

美军V/STOL飞机机载设备可靠性试验剖面研究

王光芦¹, 李维宝²

(1. 中国航空综合技术研究所, 北京 100028; 2. 总参谋部陆航部装备发展办公室, 北京 100012)

摘要: 简述了美军垂直/短距起落飞机(V/STOL)飞机的特征和环境, 提供了垂直/短距起落飞机的10个典型作战任务剖面及其飞行参数, 分析了垂直/短距起落飞机和常规起落飞机的环境差异, 给出了垂直/短距起落飞机每个作战任务剖面对应的可靠性试验剖面。

关键词: 垂直/短距起落; 任务剖面; 振动; 试验剖面

中图分类号: V216.6 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2011)05-0056-06

Development Reliability Test Profile for Equipments in US V/STOL Aircraft

WANG Guang-lu¹, LI Wei-bao²

(1. China Aviation Poly-technology Establishment, Beijing 100028, China;

2. Equipment Development Office of Marine Aviation Department of General Staff, Beijing 100012, China)

Abstract: Character and service environment of V/STOL aircraft of United States was briefly introduced. Ten typical battle mission profiles and flight parameters of V/STOL aircraft were provided. The environmental difference between V/STOL and traditional aircraft was analyzed. The reliability test profile according to each battle mission profile was given.

Key words: V/STOL; mission profile; vibration; test profile

垂直/短距起落飞机是能在很短距离内起飞降落和能垂直起飞降落的固定翼飞机的统称。一般认为能在150~300 m距离以内起飞和降落并能越过15 m高障碍的飞机属于短距起降飞机。垂直/短距起落飞机可以减小或基本摆脱对机场的依赖, 便于出击、疏散隐蔽和转移, 具备很高的地面生存能力、机动作战能力和快速反应能力, 以及支援地面部队作战能力。可搭载在航空母舰、巡洋舰、驱逐舰或两栖攻击舰等大、中型水面舰艇上, 以提高舰艇的防空

能力和突击能力。因此, 垂直/短距起落飞机一直是军用飞机发展的一个重要方向。例如, 在美国主导、多国参与合作的“联合攻击战斗机”(JSF)开发计划里, JSF战机包括常规起降型(CTOL型, 即F-35A)、垂直/短距起降型(V/STOL型, 即F-35B)和舰载型(CV型, 即F-35C)。在这3种战机中, F-35B垂直/短距起落型战斗机被视为“未来空战主力杀手”, 是设计难度最大、性能最佳的机型。2008年6月11日, 首架F-35B原型机于在得克萨斯州沃斯堡成功首飞。

收稿日期: 2011-03-10

作者简介: 王光芦(1973—), 男, 湖南娄底人, 硕士, 高级工程师, 主要从事装备环境与可靠性工程工作, 曾获国防科技进步奖二等奖2项。

在完成数千小时的部件试验后,2010年1月7日,F-35B开始进行V/STOL模式飞行。美国海军陆战队将利用其短距起飞垂直降落能力接替AV-8B执行近距离支援、滩头支援和战场攻击任务,同时取代F/A-18承担制空和攻击任务。预计到2020年,海军陆战队将采购420架F-35B战机,美国空军将采购250架F-35B,英国皇家海军也将购买60架F-35B战机,取代“鹞”式飞机执行制空和攻击任务。

1 典型垂直/短距起落飞机飞行特征及环境

一般而言,垂直/短距起落飞机主要技术方案有:1)改变推力方向,起落时偏转喷管或襟翼,产生向上推力即升力,平飞时产生向前的推力;2)飞机上装有升力发动机(或升力风扇)和推力发动机2种动力装置;3)倾转旋翼、螺旋桨或其他推力(升力)源,或倾转整个机翼。例如,“鹞”式飞机装有1台包含4个转向喷口、可旋转 $0 \sim 98.5^\circ$ 的“飞马”型涡轮风扇发动机。飞机垂直起降时,喷口转到朝下方向,发动机向下喷气,形成4根强劲有力的气柱,使飞机以像火箭一样拔地而起或像“阿波罗”号宇宙飞船登月舱在月球上软着陆一样垂直降落;正常飞行时,喷口转向后方,发动机向后排气。F-35B的驾驶舱后部安装了两级对转升力风扇(可提供44.5 kN的附加推力),两级对转升力风扇(提供前面“冷端”的垂直推力)、发动机喷管(提供后面“热端”的垂直推力)和位于机翼下方的滚转稳定喷管(提供“冷端”的滚转控制推力),一共可以提供约177.8 kN的垂直升力。

垂直/短距起落飞机在起飞或着陆过程中,由于发动机喷气产生的“地效”作用更加严酷,使飞机上机载设备在起飞或着陆过程中将经受更大的振动和冲击,从而有可能导致机载设备出现故障,甚至出现飞机坠毁事件。例如,2002年7月22日在帕姆利科河发生的“鹞”式飞机坠毁事件是由振动导致铆钉脱落,脱落后铆钉破坏了飞机发动机压缩器造成的;2008年1月4日,F-35B飞机在降落时,强大的振动使升力风扇转动轴出现机械故障,其后只好更换风扇;2008年2月12日,F-35B飞机的F136型发动机在升空试验中出现故障,故障原因是振动太强,使三级叶片损坏。

美军非常重视垂直/短距起落飞机环境的研究,美国海军研究实验室进行了为期14个月的研究来评估环境以考核装在海军垂直/短距起落上机载设备,确定垂直/短距起落飞机和常规飞机的任务剖面和环境条件的差异,其研究结论已被MIL-HDBK-781A《工程、研制、合格鉴定和生产用的可靠性试验方法、方案和环境》所采纳^[1]。

2 垂直/短距起落飞机试验剖面

有关资料表明:美军在研究中调查了“A”和“B”类型的垂直/短距起落飞机,在美国海军训练大纲中2种飞机均角色不同,因而各自具备一系列的预期作战任务。“A”类飞机是双发亚音速飞机,设计用于控制海域和多任务的,任务包括反潜作战、空中预警、加油、运送军械和空袭,这种飞机既可以垂直起落,也可以水平起飞和降落。垂直飞行靠发动机的转向实现。“B”类飞机是双发超音速飞机,它约比“A”类飞机轻4 540 kg。这类飞机设计用于执行战斗攻击、拦截和侦察任务。它既能垂直方式,也能以常规方式起飞和着落,其垂直飞行靠发动机排口偏转器实现。

2.1 任务剖面

每种类型的垂直/短距离起降飞机任务剖面是其在未来作战中的一种预期使用描述。每一任务均从确定试验所需要的各个方面加以说明。规定了飞机飞往战区途中,战斗期间,以及返回军舰过程中的飞行速度和高度,并提供了每类垂直/短距离起降飞机的任务描述。“A”类垂直/短距离起降飞机的任务见表1。“B”类垂直/短距离起降飞机的任务见表2。通过分析确定出上述每个任务的具体的参数值,这些参数值包括:阶段高度,阶段马赫数,阶段持续时间,2个稳态条件之间的转换速率。根据分析结果确定出的任务剖面如图1—图10所示。

2.2 环境差异分析

MIL-HDBK-781A中对常规飞机的机载设备的环境试验剖面设计出了一套方法,根据该方法可以确定出试验的温度值、振动水平、持续时间。美军对垂直/短距起落飞机中的上述环境参数进行了调查,以确定垂直/短距起落飞机与常规飞机是否存在重

表 1 “A”类垂直/短距离起降飞机的任务

Table 1 Mission of type A V/STOL aircraft

序号	名称	任务描述	图号
1	空中预警	垂直起飞、爬升、出航、巡逻、高空返航、下降、垂直着陆	图 1
2	反潜作战	垂直起飞、爬升、空中巡逻、投放武器、高空巡航返回、下降、垂直着陆	图 2
3	海上空袭	垂直起飞、爬升、低空冲刺、低空低速巡逻并投放武器,爬升至高空,高空巡航返回、下降、垂直着陆	图 3
4	目视搜索	垂直起飞、贴海平面出航、在 914 m 空中盘旋、贴海平面巡航返回、垂直着陆	图 4
5	水面攻击	垂直起飞、爬升、高空出航、在 6 096 m 空中低速巡逻并投放武器,高空巡航返回、下降、垂直着陆	图 5
6	空中加油	垂直起飞、爬升、高空出航、低空低速巡航输油,高空巡航返回、下降、垂直着陆	图 6
7	垂直运输	垂直起飞、爬升、高空巡航、下降、垂直着陆	图 7

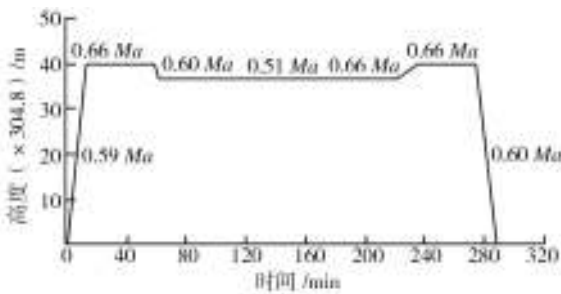


图 1 空中预警任务剖面

Fig. 1 Early warning mission profile

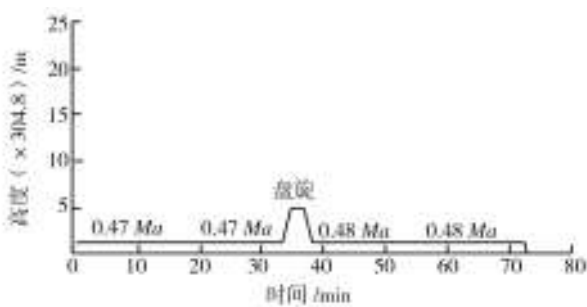


图 4 海上空袭任务剖面

Fig. 4 Marine assault mission profile

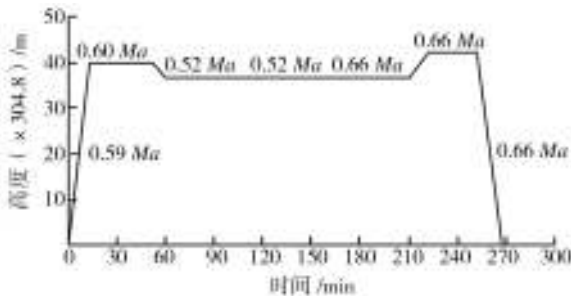


图 2 反潜作战任务剖面

Fig. 2 Anti-submarine warfare mission profile

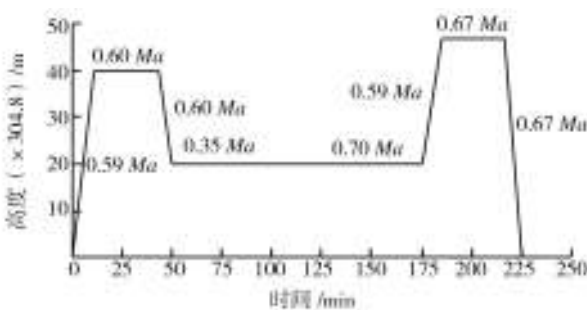


图 5 水面攻击任务剖面

Fig. 5 Surface attack mission profile

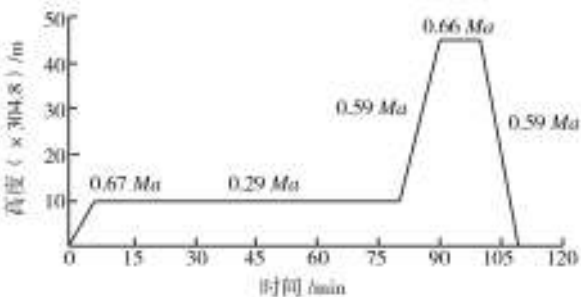


图 3 目视搜索任务剖面

Fig. 3 Contact investigation mission profile

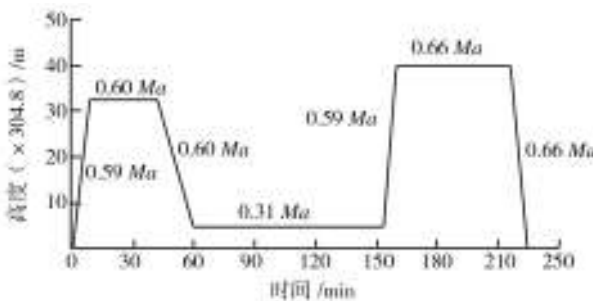


图 6 空中加油任务剖面

Fig. 6 Tanker mission profile

大差异,并提出垂直/短距起降飞机的试验剖面。

3.2.1 温度应力

美军温度评估结果表明:垂直/短距起落飞机和

常规飞机在温度方面没有明显差异,即温度是高度和马赫数的函数。为了提高设备的可靠性,垂直/短距起落飞机设计将采用制冷系统和冷却技术来使电

表2 “B”类垂直/短距离起降飞机的任务

Table 2 Mission of type B V/STOL aircraft

序号	名称	任务描述	图号
1	空中战斗巡逻	垂直起飞、爬升、高空出航和巡逻、低空大速度攻击、高空巡航返回、下降、垂直着陆	图8
2	甲板弹射起飞拦截	垂直起飞、高速爬升、高空大速度冲刺并进入战斗、高空巡航返回、下降、垂直着陆	图9
3	亚音速对地(水)面监视	垂直起飞、爬升、高空出航并巡逻、中空投入战斗、高空巡航返回、下降、垂直着陆	图10

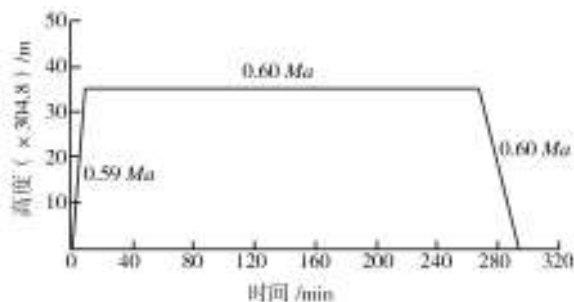


图7 垂直运输任务剖面

Fig. 7 Vertical onboard delivery mission profile

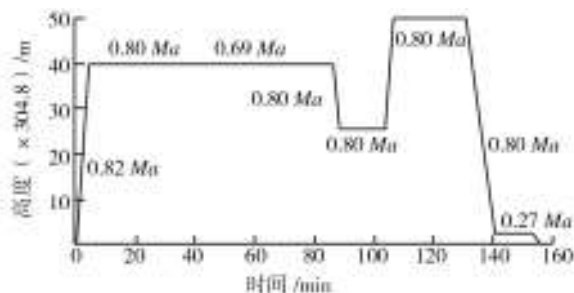


图10 亚音速对地(水)面监视任务剖面

Fig. 10 Subsonic surface surveillance mission profile

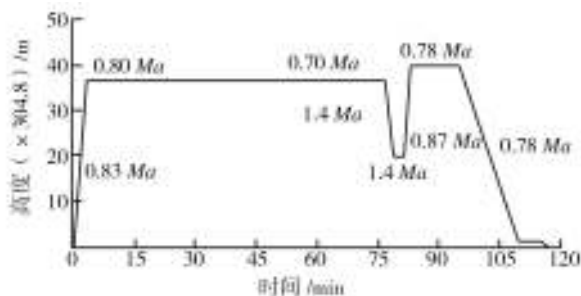


图8 空中战斗巡逻任务剖面

Fig. 8 Combat air patrol mission profile

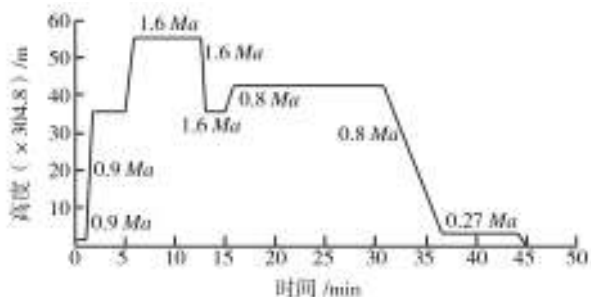


图9 甲板弹射起飞拦截任务剖面

Fig. 9 Deck launched intercept mission profile

子设备保持在冷环境条件下。因此,对于大多数设备可以采用第1类热环境,可采用 MIL-HDBK-781A 中第6章中规定的方法计算温度应力。

3.2.2 振动应力

垂直/短距离起降飞机以水平飞行方式工作时,振动对设备产生的影响与常规的固定翼飞机产生的

影响是相同的。对于垂直飞行(起飞和着陆)方式而言,由于地面效应更加严酷,振动应力水平大不相同。

表1可以用垂直/短距离起降飞机振动量值的确定,它包括了垂直/短距离起降飞机特定的起飞和着陆条件下的振动试验量值 W_0 。其振动应力可按照式(1)计算,其中起飞/着陆的振动量级按照表4确定。

$$W_0 = K^2(q) \quad (1)$$

式中: q 为动压(当 $q > 5\,864.2\, \text{kg/m}^2$ 时,令 $q = 5\,864.2$); K 为位置因子,其选取按照表3确定。

3.3 试验剖面

在水平飞行方式中, MIL-HDBK-781A 中的地面准则、温度、振动确定规则都适应于垂直/短距离起降飞机。表4中的垂直起飞着陆的时间被设定为 0.5 min,主要反映了垂直/短距离起降飞机的自身特点。垂直/短距离起降飞机热设计准则是把电子设备都处于“冷”环境条件下,温度应力剖面都采用第1类设备环境条件。根据上述规则,得出“A”类垂直/短距离起降飞机试验剖面^[2]如图11—图17;“B”类垂直/短距离起降飞机试验剖面如图18—图20。

4 结论

垂直/短距起落飞机具有任务适应性好、生存力

表 3 不同区域设备的位置因子
Table 3 Location factors of equipment

K	设备位置
0.67×10^{-8}	装在靠近光滑且无突变的外表面结构上的设备
0.34×10^{-8}	座舱设备以及舱内设备和靠近光滑的无突变的外表面座架上的设备
3.50×10^{-8}	装在具有突变的表面(即空腔机头下部刀形天线等)附近的结构或直接在此表面后部的结构上的设备
1.75×10^{-8}	装在具有突变的表面(即空腔机头下部减速板等)附近的舱内或直接在此表面后部的舱内的设备

表 4 起飞情况下振动量级
Table 4 Vibration level of takeoff

状态	设备位置	W_0 (正常起降) ($\times g^2$)/Hz	W_0 (垂直/短距起降)($\times g^2$)/Hz	
			A 类	B 类
起飞 ¹	位于直接暴露于发动机排气平面后面的排气流中结构附近的舱内 或与舱相连接处(1 min)	0.7	0.05	0.60
起飞 ¹	位于发动机舱内或发动机排气平面前方靠近发动机的位置(1 min)	0.1	0.17	0.04
起飞 ²	所有其他位置(1 min)	0.002	0.02	0.02

注:1 为起飞或着陆;2 为垂直起落模式 0.5 min。

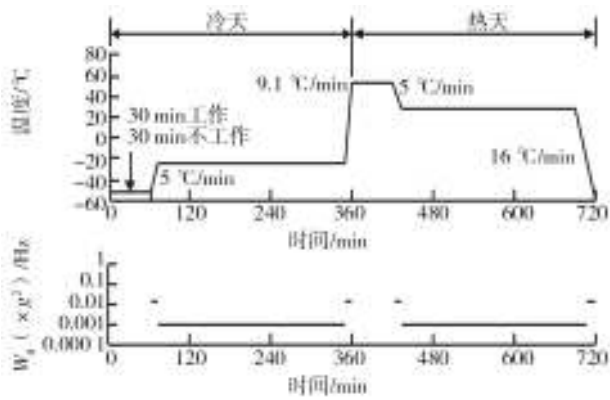


图 11 空中预警试验剖面
Fig. 11 Early warning test profile

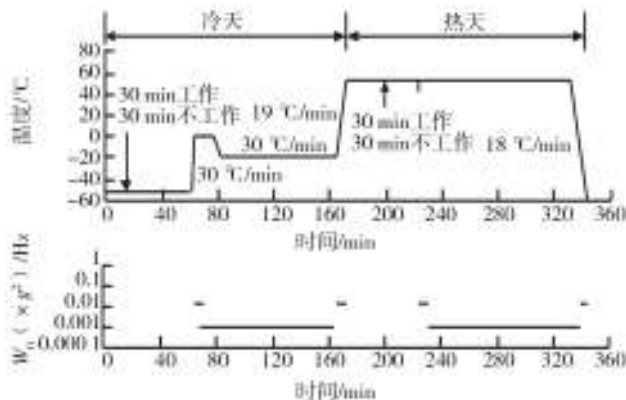


图 13 目视搜索试验剖面
Fig. 13 Contact investigation test profile

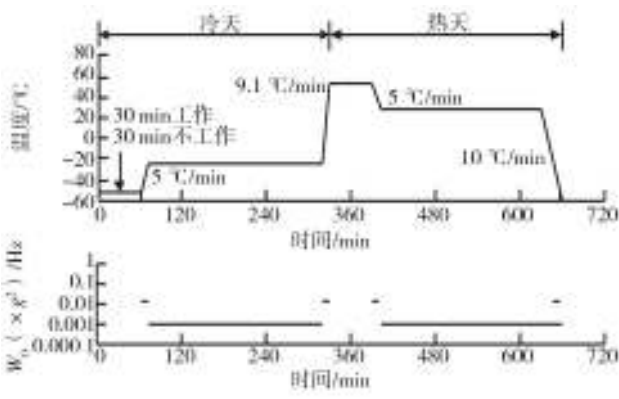


图 12 反潜作战试验剖面
Fig. 12 Anti-submarine warfare test profile

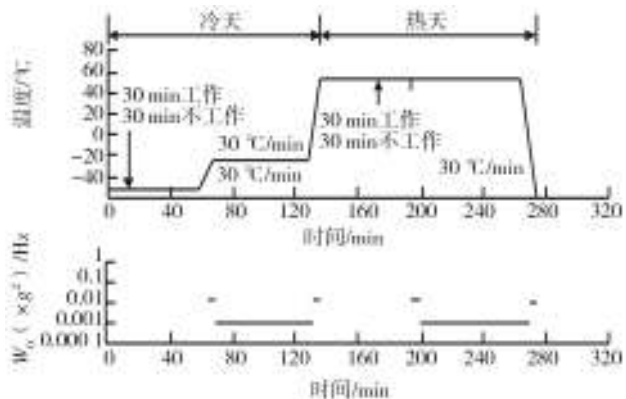


图 14 海上空袭试验剖面
Fig. 14 Marine assault test profile

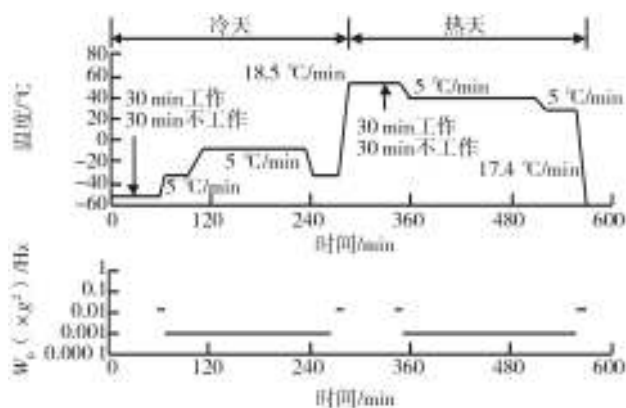


图 15 水面攻击试验剖面

Fig. 15 Surface attack test profile

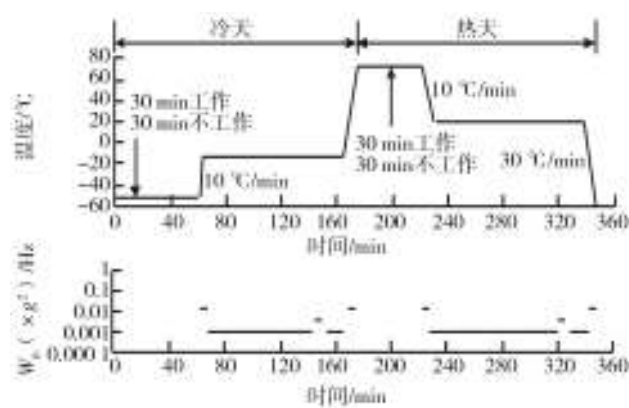


图 18 空中战斗巡逻试验剖面

Fig. 18 Combat air patrol test profile

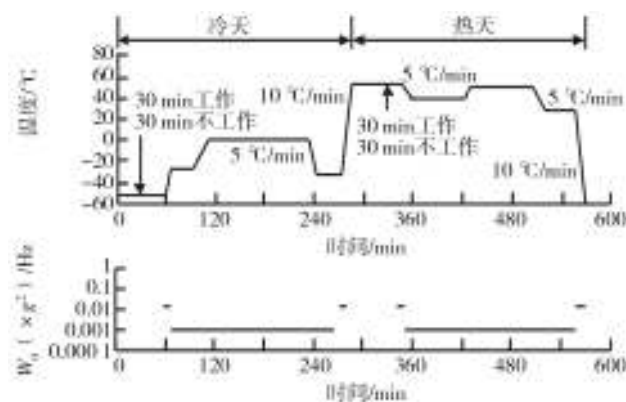


图 16 空中加油试验剖面

Fig. 16 Tanker test profile

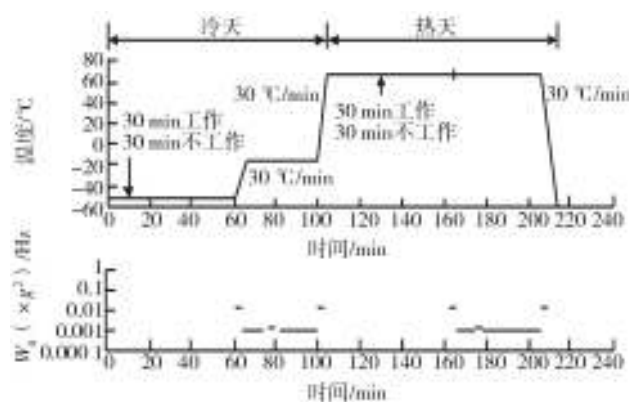


图 19 甲板弹射起飞拦截试验剖面

Fig. 19 Deck launched intercept test profile

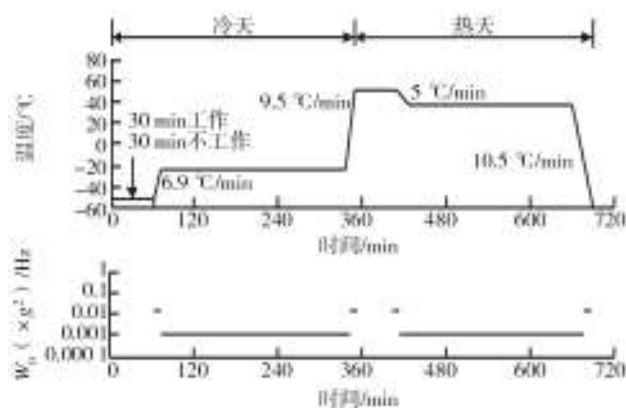


图 17 垂直运输试验剖面

Fig. 17 Vertical onboard delivery test profile

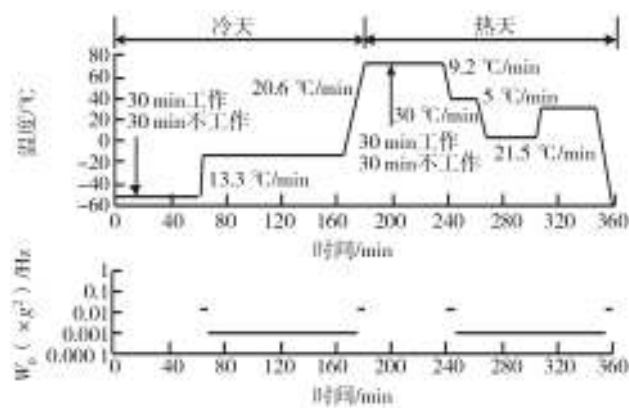


图 20 亚音速对地(水)面监视试验剖面

Fig. 20 Subsonic surface surveillance test profile

强以及机动性高的特点,由于特有的起降方式,使其作战任务剖面、起降环境与常规飞机有很大不同。目前,GJB 899—1990《可靠性鉴定与验收试验》尚未包含垂直/短距起落飞机的任务剖面和试验剖面^[3],2009

年5月25日颁布的GJB 899A中也未提供垂直/短距起落飞机任务剖面。文中在研究美军资料的基础上,提供了垂直/短距起落飞机的典型作战任务剖面,分析
(下转第79页)

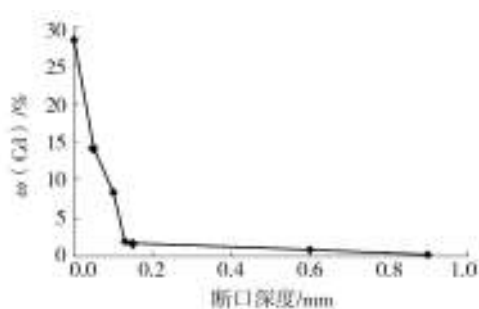
图5 $\omega(\text{Cd})$ 分布

Fig. 5 Cd content distribution

内端面裂纹性质及其产生原因相同,均存在2个不同的裂纹扩展过程。

根据螺栓裂纹及其断口特征,裂纹沿螺栓头径向分布,裂纹表面及其附近有多处浅层剥落,表层裂纹断口扩展末端有规则的弧形分界线,这些特征表明靠近螺栓头内端面的表层裂纹为微动疲劳裂纹,接触表面摩擦力引起的切向应力是微动疲劳裂纹萌生和扩展的主要原因。表层裂纹断口上除含有正常的基体成分外,还含有Cd元素,含量较高,说明这部分裂纹在飞机大修时、螺栓镀Cd前就已形成。

裂纹内部的断口与靠近螺栓头内端面的表层断口特征明显不同,为沿晶裂纹断口特征,说明裂纹在扩展时状态发生了改变。结合螺栓工作环境考虑,螺栓头内端面作为接触面,主要承受碾压和微动摩擦力,不可避免地会产生热量,导致Cd沿晶界渗入、扩展,具备了镉脆的产生条件;能谱成分也证实了沿晶面上含有Cd元素,且随着断口由外向内方向,Cd含量有明显的减小趋势。这些特征说明该部分裂纹断口具有镉脆特征,在螺栓使用中,镉已经沿裂纹尖端渗入基体,导致了裂纹的镉脆扩展。

据相关部门介绍,类似该裂纹故障从未发生过,对接螺栓已飞行使用超过11 000 h,与同型号其它飞机的对接螺栓相比,未发现明显差异,说明该对接螺栓裂纹的产生原因具有特殊性,属于个性案

件。后续对对接螺栓的安装部位进行检查,发现该对接螺栓的安装槽内比较干燥,没有润滑脂,而其它安装槽内有明显的润滑脂。安装槽内未涂润滑脂,在一定程度上增加摩擦因数,促进了微动疲劳裂纹的萌生。

5 结论

1) 对接螺栓头内端面上的13条裂纹性质和原因相同,每条裂纹都是先在表层产生微动疲劳裂纹后,进一步镉脆开裂的。

2) 每条裂纹的表层微动疲劳裂纹在本次飞机大修前就已存在。

3) 螺栓在大修镀镉时,镉沿已产生的裂纹进入裂纹内部,在使用中,镉沿裂纹尖端渗入基体,导致了裂纹的镉脆扩展。

4) 对接螺栓的安装槽内未涂润滑脂,对微动疲劳裂纹的萌生有一定的促进作用。

参考文献:

- [1] 胡殿印,王荣桥,王晓雪,等. 镍钛合金榫接结构微动疲劳研究及数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010(10): 2188—2193.
- [2] 沈明学,彭金方,郑健峰. 微动疲劳研究进展[J]. 材料工程, 2010(12): 86—90.
- [3] HILLS D A. Mechanics of Fretting Fatigue[J]. Wear, 1994, 175(3): 107—113.
- [4] IYER I, MALL S. Analysis of Contact Pressure and Stress Amplitude Effects on Fretting Fatigue Life[J]. Journal of Engineering Material and Technology, 2001, 123(2): 85—93.
- [5] NIX J, LINDLEY T C. The Influence of Relative Slip Range and Contact Material on the Fretting Fatigue Properties of 3.5 NiCrMoV Rotor Steel[J]. Wear, 1988, 125(4): 147—162.

参考文献:

- [1] MIL-HDBK-781A, 工程、研制、鉴定和生产可靠性试验方法、方案和环境[S].
- [2] ADA099744, Development of Environment Profiles for Testing Equipment Installed in Naval V/STOL Aircraft[R]. Naval Research Laboratory, 1979.
- [3] GJB 899, 可靠性鉴定与验收试验[S].

(上接第61页)

了垂直/短距起落飞机和常规起落飞机的环境差异(温度、振动),给出了可靠性试验中振动量级的确定方法,以期对垂直/短距起落飞机的任务剖面 and 可靠性试验剖面的设计有所借鉴和帮助。