

中国民用航空总局



CIVIL AVIATION
ADMINISTRATION OF CHINA

CAAC
适 航 指 令

AIRWORTHINESS DIRECTIVE

本指令根据中国民用航空规章《民用航空器适航指令规定》(CCAR-39)颁发, 内容涉及飞行安全, 是强制性措施。如不按规定完成, 有关航空器将不再适航。

编号: CAD1994-B757-02R2

修正案号: 39-4729

一. 标题: 检查波音 757 飞机反推方向控制活门及安装同步锁定器

二. 适用范围:

本适航指令适用于按任何类别审定的, 装有普惠PW2000系列发动机的波音757-200和-200PF系列飞机。

三. 参考文件:

- 1.FAA AD 94-01-10R2Boeing, 修正案号: 39-13937;
- 2.CAD1994-B757-02R1, 修正案号:39-4138;
- 3.Boeing ASB757-78A0027 (1991 年 9 月 9 日颁发);
- 4.Boeing SB757-78-0025 (1991 年 9 月 9 日颁发);
- 5.Boeing SB757-78-0028R1 (1992 年 10 月 29 日颁发);
- 6.Boeing SB757-78-0028R2 (1993 年 1 月 14 日颁发);
- 7.Boeing Document D630N002R8 (1991 年 1 月 15 日颁发)。

四. 原因、措施和规定

本适航指令替代 CAD1994-B757-02R1, 39-4138

1. 确信已颁发的指令中存在一个错误, 故颁发本指令以防止反推装置在空中打开, 进而降低飞机的操纵性。

2. 除非已经完成, 应采取如下措施:

检查/调整/功能检查/改装

2.1对于线号在442之前的飞机: 在1991年10月4日 (CAD91-B757-11的

生效日期, 修正案号: 39-0659) 后的14天内, 完成本指令2.1(1)或2.1(2)规定的工作。

(1) 完成本指令2.1(1)(i)和2.1(1)(ii)规定的工作:

(i) 按照Boeing ASB757-78A0027(1991年9月9日颁发)检查两台发动机的反推方向控制活门(DCV)组件以确定电磁导向活门的件号。

(A) 若DCV装有服务通告列出的可疑电磁导向活门, 在下次飞行前, 按照服务通告用装有非可疑电磁导向活门的DCV更换原DCV;

(B) 若DCV装有服务通告列出的非可疑电磁导向活门, 无需更换该导向活门。

(ii) 按照Boeing SB757-78-0025(1991年9月9日颁发), 对两台发动机的反推操纵和指示系统进行所有测试和检查, 在下次飞行前, 按照服务通告纠正所发现的任何缺陷。

(2) 按照Boeing Document D630N002R8“波音757放行偏差指南”(1991年1月15日颁发)78-31-1节, 锁定一台发动机反推装置, 在另一台发动机反推装置上完成本指令2.1(1)规定的工作。

2.2对于线号在442之前的飞机: 在1991年10月4日(CAD91-B757-11的生效日期, 修正案号: 39-0659)后的24天内, 必须对两台发动机反推系统完成本指令2.1(1)规定的工作。

2.3对于线号在442之前的飞机: 在不超过3000个飞行小时的时间间隔内和对反推操纵系统进行了任何维护工作后的下次飞行前, 重复进行本指令2.1(1)(ii)规定的测试和检查。在下次飞行前, 按照Boeing SB757-78-0025(1991年9月9日颁发)纠正所发现的任何缺陷。

安装/功能测试

2.4对于线号在442之前的飞机: 在1994年3月28日(CAD1994-B757-02的生效日期, 修正案号: 39-1160)后的5年内, 按照Boeing SB757-78-0028R1(1992年10月29日颁发)或Boeing SB757-78-0028R2(1993年1月14日颁发)安装一个附加的反推系统锁定(同步锁)装置。

2.5对于所有飞机: 在安装本指令2.4要求的同步锁(生产或改装中完成)后1000个使用小时内或1994年3月28日后1000个使用小时内(后到为准), 以及此后不超过1000个使用小时的时间间隔内, 按照下述“反推同步锁完整性(integrity)测试”程序对同步锁进行功能测试。若在测试中发现任何缺陷, 在下次飞行前, 按照适航审定部门批准的方法对其进行纠正。波音757维护手册中的纠正措施是经批准的方法之一。

“反推同步锁完整性测试”

1. 概述

A. 按此程序测试反推同步锁的完整性。

2. 反推同步锁测试

A. 测试准备

(1) 打开顶部跳开关面板P11上的自动速度刹车跳开关；

(2) 按下列步骤向反推系统供电：

(a) 确保油门杆在慢车位置；

注意：当核心整流罩盖板打开时，切勿放出反推，否则可能损坏反推装置和核心整流罩盖板。

(b) 确保反推装置的左右套筒关闭；

(c) 确保核心整流罩盖板关闭；

(d) 将EEC Maint Power开关或 EEC Power L和EEC Power R放在备用位；

(e) 对左发：

(1) 将EEC Maint Channel Sel L开关放在自动位；

(2) 将L Eng fire开关放在正常位；

(f) 对右发：

(1) 将EEC Maint Channel Sel R开关放在自动位；

(2) 将R Eng fire开关放在正常位；

(g) 确保EICAS跳开关（6处）关闭；

警告：若EEC/反推操纵系统电源关闭或EEC Maint Power开关处于正常位，反推装置将自动收回。反推装置进行此危险操作将可能伤及人员或损坏设备。

(h) 确保下述这些主电源分配面板P6的跳开关关闭：

(1) Fuel Cond Cont L

(2) Fuel Cond Cont R

(3) T/L Interlock L

(4) T/L Interlock R

(5) Left T/R Sync Lock

(6) Right T/R Sync Lock

(7) L Eng Electronic Engine Control Altn Pwr (若安装)

(8) R Eng Electronic Engine Control Altn Pwr (若安装)

(i) 确保下述这些P11面板的跳开关关闭:

(1) Air/Gnd Sys1

(2) Air/Gnd Sys2

(3) Landing Gear Pos Sys1

(4) Landing Gear Pos Sys2

(j) 对左发, 确保下述这些P11面板的跳开关关闭:

(1) Left Engine PDIU

(2) Left Engine Thrust Reverser Cont/Scav Press

(3) Left Engine Electronic Engine Control Altn Pwr (若安装)

(4) Left Engine Thrust Reverser PRI Cont

(5) Left Engine Thrust Reverser Sec Cont

(k) 对右发, 确保下述这些P11面板的跳开关关闭:

(1) Right Engine PDIU

(2) Right Engine Thrust Reverser Cont/Scav Press

(3) Right Engine Electronic Engine Control Altn Pwr (若安装)

(4) Right Engine Thrust Reverser PRI Cont

(5) Right Engine Thrust Reverser Sec Cont

(1) 供电

(m) 左(右)液压系统释压。

B. 进行反推同步锁测试

(1) 将反推套筒中央作动筒的人工开锁手柄移至并保持在开锁位;

(2) 确保反推套筒不移动;

(3) 将左(右)反推手柄提起后移至慢车位(idle detent position);

(4) 确保两个反推套筒后移(约0.15至0.25英寸);

(5) 松开中央作动筒的人工开锁手柄;

警告: 确保所有人员和设备远离反推区域, 当提供液压时, 反推装置将放出, 可能伤及人员或损坏设备。

(6) 左(右)液压系统增压;

(7) 确保反推装置放出；

(8) 将左（右）反推手柄移至正推位，收回反推。

C. 将飞机恢复至原状态

(1) 液压系统释压；

(2) 关闭左右风扇整流罩；

(3) 关闭P11面板上的自动速度刹车跳开关；

(4) 若无需要，关断电源；

(5) 将EEC Maint Power开关或 EEC Power L和EEC Power R开关恢复至正常位。

D. 在另一台发动机上重复反推同步锁测试

2.6按照本指令2.4的要求安装同步锁构成了本指令2.1到2.3条要求的终止性措施。

2.7 等效符合性方法。完成本适航指令可采用等效的符合性方法和调整完成时间，但必须得到适航部门的批准。

五. 生效日期：2005 年 2 月 17 日

六. 颁发日期：2005 年 2 月 17 日

七. 联系人： 李锐

民航西南地区管理局适航审定处

028-85704174