

普惠 F135发动机故障概览

A Glance of Pratt & Whitney F135 Engine's Mishaps

■ 刘金龙 冯建文/中国航发研究院 欧阳志高/中国航发研究所

普惠公司的F135发动机是应F-35战斗机的前身——联合攻击战斗机（JSF）项目需求启动研制的。2003—2004年，普惠公司相继开始了常规起降型以及短距起飞/垂直降落型F135发动机的试验测试工作。2006年12月15日，F-35A完成了首飞；2008年6月11日，F-35B完成了首飞；2010年3月17日，F-35B完成了首次悬停试验；2010年6月7日，F-35C完成首飞。美国海军陆战队、空军、海军分别于2015年7月、2016年8月以及2019年2月宣布F-35B、F-35A、F-35C机队形成战斗力。2018年4月，普惠公司宣布完成了F135项目的型号开发与飞行验证试验工作。普惠公司从F135发动机的一系列试验失败中不断汲取教训，成为了军用发动机的王者。

F135发动机基本情况

JSF在立项之初便要求在同一平台的基础上满足3个不同军种的使用要求，最终的F-35战斗机包括常规起降型（CTOL）F-35A、舰载型（CV）F-35C和短距起飞/垂直降落型（STOVL）F-35B等3种不同型号。与F-35战斗机型号相匹配，F135发动机有3个不同的型号，F135-PW-100为F-35A空军型的动力装置；F135-PW-400为F-35C海军舰载型的动力装置；而由罗罗公司提供升力系统（LiftSystem）的F135-PW-600为F-35B海军陆战队短距起飞/垂直降落型的动力装置。F135发动机由F119发动机衍生而来。F119发动机是美国重型制空型战斗机F-22的动力装置，涵道比为0.3：1，非加力状态下推

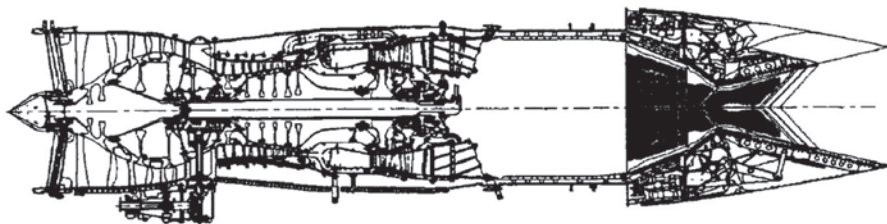


图1 F119发动机结构图

重比为6.7，加力状态下推重比达到9.0。F119发动机包括3级风扇、6级高压压气机、环形燃烧室、1级高压涡轮、1级低压涡轮以及二维矢量喷管，结构如图1所示。

F-35与F-22的作战任务不同，因此F135发动机基本保留了F119核心机的设计，而涵道比增大为0.57：1。F135发动机重新设计了低压部分，低压涡轮也从F119发动机

的1级变为2级以提供更大的低压轴功率。F135发动机的剖视图如图2和图3所示。

F135发动机的设计特点

由于F135发动机是美国高度机密的军事装备，因此官方公布的技术细节很少。根据简氏航空发动机（Jane's Aero Engines）数据库资料介绍，F135-PW-100型发动机的结构设计

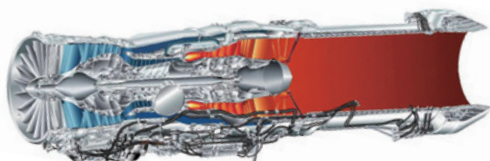


图2 F135发动机常规起降型

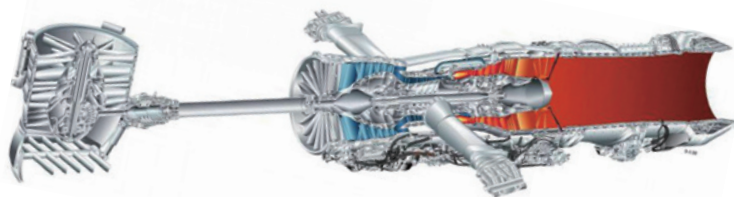


图3 F135发动机短距起飞/垂直降落型

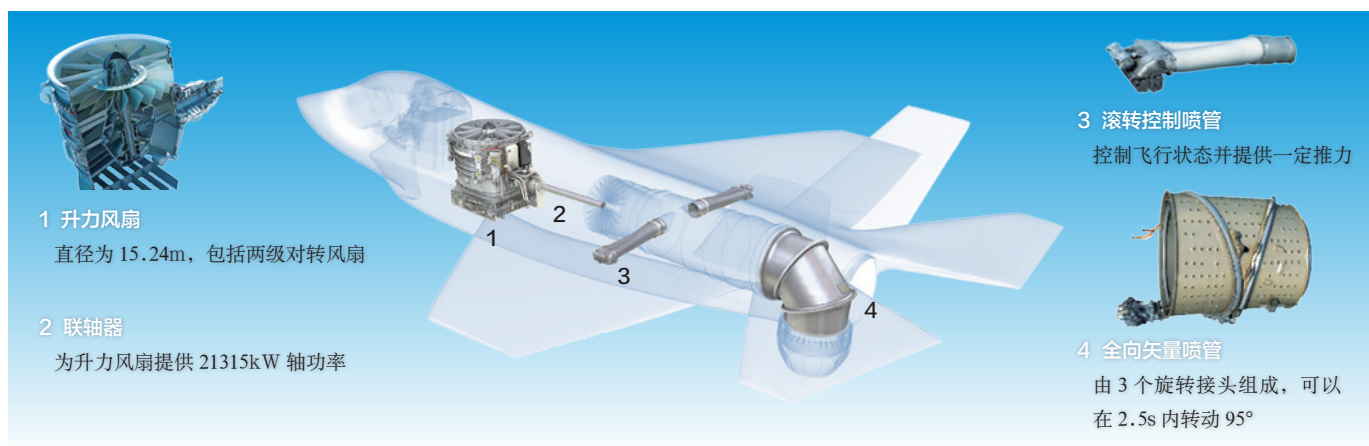


图4 F135的升力系统

特点如下。

进气口

进气口直径为1.168m，包含21个静子导叶，导叶后缘与机匣铰接并兼作低压轴的前支点。

风扇（低压压气机）

风扇包括3组整体叶盘转子，在F119发动机风扇的基础上提高了空气流量及压比。第一级风扇静子由复合材料制成，后两级静子为钛合金。

高压压气机

高压压气机共6级，全部转/静子均为整体结构。前两级转子为考虑损伤容限设计的钛合金结构，后4级转子为高强度镍基合金。前两级静子为可调叶片，后几级静子为铸造镍基合金。高压压气机空气流量为129.6kg/s。

燃烧室

燃烧室由F119发动机的燃烧室改进而来。燃烧室外机匣长度和直径均为0.762m，可以承受温度为920K，压强为4150kPa的高温气体压力。燃烧室直径为0.51m，长度为0.23m。浮壁式燃烧室通过衬片引入冲击制冷以及薄膜冷却。衬片为镍基材料，表面

镀陶瓷并留有近千个气膜孔。

高压涡轮

高压涡轮直径为0.914m，转速超过15000r/min，功率为47725kW。高压涡轮的冷却气流在F119技术的基础上增加了一倍。

低压涡轮

两级低压涡轮与高压涡轮反向对转，工作温度约1360K。

加力燃烧室

包括收敛-扩散喷管以及15个液压驱动的铰接鱼鳞片。加力燃烧

室气压为621kPa，温度为2200K。

F135-PW-400型发动机结构与F135-PW-100型发动机接近，但包含了更多抗盐雾腐蚀的材料。短距起飞/垂直降落F135-PW-600型发动机则加装了罗罗公司的升力系统。升力系统主要包括由F135发动机低压轴驱动的前置升力风扇、安装在主发动机侧面的滚转控制喷管以及机尾的全向矢量喷管3个部件，如图4所示。

普惠公司网站公布的F135发动机性能指标如表1所示。

表1 F135发动机性能参数

型号	F135-PW-100 F135-PW-400	F135-PW-600		
	最大推力/kN	191.3	182.4	
中间推力/kN	128.1	120.1		
短距起飞推力/kN	—	181.2		
悬停推力/kN	—	180.8		
		主发动机 83.1	升力风扇 83.1	滚转控制喷管 14.6
长度/m	5.59	9.37		
进气口直径/m	1.09	1.09		
最大直径/m	1.17	1.17		
涵道比	0.57 : 1	0.56 : 1 (常规状态) 0.51 : 1 (升力状态)		
涡轮前温度/°C	1980	1980		
总压比	28 : 1	28 : 1 (常规状态) 29 : 1 (升力状态)		

F135故障历史

F135发动机自开展试验测试以来，就相继曝出了一系列问题，甚至受到了美国政府问责办公室（GAO）的严厉指责。由于F135的高度机密，美国军方及普惠公司对F135发动机研发过程信息的披露少之又少，本文通过公开的新闻报道，对F135的故障情况进行了梳理。

2004年6月，短距起飞/垂直降落型F135发动机试验中发现第二级涡轮导向叶片发生了较为严重的腐蚀，普惠公司更换了涂层材料。

2006年5月，F135发动机试验中实测温度比设计值高出90℃，给飞机热管理系统带来了问题，普惠公司通过采用优化涵道比、利用气流冷却、改进密封等措施解决了发动机过热问题。

2007年6月，F135-PW-600型发动机在佛罗里达州进行升力风扇失速测试时发动机发生损坏（见图5）。原因是当流道关闭的面积为正常使用状态的300%时发生了非常严重的失速，升力风扇传动轴断裂脱落并打伤了发动机叶片。JSF推进系统负责人伯恩斯称这次试验的条件远超过了发

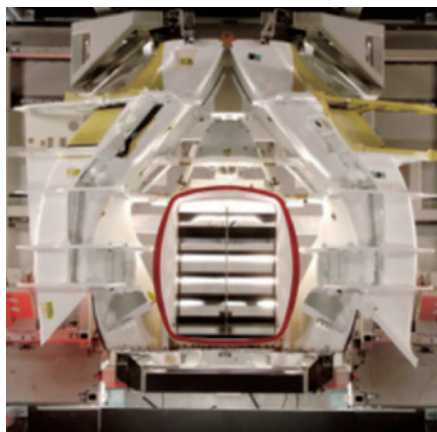


图5 F-35B升力风扇排气口

动机实际飞行中可能遇到的情况，并不代表发动机设计存在问题。

2007年8月，F135发动机暂停了地面测试，原因是试验中发现一片涡轮叶片损坏。JSF项目负责人表示第三级涡轮叶片在使用环境、材料、制造工艺等多种原因下发生了高周疲劳破坏。

2007年12月，F-35C机载发电机供应商汉胜公司发现其发电机功率只能满足机载电力需求的65%。为了增加发电机功率，普惠公司需要重新设计F135的传动附件，但是此举会带来发动机推力损失。

2008年2月4日，短距起飞/垂直降落型F135发动机第六号飞行测试发动机发生了第二起第三级涡轮叶片高周疲劳破坏。普惠认为事故是由于第三级涡轮静子导向叶片的尾流诱发转子叶片振动发生破坏，短距起飞/垂直降落型发动机的低压涡轮需要额外驱动升力风扇，因此其工作条件更严苛，叶片更容易破坏，而常规起降型F135发动机涡轮叶片则没有发生过高周疲劳断裂事故。

2008年2月，一台F135发动机在进行地面超声速试车时被发现有

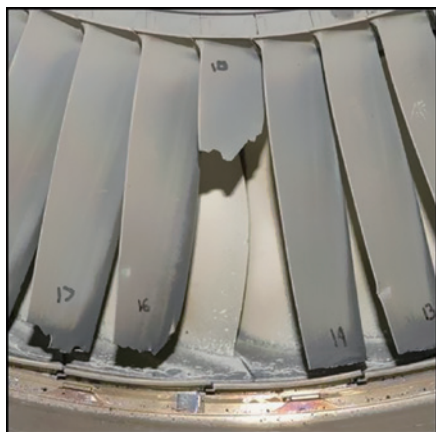


图6 发生掉块的F135发动机风扇

火花从喷管冒出，停车后发现该发动机的风扇出现掉块，如图6所示，掉块打伤了第一级和第二级高压压气机，但没有伤及燃烧室和涡轮。普惠称事故发动机已经累计2455循环，相当于经历了8年的服役期。

2009年9月，每日防务网站披露，一台F135发动机在测试中发生损坏，普惠公司表示将会对F135第一级风扇叶片尖端作进一步改进。

2011财年，美国国防部的一份年度总结报告中提到了F135-PW-600测试中暴露的一些问题，其中包括升力风扇的传动轴在遇到热变形、公差、机动载荷挠曲下配合存在问题，且第一次重新设计的传动轴没有通过试验测试，需要第二次重新设计；升力风扇的离合器在工作中存在过热问题；滚转控制喷管出口处温度过高，影响了作动筒的正常工作，需增加隔热装置。

2013年1月，恩格林空军基地一架测试用F-35B的推力矢量喷口控制液压管道失效，导致全部F-35B飞机停飞。事故调查表明问题由管道供应商派克汉尼芬公司的制造缺陷导致。

2013年2月，爱德华空军基地一台F135发动机涡轮叶片发现了约15mm长裂纹，但是普惠公司表示该事故可能由于孤立制造缺陷或者长期过热环境使用导致，不涉及设计问题。但是此次故障一度引发了全部F-35飞机的停飞。

2013年12月，一台测试用F135在使用时间达到设计寿命的77%时发生了第一级空心风扇叶盘破裂。普惠公司打算将第一级风扇叶盘改为抗裂性能更好的实心叶盘结构，但会增加约2.7kg的质量。

2014年6月，一架F-35B空中发

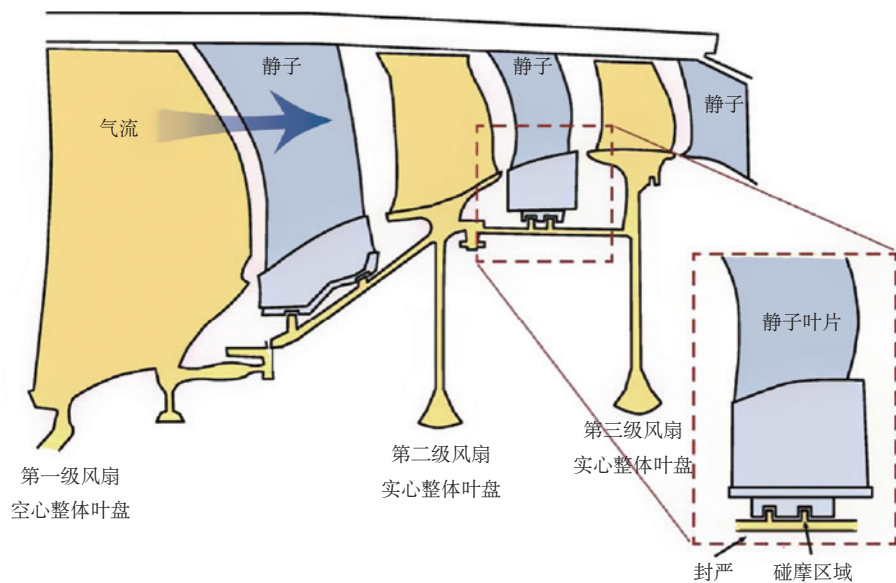


图7 F135发动机风扇级间封严

生了险情并紧急降落。事故怀疑由F135的一个油门阀缺陷引起。普惠对所有F135进行了筛查，发现数台发动机均存在隐患。

2014年6月23日，恩格林空军基地一架F-35A起飞时突然起火造成飞机严重损毁。事故调查委员会(AIB)的调查表明该事故由F135发动机整体叶盘第三级风扇叶片碰磨

所致。F135发动机风扇转子和静子之间采用板式封严(plate seal)，转子轴颈凸出的肋板与附有泡沫耐磨条带的静子凹槽互相配合形成封严，如图7所示。这种封严结构在正常使用状态不会出现碰摩或者仅产生非常有限的碰摩，据称起火事故是由于3个星期前该飞机在一次机动飞行中转静子碰摩引起的。该机机动

作包括了持续2s的偏航、滚转与大过载组合，引起了转静子碰摩导致材料温度达到了1038℃(1900°F)，超过了材料538℃(1000°F)的许用温度，使转子叶片出现了微裂纹。

AIB的事故报告中公布了断裂的发展过程，如图8所示。疲劳裂纹始于封严肋板边缘并沿径向向内侧扩展，裂纹侵入鼓筒，裂纹同时沿鼓筒向前后扩展，使轴颈失去了环箍强度，导致封严肋板处以及轴颈处均发生轴向断裂破坏。

2018年9月28日，一架F-35B型战斗机在美国南卡罗来纳州进行训练飞行时坠毁，飞行员成功逃生。10月11日，美国国防部宣布，所有F-35战机暂时停飞以进行检查。美国政府问责办公室在2019年5月的一份报告中将这一事故的原因归为发动机燃油管制造缺陷，导致其在飞行中断裂，发动机推力丧失。

结束语

航空发动机是一个高度复杂的系统工程，很多问题无法通过事先分析或仿真预料得到，只有在试验以及使用中不断暴露问题并逐步完善产品。即使是经验丰富的普惠公司，在成熟的F119核心机基础上开发一款新产品也难免经历很多挫折。以现在的角度来衡量，F135是一款成功的发动机。截至2018年8月，F135发动机产量已经突破400台。此外，普惠公司对F135进一步推出了两阶段增推计划。2018年3月，F135推力达到了204kN，这一纪录使得其他军用发动机难以望其项背。

航空动力

(刘金龙，中国航发研究院，高级工程师，主要从事航空发动机结构强度研究工作)

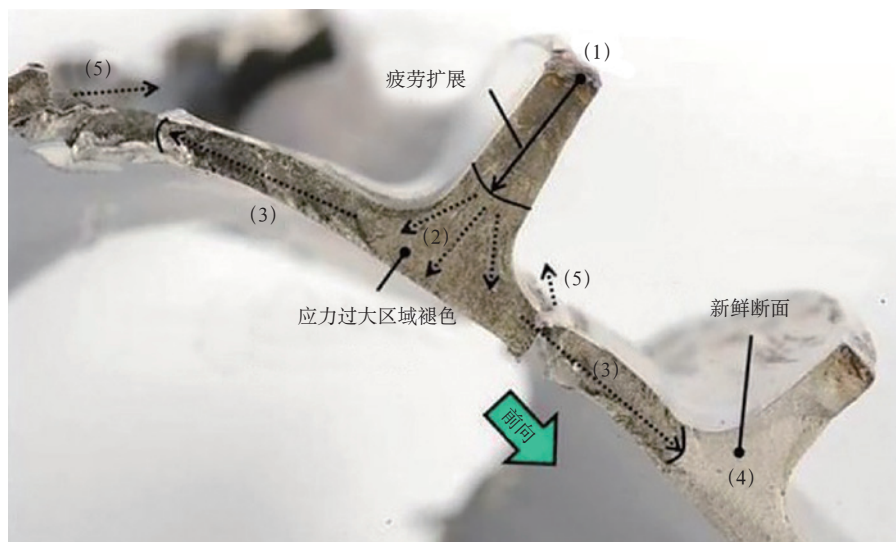


图8 F135发动机转子断裂发展次序