

# 民用飞机机身燃油管路适坠性适航要求和验证方法研究

## Research on the Crashworthiness Airworthiness Requirement and Compliance Method for Civil Airplane Fuselage Fuel Line

朱德轩 葛锐 卞刚 周伟 / ZHU Dexuan GE Rui BIAN Gang ZHOU Wei  
(上海飞机设计研究院, 上海 201210)  
(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

### 摘要:

民用运输类飞机机身内燃油管路系统的适坠性设计是提供飞机在坠撞情况下的安全性和乘员生还率的重要技术。通过对相关适航规章立法背景的研究以及行业实践,总结分析了条款的适航要求,形成了机身燃油管路的适坠性设计指南和符合性验证方法。

**关键词:**民用飞机;燃油系统;燃油管路;适坠性

**中图分类号:**V228

**文献标识码:**A

[**Abstract**] The crashworthiness design of fuselage fuel line system for civil transport airplane is critical to enhance the airplane safety and increase passenger survivability during crash condition. By analyzing the legislation history for related regulations and industry practice, this paper summarizes the airworthiness requirement, and forms the crashworthiness design guideline and compliance method for fuselage fuel line.

[**Keywords**] civil aircraft; fuel system; fuel line; crashworthiness

## 0 引言

随着民用航空技术的不断发展,以及民航客机运营体系的不断完善,民用飞机的安全性水平日益提高。根据国际航空运输协会(IATA)2015年的分析报告,近年来喷气类民航客机发生事故造成乘员死亡的概率大约稳定在五百万分之一,即每运输五百万人次乘客发生一次乘员死亡<sup>[1]</sup>。

尽管如此,每一次空难仍然牵动全球亿万人的神经,引发全社会舆论对航空安全的高度关注。NASA曾开展了一项对美国民用飞机重大事故的统计分析<sup>[2]</sup>,结果表明虽然在全局重大事故中,只有22%的事故最终发生了火灾,但这些事故造成的死亡人数却占到了总遇难人数的75%。而且,这22%的事故中有近一半是发生在飞机着陆阶段。如何

避免应急着陆后失火是提高整机适坠性,增加乘员生还率的重要手段。

相对于燃油箱,布置于机身内的发动机(APU)供油管路的适坠性设计更需要引起重视。这些燃油管路通常布置在客舱下部的临近区域,如在坠撞过程中受到冲击破裂,泄漏燃油很可能起火。火灾本身可能在短时间内威胁客舱乘员的安全,且其引发的浓烟也会给紧急撤离增加难度甚至直接造成乘员窒息死亡。

国际上,自上世纪60年代适坠性问题引发关注以来,工业方和审查方开展了大量的部段试验乃至全机飞行坠撞试验研究,分析机身结构、燃油系统部件和管路在坠撞过程中的动态响应和相互作用规律,以期掌握包括燃油管路的适坠性设计指南<sup>[3-4]</sup>。这一系列研究结果表明,由于大型民用客

机的巨大尺寸导致机身各处复杂坠撞情况下的响应极不一致,无论是通过试验还是计算,都无法准确地定义飞机结构破坏级别和飞机坠撞工况之间的关系,也无法准确定义燃油管路的动态响应和破坏情况。

在国内,民用大型飞机机身燃油管路适坠性设计和适航验证更是处在探索阶段,本文拟通过对相关适航规章立法背景的梳理和研究,明确条款的适航要求,总结形成一套较为普适的机身燃油管路的适坠性设计指南和符合性验证方法。

## 1 条款要求分析

美国运输类飞机适航规章 14CFR 25 中,机身燃油导管适坠性要求相关条款有 25.993(f) 和 25.994 条款<sup>[5-6]</sup>。

### 1.1 条款要求

25.993(f): 机身内每根燃油导管的设计和安装,必须允许有合理程度的变形和拉伸而不漏油。

25.994: 必须对发动机短舱内或机身内的燃油系统部件进行保护,以防止在有铺面的跑道上以 25.721(b) 条款所规定的各种工况进行机轮收起着陆时,发生燃油喷溅足以造成起火的损坏。

### 1.2 立法背景和演变过程

适航规章中对于机身燃油管路的适坠性要求源于 1965 年的盐湖城事故。1965 年 11 月 11 日,一架波音 727 飞机,由于飞行员操作失误在盐湖城机场着陆过程中坠毁起火。飞机触地后,右主起落架超载向上刺穿机身燃油管路,造成燃油泄漏引发客舱起火,以致机上 91 名乘员中 43 名丧生。美国国家交通运输安全委员会对事故进行了调查,指出这是一次可生还的事故,即死亡的绝大部分乘员在坠撞冲击过程中并没有受到致命伤害,而是死于坠撞之后的火灾<sup>[7]</sup>。

盐湖城空难后,FAA 在 1967 年同时增加 25.993(f) 和 25.721(d),从机身燃油管路的适坠性设计和起落架系统的破损安全设计两个方面来提高整机的适坠性设计水平。

1970 年,FAA 再次发出修正案对 25.721 条款进行了调整,并增加 25.994 条款,进一步明确轻微坠撞着陆时对燃油系统部件和管路的适坠性设计要求,设计需避免危险量燃油泄漏造成着火的危害。

2014 年,在航空立法咨询委员会 ARAC 连续多

年的协调下,FAA 最终明确了 25.994 条款中考虑的轻微坠撞着陆工况与 25.721 保持一致,其飞机垂直下降率为 5ft/s。

从立法过程可以看出,燃油导管适坠性条款的演变和起落架系统的 25.721 条款关系异常紧密。三个条款的历史演变过程如图 1 所示。

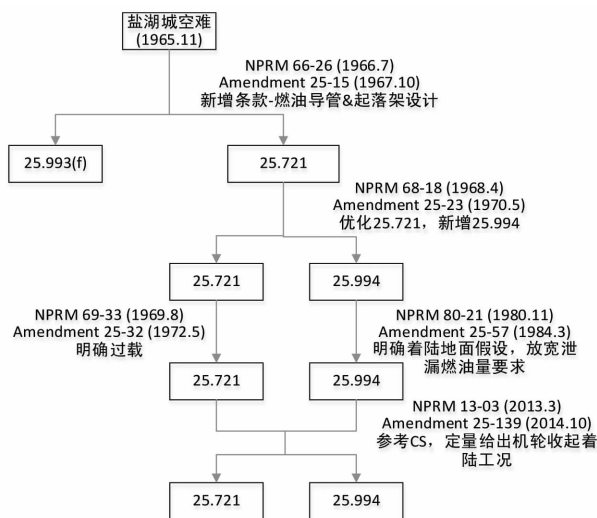


图 1 条款演变历程

### 1.3 25.993(f) 条款要求分析

通过对立法背景的分析可以明确,25.993(f) 条款关注的是机身燃油管路的适坠性,要求机身燃油导管本身具有合理程度的柔性和变形能力,来防止在飞机坠撞过程中发生燃油泄漏而引发火灾。在飞机坠撞情况下,位于机身内的燃油导管可能承受的变形和拉伸主要包括:如盐湖城事件中起落架超载后对导管的冲击作用,导管附近结构变形对导管的剪切作用,机身结构大变形对导管的拉伸作用等。

识别条款要求的几个关键点是:

#### 1) 机身内的定义

根据 FAA 的 15 号修正案和 AMC 25.963(d)<sup>[8]</sup>,“机身内”的定义不仅仅包括客舱、货舱等增压区,也包括所有那些无法与载人舱通过耐火屏蔽层进行物理隔绝的区域。因为从适坠性防范火灾的角度,所有这些区域内管路发生破裂漏油都会直接威胁乘员生命。

#### 2) 燃油导管的定义

业界实践中,机身燃油导管通常采用双层套管设计。其内管为实际运输燃油的供油管,如内管发生破裂漏油,泄漏液体会包容在外套管中,并通过

一定的排液措施排放至机体外。在 15 号修正案中,也明确了外套管是防护漏油影响的设备,而不是防止漏油的设备。套管的设计要求应按照 25.863 可燃液体防火来确定,而不属于本款的适用范围。

### 3) 合理程度的定义

条款及其相关解释材料没有给出“合理程度”的定量指标。

条款中“合理程度”的要求可解读为在一种可生存坠撞工况下燃油导管应满足的变形能力。这种坠撞过程中大部分乘员没有因为坠撞冲击力死亡。AC25-8《辅助燃油系统的安装》指出可生存坠撞工况应比轻微坠撞工况更严酷:早期 25.561 条款中曾规定飞机应急着陆工况的垂直下降速率为  $5 \text{ ft/s}^{[9]}$ ,但是对实际飞机事故研究发现,大量事故中飞机垂直下降速率超过  $5 \text{ ft/s}$ ,但仍有乘员幸存。

20 世纪 80 年代,洛克希德公司和 FAA 联合完成的一项对大型民用飞机燃油系统适坠性的研究表明:在基于没有地面障碍物/突出物的坠撞假设下,垂直下沉速率  $22 \text{ ft/s}$ ,  $0^\circ$  俯仰角的坠撞很有可能引起机身外壳破裂,可视为超出适坠性范围<sup>[10]</sup>。尽管如此,也有研究方对上述参数建议提出异议:对民航运营事故的分析显示生还率和垂直下沉速率并没有直接关联。在真实的坠撞事故中,下降率仅是影响生还率众多复杂因素之一。

因此,目前业界对于可生存坠撞仍没有明确的指标定义,具体每个机型适用的可生存坠撞条件仍需个案定义。

对“合理程度”的另一个解读思路是借鉴 25.1703 条款立法过程中的要求。25.1703 要求“从机身主电源电缆(包括发电机电缆)的设计和安装必须允许合理程度的变形和拉伸而不会失效。”FAA 在立法过程中给出解释:制定该条款的原因与 25.993(f) 款相同。即燃油管路或电源电缆未彻底断开的情况下,存在机身结构可能发生部分分离或破坏的情况。允许一定量的拉伸将有助于将机身内燃油引起的火警概率降至最低,25.1703 条款建议将“合理程度的变形拉伸”定义为电缆长度的 10% 左右。因此,对于机身燃油导管变形能力的要求也可参考 25.1703 条款。

## 1.4 25.994 条款要求分析

现行的 25.994 条款明确地给出了需考虑的工况为 25.721(b) 条款中定义的轻微坠撞工况。这种

工况下飞机操作可控,机轮全部收起,在有铺面的跑道上着陆,垂直下降率控制在  $5 \text{ ft/s}$  之内。在这种情况下,要求对位于发动机短舱或机身内的燃油系统部件(包括管路在内)进行保护,以免喷溅足量的燃油从而构发起火的危险。

从立法目的上来说,25.994 条款更侧重于机身结构的燃油系统部件和管路的保护。即燃油系统部件和管理应避免布置在飞机坠撞损毁区,而应该布置与机身主结构附近以受到足够保护。同时,通过设计成尽可能减少可能的燃油泄漏量,并对泄漏燃油和点火源/潜在点火源进行隔离设计,降低起火风险<sup>[11]</sup>。

## 2 机身燃油导管适坠性设计指南

在初期应充分考虑飞机机身燃油管路的适坠性设计,包括全机布局、管路安装布置、管路材料选用等。

### 2.1 全机设计保证的考虑

#### 1) 管路布置区域

从飞机全机角度,在应急着陆状态下,位于飞机机腹的龙骨梁结构可吸收着陆冲击力,并减少飞机刮蹭过程对包括燃油系统在内的飞机各系统的破坏。因此,机身腹部区域的结构可能因巨大冲击能量而变形破坏,通常认为位于机腹最底部为高风险的坠撞损毁区,其典型的变形形式如图 2 所示<sup>[10]</sup>。在飞机总体设计初期,应对坠撞损毁区进行定义,燃油管路的布置应尽可能远离这些区域,以避免结构变形导致管路严重受损甚至破裂。

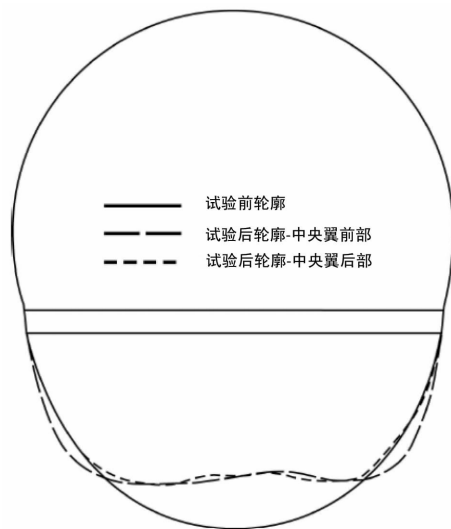


图 2 坠撞条件下典型机身段下部变形

## 2) 起落架系统设计

起落架系统设计应具有应急断离销设计,在飞机大速度着陆起落架超载的情况下,确保起落架结构和机身脱离,避免冲击燃油管路。

## 3) 燃油切断措施

应在燃油管路出油箱口附近设置切断阀以按需切断燃油供应,避免燃油管路破裂后持续不断燃油泄漏的危险。对于机身内存在发动机供油管的情况,应在相关手册中要求飞行员在应急着陆后及时切断燃油供应。对于 APU 供油管路和转输油管路,则应尽可能避免在着陆阶段使用这些管路,以使切断阀始终保持在关位。

## 2.2 管路安装布置的考虑

### 1) 管路布置的保护

燃油管路应尽可能布置在飞机主结构附近,如货舱三角区等,以避免受结构大变形的影响。行业实践中,燃油管路也通常布置于客舱地板夹层,但应特别注意在管路穿过地板梁减轻孔时需提供足够的间隙防止应急着陆中地板变形对管路造成破坏。

### 2) 管路布置余度

燃油管路应避免完全布置成直线状,应适当增加弯管设计。弯管可为管路提供相当程度的延展变形能力。尤其在一些潜在的机身断裂点或预计发生大变形区域的附近,应布置弯管或采用其它柔性设计,并配合弱连接支架等允许管路发生局部大变形<sup>[12]</sup>。

### 3) 管路接头

管路接头在管路拉伸变形时是薄弱环节,应尽可能少使用接头以提高管路整体变形能力。尤其应避免使用带 90° 弯的连接接头,其承受变形能力最弱,如图 3 所示。对于金属管,应采用柔性接头,以允许两侧管路有一定程度的轴向或角度变形。

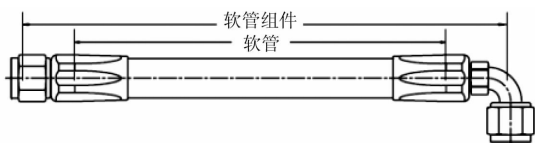


图 3 90° 弯连接接头

### 4) 管路安装的其它通用标准

管路的安装还应依照通用的燃油系统管路安装标准<sup>[13-14]</sup>。所有的管路应具有支撑;管路应与附近操纵钢索、机身结构、导线具有足够间隙,避免相互摩擦;避免将燃油管路布置在高温热源或电缆附近,确实无法避开电缆时,也应合理布置使可能泄

漏的燃油不会滴落在导线上。

## 2.3 管路材料选用的考虑

管路建议使用具有钢丝编织加强层的软管或者具有一定厚度的不锈钢管。具有钢丝编织加强层的软管具有较强的抗冲击能力和拉伸性能。若采用不锈钢管,则燃油导管的布置设计以及连接件的选用应考虑随结构变形可适当伸长移动,从而防止在强烈拉伸或剪切载荷下发生失效。不建议使用铝合金导管,相对于不锈钢管和软管,铝合金管路更易被拉伸破坏,抗冲击能力也较弱。

## 3 符合性验证方法

### 3.1 设计说明

从布置、安装、连接等角度对机身燃油导管的适坠性设计特征进行设计说明。进一步,可从机身结构的保护作用、燃油系统设计及防火设计三个方面出发,分别按防止燃油泄漏、控制泄漏量、隔离泄漏燃油这三步来说明符合性。

### 3.2 计算分析

对应合理程度的两种解读模式,计算分析也存在两种思路。

#### 1) 强度分析法

首先定义可生存坠撞工况,再进行可生存坠撞情况下机身结构变形强度分析得到结构变形情况。对于金属燃油导管构型,可通过燃油导管强度应力分析以验证燃油导管不会破裂漏油。

#### 2) 工程分析法

通过工程分析,表明管路全局布置时已经考虑并具有一定程度的布置余量。

### 3.3 冲击试验

通常用于软管的符合性验证。通过地面冲击试验,验证在起落架超载冲击或其它各种坠撞条件下软管具有足够变形能力并保持完整。

试验可分两步。首先开展软管段试验,选用一典型长度的软管开展系列拉伸和冲击试验,以得到软管的变形性能。然后,基于软管段试验结果和飞机结构适坠性强度分析结果,开展局部或全长软管管路的冲击试验,应辅以一定的计算分析表明该试验段和试验条件的选择可覆盖最严酷工况。

试验验证可采用地面冲击试验的形式,具体试验标准可按照飞机具体情况制定。试验中软管应采用机上典型的安装形式进行固定,必须对软管进

行增压以模拟真实的飞机使用情况。试验中燃油管路应满足预设变形条件且不发生燃油泄漏。

### 3.4 相似性分析和服役经验分析

与前续机型的相似性设计说明,前续机型的服役经验也可作为表明符合性的重要证据。

## 4 结论

飞机适坠性设计的目的是提高飞机在坠撞条件下乘员的生还率。机身燃油导管的适坠性设计是全机适坠性设计的重要环节。

本文讨论并分析了相关适航条款的要求,目前,适航要求中明确了燃油导管适坠性设计的最低要求:导管设计需要考虑飞机轻微坠撞条件。同时,基于飞机的具体特征,申请人也需要和审查方共同确定更严酷的可生存坠撞条件,并表明导管的适坠性。

本文同时总结形成了机身燃油管路设计指南和适航验证方法,供民用运输类飞机燃油系统研制参考使用。

### 参考文献:

- [1] Safety Report 2014[R]. Montreal, Quebec, 2015.
- [2] Lucha, G. M. M. A. Robertson, and F. A. Schooley. An Analysis of Aircraft Accidents Involving Fires[R]. NASA Report NASA-CR-137690, Ames Research Center, Moffett Field, California, May 1975.
- [3] S. H Robertson, R. B. Johnson, D. S. Hall and I. J. Rim-

(上接第 28 页)

在管理上,主制造商应有效统筹设计人员、制造人员、各大供应商以及航空公司在民机减重项目中的工作职责和关系。一方面,设计团队应与制造团队进行密切交流与合作,通过深入分析实际生产制造中所产生的问题来避免不合理的设计所带来的民机超重问题。另一方面,主制造商应与上游供应商密切合作,共同优化采购件的重量,或直接购买更轻的系统或部件,此外,还可让客户参与减重过程,以增强客户对所订购飞机的信心。

### 参考文献:

- [1] 陈代鑫,韩雄,刘适,张威. 飞机薄壁结构件数控加工重量误差控制研究[J]. 航空制造技术,2014,5:78-82.

son. A Study of the Transport Airplane Crash-Resistant Fuel Systems [R]. No. DOT/FAA/AR-01/82, Langley Research Center, Hampton, VA, March 2002.

[4] 朱德轩,葛锐,卞刚,周宇穗. 民用客机燃油系统的适坠性试验研究进展回顾[J]. 装备制造技术,2015(6): 64-66.

[5] 14 CFR 25 Airworthiness standards: transport category airplanes[S].

[6] 朱德轩,游胜龙,周伟,周宇穗. 民用客机燃油系统适坠性问题研究[J]. 科技信息,2011(30): 394-396.

[7] Aircraft Accident Report for Salt Lake City United Air Lines Boeing 727 N7030U[R]. No. 1-0032. June,1966.

[8] CS-25, Certification specifications and acceptable means of compliance for large aeroplanes[S].

[9] AC 25-8 Auxiliary fuel system installations[S]. 1986.

[10] Wittlin, Gil, Fuel Containment Concepts Transport Category Airplanes [R]. No. DOT/FAA/CT-87/18, FAA Technical Center, Atlantic City International Airport, New Jersey, November 1987.

[11] AC 25.994-1 Design considerations to protect fuel systems during a wheels-up landing[S]. 1986.

[12] N. B. Johnson, Aircraft Crash Survival Design Guide. Volume 5. Aircraft Postcrash Survival[R]. No. 89-D-22E, Phoenix, 1989.

[13] MIL-I-18802, A Installation Fuel Oil Lines Aircraft [S]. 1998.

[14] ARP 994, Recommended Practice for the Design of Tubing Installations for Aerospace Fluid Power Systems[S]. 2012.

[2] B·J·马什, K·D·范斯考特, K·M·马伦-赫格里. 无需垫片的拼接机身区段: 中国, CN 101646983 B [P]. 2011-06-29.

[3] 飞机结构件的灌注: 减重一半的工艺[J]. 复合材料世界, 2013, 4.

[4] 任晓, 寇飞行. FSW 技术在飞机大型整体地板结构中的应用[C]//第五届中国航空学会青年科技论坛, 2012.

[5] 谷斌. 民机先进连接制造技术概况[J]. 硅谷, 2014, 2.

[6] 袁红璇, 岳瑛, 蔡鸣豪. 一种紧固件的密封工艺方法: 中国, CN 102678927 A [P]. 2012-09-19.

[7] Society of Allied Weight Engineers. Introduction to Aircraft Weight Engineering [M]. SAWE, 1996.

[8] Andreas K. Leitel (PE). Weight Improvement in the Manufacturing Process Environment and Its Relationship to Overall Weight Control (747-400 Processes and Experience) [C]//SAWE. 50th Annual International Conference, 1991.