

NASA

发动机部件改进计划

航空工业部科学技术情报研究所

1987年12月

V23/1016

V23
1016-1

NASA

发动机部件改进计划



航空工业部科学技术情报研究所

1987年12月

200429488

内 容 简 介

本文集介绍了美国国家航空航天局 (NASA) 主办的民用航空发动机部件改进计划。内容包括改进方案的可行性分析和筛选, 选定发展方案的设计、试验和结果分析, 以及改进方案的应用情况。这种部件改进方法具有一定的普遍意义, 可供从事航空发动机设计、研制和教学的管理和技术人员参考。

*

*

*

目 录

航空发动机部件改进研究方法的探讨	(1)
普拉特·惠特尼公司的发动机从部件改进计划得到的效益	(11)
JT8D发动机改进的高压涡轮冷却和外空气封严计划	(24)
JT9D-70/59发动机改进的高压涡轮主动间隙控制系统	(48)
CF6发动机性能改进计划的可行性分析和试验结果	(79)
CF6发动机的新风扇	(124)
CF6发动机的高压涡轮气动性能改进	(156)
CF6发动机的新前安装节	(196)

航空发动机部件改进研究方法的探讨

吴 大 观

摘 要

用部件改进的方法来提高航空发动机的性能,是航空发动机研制工作后期发展计划不可缺少的一部分。我国在发动机生产,新机研制和测绘仿制过程中,在提高推力方面积累了很多经验,但在降低油耗、提高可靠性和延长寿命方面,却刚刚起步。本文根据我国发动机研制工作情况,介绍美国NASA以发动机部件改进来降低油耗所得经验。重点介绍了研究队伍的组织,计划项目制定程序,可行性研究方法,项目筛选准则,部件改进的试验方法,所选重点试验项目,改进前后的对比试验,部件强度试验与整机试车,高空模拟试验台和飞行试验的选择,部件和整机的循环疲劳试验的举例,疲劳循环次数的选择,以及从中所获得的经验体会。作者认为值得从事同类工作的同志从中得到启示,使我们的发动机部件改进工作有所提高。

1.0 前 言

航空发动机在投入航线使用前,为了挖掘性能潜力或为了适应不同飞机不同飞行包线的需要,一般都要实施该发动机的性能改进计划,用少量投资进行性能改进,以获得较大的经济效益。例如在1973年世界石油危机以后,美国NASA与工业界一起制订一项航空运输的节油计划。经多方反复调查研究,最后制订了“飞机节油技术研究计划”。预算总投资为6.7亿美元,从1976年开始到1989年结束。到时能提供使飞机节油50%的技术。该计划包括有6项分计划,其中第4项是发动机部件改进计划,所需费用为4,000万美元,占总投资的6%。其目标是改进在现有民航机中使用较广的发动机JT8D、JT9D和CF6,用改进部件性能来降低发动机的耗油率并减轻发动机性能恶化。我国多年来已生产了许多航空发动机,其中尤其是供民航客机使用的涡桨和涡轴发动机,急需研究如何提高其性能,降低耗油率,提高可靠性和维修性,延长使用寿命。目前,对这类研究工作正在进行。本文重点论述改进发动机性能的方法,结合我国以往工作,推荐国外经验,以供有关部门领导和科研技术工作人员作参考。

2.0 部件改进计划项目的可行性研究方法

为了避免计划的盲目性和失败的可能,部件改进计划必须提出部件改进目标、主持单位、提供的资金限额和计划的完成期限,然后由主持单位牵头组织有关科研、生产和使用单位(包括军用和民用)来进行可行性研究工作。美国70年代中期的发动机部件改进计划是由

NASA主持的，以降低现有商用飞机油耗为目标，从组织JT8D、JT9D和CF6发动机制造厂家——普拉特·惠特尼公司和通用电气公司进行可行性研究开始，研究的目的是获得一种高经济效益的方法，选择有成功可能的项目，作为筛选和评价的对象。然后收集技术经济数据，用费用效益为准则来做筛选项目的评价。主持单位可根据可行性研究的结果来选定性能改进项目，决定该项资金数量，制订改进计划，与有关研制公司签订研究合同。

2.1 可行性研究的组织

为了使可行性研究反映实际情况，部件改进计划的主持单位必须广泛吸收飞机和发动机研制生产部门和使用单位参加、组成一个技术上强有力的可行性研究队伍。每个参加单位内设分队，负责为主持单位做可行性研究工作。使用单位如民航公司内所设的分队，主要是提供某发动机在航线使用情况的数据。把研制、生产和使用三个方面紧密结合起来，以合同形式调动各方面的积极性是做好可行性研究的关键。

2.2 计划项目的筛选程序和筛选准则

进行部件改进项目的筛选时，首先从与改进发动机性能有关的因素研究开始，然后研究发动机性能改进对飞机使用的影响，应考虑到使用情况和经济效益，进行综合对比，选择经济效益较高的项目，最后由主持单位根据限额资金，来决定部件改进计划项目和资金的分配。当然，这种筛选要经过几次反复比较，从众多的项目中根据筛选的准则逐次淘汰，最后选定计划项目。计划项目筛选的程序和考虑的条件如下：

1. 对发动机部件改进项目的筛选条件主要是发动机的性能改进（如推力、耗油率和速度特性等）、价格、维修费用、改进后的发展潜力及改进中的技术风险程度。

2. 经筛选后的计划项目，送交飞机研制生产单位，在该单位的结构、重量、噪音和性能（推力、气动性能等）等设计组织内，根据发动机改进项目对飞机性能、重量和飞机的价格的影响因素，来评价计划项目。同时吸取各使用单位（军队、民航）在使用飞机的航线结构、部队编队模式、飞行任务剖面、使用率及发动机在外场混合使用模式等方面的数据，并从经济上考虑发动机的有效寿命、市场销售预测、货币贬值和燃油价格等因素来做筛选条件，提出筛选计划项目的具体数据和意见，供主持单位进一步筛选做参考。

3. 主持单位根据以上单位所提出的意见，在性能和经济效果方面，主要以节省燃油数量、投资回收周期、直接使用费用和需要的研究时间及所担风险，来考虑筛选计划项目，做最后筛选项目的取舍。三个具体筛选准则如下：

（1）所支出的研究费，应从发动机性能改进和燃油节省所得的费用回收。如果出现得不偿失，该项目不得选入。

（2）计划时间内所做研究工作的费用，应在计划规定年限以内回收，回收期超过计划时间的不得选入。

（3）计划项目中发展和改进工作出现的风险，如超出计划要求，不得选入。

2.3 改进计划筛选项目举例

在NASA主持的部件改进计划中，普拉特·惠特尼公司的JT8D和JT9D发动机初期提出改进项目共有95项。经第一次筛选，JT8D选为11项，JT9D选为18项，两种发动机被选中项目占30%。通用电气公司的CF6发动机初期提出的改进项目为58项，经第一次选剩29项，占初期改进项目的50%。被淘汰的项目主要原因是由于发展费用昂贵，超过NASA的计划范围，经过分析证明这些项目的节省燃油量太小，风险较大，以及研究时间超出计划规定期限。计

划规定要于1980~1982年投产使用。最后，NASA使用上述筛选准则，根据提供限定资金而确定共16项。其中JT8D和JT9D共8项，占初期改进项目的8.42%，CF6共8项，占初期改进项目的13.79%。筛选过程变化见表1。

表1 改进项目的筛选情况

	普拉特·惠特尼公司		通用电气公司
	JT8D	JT9D	CF6
初期提出改进项目	共95		58
第一次筛选后保留项目	11	18	29
占初期改进项目的%	30.5		50
第二次后筛选保留项目	4	4	8
占初期改进项目的%	8.42		13.79

三种发动机所选出的16项中到1980年已完成9项，见表2。已完成的9个项目所得到的实际巡航耗油率降低和到2005年的燃油节省，与改进前预计的数值也有所改变，其中超过预计的有2项，下降的有3项，不变的有3项，未公布的有1项，见表3。这说明可行性研究和筛选工作是卓有成效的。已完成9项的数值见表3。

表2 改进改件计划筛选出的16个项目

项 目	降低巡航耗油率，%	到2005年 积累节省燃油 量，10 ⁶ 升	投资回收周期，年	
			新 购 买	改 装
JT8D				
• 1. 改进高压涡轮外空气封严	0.5	341	3.9	75
• 2. 高压涡轮根部排气片叶	0.9	980	0	0
• 3. 高压压气机叶尖沟槽	0.9	2,229	1.2	不适用
• 4. DC-9发动机舱减小阻力	0.5	322	0.7	0.7
JT9D				
• 5. 改3.8展弦比风扇	1.3	2,725	0.9	不适用
• 6. 高压涡轮主动间隙控制	0.9	1,771	1.0	75
• 7. 高压涡轮导叶隔热涂层	0.2	980	0	0

8.	高压涡轮陶瓷外空气封严	0.4	1,953	0.3	0.2
CF6					
• 9	改进风扇	1.8	3,997	1.3	2.0
• 10.	短核心排气喷管	1.0	1,730	0	不适用
• 11.	新前安装节	0.3	800	0.6	不适用
12.	高压涡轮圆度/间隙	0.4~0.8	1,506	0.8	不适用
13.	改进高压涡轮	1.3~1.6	1,120	0.2	不适用
14.	高压涡轮主动间隙控制	0.3~0.6	916	4.4	不适用
15.	低压涡轮主动间隙控制	0.3	348	4.1	不适用
16.	DC-10降低发动机放气	0.7	3,028	1.0	10

• 为到1980年已完成的项目，共9项。

表 3 部件改进计划已完成9项的变化

项 目	改变情况	降低巡航耗油率, %		到2005年积累节省燃油量, 10 ⁶ 升	
		预 计	完 成	改 进 前	改 进 后
JT8D					
1. 改进高压涡轮外空气封严	超 过	0.5	0.6	341	767
2. DC-9发动机舱减小阻力	超 过	0.5	1.2	322	773
JT9D					
3. 改3.8展弦比风扇	未 变	1.3	1.3	2,725	2,725
4. 高压涡轮主动间隙控制	下 降	0.9	0.65	1,771	1,279
CF9					
5. 改进风扇	未 变	1.7	1.7	3,997	3,997
6. 短核心排气喷管	下 降	1.0	0.9	1,730	1,594
7. 新前安装节	下 降	0.3	0.1	800	267
8. 改进高压涡轮	—	1.3	—	1,120	—
9. DC-10降低发动机放气	未 变	0.7	0.7	3,028	3,028

3.0 动件改进计划项目的试验方法

从表 4 所列 3 种发动机 7 种改进部件看来，根据所属研制生产公司的多年研制技术经验

和具备的试验设备以及型号和部件的不同，所做的试验项目和所用的试验设备也各异。有时同样一种部件，不同的公司，试验方法也有不同。其试验工作特点有：

表 4. 部件改进计划项目的试验工作举例

	部件改进计划项目	所做的试验项目	达到的巡航耗油率降低, %
1.	CF6改进风扇	<ol style="list-style-type: none"> 1. 新旧风扇对比试验 (性能、吞鸟) 2. 风扇转子光弹试验 3. 风扇叶片疲劳试验 4. 发动机侧风试验 5. 发动机性能试验 6. 发动机噪声试验 7. 发动机功率管理试验 8. 发动机循环持久试验 9. 飞机飞行性能试验 	1.7
2.	CF6新前安装节	<ol style="list-style-type: none"> 1. 应力试验 2. 机匣挠曲/变形试验 3. 施加载荷的安全试验 4. 热和装配应力关系试验 5. 低循环疲劳试验 6. 发动机工厂生产及飞行试验 	0.1
3.	CF6改进高压涡轮	<ol style="list-style-type: none"> 1. 1、2级导叶性能试验 2. 部件热传导试验 3. 叶片-盘机械试验 4. 带有测试仪表的发动机试验 5. 发动机持久试验 	1.3 (预计)
4	JT8D高压涡轮外空气封严	<ol style="list-style-type: none"> 1. 海平面运转试验 2. 高空台试验 	0.6
5	JT9D高压涡轮主动间隙控制	<ol style="list-style-type: none"> 1. 高空模拟试验 2. 性能恶化试验 3. 吹风试验 	0.65

		4. 滑动试验台	
6	JT9D改3.8展弦比风扇	1. 发动机性能高空台试验 2. 发动机飞行试验 3. 发动机稳定性试验 4. 发动机噪音试验	1.3
7	CF6高压涡轮主动间隙控制	1. 控制部件试验台试验 2. 振动试验 3. 高能X射线瞬态/持久试验 4. 发动机性能验证	0.3~0.6 (预计)

1. 所采用的试验项目中，有部件和整机试验，有性能试验和强度试验。但强度试验占主导地位，性能试验较少。性能试验的目的是以考核对比改进后的性能提高为主。

2. 表 4 中第 1 和第 6 项都是改进风扇的项目，CF6 发动机试验做的多，JT9D 发动机试验做的少。CF6 发动机风扇做了大量的转子光弹、叶片疲劳等部件试验，整机的循环疲劳等强度试验，并做整机的噪音环境试验和侧风试验，最后做飞行性能试验考核改进效果。JT9D 发动机 3.8 展弦比风扇的试验，先做了大量的整机在高空模拟试车台性能畸变试验，然后做飞行试验，地面试车台做稳定性试验和噪音试验。可能由于普拉特·惠特尼公司在 3.8 展弦比风扇已经做过各种强度试验，所以在用于 JT9D 发动机的部件改进计划中不需重复。

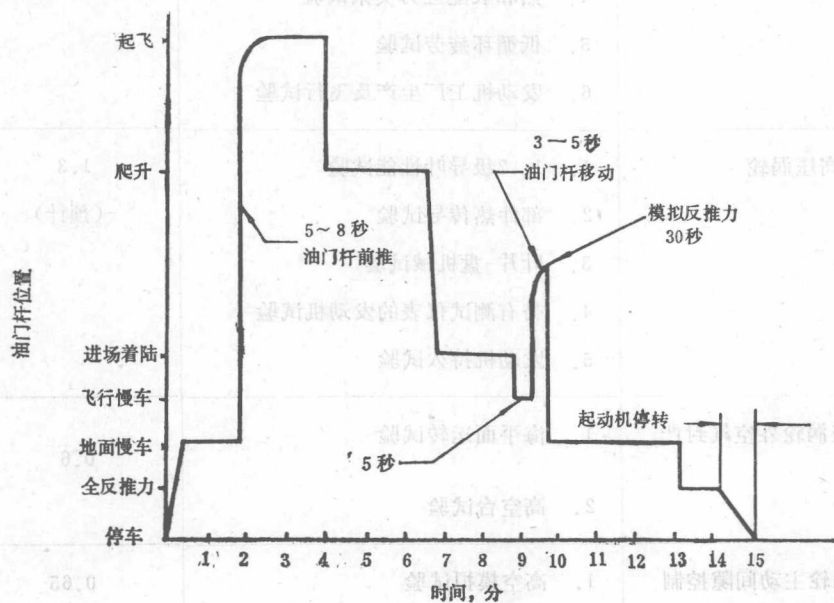


图 1 CF6 发动机改进风扇所使用的“C”循环。为了模拟发动机在实际飞行中最严重的工作状态，用简化的 15 分钟模拟“C”循环，做该发动机循环持久试验

3. 从表3中还可以看出,降低巡航耗油率的效果以改进风扇的项目为最高,CF6降低1.7%,JT9D降低1.3%。CF6改进高压涡轮后,巡航耗油率下降1.3%,效果也比较显著。但是,CF6发动机更换新的前安装节,做了大量的应力试验和循环疲劳试验等,降低巡航耗油率预计为0.3%,而实际仅能达到0.1%。因此可以看出,部件改进计划项目不同,所得的效益差距较大,所订计划预计效果与实际所得也各有不同,我们从中可以得到有参考价值的规律。

4. JT8D发动机高压涡轮外空气封严,所做试验集中在整机的海平面试车台和高空模拟试验台试验,重点在考核新改进的封严部件机械磨损情况及封严的效果,没有做部件试验,所得结果降低巡航耗油率达0.6%。

5. 表4举例的7种部件的性能改进中,根据部件所承受的载荷、飞行包线、疲劳、热应力等不同的工作环境,选用不同的试车循环和不同的循环次数(见图1~5),来对比考核改

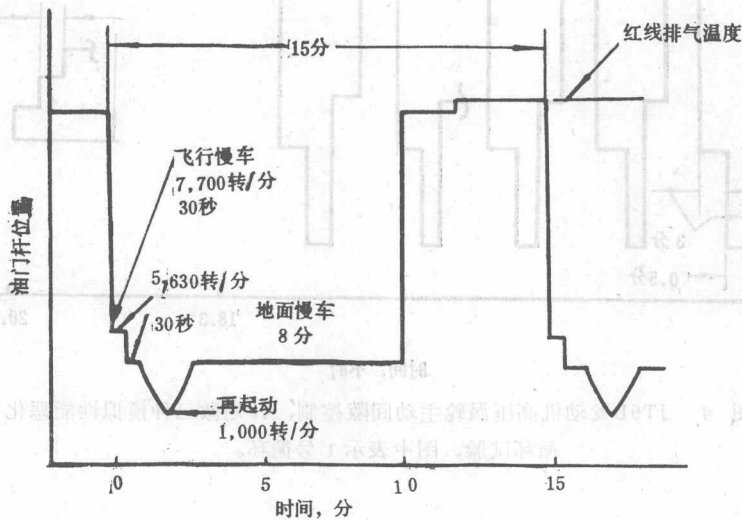


图2 CF6发动机改进高压涡轮,用TF39核心机做试车,15分钟为一次循环,做1,000次循环,等于3,000航线飞行小时。

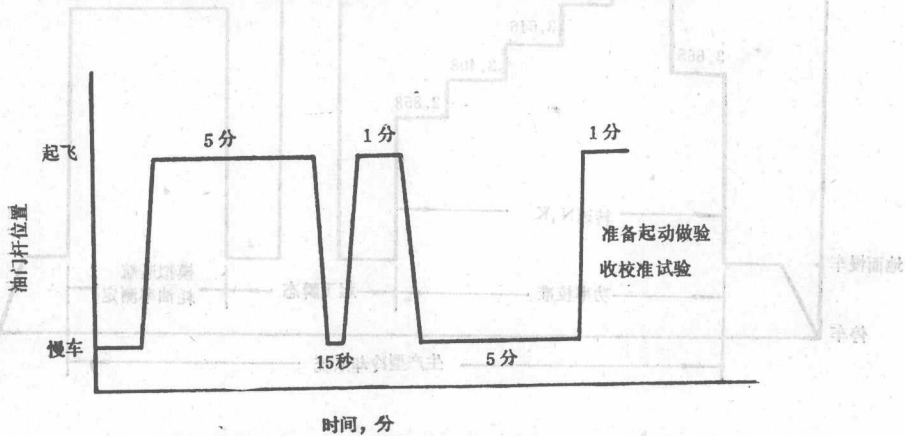


图3 JT8D发动机改进高压涡轮外空气封严用快加速、快减速循环做发动机外封严磨损程度试车——生产验收循环。

进部件是否达到整机降低耗油率的指标,并且要保证不降低原发动机的可靠性和耐久性。没有一种改进部件硬搬发动机150小时定型持久试车的循环,来做部件改进的整机试车。而是运用加速任务试车的原理,订出试验循环状态和循环次数,做部件和整机的疲劳强度试验,这样即节省试验耗油,又使改进部件得到有针对性的性能和强度考核。这些方法,尤其值得我们重视和探讨。

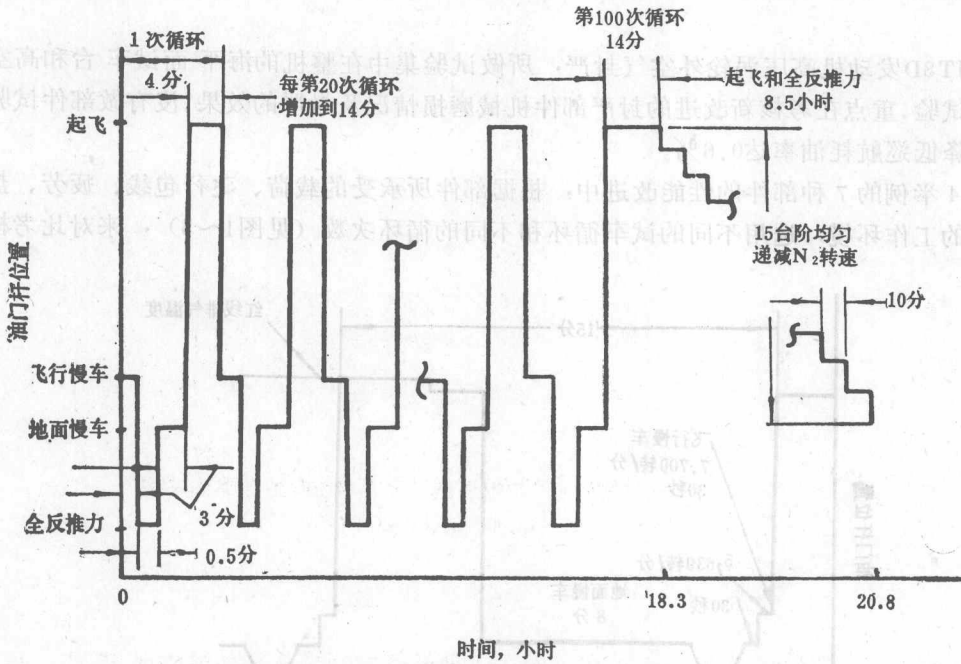


图 4 JT9D发动机高压涡轮主动间隙控制,计划做三种模拟性能恶化循环试验,图中表示1号循环。

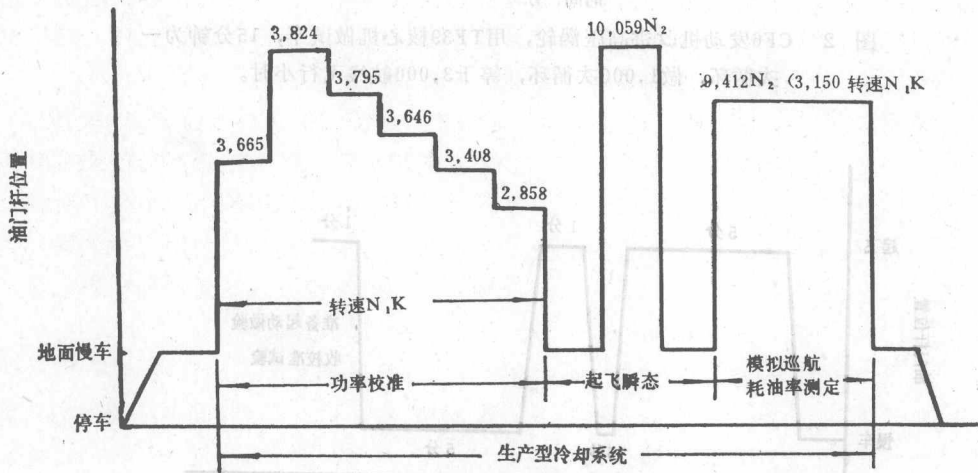


图 5a CF6发动机低压涡轮主动间隙控制,生产单位所进行的试验程序和使用的试验循环。

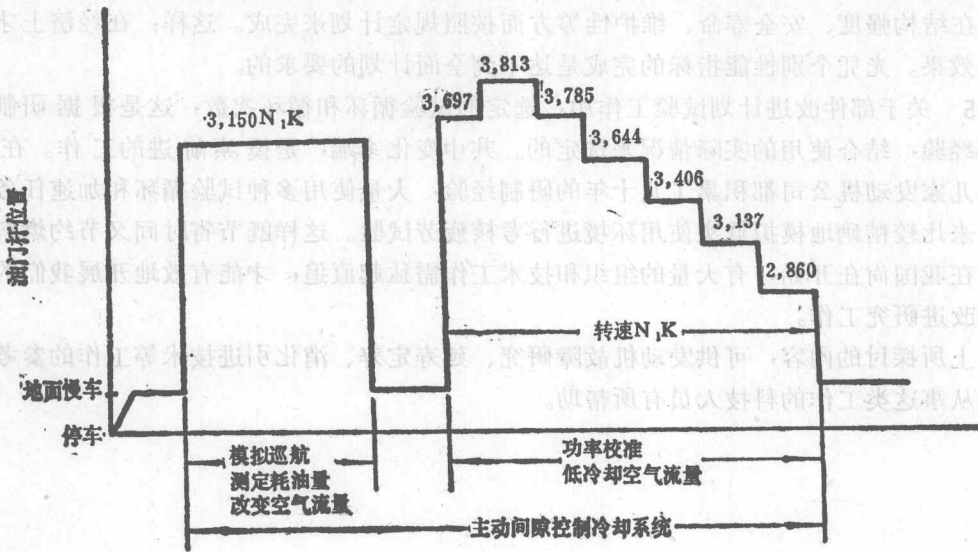


图 5b CF6 发动机低压涡轮主动间隙控制，为主动间隙控制考核试验程序使用的试验循环。

4.0 部件改进工作中技术上的探讨

4.1 根据以上介绍的部件改进工作可知，各种航空发动机从部件性能改进中，可以提高整机的性能或其他要求。但必须根据所提出的改进目标、投入资金的多少和收益时间的长短，根据组织各单位的研制技术水平、技术储备和研制经验，以及使用单位的详细使用记录，来逐次进行筛选。在技术和经济效益的分析和权衡比较下，最后订出部件改进计划。最后，由主持单位与执行单位根据规定资金按计划签定合同，开展部件改进工作。这一套组织系统、工作程序、筛选因素和准则等，可供我们开展发动机的改进工作参考。

4.2 要实现部件改进计划，必须加强负责研究工作部门的主持单位的组织领导。主持单位与飞机、发动机的研制生产单位以及军、民机使用单位，联合组织可行性研究队伍，按照计划项目筛选的程序，进行可行性分析工作。其中除了发动机研制生产单位是部件改进计划的有效执行单位非常重要外，飞机研制生产单位和军、民机使用单位所提供的使用意见、经验数据和原始记录，是该部件改进计划能否圆满成功的关键。也正是我国科研、生产、使用三者关系长期没有根本解决的问题，应该引起我们足够的重视。

4.3 经过可行性分析研究的计划项目是经几次筛选后确定的。主持单位向发动机研制生产单位签定合同，明确规定性能指标的改进数据和完成日期，分别按项目规定研究费用，按计划各单位组织实施，并定期检查完成情况。这是一种要用系统工程来解决的错综复杂的管理工作，我们正在摸索中。

4.4 每项部件改进项目，一般是在改进设计计算工作完成以后，制造出改进部件与原有机件先做性能对比试验，然后花大量工作在部件强度试验、整机的环境试验（如噪音、吞鸟、磨蚀试验等）、整机的循环疲劳试验、地面和高空模拟试验以及飞行试验。其中特别重

要的是低循环疲劳试验，必须根据不同的零部件和使用飞机不同的飞行包线，不同的载荷和环境条件，选择不同的试验循环和循环次数。目的在于使改进的部件除了达到性能指标外，还必须在结构强度、安全寿命、维护性等方面按照规定计划来完成。这样，在经济上才能收到实际效果。光凭个别性能指标的完成是达不到全面计划的要求的。

4.5 关于部件改进计划试验工作中，选定的试验循环和循环次数，这是根据研制单位的研制经验，结合使用的实际情况来选定的。其中变化多端，是摸索前进的工作。在美、英、法几家发动机公司都积累了几十年的研制经验，大量使用多种试验循环和加速任务试车的办法来比较精确地模拟真实使用环境进行考核疲劳试验。这样既节省时间又节约燃料，这项工作在我国尚在开始，有大量的组织和技术工作需猛起直追，才能有效地开展我们的发动机性能改进研究工作。

以上所探讨的内容，可供发动机故障研究、延寿定寿、消化引进技术等工作的参考。希望能对从事这类工作的科技人员有所帮助。



图 4.5 发动机性能改进研究工作流程图

发动机性能改进研究工作流程图

发动机性能改进研究工作流程图，是根据发动机性能改进工作的实际情况，结合使用的实际情况来选定的。其中变化多端，是摸索前进的工作。在美、英、法几家发动机公司都积累了几十年的研制经验，大量使用多种试验循环和加速任务试车的办法来比较精确地模拟真实使用环境进行考核疲劳试验。这样既节省时间又节约燃料，这项工作在我国尚在开始，有大量的组织和技术工作需猛起直追，才能有效地开展我们的发动机性能改进研究工作。

以上所探讨的内容，可供发动机故障研究、延寿定寿、消化引进技术等工作的参考。希望能对从事这类工作的科技人员有所帮助。

普拉特·惠特尼公司的发动机 从部件改进计划得到的效益

摘 要

本文叙述了发动机部件改进计划中采取的几项改进措施。对于每项改进措施首先说明了部件在结构、材料和加工工艺等方面同原来的相比所发生的变化。接着介绍了部件的性能及耐久性试验。这些试验结果表明,发动机部件的改进提高了部件效率,改善了发动机的耗油率。最后指出和预估了这些改进措施在现在和将来的发动机上的应用情况和投入航线使用的时间。

1.0 序 言

NASA主办的节油飞机(ACEE)计划的目的在于减少商业航空运输的燃油消耗。发动机部件改进(ECI)计划是节油飞机计划(ACEE)中旨在降低现在的商业飞机发动机耗油率的一部分。而普拉特·惠特尼公司的性能改进(PI)工作又是ECI计划中的一部分,旨在通过设计、研制和验证部件改进方案降低现有的JT8D和JT9D发动机的耗油率。

由ECI-PI硬件计划所进行的这些方案是从27个可供选择的方案中挑选出来的,而这27个可供选择的方案在1977年这个计划的初期进行过可行性分析(1)鉴定。由波音飞机公司、道格拉斯飞机公司和美国的一些航空公司联合进行的可行性分析,对于航线的可接受性、1980年到1982年这个期间内投入生产的可能性和每个可供选择方案的改装潜力做了鉴定。NASA为硬件工作所挑选出的最佳方案要最终达到以下的改进:

- 涡轮静子叶片安装平台的高温防护涂层的技术改进;
- 不带冠涡轮叶片的可磨蚀陶瓷外空气封严圈的技术改进;
- JT9D发动机主动涡轮间隙控制系统的改善和验证,用以提高效率;
- 具有先进的空气动力学特性的JT9D发动机单凸台风扇的改善和验证;
- JT8D发动机先进的涡轮冷却叶片和外空气封严圈的设计和验证;
- JT8D发动机高压压气机转子叶尖对应的机匣内壁可磨蚀带的设计和验证,以及空气动力学方面的改善。

本文介绍了所进行的这些改进工作,并且就现在和将来的应用进行了讨论。

2.0 讨 论

2.1 高温防护涂层

JT9D发动机第一级涡轮静子叶片的安装平台应用了陶瓷涂层的高温防护方案,这样允许减少这个区域所需要的空气流量,如图1所示。这个方案是考虑作为整个静子叶片和涡轮转子叶片上最终使用高温防护涂层的第一步,因此还可以进一步减少冷却空气的需要量。

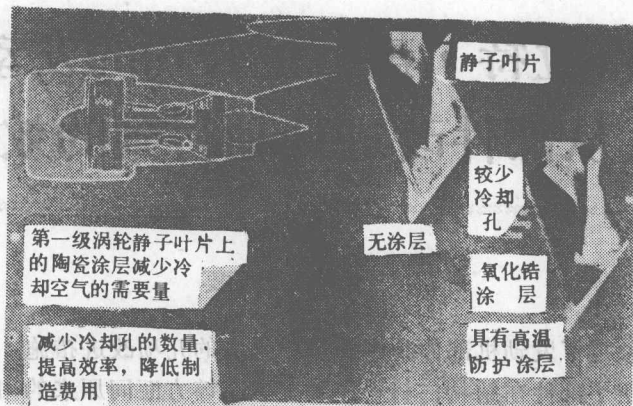


图 1 涂在涡轮静子叶片安装平台上的高温防护涂层, 它可减少冷却空气

这里所评述的高温防护涂层的材料是氧化锆, 用等离子喷涂在静子叶片铸件的安装平台上喷上一层薄薄的防氧化涂层。困难的是要求这种涂层能够适应氧化锆与金属铸件的不同的高温膨胀, 避免这种涂层的过早脱落。通过对氧化锆粉末颗粒大小、与氧化锆相混合的稳定剂的种类和数量、等离子喷涂枪到工件的距离和室温下的预应力大小的优化设计来完成这项工作。这项计划的结果是, 试验样件在模拟发动机中受到的高温循环作用的部件试验台上试验时, 其涂层在脱落防护方面有了重大改善(如图 2 所示)。以部件试验台上验证的重大改善为基础, 这项计划满有成功把握地进入到在发动机上进行耐久性试验。

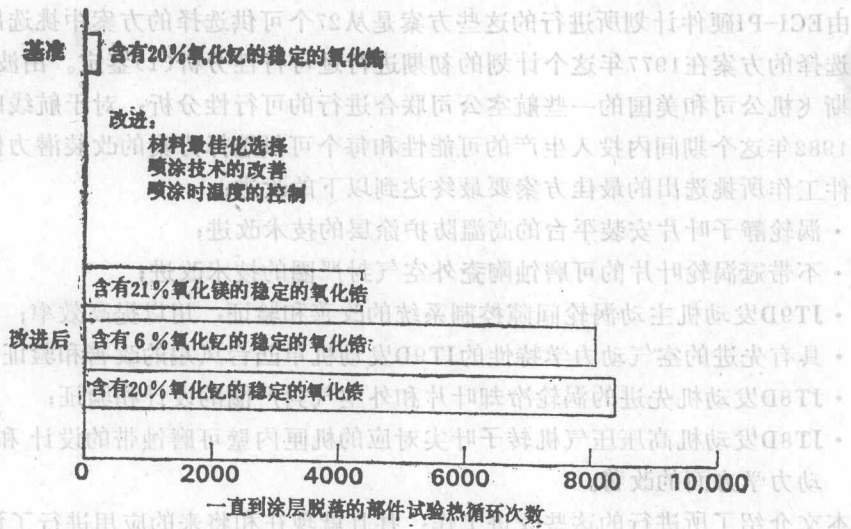


图 2 涂层改进工作的结果。热循环部件试验台的试验表明, 防脱落能力比以前提高了40倍。

应用冲击和对流冷却原理设计了带有涂层的静子安装平台的原型冷却系统, 用之取代了 JT9D 发动机原来使用的薄膜冷却系统。这项改进通过减少冷却空气的需要量提高了发动机循环效率, 并且从气流通路中除去了冷却气膜从而提高了涡轮效率, 因此使预估耗油率减少 0.2%。原型冷却系统包括与在生产型中希望有的所有有关的性能特点, 但从制造观点来

说，为了能利用现有的静子铸件对原型冷却系统还作出了某些折衷。图3表示的就是其中一个冲击板，冲击气流流经小孔，叶型冷却气流流经大的椭圆孔。借助窄槽能容易地与静子叶片铸件焊接。图4所示为一静子叶片，它已部分地制备好，可以装冲击导引板和加高温防护涂层。注意观察安装平台后缘的钻孔。冷却过后的冲击空气通过这些孔排出，对这个重要的区域进行对流冷却。



图3 典型的冲击冷却导引板。每个静子叶片上焊接4块冷却板，引导冷却空气喷射到安装平台的后边。

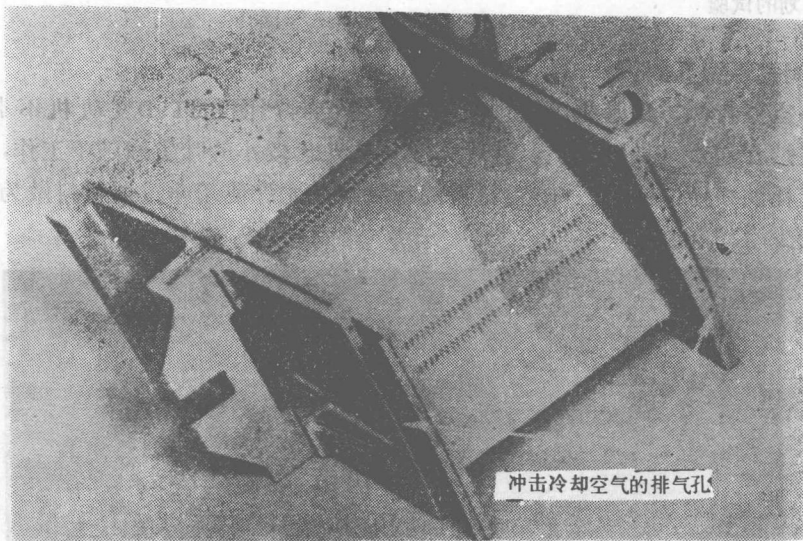


图4 静子叶片铸件。可以看到对流冷却孔，安装平台已经制备好，准备喷涂高温防护涂层。

采用原型冷却系统和图2所表示的三种改进的涂层的高压涡轮静子叶片，在JT9D-7Q发动机上做了1,000次循环的加速耐久性试验。

在1978年这个计划的初期，JT9D-59/70/7Q发动机系列是当时最先进的JT9D发动机系列，选择了这个系列做高温防护涂层的试验台。这个方案当时是考虑要能在这个系列和JT9D-7发动机系列生产中得到应用。但是没有现行的计划来完成这些系列的研制工作。这个方案

却在正在研制的JT9D-7R3G和H型上得到应用，这两种类型的发动机是JT9D 系列中最先进的和推力最大的。其中第一种型号将于1983年中期投入航线使用。高温防护涂层和冷却技术已经应用到PW2037发动机的静子叶片安装平台上，该发动机正在顺利地研制中并且将于1985年投入航线使用。这项技术也已在NASA主办的节油发动机技术验证机上的静子叶片安装平台上得到了应用，这种技术验证机打算大约从1990年开始在航线中使用。这些应用简要概括在表1中。

表 1 ECI计划高温防护涂层的应用

JT9D	应用情况	是否试验过	是否是原来的	投入航线使用时间
-7A~-7J	相似设计	是	否	—
-59/-70/-7Q	直接	是*	否	—
-7R4/-7R4H	相似设计	是	是	1983年中期
PW2037	技术	是	是	1985年初
E ³	技术	否	是	大约1990年

* = ECI计划的试验

2.2 陶瓷外空气封严

陶瓷外空气封严方案是把可磨蚀的陶瓷外空气封严圈和JT9D发动机不带冠的高压涡轮可磨蚀叶尖结合起来（见图5）。这种系统允许在比较小的叶尖间隙下工作，这样能提高涡轮效率并使耗油率降低0.3%。陶瓷材料的绝缘特性允许使用非重要材料做为金属支承块，并且或许能减少冷却气流。

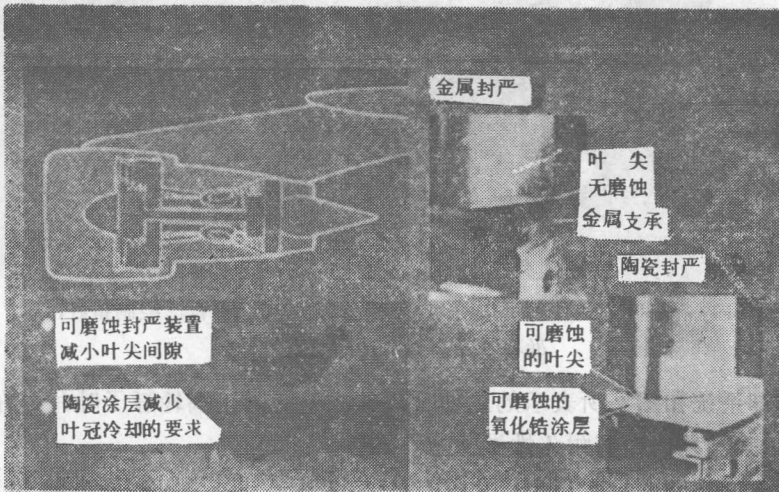


图 5 陶瓷外空气封严。这种装置用在不带冠的涡轮叶片上时可以减少叶尖间隙。