON 位。

1) 确认新灯泡点亮。

2) 如果需要对光束进行调节。参考：AMM TASK 33-42-01-820-801。

(b) 将电门扳至 OFF 位。

1) 确认灯泡熄灭。

(5) 执行下述步骤安装灯罩组件

(a) 如果灯罩周边的封严带破损，完成以下步骤更换封严带。

1) 去除破损的封严带。

2) 在灯罩周围使用 Skyflex tape, G50066。

a) 如果封严带太长，折叠以适应开口长度，但不要超过 4 次。

**说明：不要拉伸封严带。**

3) 用一个锋利工具在 15 个柱头螺栓洞处刻出直径 0.25 英寸（6.35mm）的空洞。

**说明：不要在封严带上造成其它刻痕。**

(b) 用柱头螺栓[1]固定灯罩组件[3]。

1) 将每个柱头螺栓磅紧力矩到 20–25 磅·英寸（2.3–2.8 牛·米）。

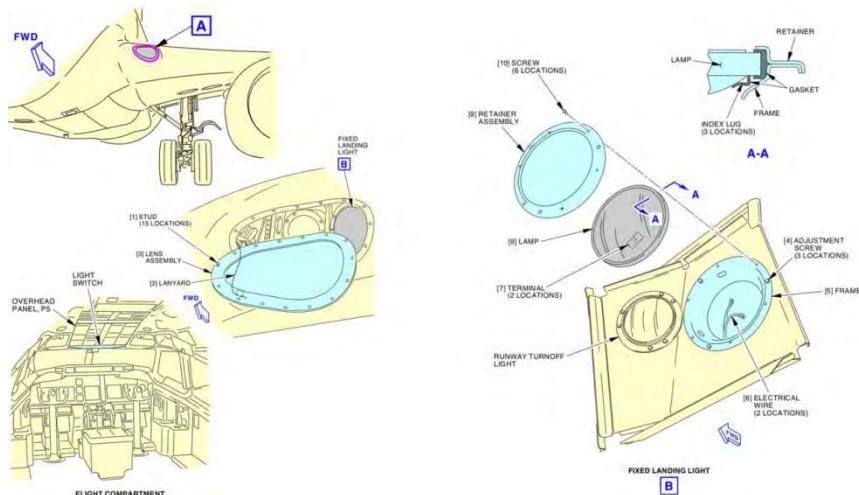


图 4-10 固定式着陆灯简图

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾:
  - (1) 清点工具;
  - (2) 恢复工作现场;
  - (3) 恢复飞机状态:
    - (a) 执行下述步骤恢复前缘襟翼及缝翼作动。
      - ① 如果已经使后缘襟翼失效，则恢复后缘襟翼作动。参考：AMM TASK 27-51-00-440-801
      - ② 如果已经使前缘襟翼、缝翼失效，则恢复前缘襟翼和缝翼作动。参考：AMM TASK 27-81-00-440-801
  - (4) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。
  - 2) 归还工具设备。
  - 3) 器材回仓。
  - 4) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

#### 4.1.4 发动机点火系统部件——1号发动机点火激励器拆装

### 1. 准备

- 1) 接收维修任务：
  - (1) 领取或打印维修工作单卡：AMM 74-11-01/401。

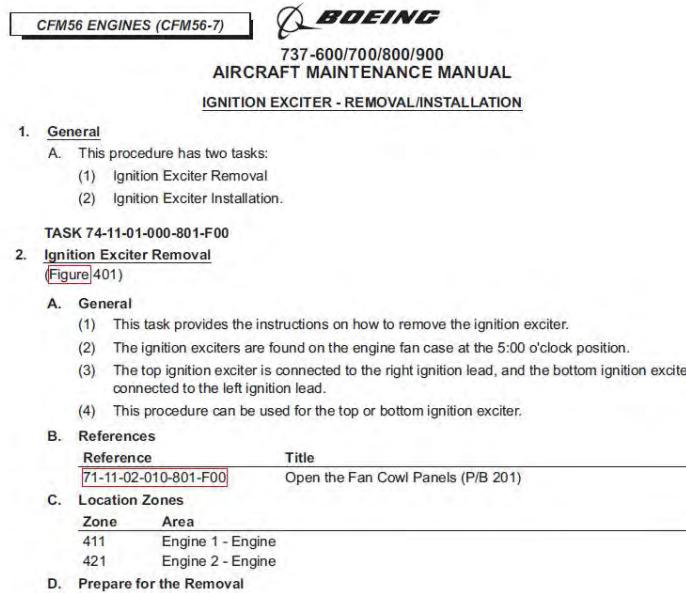


图 4-11 维修手册示意图

## 2) 领用工具设备、器材:

- (1) 手套、抹布、手电（按需）、接油盘、警告标识、扳手、套筒、电插头钳、耳机、电插头保护盖；
- (2) 高温防咬剂；
- (3) 点火激励器。

## 2. 操作

## 1) 拆卸准备:

- (1) 拔出以下跳开关，并挂警告标识：

机长后侧电气系统跳开关面板，P18-2

行	列	电气设备号	名称
A	1	C00458	ENGINE 1 IGNITION RIGHT
A	3	C00153	ENGINE 1 IGNITION LEFT



图 4-12 P18-2 跳开关面板

- (2) 确保启动手柄放置到 CUTOFF 位并挂警告标识。
- (3) 确保发动机启动电门放置到 OFF/AUTO 位并挂警告标识。

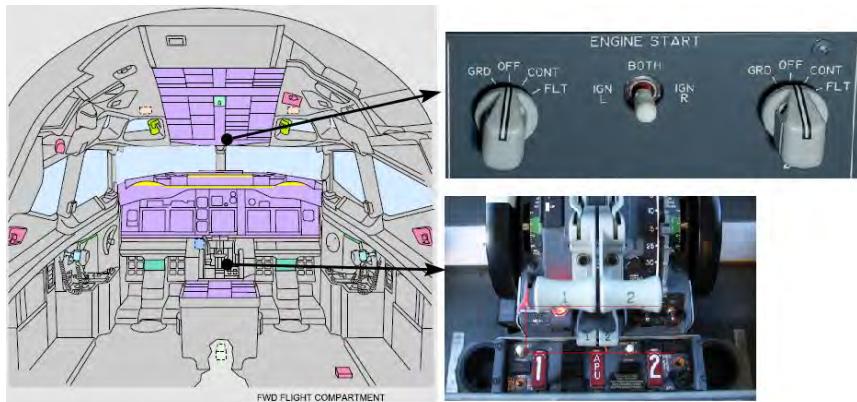


图 4-13 启动手柄和启动电门位置

- (4) 依据工卡 71-11-02-010-801-F00, 打开发动机风扇整流罩。

**警告:** 执行点火系统工作之前, 应确保点火激励器断电至少 5 分钟。点火系统为高电压系统。不要碰触电插头。点火激励器在断电情况下也可能带电。不遵守本步骤可能会导致人员受伤。

- (5) 断电后等待至少 5 分钟, 以释放点火激励器中的高压电。

#### 2) 点火激励器拆卸

- (1) 断开点火激励器[2]前部的供电线[4]。
- (2) 断开点火激励器[2]后部的点火导线[1]。

(a) 在插头和插座上安装保护盖。

- (3) 从风扇机匣上拆下点火激励器[2]:

(a) 用开口扳手固定垫座 (FLATS) 上的螺栓 (STUD)。

**说明:** 垫座在减震座 (RESILIENT MOUNT) 和点火激励器[2]之间。

(b) 拆除用于连接点火激励器[2]到支架的 4 个螺帽[6]和垫片[5]。

(c) 拆除接地线[3]。

(d) 拆除点火激励器[2], 保护并放至指定位置。

#### 3) 点火激励器安装

- (1) 将点火激励器[2]安装到风扇机匣上:

(a) 将点火激励器[2]安装到螺栓 (STUD) 上。

(b) 将接地线[3]的末端安装到与其临近的点火激励器[2]的螺栓上。

**说明:** 接地线安装在垫片[5]和点火激励器[2]之间。

(c) 将 4 个垫圈[5]安装到螺栓上。

(d) 在螺栓的螺纹末端涂抹一层薄的防咬剂。

(e) 用开口扳手固定垫座 (FLATS) 上的螺栓 (STUD), 在螺栓上安装 4 个螺帽[6]。

**说明:** 垫座在减震座 (RESILIENT MOUNT) 和点火激励器[2]之间。

- 1) 拧紧螺帽[6], 磅力矩至 110-120 磅·英寸 (11.9-13.1 牛·米)。安装时注意使用扳手固定螺栓。

(2) 将点火导线[1]安装到点火激励器[2]后部的插座上：

(a) 拆除点火导线[1]插头和插座上的保护盖。

**注意：安装点火导线时应确保点火导线清洁。点火导线上的污染物会导致设备损坏。**

(b) 将点火导线[1]连到点火激励器[2]后侧的点火导线插座上。

1) 拧紧点火导线[1]上的螺帽，磅力矩至 140–160 磅·英寸 (16.0–18.0 牛·米)。

(3) 将供电线[4]安装到点火激励器[2]前部的插座上。

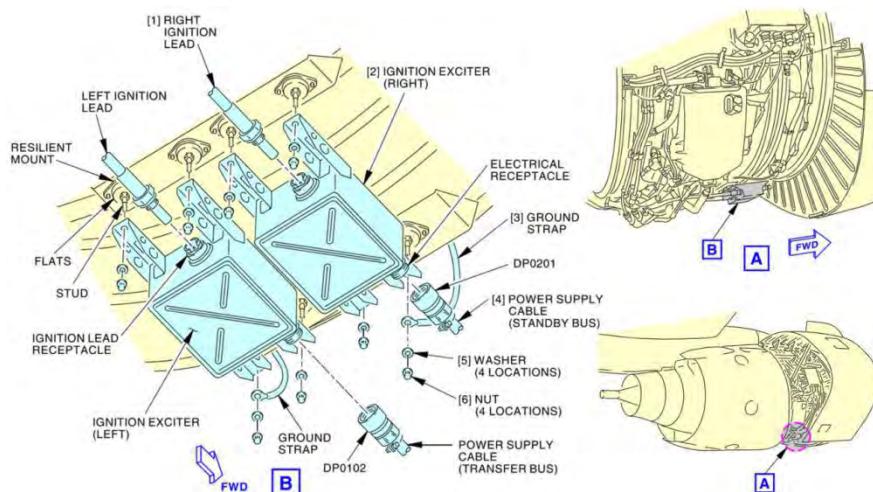


图 4-14 点火激励器简图

#### 4) 点火激励器测试

(1) 取下警告标识，闭合以下跳开关：

##### 机长后侧电气系统跳开关面板，P18-2

行	列	电气设备号	名称
A	1	C00458	ENGINE 1 IGNITION RIGHT
A	3	C00153	ENGINE 1 IGNITION LEFT

(2) 取下启动手柄和启动电门上的警告标识。

(3) 执行点火系统听声测试：TASK 74-00-00-750-801-F00。

### 3. 收尾

1) 工作收尾：

(1) 清点工具；

(2) 恢复工作现场；

(3) 恢复飞机状态：关闭风扇整流罩，Task 71-11-02-410-801-F00。

(4) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。

2) 归还工具设备。

3) 器材回仓。

4) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

## 4.2 机轮刹车、座椅附件、通讯或导航系统天线和计算机、驾驶舱部 件拆装

### 4.2.1 外侧主轮和刹车拆装

#### 1. 准备

1) 接收维修任务:

(1) 领取或打印维修工作单: 主轮拆装 AMM 32-45-11/401、刹车拆装 AMM 32-41-41/401。

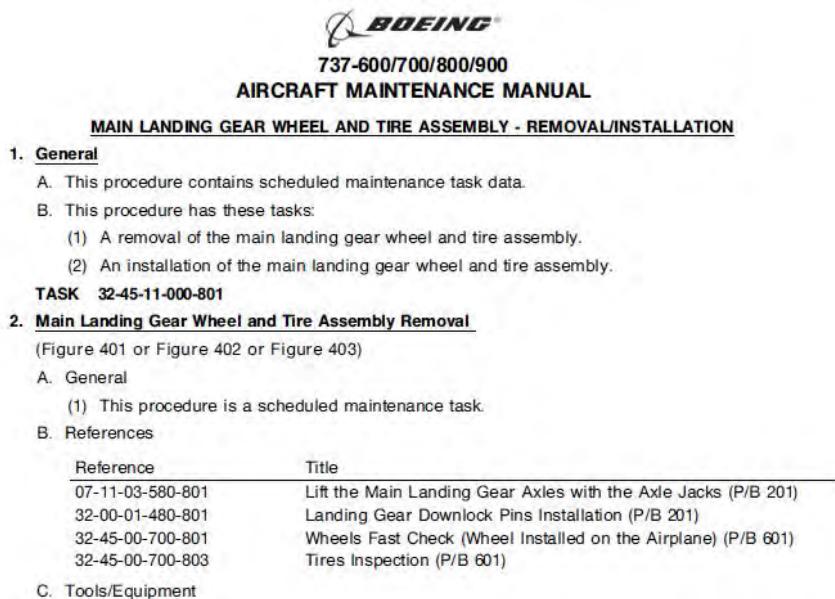


图 4-15 维修手册示意图

  
**737-600/700/800/900**  
**AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL**  
MAIN LANDING GEAR BRAKE - REMOVAL/INSTALLATION

**1. General**

A. This procedure has these tasks:

- (1) A removal of the main landing gear brake referred to as brake assy [1]
- (2) An installation of the main landing gear brake.

**TASK 32-41-41-000-801**

**2. Main Landing Gear Brake Removal**  
 (Figure 401 or Figure 402)

A. General

 **WARNING** MAKE SURE THAT CORRECT PERSONAL PROTECTIVE EQUIPMENT IS USED FOR EYES DURING INSTALLATION AND REMOVAL OF THE BRAKE ASSEMBLY. IF CORRECT PERSONAL PROTECTIVE EQUIPMENT IS NOT USED BRAKE DUST CAN CAUSE INJURIES TO PERSON.

(1) Brake dust can cause damage to eyes during the removal of the Main Landing Gear Brake.

B. References

Reference	Title
05-51-07-210-801	High Energy Stop (P/B 201)
07-11-03-580-801	Lift the Main Landing Gear Axles with the Axle Jacks (P/B 201)
10-11-05 P/B 201	CHOCK INSTALLATION
29-11-00-860-805	Hydraulic System A or B Power Removal (P/B 201)
32-00-01-480-801	Landing Gear Downlock Pins Installation (P/B 201)
32-41-11-000-801	Brake Disconnect Removal (P/B 401)
32-45-11-000-801	Main Landing Gear Wheel and Tire Assembly Removal (P/B 401)
32-46-21-000-801	Brake Temperature Sensor Removal (P/B 401)

C. Tools/Equipment

NOTE: When more than one tool part number is listed under the same "Reference" number, the

图 4-16 维修手册示意图

## 2) 领用工具、设备、器材:

- (1) 轮轴千斤顶、套筒、扳手、保险钳、剪钳、尖嘴钳、机轮和刹车拆装专用工具（轮轴保护套、螺纹保护套、主轮轴螺帽套筒、机轮/刹车工具小车 COM-1818、刹车托架）、轮胎放气工具（按需）、磅表、加力杆、手套、抹布、手电（按需）；
- (2) 润滑脂、防腐剂、保险丝；
- (3) 主轮组件、刹车组件。

## 2. 操作

**警告：确保所有起落架已安装安全销，防止起落架意外收起。**

### 1) 外侧主轮拆卸准备：

- (1) 如果没有安装前起和主起的安全销，执行工作：起落架安全销安装，TASK 32-00-01-480-801；
- (2) 确保前起和另一侧的主起机轮已放置轮档；
- (3) 确保停留刹车已松开；
- (4) 用轮轴千斤顶升机轮组件离开地面，执行工作：顶升主起落架轮轴，TASK 07-11-03-580-801；
- (5) 确保已设置停留刹车，并挂警告标识。

**说明：设置停留刹车可以对齐刹车动盘，方便机轮安装。**

**警告：拆卸机轮组件前应对轮胎进行放气，或执行机轮轮胎检查以确保其安全。轮胎气压可能导致受损的机轮爆胎，导致人员受伤、设备受损。**

**警告：**建议一次只拆下一个机轮。如果同时拆下两个机轮，当飞机从千斤顶滑落时可能导致飞机结构受损、人员受伤。

(6) 执行以下步骤，检查机轮组件，确认拆卸机轮时不放气是否安全。如果检查结果为不安全，则给轮胎放气：

**说明：**如果拆下的机轮组件不再装回，则给轮胎放气，避免运输充气的轮胎。

- (a) 检查机轮轮胎组件[1]和/或内侧机轮轮胎组件[17]是否存在以下情况：
  - 1) 检查轮胎，确保无漏气，擦伤，非正常磨损，割伤或胎面定点磨平，执行工作：轮胎检查，TASK 32-45-00-700-803；
  - 2) 检查轮毂，确保无明显损伤，包括腐蚀，松动，损伤，紧固螺栓或螺帽丢失，热损伤或裂纹，执行工作：轮毂快速检查（Wheel Installed on the Airplane），TASK 32-45-00-700-801；
  - 3) 如果机轮组件存在以上任意一种情况，必须对轮胎完全放气；

**警告：**确保所有人员不在充气活门的吹出轨迹上。如果拆卸时充气活门被吹出，会导致人员受伤。

**注意：**轮轴上放过气的轮胎禁止接触地面，否则可能使胎圈座移动错位，导致渗漏，进而损伤轮毂和轮胎。

**注意：**不要太大力量顶气门芯，否则可能损坏气门芯内部机构，造成气门芯内部机构卡滞，损坏气门芯。

- (b) 使用小口径放气工具COM-4046给轮胎放气，记录轮胎剩余压力值：\_\_\_\_ psi

**说明：**如果机轮没有受损，可以将轮胎放气至40–55磅/平方英寸(psi)。轮胎内的剩余压力可以防止机轮在运输过程中受损。

- (c) 如果因气门芯损坏导致无法按正常程序放气，执行以下工作：

- 1) 缓慢逆时针转动充气活门直到出现漏气；
  - 2) 同时，轻压活门组件；
  - 3) 所有气体放出后，拆下充气活门组件。

2) 外侧主轮拆卸：

(1) 执行以下步骤，拆除轮毂罩：

- (a) 转动8个快卸紧固件[4]四分之一圈，从外侧轮毂罩[3]上拆下轮毂罩盖[5]；
- (b) 拆下3个螺栓[6]和垫圈[7]来从机轮组件[1]上脱开外侧轮毂罩[3]。

(2) 执行以下步骤，拆下主轮组件：

- (a) 拆下固定轮轴螺帽[16]的两个螺帽[8]，垫圈[9]和螺栓[10]；

**警告：**不要将手指放入机轮保持螺帽套筒的减重孔中，否则可能造成人员受伤。

- (b) 使用套筒SPL-1865拆除螺帽[16]；

- (c) 拆下保持垫圈[15]；

- (d) 在轮轴螺纹上安装螺纹保护套SPL-1876；

- (e) 视情使用机轮/刹车工具小车COM-1818，抬起并拆下机轮组件[1]；

- (f) 在NRC上标明拆件原因；

**说明：**因气压值低而拆下的机轮需要写明该气压值。

- (g) 拆除机轮组件；
  - (h) 安装轮轴保护套SPL-1876。
- 3) 刹车拆卸准备
- (1) 在高温刹车上执行工作的地面安全注意事项，参考：TASK 05-51-07-210-801；  
**警告：**确保所有起落架已安装安全销，防止起落架意外收起。
  - (2) 如果起落架安全销没安装，执行工作：给起落架安装安全销，TASK 32-00-01-480-801；
  - (3) 执行工作：给A、B液压系统释压，TASK 29-11-00-860-805；
  - (4) 确保已在前起落架和另一侧的主起落架放置轮挡；
  - (5) 松开停留刹车；
  - (6) 全行程操作刹车脚蹬十二次，除去刹车储压器压力。
- 4) 刹车拆卸
- (1) 将刹车液压软管从刹车组件[1]上的刹车断开器上断开：
    - (a) 向刹车的方向按压外筒并顺时针旋转使断开器软管端和刹车端脱开；
    - (b) 将刹车断开器[3]拔离刹车组件直到断开器两端的螺纹啮合；
    - (c) 逆时针旋转外筒使刹车软管从刹车组件[1]断开。
  - (2) 如果要在新的刹车组件[1]上使用旧刹车组件上的刹车断开器[3]，执行工作：拆卸刹车断开器，TASK 32-41-11-000-801。
- 说明：**步骤(3)、(4)适用于装有刹车温度传感器构型的飞机。
- (3) 从刹车温度传感器上断开电插头，执行工作：刹车温度传感器拆除，TASK 32-46-21-000-801。
  - (4) 如果安装的新刹车上没有刹车温度传感器，执行工作：刹车温度传感器拆除，TASK 32-46-21-000-801。
  - (5) 拆下螺栓[4]、垫片[5]和[6]、螺帽[7]，从刹车组件[1]上脱开刹车钢索[2]。
  - (6) 确保轮轴保护套，SPL-1876已安装。
- 说明：**此设备在机轮拆卸步骤时已安装。
- 警告：**不要将手指放入机轮保持螺帽套筒的减重孔中，否则可能造成人员受伤。
- (7) 使用机轮/刹车工具小车COM-1818和刹车托架从轮轴拆下刹车组件[1]。
  - (8) 从轮轴和衬套[9]上清除旧的油脂。
  - (9) 如果衬套[9]留在刹车组件[1]内，将衬套[9]从刹车组件[1]取出并装回轮轴。
  - (10) 仅在油脂封严[8]渗漏或看起来无法继续使用时将其拆下并报废。
- 5) 刹车安装准备
- 说明：**确保安装刹车前已安装刹车衬套。拆卸刹车时可能会带下刹车衬套。如果安装刹车时轮轴上没装刹车衬套，会损坏轮轴和飞机。
- (1) 确保刹车衬套[9]已安装在轮轴上。
  - (2) 确保轮轴保护器，SPL-1876已安装在轮轴上。
- 警告：**只允许在刹车和衬套表面涂一薄层油脂。刹车轮轴套管之间不得涂油脂。如果涂过多油脂，刹车温度升高后可能导致起火。

- (3) 在刹车组件[1]上的衬套[9]和套管[10]上涂一薄层Mobil 28, D00233或Aeroshell 22, D00378油脂。

**说明：这样刹车组件更容易安装到轮轴上。**

6) 刹车安装

- (1) 如果刹车断开器[3]的刹车端没有安装在刹车组件[1]上, 执行工作: 安装刹车断开器, TASK 32-41-11-400-801。

**说明：步骤(2)适用于带有刹车温度传感器构型的飞机。**

- (2) 如果刹车温度传感器没有安装, 执行工作: 刹车温度传感器安装, TASK 32-46-21-400-801。

- (3) 如果需要新的油脂封严[8], 在刹车组件[1]内安装油脂封严[8]:

(a) 在新的油脂封严[8]上涂一薄层Aeroshell 22, D00378或Mobil 28, D00233或MobilAviation Grease SHC 100 grease, D50005油脂。

(b) 将新的油脂封严[8]安装到刹车套管[10]旁边的凹槽中。

- (4) 在下防扭臂的防扭转凸耳和刹车组件[1]上的防扭转槽涂一薄层油脂, D00633。

**警告：不要将手指放入机轮保持螺帽套筒的减重孔中，否则可能造成人员受伤。**

- (5) 使用机轮/刹车工具小车COM-1818和刹车托架安装刹车组件[1]。

**说明：确保下防扭臂上的防扭转凸耳卡入刹车组件[1]上的防扭转槽内。**

**警告：接触COR-BAN 27L, G50237前戴上腈纶手套。皮肤意外触碰后应立即用水清洗。**

**进入眼睛后应立即用水冲洗并就医。该材料易燃，可能导致人员受伤。**

- (6) 在刹车保持力钢索[2]的螺栓[4]、垫片[5]和[6]以及螺帽[7]上涂一层防腐剂G50237 Cor-Ban 27L油脂（首选）或防腐剂G50136（备用）。

**说明：根据实际涂抹的防腐剂种类确定适用的力矩值为干螺纹还是润滑螺纹（dry或lubed torque values），力矩值查询参考：标准力矩值，TASK 20-50-11-910-801或BAC5009。**

- (7) 安装螺栓[4]、垫片[5]和[6]以及螺帽[7]将刹车保持力钢索[2]连接在刹车组件[1]上。

- (8) 将刹车软管连接到刹车组件[1]的刹车断开器[3]上:

(a) 将刹车断开器[3]的软管端装在刹车端上。

1) 旋转软管端断开器直到内部凸台与刹车端断开器内的槽对齐，且可以按下软管端断开器。

2) 按下外筒并顺时针旋转使螺纹咬合。

3) 顺时针旋转外筒直到外筒底部的槽卡在刹车端断开器的外部凸台上。

4) 确保刹车断开器上的肘接头和减震支柱的中心线是平行的，或最多向减震支柱方向偏10度，避免刹车软管和刹车壳体相磨。

(b) 目视检查确保外筒的槽完全且正确地咬合在刹车端断开器的凸台上。



图 4-17 刹车端断开器和刹车软管

(9) 目视检查刹车断开器[3]的两端确保它们正确咬合。

**说明：步骤(10)适用于带有刹车温度传感器构型的飞机。**

(10) 连接刹车温度传感器电插头。

7) 刹车放气和安装测试

(1) 执行工作：给飞机供电：TASK 24-22-00-860-811。

**说明：步骤(2)适用于带有刹车温度传感器构型的飞机。**

(2) 执行刹车温度传感器操作测试，TASK 32-46-00-710-801。

**警告：确保飞行操纵面、反推和起落架附近无人员和设备。提供液压时这些部件可能会突然运动，可能导致人员受伤、设备受损。**

(3) 对于正常(B系统)液压系统，执行工作：A或B液压系统加压，TASK 29-11-00-860-801。

(4) 执行以下步骤，对刹车进行操作测试：

- (a) 蹚一套刹车脚蹬至最大行程操作测试刹车组件[1]；
- (b) 设置停留刹车；
- (c) 检查每个刹车作动筒，确定刹车组件[1]工作正常；
- (d) 等待两分钟；
- (e) 查看刹车组件[1]和刹车断开器[3]周围无渗漏；
- (f) 松开停留刹车；
- (g) 检查每个刹车作动筒，确定刹车组件[1]已松开。

(5) 如果刹车不正常，执行工作：正常(B系统)液压刹车系统放气，TASK 32-41-00-870-802。

8) 外侧主轮安装

(1) 执行以下安装前的准备工作：

- (a) 拆除轮轴保护套SPL-1876；
- (b) 清除轮轴上旧的油脂；

(c) 清除刹车组件内径上所有旧的油脂；

**警告：**刹车粉尘对人体有害，拆装刹车组件时，需佩戴适当的个人防护设备，以保护眼睛。

(d) 检查刹车，执行工作：刹车检查（机轮拆除后），TASK 32-41-41-700-803；

(e) 检查轮轴；

(f) 检查轮轴和轮毂罩[3]内的防滞传感器驱动部件是否有损伤；

(g) 如果机轮不是新的，检查轴承，封严以及机轮其他部件；

(h) 如果轮胎不是新的，执行轮胎检查，TASK 32-45-00-700-803；

(i) 如果需要安装机轮内外侧轴承，执行以下步骤：

1) 给轴承组件涂Aeroshell 22, Mobil 28或SHC 100油脂。

**注意：**确保机轮外侧安装了正确的轴承。将内侧轴承安装在外侧会造成机轮损伤。

2) 将内侧轴承[12]安装在机轮内侧，外侧轴承[13]安装在机轮外侧。

**注意：**在机轮外侧安装正确的油脂封严。将内侧油脂封严安装在外侧会造成封严损伤。

3) 在机轮内侧安装油脂封严[11]，在机轮外侧安装油脂封严[14]。

4) 在机轮内侧和外侧分别安装保持环[19]和[20]。

**说明：**某些构型的机轮组件可能没有保持环[19]和[20]，或者外观和图示有差异。

(2) 执行以下步骤，安装机轮组件[1]：

**注意：**不要在轴承之间的轮轴区域涂抹油脂。着陆时产生的高温可能导致该区域的油脂燃烧，损伤轮毂、轮胎和刹车。

(a) 在两个机轮轴承接触轮轴的内表面抹一薄层Aeroshell 22或Mobil 28或SHC100油脂；

(b) 在垫圈[15]和螺帽[16]表面以及轮轴螺纹上抹一薄层Aeroshell 22或Mobil 28或SHC 100油脂；

(c) 在接触机轮轴承的轮轴区域抹一薄层Aeroshell 22或Mobil 28或SHC 100油脂。

**警告：**刹车粉尘对人体有害，拆装刹车组件时，需佩戴适当的个人防护设备，以保护眼睛。

(d) 如果需要对齐刹车动盘，执行以下步骤：

1) 松开停留刹车。

**注意：**确保刹车动盘对齐，否则在机轮安装过程中轮毂上的驱动键对动盘的撞击可能造成动盘损坏。

2) 对齐刹车盘。

3) 设置停留刹车。

**说明：**这将使动盘保持对齐。

(e) 确保螺纹保护套SPL-1876已安装；

(f) 视情使用机轮/刹车安装工具小车COM-1818，安装机轮组件[1]；

**说明：确保轮毂上的动盘驱动键已卡入刹车动盘的键槽。**

(g) 拆下螺纹保护套SPL-1876；

**注意：**在安装和紧固轮轴螺帽前确保已将机轮和锁定垫圈完全推到位。确保锁凸完全卡入轮轴的键槽内。不要用轮轴螺帽将机轮和锁定垫圈推到位。否则可能造成机轮松动并损伤设备。

(h) 安装垫圈[15]；

(i) 安装螺帽[16]；

(j) 释放停留刹车；

**警告：**不要将手指放入机轮保持螺帽套筒的减重孔中，否则可能造成人员受伤。

(k) 使用套筒SPL-1865和磅表STD-1021，拧紧螺帽[16]：

1) 转动机轮的同时，将螺帽[16]磅力矩至500-600磅·英尺(678-813牛·米)。

记录实际力矩值：\_\_\_\_\_磅·英尺(pound-feet)；

2) 停止机轮转动；

3) 转动轮子的同时，将螺帽[16]拧松到接近零的力矩值；

**说明：**该步骤的作用是将轴承固定在位。如果螺帽完全拧松到力矩值为零，需要重新固定轮毂；

4) 转动机轮的同时，将螺帽[16]磅力矩至150磅·英尺(203牛·米)。记录实际力矩值：\_\_\_\_\_磅·英尺(pound-feet)；

5) 如果螺栓[10]的安装孔没有对齐，继续磅螺帽[16]使孔对齐。

**说明：**这些孔每转动螺帽6度会对齐。

**说明：**螺帽的力矩不得超过300磅·英尺(407牛·米)。

记录实际力矩值：\_\_\_\_\_磅·英尺(pound-feet)。

(L) 执行以下步骤，安装两个螺栓[10]，将螺帽[16]锁定在机轮组件[1]上：

1) 安装两个螺栓[10]，螺栓头在轮轴内部；

2) 安装垫圈[9]和螺帽[8]；

3) 拧紧两个锁螺栓[10]，在其自锁力矩值基础上再磅力矩值63-67磅·英寸(7.1-7.5牛·米)。

记录螺栓力矩值①\_\_\_\_\_磅·英寸②\_\_\_\_\_磅·英寸(in-lb)。

**警告：**不要将轮毂罩安装螺栓拧的过紧。在拧紧前确保轮毂罩位置正确。过大的紧固力矩可能损伤螺栓和轮毂罩。

(3) 执行以下步骤，安装轮毂罩[3]：

(a) 转动机轮组件[1]内的防滞传感器止块[2]，使轮毂罩[3]上的驱动器和止块[2]连接；

(b) 将轮毂罩[3]放到机轮组件[1]上；

(c) 检查轮毂罩和机轮组件是否平齐；

**说明：**使用软锤轻敲轮毂罩使其平齐。

(d) 安装3个螺栓[6]和垫圈[7]，将轮毂罩[3]安装到机轮组件，并将螺栓[6]磅力矩至50-80磅·英寸。

记录实际力矩值: \_\_\_\_\_ 磅·英寸;

(e) 在螺栓[6]上打保险;

(f) 执行以下步骤:

1) 将轮毂罩盖[5]放置到轮毂罩[3]上。

2) 转动8个快卸紧固件[4]四分之一圈, 安装轮毂罩盖[5]到轮毂罩[3]上。

(4) 执行工作: 轮胎气压检查和勤务, TASK 12-15-51-780-801。

**说明:** 轮胎必须充气到正常使用胎压的一半以上才能撤走千斤顶。

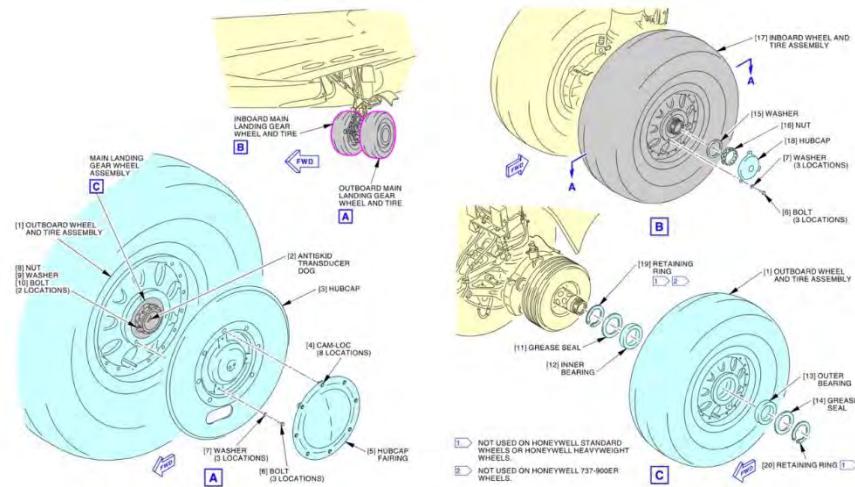


图4-18A 主轮组件简图

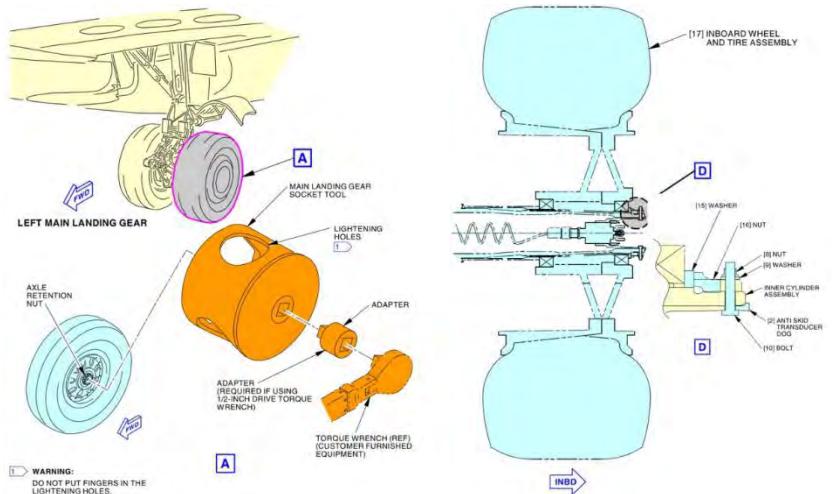


图 4-18B 主轮组件简图

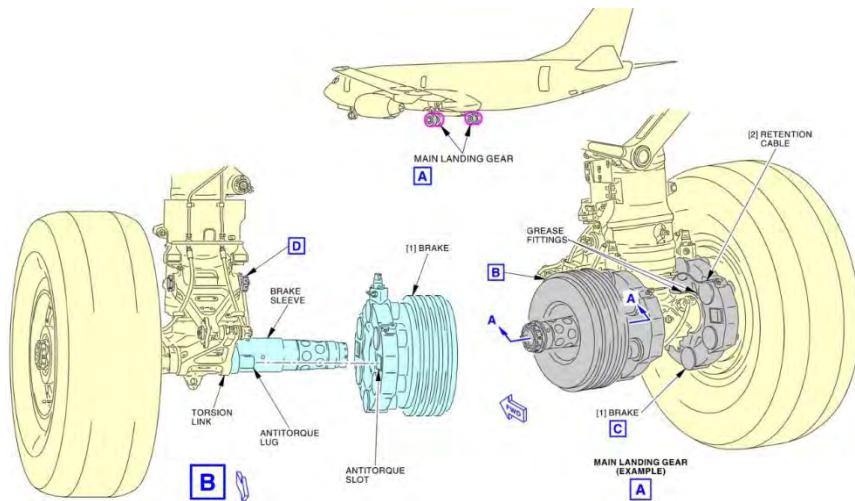


图 4-19A 刹车组件简图

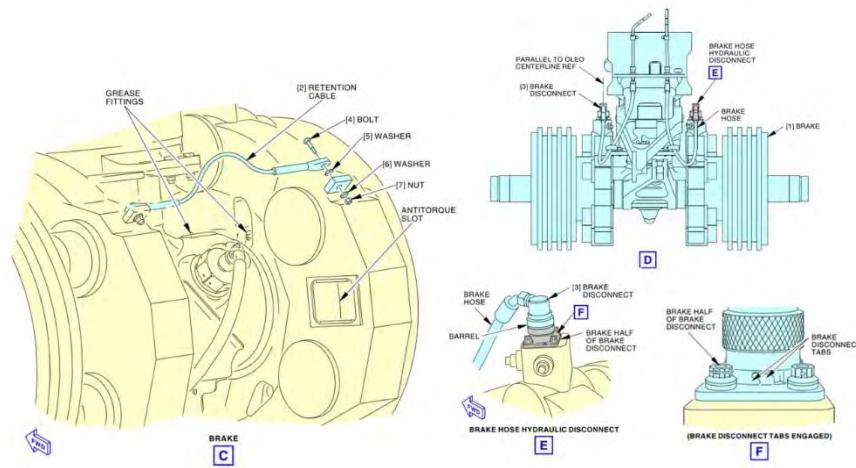


图 4-19B 刹车组件简图

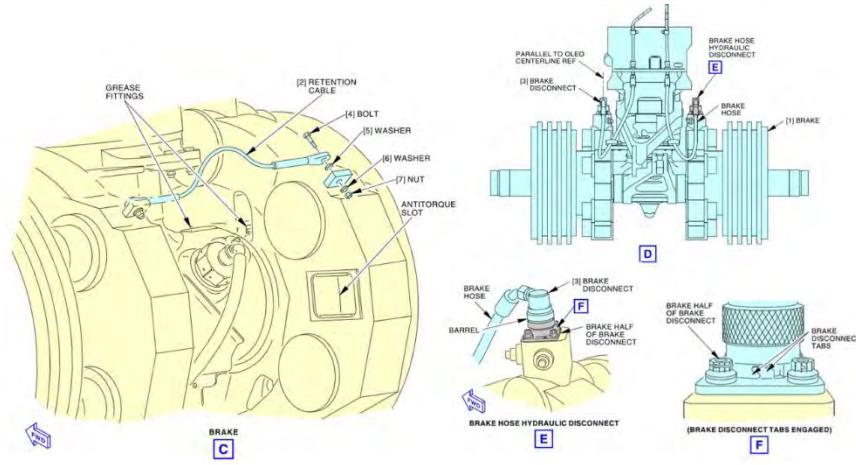


图 4-19C 刹车组件简图

### 3. 收尾

1) 工作收尾:

(1) 清点工具;

- (2) 恢复工作现场;
- (3) 恢复飞机状态:
  - 1) 对于正常 (B 系统) 液压系统, 执行工作: A 或 B 液压系统释压, TASK 29-11-00-860-805。
  - 2) 放下轮轴, 撤走千斤顶, TASK 07-11-03-580-801。
- (4) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。
  - 2) 归还工具设备。
  - 3) 器材回仓。
  - 4) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

#### 4.2.2 客舱座椅作动筒拆装

##### 1. 准备

- 1) 接收维修任务:
  - (1) 领取或打印维修工作单: CMM-25-22-50-2593。

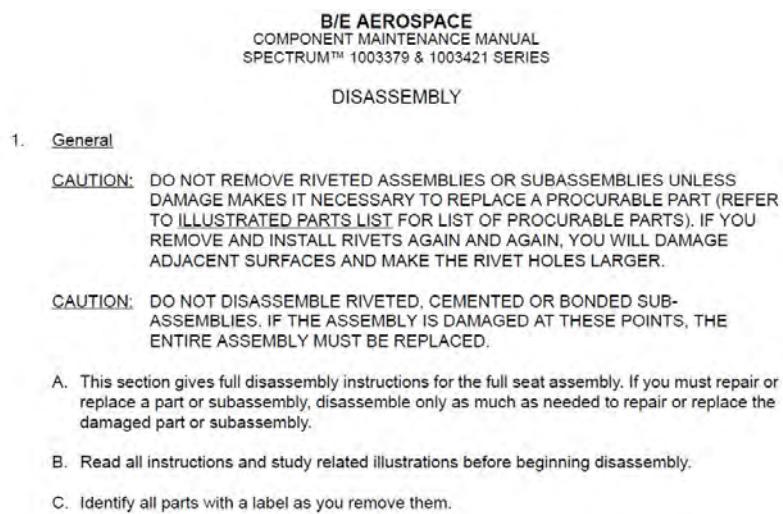


图 4-20 维修手册示意图

- 2) 领用工具、设备、器材:
  - (1) 内六方、扳手、磅表、手套、抹布、手电 (按需);
  - (2) 座椅作动筒。

##### 2. 操作

- 1) 座椅作动筒拆除:
  - (1) 用内六方扳手逆时针转动解锁锁定装置[10];
  - 注意: 不要将锁定销拉离销钉, 否则将导致销钉脱出。**
  - (2) 拆除锁定装置[10], 推出座椅作动筒[5]上的销钉;
  - (3) 拆除后靠装置钢索;

- (4) 拆除轴[25]上的座椅作动筒[5]，拆除螺钉[15]和垫片[20]；
  - (5) 从轴固定夹[35]上拆除锁定轴[25]和螺钉[30]；
  - (6) 拆除轴固定夹[35]和螺钉[40]。
- 2) 座椅作动筒安装：
- (1) 安装轴固定夹[35]和螺钉[40]；
  - (2) 安装锁定轴[25]和螺钉[30]到轴固定夹[35]上；
  - (3) 将座椅作动筒[5]用螺钉[15]和垫片[20]安装到轴[25]上；
  - (4) 安装后靠装置钢索；
  - (5) 安装锁定装置[10]及销钉到座椅作动筒上；
  - (6) 用内六方扳手顺时针转动锁定锁定装置[10]。

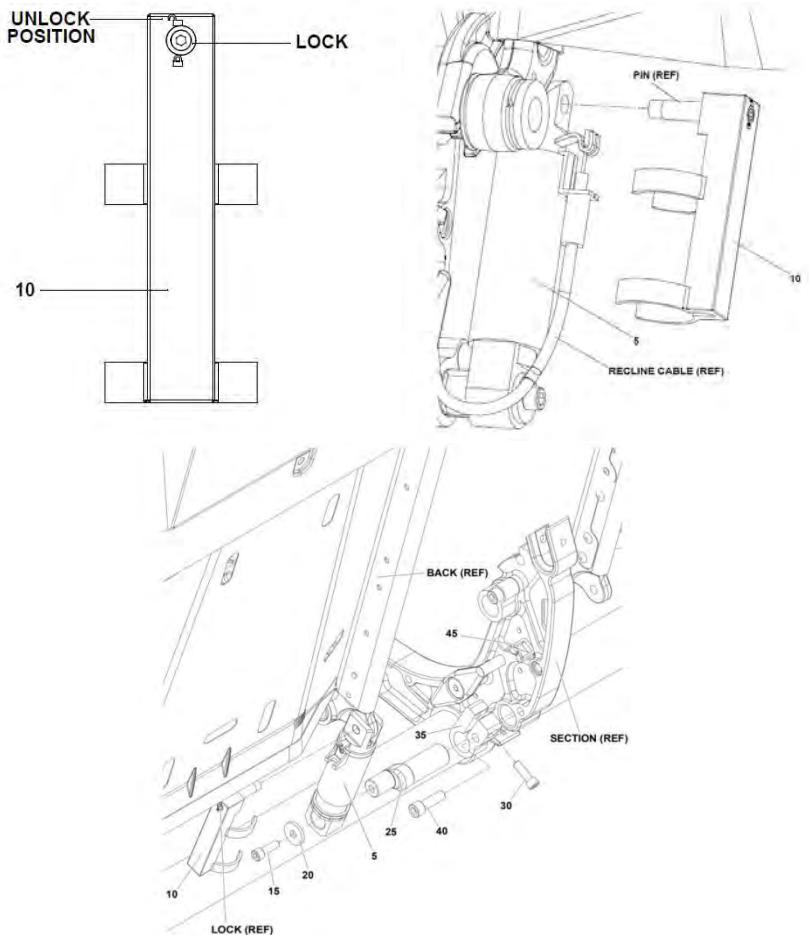


图 4-21 客舱座椅作动筒简图

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾：
  - (1) 清点工具；
  - (2) 恢复工作现场；
  - (3) 恢复飞机状态；
  - (4) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。
- 2) 归还工具设备。

- 3) 器材回仓。
- 4) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

#### 4.2.3 3号甚高频天线（VHF 3）拆装

##### 1. 准备

- 1) 接收维修任务:
- (1) 领取或打印维修工作单卡: AMM 23-12-11/401。



图 4-22 维修手册示意图

##### 2) 领用工具设备、器材:

- (1) 手套、抹布、专用抹布 (BMS5-95 Class A)、手电 (按需)、接油盘、警告标识、解刀、剪钳、解刀磅表、毫欧表、除胶工具、涂胶工具、纸胶带、调胶碗、胶皮手套、电插头保护盖;
- (2) 密封胶、清洁剂;
- (3) VHF 天线、封圈。

##### 2. 操作

###### 1) 甚高频天线拆卸:

- (1) 拔出以下跳开关，并挂警告标识;

机长后侧电气系统跳开关面板, P18-2

行	列	电气设备号	名称
D	12	C00471	COMMUNICATIONS VHF 3



图 4-23 P18-2 跳开关面板

(2) 拆下甚高频天线上的螺栓[2]；

**注意：** 使用除胶工具小心去除气动密封胶，否则可能导致飞机蒙皮或同轴电缆损伤。

(3) 保持住甚高频天线[1]，使用除胶工具小心去除天线底座周围的密封胶；

**注意：** 不要拉拽同轴电缆。小心移开天线。断开同轴电缆的电插头。防止对同轴电缆造成损伤。

(4) 移开甚高频天线[1]；

(5) 脱开同轴电缆[4]的电插头，拆下甚高频天线[1]。

**说明：** 拆除机身顶部的1号甚高频天线时，应使用保险丝、纸胶带等固定同轴电缆插头，防止插头通过机身上的孔掉落至机身内部。

## 2) 甚高频天线安装

(1) 确保以下跳开关已拔出，并挂有警告标识：

### 机长后侧电气系统跳开关面板，P18-2

行	列	电气设备号	名称
D	12	C00471	COMMUNICATIONS VHF 3

(2) 清洁天线与飞机的接合面：

(a) 使用刮胶工具去除密封胶；

**警告：** 溶剂不得入口、接触眼睛或皮肤。不要吸入溶剂的挥发气体。溶剂属于危险品，且可能具有可燃性，使用时应遵守材料安全信息单（MSDS）的要求。溶剂的使用和报废程序应遵守当地法规要求。溶剂可能导致人员受伤、设备受损。

(b) 用溶剂浸湿专用抹布（BMS5-95 Class A），清洁天线与飞机的接合面；

(c) 使用干净的专用抹布（BMS5-95 Class A）清洁天线与飞机的接合面；

(d) 确保天线与飞机的接合面干燥。

(3) 如果在接合面发现腐蚀或其他损伤，或接合面处的化学转换层脱落，则执行以下步骤对接合面进行处理：

**说明：** 如果接合面处化学转换层脱落，也可以在接合面处涂防腐剂作为替代。

(a) 如果发现腐蚀，则执行工作：Removal and Control of Corrosion for Aluminum and Aluminum Alloys, TASK 51-21-31-350-801；

(b) 在接合面处涂一层 Bonderite M-CR 1200S（阿洛丁 1200S）(TASK

51-21-41-370-802)；

**说明：也可以使用工卡 TASK 51-21-41-370-802 中指定的替代品。**

(4) 按照工卡 TASK 20-10-17-400-801 在沟槽内安装新的“O”形封圈，防止封圈扭曲。

(5) 先安装 10 颗螺栓[2]中的 9 颗，空出一个螺栓孔用于测量电阻。

(6) 执行以下步骤，安装甚高频天线[1]：

(a) 将同轴电缆[4]的电插头安装到甚高频天线[1]上；

(b) 在 10 颗螺栓[2]中的 9 颗的螺杆和螺纹上涂一层 A00247 密封胶；

(c) 将甚高频天线[1]放置到安装位，并安装 9 颗螺栓[2]。

(7) 使用毫欧表 COM-1550 测量甚高频天线[1]的底座和飞机蒙皮间的电阻。

**说明：通过未安装的螺钉孔接近甚高频天线[1]的底座。**

(a) 确保电阻小于等于 0.001 欧姆。

(8) 在最后一颗螺栓[2]的螺杆和螺纹上涂一层 A00247 密封胶。

(a) 安装最后一颗螺栓[2]。

(9) 在甚高频天线[1]的底座周围涂 A00247 密封胶。

**说明：为了避免延误，运营人可以延缓底座密封工作 (SL 20-043)。**

(10) 在天线底座的辅助拆卸孔中涂 A00247 密封胶。

**说明：**底座上多余的孔为辅助拆卸孔，现已不推荐使用，使用拆卸孔进行拆卸可能会损伤飞机蒙皮。

(11) 取下警告标识，并闭合以下跳开关：

#### 机长后侧电气系统跳开关面板，P18-2

行	列	电气设备号	名称
D	12	C00471	COMMUNICATIONS VHF 3

(12) 执行以下工作：甚高频通讯系统-系统测试，TASK 23-12-00-730-801。

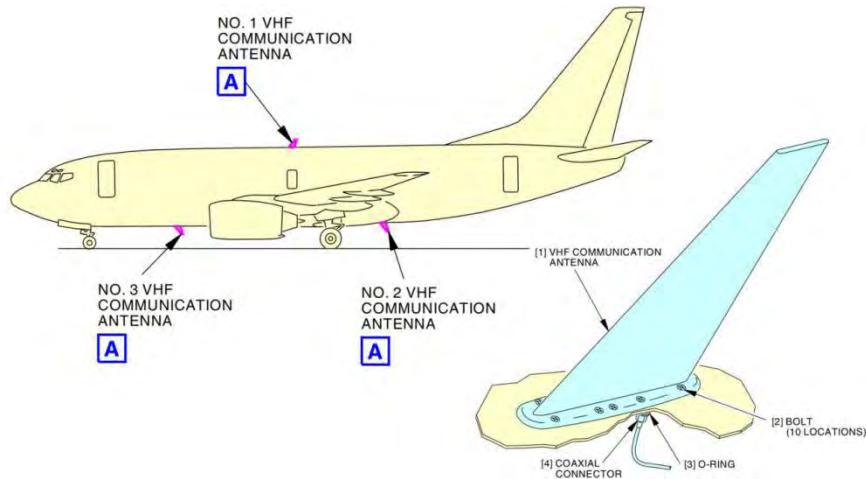


图 4-24 甚高频天线简图

### 3. 收尾

1) 工作收尾：

(1) 清点工具；

(2) 恢复工作现场；

- (3) 恢复飞机状态;
- (4) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。
- 2) 归还工具设备。
- 3) 器材回仓。
- 4) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

#### 4.2.4 3号甚高频收发机拆装

##### 1. 准备

- 1) 接收维修任务:
- (1) 领取或打印维修工作单卡: AMM 23-12-21/401。



图 4-25 甚高频收发机拆装工卡

- 2) 领用工具设备、器材:
- (1) 防静电腕带、警告标识、电插头保护盖;
- (2) 甚高频收发机。

##### 2. 操作

- 1) 甚高频收发机拆卸:
- (1) 拔出以下跳开关, 并挂警告标识。

##### 机长后侧电气系统跳开关面板, P18-2

行	列	电气设备号	名称
D	12	C00471	COMMUNICATIONS VHF 3



图4-26 P18-2跳开关面板

(2) 打开以下接近门:

编号	名称/位置
117A	电子设备舱接近门

注意: 不要触摸甚高频收发机上的插钉或其他导体, 否则可能产生静电, 导致甚高频收发机受损。

- (3) 触摸甚高频收发机[1]前, 执行工作: 静放电敏感元件操作要求—拆除金属外壳部件, TASK 20-40-12-000-802。
- (4) 按照工卡 TASK 20-10-07-000-801 电子设备件拆卸的要求拆下收发机[1]。
- 2) 甚高频收发机安装
- (1) 确保以下跳开关已拔出, 并挂有警告标识。

#### 机长后侧电气系统跳开关面板, P18-2

行	列	电气设备号	名称
D	12	C00471	COMMUNICATIONS VHF 3

注意: 不要触摸甚高频收发机上的插钉或其他导体, 否则可能产生静电, 导致甚高频收发机受损。

- (2) 触摸甚高频收发机[1]前, 执行工作: 静放电敏感元件操作要求—拆除金属外壳部件, TASK 20-40-12-000-802。
- (3) 按照工卡 TASK 20-10-07-400-801 电子设备件安装的要求安装收发机[1]。
- (4) 取下警告标识, 闭合以下跳开关。

#### 机长后侧电气系统跳开关面板, P18-2

行	列	电气设备号	名称
D	12	C00471	COMMUNICATIONS VHF 3

3) 甚高频测试

- (1) 执行工作: 甚高频通信系统—操作测试, TASK 23-12-00-710-801

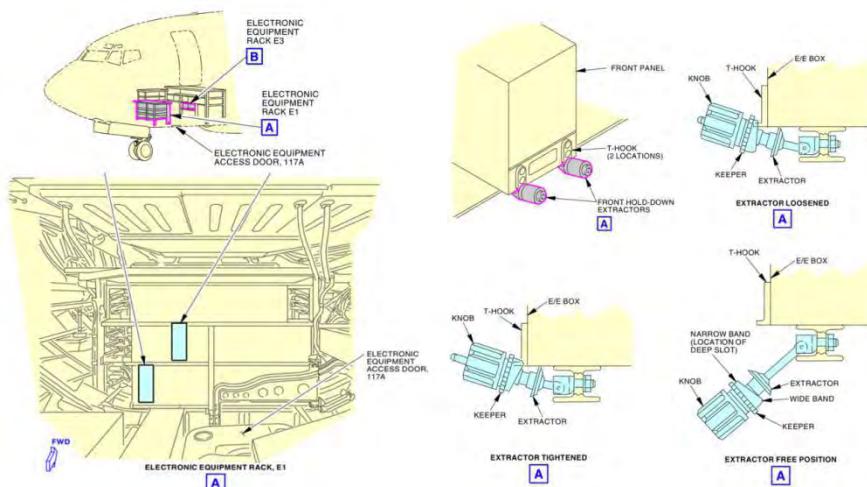


图 4-27 甚高频收发机简图

### 3. 收尾

- 1) 工作收尾:
  - (1) 清点工具;
  - (2) 恢复工作现场;
  - (3) 恢复飞机状态: 关闭电子设备舱接近门, TASK 23-12-00-710-801。
  - (4) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。
- 2) 归还工具设备。
- 3) 器材回仓。
- 4) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

#### 4.2.5 空调面板组件拆装

### 1. 准备

- 1) 接收维修任务:
  - (1) 领取或打印维修工作单卡: AMM 21-51-65/401。



图 4-28 维修手册示意图

## 2) 领用工具设备、器材:

- (1) 手套、抹布、手电（按需）、接油盘、警告标识、套筒、解刀、电缆钳；
- (2) 空调面板组件。

## 2. 操作

## 1) 拆卸准备：

- (1) 拔出以下跳开关，并挂警告标识。

副驾后侧电气系统跳开关面板，P6-4

行	列	电气设备号	名称
C	5	C00263	AIR CONDITIONING PACK CONT VALVES R
C	6	C00262	AIR CONDITIONING PACK CONT VALVES L



图 4-29 P6-4 跳开关面板

## 2) 空调面板组件拆除

(1) 接近驾驶舱 P5 前顶板上的 P5-10 空调面板组件[1]后部的电插头:

(a) 转动 1/4 圈紧固件，并且保持住 P5 前顶板在当前位置，然后，使 P5 前顶板缓缓向下转动。

(2) 按照以下步骤从 P5 前顶板上拆下 P5-10 空调面板组件:

(a) 断开空调面板组件后面的电插头;

**警告：当松开 1/4 圈紧固件时，保持住空调面板组件，如果组件跌落，将导致人员受伤和设备受损。**

(b) 保持空调面板组件在当前位置，松开 1/4 圈紧固件，将空调面板组件保持在 P5 前顶板上；

(c) 拆除空调面板组件。

## 3) 空调面板组件安装

(1) 如果 P5 前顶板没在放下位，先放下 P5 前顶板。

(2) 按照以下步骤将 P5-10 空调面板组件[1]安装到 P5 前顶板内:

(a) 将 P5-10 空调面板组件[1]放入 P5 前顶板并保持在当前位置；

(b) 转动 P5-10 空调面板组件[1]上的 1/4 圈紧固件，将 P5-10 空调面板组件[1]安装到 P5 前顶板上；

(c) 将两个电插头安装到 P5-10 空调面板组件[1]上。

1) 磅转接头[8]的力矩到 180–200 磅·英寸（20–23 牛·米）。

(3) 抬起 P5 前顶板至关闭位置，转动 1/4 圈紧固件。

(4) 取下警告标识，闭合以下跳开关。

## 副驾后侧电气系统跳开关面板，P6-4

行	列	电气设备号	名称
C	5	C00263	AIR CONDITIONING PACK CONT VALVES R
C	6	C00262	AIR CONDITIONING PACK CONT VALVES L



图 4-30 P6-4 跳开关面板

## 5) 空调面板组件测试

(1) 依据工卡 TASK21-51-65-860-003 对高压级活门进行测试。

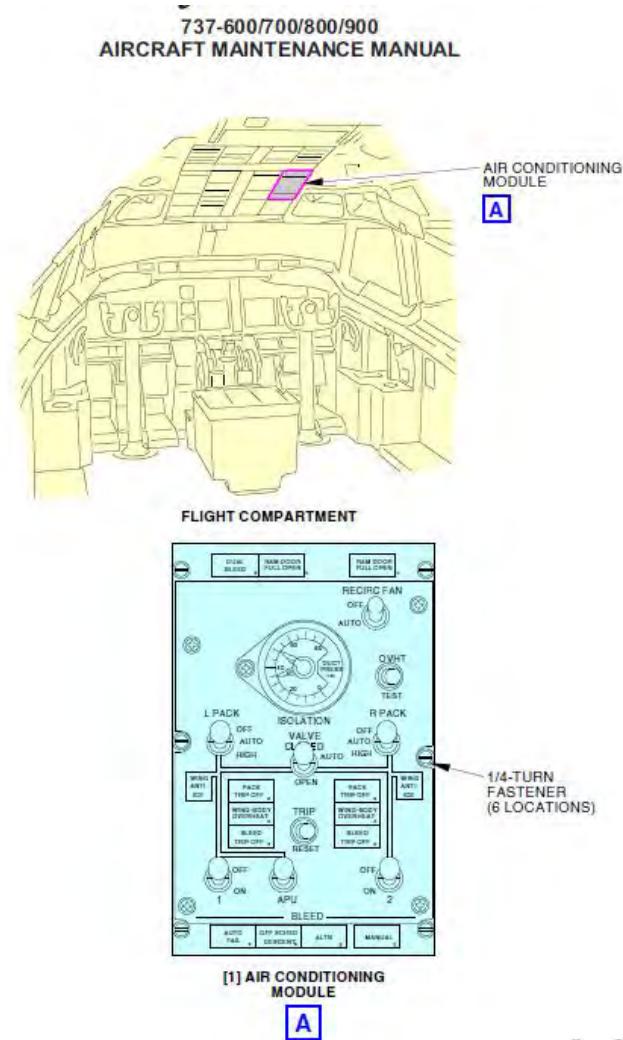


图 4-31 空调面板组件简图

**3. 收尾**

- 1) 工作收尾:
  - (1) 清点工具;
  - (2) 恢复工作现场;
  - (3) 恢复飞机状态;
  - (4) 确保维修工作单卡、飞行记录本等维修记录已完成签署。
- 2) 归还工具设备。
- 3) 器材回仓。
- 4) 将维修工作单卡等维修记录反馈给相关部门。

## 参考文献

- [1] B737-600/700/800/ Maintenance Planning Data. Boeing Company, 2019.
- [2] B737-600/700/800 Aircraft Maintenance Manual. Boeing Company, 2019.
- [3] B737-600/700/800 Fault Isolation Manual. Boeing Company, 2019.
- [4] Component Maintenance Manual, SPECTRUM 1003379 & 1003421 SERIES. B/E AEROSPACE.
- [5] CCAR-145 民用航空器维修单位合格审定规定.
- [6] AC-121/135-63 航空器保留故障和保留工作项目.
- [7] AC-121-66 维修计划和控制.
- [8] AC-145-12 航空器机体项目维修类别限制.
- [9] AC-145-4 维修记录与报告表格填写指南.
- [10] IATA Ground Operations Manual (IGOM). IATA, 5th Edition, January 2016;
- [11] Visual Inspection Guide for Aging Aircraft Windshields. PPG, Rev 2, 2017;
- [12] Tire Specification & Maintenance Manual. Bridgestone Aircraft Tires, June 2013.
- [13] ATA MSG-3 Operator/Manufacturer Scheduled Maintenance Development. Air Transport Association of America, Inc. Revision 2005.1.
- [14] 航前、过站、航后工作单卡, 工单检查依据及标准。山东航空股份有限公司, 2019.
- [15] 机务管理总册, 工作程序手册。山东航空股份有限公司, 2019.