

文章编号: 1674-8190(2023)01-114-07

# 民用飞机发动机吊挂应急脱离设计研究

陈海欢, 李泽江, 陈少凯

(上海飞机设计研究院 飞机结构强度工程技术所, 上海 201210)

**摘要:** 发动机吊挂应急脱离是民用飞机设计的关键核心技术之一, 国外相关技术难以获取, 国内以理论研究和提出主要思路为主, 与工程实现存在差距。基于此, 从适航标准入手, 研究吊挂、保险销和机翼三者的应急脱离设计载荷大小的关系, 通过场景分析, 研究界面结构强度计算的载荷确定方法。结果表明: 吊挂应急脱离设计仅需单独考虑发动机主载荷向上或主载荷向后工况, 合理给定吊挂、保险销和机翼结构三者的应急脱离设计载荷大小关系可有效降低结构重量; 机翼/吊挂界面载荷方向则必须结合结构细节做具体的应急脱离场景分析。

**关键词:** 吊挂; 应急脱离; 保险销; 载荷; 场景分析; 适航

**中图分类号:** V224.2

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.01.13

## Study on engine pylon emergency separation design of civil aircraft

CHEN Haihuan, LI Zejiang, CHEN Shaokai

(Aircraft Structure & Stress Division, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

**Abstract:** Engine pylon emergency separation is one of the key technologies in civil aircraft design, which is difficult to obtain from abroad. Domestic researches are mainly about theories and thoughts, which cannot be applied on engineering. In this paper, the research on relationship of design loads among pylon, fuse pin and wingbox is carried out based on airworthiness standards. Load determination methods for strength calculation of interface structures is proposed through scenario analysis. The results show that the engine pylon emergency separation design only needs to consider predominantly upward loads and aft loads separately. Giving reasonable relationship of design loads among pylon, fuse pin and wingbox can reduce the weight of structures. Load directions of components connecting the pylon to the wing should be determined through scenario analysis considering structural details.

**Key words:** pylon; emergency separation; fuse pin; load; scenario analysis; airworthiness

收稿日期: 2022-01-28; 修回日期: 2022-06-22

通信作者: 陈海欢, chenhaihuan@comac.cc

引用格式: 陈海欢, 李泽江, 陈少凯. 民用飞机发动机吊挂应急脱离设计研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(1): 114-120.

CHEN Haihuan, LI Zejiang, CHEN Shaokai. Study on engine pylon emergency separation design of civil aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(1): 114-120. (in Chinese)

## 0 引言

飞机燃油箱破坏导致燃油溢出,进而引起火灾甚至爆炸,这是造成重大空难事故的重要原因之一。现今主流客机多采用翼吊布局,民航事故分析表明,发动机是威胁机翼燃油箱安全的主要源头之一。

在民用飞机设计中,作为发动机与机体间的唯一传力路径,吊挂是飞机最重要的承力结构之一。当飞机因主起落架故障应急迫降时,为降低事故危险程度,通常通过将发动机与机体分离来避免油箱结构破裂和燃油泄漏。

2002年印尼航空公司B737客机、2009年全美航空公司A320客机发生水面迫降事故,这两次事故均因为发动机/吊挂与机翼成功分离而未造成重大人员伤亡<sup>[1-2]</sup>,可见吊挂应急脱离技术对航空安全的重要性,同时也表明国外民用飞机主制造商已基本掌握了该技术。通过美国和欧盟相关适航标准修订和紧急通告也能够看出该技术的发展过程。例如,1992年美国联邦航空局(FAA)根据B747-200飞机1862航班事故调查<sup>[3]</sup>,发布了关于检查B747系列飞机机翼吊挂接头及保险销性能的紧急通告,波音公司据此对接头结构和保险销作出了相应更改<sup>[4]</sup>。

国外有关吊挂应急脱离技术的研究资料难以获取,可获取的资料仅有事故调查报告<sup>[3,5-6]</sup>和发动机吊挂结构优化技术<sup>[7]</sup>。我国大型客机国家重大专项立项后,国内研究人员通过分析相关机型的结构传力路径和相应零部件技术要求指标等对民用飞机吊挂的结构形式、吊挂载荷、保险销设计、应急脱离方案等进行了深入探索。

刘亚奇等<sup>[8]</sup>对比分析了三种翼下吊挂结构,论述了吊挂与机翼连接接头形式、选材及其设计关键细节;严飞等<sup>[9]</sup>从传力路径和安装方式入手,对比分析了两种翼下吊挂的优缺点;万雨和等<sup>[10]</sup>分析了静定吊挂和超静定吊挂两种结构形式的传力,并利用有限元对比分析了两者在规定载荷工况下吊挂与机翼连接界面的内力;章仕彪<sup>[11]</sup>聚焦吊挂部段静强度设计载荷,分别定义了适用于尾吊和翼吊飞机的初步设计载荷,并阐述了3种故障载荷的计算要求及适航符合性思路;范耀宇等<sup>[12]</sup>介绍了吊挂应急脱离设计的适航条款要求,通过

对比分析波音公司和麦道公司的两种应急脱离方案,总结出应急脱离的设计思想和实现路径,并就国产大飞机吊挂应急脱离点设置和保险销选材等提出建议;李泽江等<sup>[13-14]</sup>论述了民用飞机应急脱离结构适航要求,提出了应急脱离典型结构的设计方法与适航验证流程,给出应急脱离失效判据与脱离时刻预测方法,并通过试验进行验证;许江波<sup>[15]</sup>以超静定吊挂为研究对象,基于应急着陆参数分析和应急着陆动力学分析模型,通过计算分析3个典型工况下保险销接触力响应和保险销失效状态,筛选重点工况,并根据仿真结果分析得到影响吊挂脱离的主要因素;唐维<sup>[16]</sup>利用有限元仿真计算了吊挂与机翼连接界面载荷,并通过吊挂静力试验结果进行验证;郭瀚泽<sup>[17]</sup>、张宏杰<sup>[18]</sup>和谈志晶等<sup>[19]</sup>通过试验与仿真研究了吊挂保险销剪切强度及其破坏模式,对比分析了安装间隙和径厚比等参数对保险销剪切破坏过程的影响;闫明鹏<sup>[20]</sup>和马世伟等<sup>[21]</sup>分别基于PAM-CRASH对吊挂与机翼连接各接头应急脱离次序进行仿真分析,通过对比各部件的运动速度,评估了吊挂脱离轨迹。上述研究主要包括吊挂设计载荷、吊挂与机翼连接设计与内力计算、应急脱离保险销设计及其破坏载荷计算等。部分研究虽与适航相关,但关注点或是吊挂载荷<sup>[11]</sup>,或是应急脱离设计思想、保险销设计及其破坏载荷计算与验证<sup>[12-13]</sup>,或是应急脱离销适航验证流程与符合性实施方法<sup>[14]</sup>,而对于吊挂应急脱离详细设计工况、吊挂与机翼各界面结构脱离场景、各界面结构应急脱离设计载荷等方面的研究,国内外却鲜有报道。

本文通过对适航标准及其可接受符合性方法的分析,研究应急脱离载荷工况,确定发动机吊挂、保险销和机翼油箱结构三者应急脱离设计载荷大小关系,并通过场景分析,明确机翼油箱结构强度计算的载荷确定方法。

## 1 应急脱离设计要求

国内运输类飞机适航标准未明确要求考虑发动机应急脱离,但对机翼燃油箱安全有具体要求,特别是对翼吊布局飞机,相关要求包含发动机触地对机翼燃油箱安全造成的威胁。在适航标准CCAR25.721<sup>[22]</sup>中,条款(b)要求:“客座量(不包括

驾驶员座椅)等于或大于 10 座的飞机必须设计成:当有任何一个或几个起落架未放下时,飞机在受操纵情况下在有铺面的跑道上着陆,其结构部件的损坏很不可能导致溢出足够量的燃油构成起火危险。”美国联邦航空局和欧洲航空安全局(EASA)分别发布的大型运输类飞机适航标准及咨询通告对应急着陆过程中发动机/吊挂结构及燃油系统的安全性设计均提出了明确要求。由于 CS25.721 和 FAR25.721 关于发动机吊挂应急断离的描述基本一致,本文仅列出 CS25.721(c)及其可接受符合性方法 AMC 25.963(d)的具体内容<sup>[23]</sup>:

CS25.721(c):对于发动机短舱可能与地面碰撞的情况,吊挂或发动机安装系统必须设计成:超载导致的破坏不会引起足以构成着火危险的燃油泄漏量(需分别考虑主载荷向上和向后的情况)。

AMC 25.963(d) 4d:发动机/吊挂断离(符合 CS25.721(c)和 CS25.963(d)(5))。

对于发动机短舱可能和地面碰撞的构型,需要考虑超载下的破坏。需考虑主载荷方向向上或主载荷方向向后两种情况下的断离设计:发动机短舱分离或短舱和发动机同时断离。主载荷方向向上和主载荷方向向后两种情况下的载荷是分别分析的。必须证明发动机/吊挂破坏后,发动机/吊挂接头处或靠近该接头处的油箱本体不会破裂。

CS25 中可接受符合性方法的 AMC 25.963(d) 4c(IV)内容如下:

AMC 25.963(d) 4c(IV):对于翼吊发动机的飞机,如果发动机安装节、吊挂或吊挂和机翼的连接结构在碰撞或滑行过程中破坏,对燃油箱完整性的后续影响必须评估。不要求做发动机/吊挂断离后的运动轨迹分析。

分析以上条款要求,吊挂应急断离设计的基本思想是,通过预先设定结构件的破坏失效路径,达到限制故障传递、保护剩余结构(特别是燃油箱)的目的,从而降低事故影响。根据以上条款要求,发动机应急断离有以下关键点:

(1) 应急断离可发生在发动机与吊挂界面,也可发生在吊挂与机翼界面之间,即在发生应急断离时,可单独抛离发动机,也可抛离发动机/吊挂;

(2) 超载工况仅考虑主载荷向上和主载荷向

后情况,且应单独考虑;

(3) 对于发动机吊挂的应急断离设计,需进行从起始断离点开始直至发动机从机翼完全脱离过程的断离顺序分析,之后的抛离运动轨迹无需进行分析;

(4) 为保护机翼油箱安全,从起始断离点开始直到发动机从机翼完全脱离,整个过程中应保证机翼油箱结构不被破坏。

关于断离界面的选取,需要综合传力、温度、装配、适航验证、发动机供应商等影响因素权衡分析,本文主要研究断离界面为机翼与发动机吊挂的情况。

## 2 应急断离装置

目前,国外大型商用飞机主要采用两种途径实现吊挂应急断离:第一种将连杆、耳片等受力简单的结构件设计为断离构件;第二种在连接接头处设计销轴作为断离构件(保险销)。应急着陆过程中,断离构件率先断裂,确保发动机与机翼分离。

由于保险销受力简单、破坏模式可控,且其设计、制造、试验以及后续使用检修更换更为简单方便,特别是其承载能力上下限可设计并且可验证,民用飞机普遍采用保险销作为应急断离装置。比如,国外某成熟机型在吊挂与机翼连接处,对应急断离装置进行了特定的空心弱化处理,即采用保险销连接,如图 1~图 2 所示。对标国际先进做法,国内某型号飞机机翼与吊挂连接处也采用空心销作为应急断离装置,如图 3 所示。

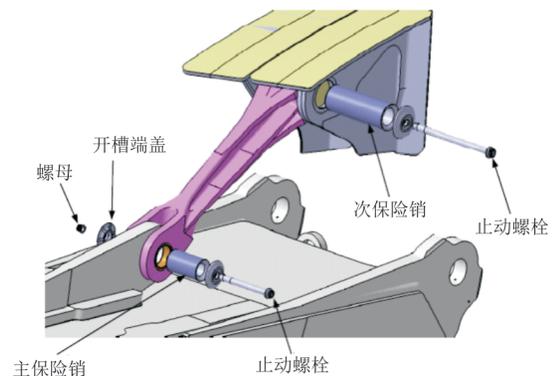


图 1 某飞机吊挂与机翼(前梁)连接保险销布置及其结构形式

Fig. 1 Layout of fuse pin on pylon-to-wingbox (front spar) connections of an aircraft

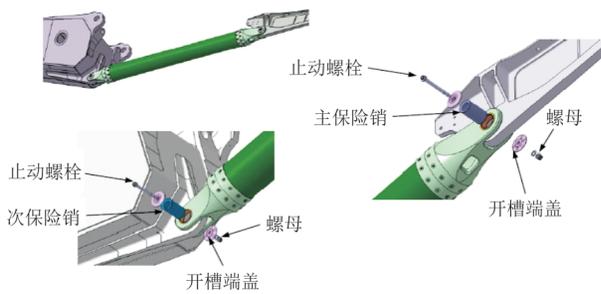


图 2 某飞机吊挂与机翼(下壁板)连接保险销布置及其结构形式

Fig. 2 Layout of fuse pin on pylon-to-wingbox (lower panel) connections of an aircraft

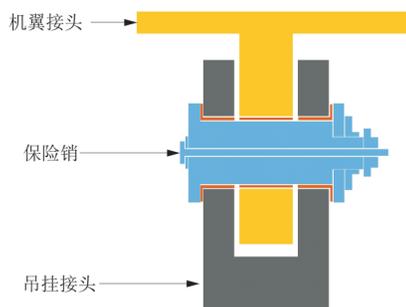


图 3 某飞机保险销结构形式

Fig. 3 Layout of fuse pin of an aircraft

### 3 应急脱离载荷

吊挂应急脱离载荷取决于保险销的设计载荷。如果保险销设计载荷过大,为保证极大载荷下不影响机翼油箱安全,传力路径上的零部件(包括连接件、加强件)都应作相应加强,必将导致结构重量增加;如果保险销设计载荷过小,将导致发动机在非应急迫降情况下过早抛离。波音公司与空客公司通过统计大量的非正常着陆情况,分析相应载荷,定义了保险销的设计载荷。但我国民用飞机研制缺少数据积累,无法采用国外做法。

保险销设计载荷的关键是定义应急脱离工况,这涉及飞机着陆姿态、着陆速度、跑道状况、飞机过载等数据,同时还需考虑机翼刚度、发动机重量重心等,定义该工况难度较大。因此,国内民用飞机应急脱离采用超载脱离设计,即保险销的设计载荷在所有静强度工况的基础上乘以一个安全系数。首先要求保险销能够承受载荷包线内的各种载荷,包括飞行载荷、动载荷、地面载荷、FBO 载荷(发动机风扇叶片因鸟撞、冰雹或者疲劳等原因发生断裂脱落所引起的载荷)、风车载荷等;然后

采用扩大载荷包线的方法,设置载荷台阶,确保发动机吊挂、保险销和机翼油箱结构三者的安全裕度关系。

以机翼与吊挂连接界面某一传力路径为例,发动机吊挂、保险销和机翼油箱结构三者的应急脱离设计载荷及其相互阶梯关系如图 4 所示, $P$  为设计包线载荷,全部结构必须满足在该载荷下不发生破坏的要求; $\alpha P$  为保险销破坏载荷带宽下限,其中  $\alpha$  为保险销强度与设计包线载荷的阶梯系数( $\alpha \geq 1$ ); $\alpha\beta P$  为保险销破坏载荷带宽上限, $\beta$  为保险销带宽系数(保险销破坏载荷带宽受材料性能稳定性、制造工艺、装配公差等影响), $\beta > 1$ 。根据带宽系数,保险销设计载荷为  $0.5 \times (1 + \beta) \alpha P$ 。对于机翼油箱结构,必须满足在保险销最大破坏载荷条件下不发生破坏的要求,其设计载荷为  $\alpha\beta\gamma P$ , $\gamma$  为油箱设计载荷与保险销破坏载荷上限的阶梯系数, $\gamma \geq 1$ 。

对于  $\alpha$ , 本文建议取 1.00~1.05, 因为设计包线载荷可能发生变化,比如发动机超重,势必导致保险销和油箱结构需要加强。对于  $\beta$ , 国内某型号基于材料精选控制将保险销承载能力的波动范围控制在  $\pm 5\%$ , 即  $\beta = 1.10$ 。对于  $\gamma$ , 本文建议取 1.05, 这样可以减轻结构重量。

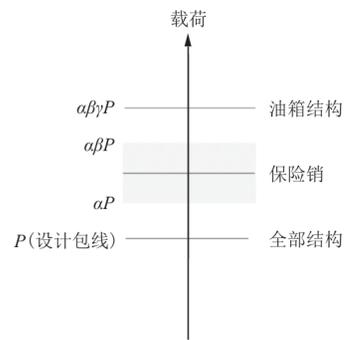


图 4 机翼与吊挂连接应急脱离设计载荷示意图

Fig. 4 Design loads of components connecting the pylon to the wing for separation

### 4 场景分析

条款要求应急脱离工况仅考虑主载荷向上和主载荷向后情况,且单独考虑。根据吊挂与机翼界面内力计算(计算方法详见文献[16])和保险销破坏载荷(计算方法详见文献[17-19])上限,定义向上和向后两个超载工况,在该超载工况下,随着

主载荷增大到临界值,某一保险销到达承载能力上限并发生断裂。计算时,对应两种超载工况分别考虑主载荷向上和主载荷向后两种情况。本文以某型号超静定吊挂<sup>[10]</sup>为例开展场景分析。

#### 4.1 主载荷向上情况

对于主载荷向上情况,应急脱离顺序示意图如图 5 所示。

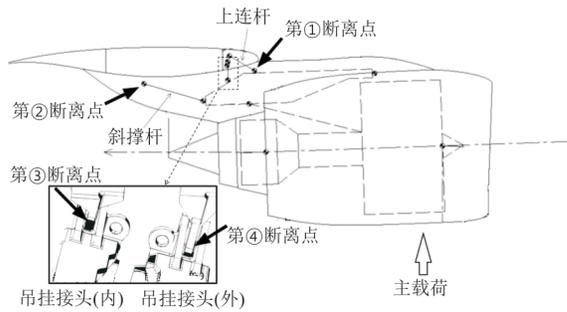
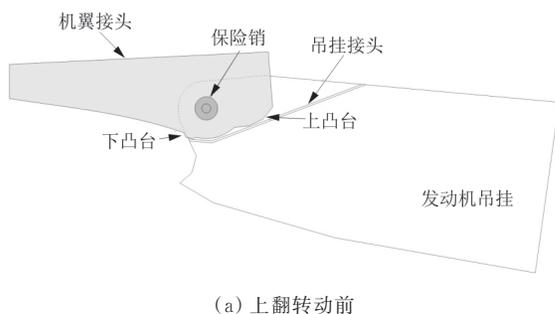


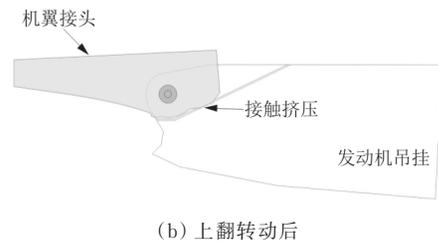
图 5 主载荷向上情况应急脱离顺序示意图  
Fig. 5 Sequence of separation of pylon under predominantly upward loads

根据内力计算和各保险销破坏载荷上限对比,第①断离点发生在上连杆传力路径上。随后,机翼与吊挂连接变为静定连接,在主载荷作用下,第②断离点发生在斜撑杆传力路径上。此后,发动机/吊挂绕机翼油箱发生上翻转。

为保证发动机/吊挂在向上转动时向远离机身方向抛离,对吊挂与机翼连接的内、外侧接头进行不同的间隙设计,确保发动机/吊挂上翻转过程中内侧率先接触,并通过力矩将内侧接头保险销剪断,即为第③断离点,如图 6 所示。结合图 5,第④断离点在外侧接头传力路径上,其脱离场景与第③断离点相似,发动机/吊挂绕机翼油箱继续上翻转,直到吊挂接头(外)与机翼接头接触挤压,通过力矩将外侧接头保险销剪断。



(a) 上翻转前



(b) 上翻转后

图 6 主载荷向上情况吊挂内侧接头与机翼接头接触挤压示意图

Fig. 6 Illustration of contact between pylon fitting (inner) and wingbox fitting under predominantly upward loads

吊挂接头与机翼接头(上凸台)接触挤压,通过杠杆原理将保险销剪断,机翼接头上凸台和耳孔所承载荷载近似形成一对力偶,力臂为挤压面中心到耳片受载力线(通过孔中心)的距离,这种方式可避免荷载直接传入机翼油箱结构,减轻结构重量。界面处各部件受载方向与挤压面垂直,如图 7 所示,各接触面挤压荷载大小为  $\alpha\beta\gamma P$ 。

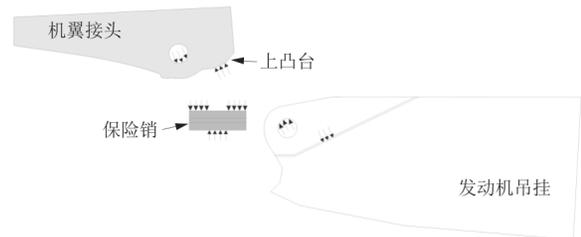


图 7 主载荷向上情况吊挂接头与机翼接头接触挤压界面传载示意图

Fig. 7 Illustration of load transferring between pylon fitting (inner) and wingbox fitting under predominantly upward loads

#### 4.2 主载荷向后情况

对于主载荷向后情况,应急脱离顺序示意图如图 8 所示。

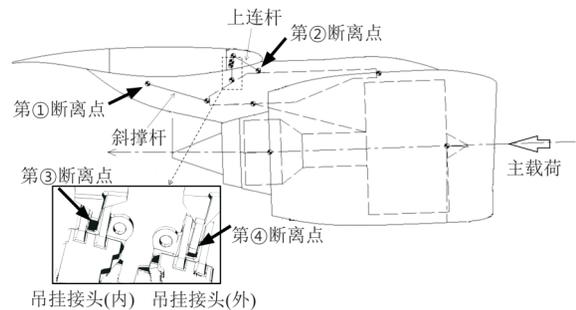


图 8 主载荷向后情况应急脱离顺序示意图  
Fig. 8 Sequence of separation of pylon under predominantly afterward loads

根据内力计算和各保险销破坏载荷上限对比,斜撑杆传力路径率先破坏(第①断离点)。随后,机翼与吊挂连接变成静定连接,在主载荷作用下,上连杆传力路径破坏(第②断离点)。此后,发动机/吊挂绕机翼油箱发生下翻转动。

为保证发动机/吊挂在向下转动时向远离机身方向抛离,通过接头间隙设计,确保发动机/吊挂下翻转动过程中内侧率先接触,并通过力矩将内侧中接头保险销剪断,即为第③断离点,如图9所示。

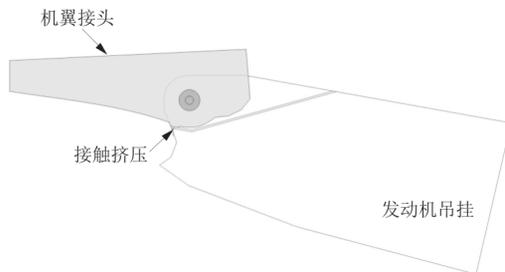


图9 主载荷向后情况吊挂内侧接头与机翼接头接触挤压示意图

Fig. 9 Illustration of contact between pylon fitting(inner) and wingbox fitting under predominantly afterward loads

结合图8,第④断离点在外侧中接头传力路径上,其断离场景与第③断离点相似,发动机/吊挂绕机翼油箱继续下翻转动,直到外侧中接头与机翼接头接触挤压,通过力矩将外侧中接头保险销剪断。界面处各部件受载方向与挤压面垂直,如图10所示,各接触面挤压载荷大小为 $\alpha\beta\gamma P$ ,力臂为耳片受载力线(通过孔中心)与挤压面中心间距。

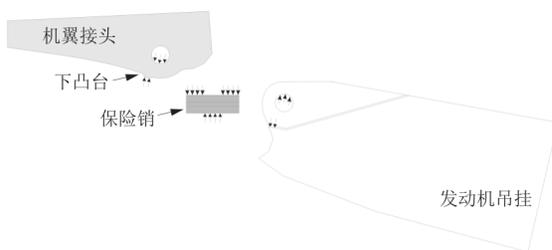


图10 主载荷向后情况吊挂接头与机翼接头接触挤压界面传载示意图

Fig. 10 Illustration of load transferring between pylon fitting(inner) and wingbox fitting under predominantly afterward loads

综合以上对应急脱离的场景分析,明确机翼与发动机吊挂连接的载荷工况(载荷方向与作用点),应分别计算不同场景下机翼油箱的结构强

度。需强调的是,在本文设计载荷(载荷大小)基础上,对应不同断离场景,各接头的受载方向不尽相同。

## 5 结 论

(1) 发动机吊挂应急脱离的核心是保证机翼油箱结构安全,设计可选择单独抛离发动机或同时抛离吊挂,通常只单独考虑发动机主载荷向上和主载荷向后一种超载工况,验证时应分析断离顺序。

(2) 本文得到了吊挂、保险销和机翼油箱结构三者的应急脱离设计载荷大小关系,建议保险销强度与设计包线载荷的阶梯系数取1.00~1.05,油箱强度与保险销破坏载荷上限的阶梯系数取1.05,以减轻结构重量、避免重复验证。

(3) 界面处各结构受载方向和作用点需要根据场景分析来确定。

## 参 考 文 献

- [1] 民航资源网. 印尼一波音737客机迫降河面机上1人死亡[EB/OL]. (2002-01-17) [2022-1-28]. <http://i.carnoc.com/detail/120831.html>. CARNOC.com. A Boeing 737 in Indonesia made a forced landing on the river, killing one person on board[EB/OL]. (2002-01-17) [2022-1-28]. <http://i.carnoc.com/detail/120831.html>. (in Chinese)
- [2] 人民网. 盘点空难史五大生还奇迹:哈德逊河奇迹最成功[EB/OL]. (2014-03-10) [2022-1-28]. <http://scitech.people.com.cn/n/2014/0310/c1057-24582888.html>. PEOPLE.com.cn. Inventory of five survival miracles in the history of air crash[EB/OL]. (2014-03-10) [2022-1-28]. <http://scitech.people.com.cn/n/2014/0310/c1057-24582888.html>. (in Chinese)
- [3] WANHILL R J H, OLDERSMA A. Fatigue and fracture in an aircraft engine pylon[R]. Netherlands: National Aerospace Laboratory NLR, 1997.
- [4] Federal Aviation Administration. FAA extends fuse pins in AD[J]. Aviation Week & Space Technology, 1992, 137(21): 35.
- [5] ROZELLE R, STEICHEN G, ACHELPOHL K, et al. Fractured fuse pin in engine pylon results in dragged engine during B747's landing roll-out[R]. US: Flight Safety Foundation, 1995.
- [6] Hong Kong SAR. Engine pylon cracking involving Boeing 747-438, VH-OJT [R]. Australia: Australian Transport Safety Bureau, 2018.
- [7] STEFANOVIC M, LIVNE E. Structural design synthesis of aircraft engine pylons at certification level of detail[J].

- Journal of Aircraft, 2021, 58(4): 935-949.
- [8] 刘亚奇, 胡锦涛, 刘星北, 等. 翼下发动机吊架及其与机翼连接结构研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2009(s1): 74-76.
- LIU Yaqi, HU Jinxuan, LIU Xingbei, et al. Study on under wing engine pylon and its attachment with wing[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2009 (s1): 74-76. (in Chinese)
- [9] 严飞, 韩建民, 秦超. 民用飞机翼下吊挂连接方式分析[J]. 飞机设计, 2016, 36(2): 57-59.
- YAN Fei, HAN Jianmin, QIN Chao. Analysis of wing pylon connection[J]. Aircraft Design, 2016, 36(2): 57-59. (in Chinese)
- [10] 万雨和, 林森, 谈志晶. 民用飞机静定和超静定吊挂与机翼连接设计研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2021(4): 37-43.
- WAN Yuhe, LIN Sen, TAN Zhijing. Research on the connection design of statically and statically indeterminate suspension and wing of civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2021(4): 37-43. (in Chinese)
- [11] 章仕彪. 民用运输机吊挂设计强度要求研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2012, 52(1): 27-31.
- ZHANG Shibiao. Strength requirement research of civil transport pylon design [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2012, 52(1): 27-31. (in Chinese)
- [12] 范耀宇, 郭海沙, 马世伟. 民用飞机吊挂应急脱离设计研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2010(4): 28-29, 41.
- FAN Yaoyu, GUO Haisha, MA Shiwei. Pylon break-away design of civil aircraft [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2010(4): 28-29, 41. (in Chinese)
- [13] 李泽江, 陈海欢, 刘汉旭. 民用飞机应急脱离典型结构设计及试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(1): 83-89.
- LI Zejiang, CHEN Haihuan, LIU Hanxu. Emergency break-away typical structure design and test of civil aircrafts [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(1): 83-89. (in Chinese)
- [14] 李泽江, 江航, 赵毅. 民用客机应急脱离结构适航符合性研究及应用[J]. 航空计算技术, 2017, 47(2): 63-67.
- LI Zejiang, JIANG Hang, ZHAO Yi. Airworthiness compliance study of emergency break-away structure of civil aircrafts and application [J]. Aeronautical Computing Technique, 2017, 47(2): 63-67. (in Chinese)
- [15] 许江波. 民用飞机发动机吊挂应急脱离仿真方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- XU Jiangbo. Study on civil aircraft engine pylon emergency breaking away simulation method [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [16] 唐维. 民用飞机发动机吊挂连接件强度试验与分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- TANG Wei. Test and strength analysis of pylon's connection of an airliner engine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [17] 郭瀚泽. 某大型民机吊挂应急脱离保险销强度研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
- GUO Hanze. Study on strength of fuse pins of large civil aircraft pylon[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)
- [18] 张宏杰. 民机发动机吊挂应急脱离保险销强度分析与试验[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- ZHANG Hongjie. Strength analysis and test of emergency breaking fuse pins of civil aircraft engine pylon [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [19] 谈志晶, 林森. 应急脱离剪切销的双剪切破坏过程仿真研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2021(1): 64-68.
- TAN Zhijing, LIN Sen. Simulation study on double shear failure process of emergency breaking shear pin [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2021 (1): 64-68. (in Chinese)
- [20] 闫明鹏. 基于PAM-CRASH的吊挂应急脱离研究[J]. 科技信息, 2013(16): 407-408.
- YAN Mingpeng. Research on emergency break-away of pylon based on PAM-CRASH[J]. Science & Technology Information, 2013(16): 407-408. (in Chinese)
- [21] 马世伟, 范耀宇. 吊挂应急脱离仿真分析[J]. 装备制造技术, 2014(8): 85-86.
- MA Shiwei, FAN Yaoyu. Simulation analysis of emergency break-away of pylon [J]. Equipment Manufacturing Technology, 2014(8): 85-86. (in Chinese)
- [22] 中国民用航空局. 运输类飞机适航标准: CCAR-25-R4 [S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.
- Civil Aviation Administration of China. Airworthiness standards of transport category aircraft: CCAR-25-R4[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011. (in Chinese)
- [23] European Aviation Safety Agency. Certification specifications and acceptable means of compliance for large aeroplanes: CS-25 [S]. Germany: European Aviation Safety Agency, 2018.

#### 作者简介:

陈海欢(1984—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:民用飞机结构强度,机翼与发动机吊挂连接设计等。

李泽江(1983—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:民用飞机结构强度,主起落架连接区强度等。

陈少凯(1995—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:民用飞机结构强度,主起落架应急脱离等。

(编辑:马文静)