

航空燃气涡轮 发动机技术诊断

30465509

(苏) H.B. 凯巴著

航空工业出版社



30465509

V235
08

航空燃气涡轮发动机 技术诊断

〔苏〕 H. B. 凯巴 著

王起鹏 刘德馨 等译

石志忠 杨锦华 等校

91.1/22



C0195250

航空工业出版社

1990

内 容 简 介

本书阐述了航空燃气涡轮发动机技术诊断的基本概念和主要任务。介绍了航空燃气涡轮发动机在不同使用阶段检查功能参数完好性、可靠性和正确性的技术诊断算法,重点叙述了航空燃气涡轮发动机压气机、燃烧室、燃气涡轮等部件的典型故障及其早期发展中的查明方法,提出了发动机技术诊断功能参数的选举方法以及发动机技术状态的诊断方法和手段。并且对发动机未来的信息反映系统和诊断系统提出了展望。书内有图76幅,表26张。

本书适用于从事燃气涡轮发动机及其飞行器技术维修的工程技术人员和机组成员,可以作为民航技术院校的教材,对于航空航天工业部门的有关人员也有重要参考价值。

航空燃气涡轮发动机技术诊断

(苏) И. В. 凯巴 著

王起鹏 刘德馨 等译

石志忠 杨锦华 等校

航空工业出版社出版发行

(北京市和平里小关东里14号)

— 邮政编码: 100029 —

全国各地新华书店经售

航空工业出版社印刷厂印刷

1990年 6 月第 1 版 1990年6月第 1 次印刷

787×1092毫米1/16 印张: 10.25

印数: 1-1500 字数 262千字

ISBN 7-80046-250-1/V·051

定价: 6.50元

译 者 的 话

本书阐述了航空燃气涡轮发动机技术诊断的基本概念和主要任务。首先提出了航空动力装置的可靠性问题,介绍了发动机视情维修原理和控制可靠性的维修原理,以保证飞行器的飞行安全性和提高发动机的经济性。作者认为,发动机技术诊断的任务就是测定发动机当时所处的状态,预测发动机在将来某一时间所处的状态以及对发动机在过去某一时间所处状态的回顾分析。

书中介绍了航空燃气涡轮发动机在不同使用阶段检查功能参数完好性、可靠性和正确性的技术诊断算法,重点叙述了航空燃气涡轮发动机压气机、燃烧室、燃气涡轮等部件的典型故障及其在早期发展中的查明方法,提出了发动机技术诊断功能参数的选择方法以及发动机技术状态的诊断方法和手段。并且对发动机未来的信息反映系统和诊断系统提出了展望。书内有图76幅,表26张。

本书适用于从事燃气涡轮发动机及其飞行器技术维修的工程技术人员和机组成员,可以作为各类民航技术学校的教材,对于航空航天工业部门的有关人员也有重要参考价值。

参加本书的翻译人员有王起鹏(第一、七章)、何敬(第二、三、六章)、张静铭(第四章)、刘德馨、石志忠、刘连子、夏文魁(序言、第五章),本书译稿由石志忠(序言、第一、二、三章)、杨锦华(第五章)、刘德馨(第四、六、七章)校对。我们对在本书译稿技术审核工作中做出贡献的刘孝安同志深表谢意。

由于参加本书的译校人员较多,完稿时间又短,译文内会有差错和不妥之处,敬希读者和专家指正!

序 言

对于复杂产品采用技术诊断方法来精确测定其技术状态是科学技术的发展方向。

所谓产品的技术状态，就是在生产或使用过程中产品性能发生的综合性变化并在一定的时间内以该产品技术资料规定的特征加以测定。

产品的完好性、工作能力或功能正确性取决于许多条件，而综合性技术状态符合或者不符合这些条件，便形成了不同种类的产品技术状态。如果已知用诊断方法测定的技术状态以及决定产品完好性、工作能力和正确功能的条件（在技术资料内以任务书的形式规定出产品目录及产品性能在数量和质量方面的容许值），就可以确定技术状态的种类。

根据苏联ГОСТ20911-75的规定，纳入技术资料的产品性能特点的名目，应包括足够进行各类诊断的诊断参数（标志），这些参数是检查产品完好性、工作能力和功能正确性及查明一定深度的缺陷所必需的。

一般情况下，接受技术诊断的产品可分成参数连续变化的产品，即连续产品，和参数不连续变化的产品，即不连续产品。

航空燃气涡轮发动机实际上就是一种复杂的技术产品（技术密集型产品）。应当在航空燃气涡轮发动机使用中检查其完好性、工作能力和功能正确性，以确保飞行安全。必须迅速测定发动机复杂系统内的故障，以减少飞行器的停飞时间，从而提高其经济性。

航空燃气涡轮发动机技术诊断的主要目的，就是有效地安排发动机技术状态的评定程序。技术诊断一般原理的基本原则、受诊断产品数学模型的编制和分析方法、诊断算法的编制方法是评定发动机技术状态的基础。

航空燃气涡轮发动机的技术诊断系指对该发动机进行的分析过程。这种分析的结果就是对于作为受诊断产品的航空燃气涡轮发动机的状态作出结论，如发动机完好，或发动机有故障，或发动机内有某种故障。

将作为受诊断产品的发动机、诊断器具和诊断执行人（必要时）三者综合起来构成诊断系统。在这一系统内进行的程序，就是将一定信号（作用）多次传送给受诊断的产品，并且分析产品对这些信号的反应。向产品传送专门安排的信号（作用）的诊断系统，称作试验型技术诊断系统；而利用由产品功能工程算法事先确定的作用作为信号的诊断系统，称做功能型技术诊断系统。

利用试验型诊断系统可以执行检查完好性和工作能力的任务，并且当受诊断产品不按直接用途使用时，还可以执行查明全部故障的任务，或者执行查明破坏工作能力的故障的任务。对于航空燃气涡轮发动机，可以在试车台条件下采用试验型诊断系统。在这种情况下，诊断系统应当是单元体式的，每个单元体都包括一组传感器、信号形成器、通信波道和电子数字变换器。对于工作的燃气涡轮发动机，也可直接在飞行器上采用试验型诊断系统。但此时试验信号不应妨碍发动机的正常功能。

利用功能型诊断系统可以执行检查功能正确性的任务，并且可以查明按实际用途使用过程中破坏受诊断产品发挥正常功能的故障。这种诊断系统比较适用于航空燃气涡轮发动机。目前使用的功能型诊断系统可以记录和分析40多种发动机参数。此时，诊断系统能够执行不同的诊断任务，其范围取决于发动机的检验适用性、发动机和诊断器具之间相互作用的性

质、诊断系统自动化程度等。

通常，诊断程序由一些互不相干的部分组成，其中的特点是每个部分对受诊断产品施加试验作用或工作作用以及产品对这种作用的反应（称做应答）。受诊断产品的应答值便是基础检查的结果。对于诊断过程进行图表式说明称做产品技术状态的诊断算法。这就是基础检查及其结果分析准则所采用的程序。

诊断算法的质量是直接影响航空燃气涡轮发动机诊断程序效果的主要因素之一。最佳的诊断算法取决于许多情况和因素。比如，执行具体诊断任务所必需的基础检查的数量，通常要少于发动机所有实际可以实现的基础检查的数量。不同的基础检查要求不同的实施费用，并且传送不同的发动机技术状态信息。此外，同样的基础检查可能进行的程序不同。因此，在执行同样的诊断任务（比如，检查完好性）时，可以编成数种诊断算法。它们之间或者在基础检查的内容上有差别，或者在实施检查的程序上有差别，或是两者兼而有之。

研究航空燃气涡轮发动机技术状态最佳诊断算法的编制方法时，要求实施这种算法的费用最少，这样就必须提高各个诊断工序的劳动效率；必须缩短在发动机按实际用途使用过程中发现故障的时间，以提高飞行器的飞行安全性；必须缩短查明和排除故障的时间。

凭直观编制诊断算法是目前在航空发动机使用过程中广泛采用的技术，但这种编制法不能保证获得关于燃气涡轮发动机实际技术状态的客观结论。因为这种编制法带有主观性。采用直观方法时，诊断算法可能包括一些多余的基础检查项目。实现诊断算法的程序可能明显地不同于最佳方案，因而，从总体上看，会极大地增加实现诊断算法的非生产性开支。

因此，为测定技术状态而编制诊断算法时，必须研究正规的图表式编制法，这是技术诊断的迫切任务。这一点对于复杂的技术产品尤为重要，而具有数百个功能相关的结构件的航空燃气涡轮发动机就是这种复杂的产品。

此外，在某些情况下，采用正规的图表式编制法可以利用计算装置使诊断算法编制过程自动化或机械化。实际经验证明，诊断程序的效率不仅取决于已编制算法的数量，而且在很大程度上取决于诊断器具的质量。

这些诊断器具可能是仪器装置或程序控制的，可能是外装式的或内装式的，可能是手动的、自动化的或机械化的，也可能是专用的或通用的。

研究诊断系统时遇到的一个尖锐问题，就是要对于被分析产品的技术状态获得充分可靠的信息。如果以前认为，收集航空燃气涡轮发动机技术状态的信息，主要是当发动机按照专用程序工作时应在地面条件下进行，那么，现在则注意直接在飞行中，即在发动机按实际用途使用时收集诊断信息。

如果有可靠的统计数据，则有很大可能有效地安排诊断程序。只有采用工作可靠的内装式诊断器具，才能收集到可靠的统计数据。因为内装式诊断器具能保证精确测量和自动记录。只有在这种情况下，才能保证诊断结果的可靠性，从而使主观因素的影响最小，并且简化了诊断结果的统计处理工作。

现在实际上对于航空燃气涡轮发动机已经研制成了部分技术诊断系统，这部分诊断系统能接受最初的原始信息，能将其加以处理，并能进行分析，以便发现故障和确定故障原因。现有的航空燃气涡轮发动机技术状态检查方法和器具目前已能在故障发生早期发现如下故障：起动时限延长，起动速度过高，起动过程中转子转速“悬挂”，慢车转速过低或过高，转速下降或增高，燃油系统不供油或供油遭到损坏，点火系统失效，零件过热，热电偶安置

不当等。

在所有阶段，航空燃气涡轮发动机技术诊断程序的安排效果取决于诊断系统的选择。联合式系统可算作最合理的诊断系统，其中包括功能诊断和试验诊断的子系统。

试验型诊断系统在发动机制造和修理时得到了广泛应用。在飞行器飞行过程中定期使用这种诊断系统可以提高发动机标准功能的概率。

功能型诊断系统当发动机功能正确性被破坏时可以立即反应出来，从而利用接通辅助系统的方法转换到其它工作状态，或者由飞行器机组人员做出关闭发动机的决定。

现在使用的各种航空燃气涡轮发动机，在设计时，大多数情况都没有充分考虑到在修理条件下如何检查和调整发动机，在使用条件下如何检查发动机工作能力和功能的正确性以及如何查明故障，因而，造成使用过程中的非生产性材料费用增大。

由于以下原因限制了批生产发动机技术诊断方法和器具的完善工作：

检验适用性不好，即不能测定以一定分辨率查明缺陷所需要的各种参数；

安装在飞行器上的技术诊断器具价值过高；

对于安装在飞行器上的设备的质量和尺寸要求太严；

需要组织大量的诊断信息、收集信息和向诊断站发送信息的工作；

必须在诊断系统的各个组件之间安排及时有效的信息反馈，即从诊断站将技术诊断结果快速传送给执行人员。

研究和建立有效的诊断系统是一个复杂而长期的过程。这一过程应从发动机设计时开始，到发动机使用过程中结束。

评价诊断系统应在其建立和调整过程中分阶段进行。

在诊断系统的制定阶段，应评定和分析自动化可能性和自动化程度、诊断深度、诊断器具的优缺点、诊断参数的范围、参数变化趋势、发动机各系统和部件状态的评定方法、记录信息的处理和分析算法、测定故障可能的位置。

在诊断系统的试用阶段，对其评价的目的是：测定在大量使用过程中需要诊断的发动机的各系统；有可能采用虽被推荐但使用和维护说明书未规定的有发展前途的诊断方法和器具；将分析型发动机状态诊断效果与原型机进行对比评价；提出关于改进发动机结构和诊断器具的建议以及关于在使用条件下有效利用发动机诊断方法和器具的建议。

研究和建立批生产型发动机在使用条件下的有效诊断系统时，最好先从分析具体发动机或其原型机各系统和部件故障的统计数据开始，这些故障是在诊断系统建立和调试过程中以及在飞行试验和使用过程中产生的。通过这种分析可以查明发动机许多故障状态和这些状态的特征。在分析了发动机故障状态及其特征以及发动机检验适用性之后，可以综合制订进行诊断的指令，或者制订已知的大量故障状态中的任一故障状态的诊断算法。自然，在制订使用条件下的及时有效的技术诊断算法时，必须首先分析故障状态，竭尽全力及时测定故障状态，以保证飞行安全。

诊断执行人员是功能型技术诊断系统的关键一环。根据“机组-飞行器”系统，限时完成一系列飞行器操纵任务的机组人员就是这样的诊断执行人员。因此，可以在对飞行器机组人员活动的调查分析和合理安排的基础上来实现及时有效的诊断算法。

目 录

第一章 促进航空燃气涡轮发动机技术诊断的产生和发展的诸因素	(1)
1.1 航空动力装置的可靠性	(1)
1.2 燃气涡轮发动机视情维修的新原理	(3)
1.3 航空燃气涡轮发动机使用可靠性的保证	(7)
1.4 航空燃气涡轮发动机技术状态的评定	(8)
第二章 航空燃气涡轮发动机技术诊断的主要任务	(9)
2.1 技术诊断的总任务	(9)
2.2 技术诊断的正解和反解	(10)
2.3 航空燃气涡轮发动机技术状态诊断算法的编制原则	(13)
2.4 诊断算法的实施方法和手段	(19)
第三章 航空燃气涡轮发动机诊断系统	(21)
3.1 作为诊断对象的航空燃气涡轮发动机的特点	(21)
3.2 航空燃气涡轮发动机技术状态的仪器监控方法和手段	(22)
3.3 航空燃气涡轮发动机技术状态的监控方法	(24)
3.4 建立燃气涡轮发动机数学模型的特点	(25)
3.5 运用发动机数学模型确定燃气涡轮发动机技术状态的方法	(30)
3.6 外场使用条件下航空燃气涡轮发动机诊断系统的特点	(32)
第四章 燃气涡轮发动机主要结构件的典型故障及其早期发展中的查明方法	(37)
4.1 航空燃气涡轮发动机的缺陷和故障的一般分析	(37)
4.2 压气机工作特点和典型故障的分析	(40)
4.3 燃烧室工作特点和典型故障的分析	(53)
4.4 燃气涡轮工作特点和典型故障的分析	(58)
第五章 航空燃气涡轮发动机技术诊断功能参数的选择	(63)
5.1 需要不断监控的直升机燃气涡轮发动机功能参数的分析	(63)
5.2 燃气涡轮发动机的振动和噪声诊断	(74)
5.3 燃气涡轮发动机润滑零件技术状态的诊断	(83)
5.4 直升机燃气涡轮发动机在使用条件下技术诊断功能参数系统的选择	(93)
5.5 燃气涡轮发动机技术状态信息的收集和综合方法	(101)
5.6 飞行中根据诊断参数的测量结果检查燃气涡轮发动机的技术状态	(105)

5.7	根据涡轮前燃气温度的变化测定燃气涡轮发动机的技术状态	(109)
第六章	“机组-飞机”人机系统的特点	(113)
6.1	“机组-飞机”人机系统的结构	(113)
6.2	操作者对信息的感受和处理的特点	(114)
6.3	机组在飞行中活动的评定准则	(116)
6.4	飞机机组人员在飞行中对诊断信息的感受和“机组-飞机”系统最佳化方法	(119)
6.5	飞机机组在评定诊断效率时的活动特点	(122)
第七章	航空燃气涡轮发动机技术状态诊断方法和手段	(132)
7.1	诊断系统主要发展阶段	(132)
7.2	诊断系统的远景发展目标	(133)
7.3	有前途的参数测量法在诊断系统中的应用	(136)
7.4	测定燃气涡轮发动机技术状态的新方法和新器具的应用	(139)
7.5	未来的信息反映系统	(141)
7.6	直升机燃气涡轮发动机的未来诊断系统及其要求	(142)
7.7	直升机燃气涡轮发动机和传动机构技术状态的测定方法	(145)
7.8	直升机燃气涡轮发动机未来诊断系统原理图	(147)
参考文献		(151)

第 一 章

促进航空燃气涡轮发动机技术 诊断的产生和发展的诸因素

1.1 航空动力装置的可靠性

航空燃气涡轮发动机工作的可靠性是发动机的主要参数之一，因为它决定着飞机飞行的安全性。

可靠性是指航空发动机应完成规定功能的能力，同时使本身的使用指标，在所要求的工作期间内保持在规定的范围内。航空发动机可靠性标准是发动机在规定的标准范围内工作正常，无故障，通常是以单位工作时间（一般为1000小时）的故障数来评定的。

凡破坏航空发动机工作能力的事件叫做事故。其表现为发动机工作的检验参数超出规定的标准，并在飞行中和地面上均可能出现。一般，在任一事故发生之前均伴有缺陷或故障发生。

不导致发动机的各机构和附件的部件丧失工作能力的任何损伤或失调叫做缺陷。

故障就是发动机某工作状态的参数不符合技术文件的要求，即使是不符合技术文件中的某一项要求。

通过在研制中采用新的方法，结合某一具体型号的飞机进行适航性预试飞，某些组件和系统的结构及工作强度的试验等大大地提高了航空燃气涡轮发动机工作的可靠性。但是由航空燃气涡轮发动机工作条件所决定的一系列使用因素降低了发动机工作的可靠性，并导致提前损坏（例如高温工作状态，急剧变动节流门时发动机转速骤增和急刹车，发动机起动后直接进入最大工作状态等）。

影响发动机可靠性及其结构完善程度的诸条件决定发动机寿命的长短。寿命是指航空发动机在技术文件规定的极限状态前的工作时间。寿命分为第一次翻修前寿命、翻修间隔寿命和规定寿命等。

规定寿命即是航空发动机在达到规定的工作时间时，无论其状态如何均应停止使用的工作时间。这是基于安全性和经济性的要求在技术文件中规定的。每一种寿命的长短是由发动机的结构型式和选用材料的优质程度、发动机的成品部件和附件的可靠度决定的。

航空燃气涡轮发动机的寿命主要取决于涡轮叶片在热交变载荷和振动载荷的作用下产生的疲劳现象，以及各部件的磨损。使用经验表明，直升机发动机的工作条件比一般飞机发动机的工作条件更恶劣。因此，直升机的燃气涡轮发动机的寿命比一般飞机的燃气涡轮发动机的寿命低得多。由于制造工艺、结构和所用的材料不断改进，燃气涡轮发动机的寿命也在不断地延长。目前安装在一般飞机上的最优质的批生产发动机的翻修间隔寿命已达到了14 000～16 000小时，甚至更长些，而直升机的燃气涡轮发动机的翻修间隔寿命只有1 500～3 000小时。

翻修间隔寿命长的航空发动机的使用特点有以下几点:

- 在使用条件下必须局部或全部分解发动机定期检视(检查)发动机的状态和更换有缺陷的零件。同时,发动机的结构应考虑到分解时省时易做,为此要编制完成这些工作的工艺规程;

- 合理地确定航空发动机各部件和零件的差异寿命。根据负荷的大小和负荷的性质,对受热和受力的部件应确定较短的寿命,而对不受热和受力较小的部件及零件应规定较长的寿命;

- 根据使用条件和使用经验以及技术人员的文化程度等,对同一型号的发动机合理地确定不同的翻修间隔寿命。例如,目前客观上有可能根据直升机的停放位置和灰尘污染的大气对发动机气流通道的零件状态有多大的影响来确定直升机燃气涡轮发动机的不同的翻修间隔寿命。

最佳寿命是根据航空发动机日常使用经验确定的。个别部件和零件的事故率能够单方面地说明发动机寿命使用期限的情况。但是这种评定发动机寿命的方法不能与发动机飞行中的事故概率联系在一起。

利用专用的多发动机飞机(装一台试验发动机)来确定寿命的方法,由于其数量有限同样不能排除产生事故的危险性,也不能给予客观的评定。航空发动机的地面长期试车不一定能完全反映出飞行中发动机的实际工作条件,而且还需要大量的材料费用。另一种评定航空发动机寿命的方法原则上也是可行的。这种方法是建立在对发动机的主要部件和零件在不同的工作阶段所产生的使用故障累积规律性进行分析的基础上的。

根据最大限度地利用已达到的发动机的检验适用性制定航空发动机各种不同的技术诊断法,能够以最少的费用解决燃气涡轮发动机最佳寿命的课题。

延长发动机的寿命是大幅度降低折旧费和提高航空运输经济性的重要因素。必须指出,制造厂只有在严格遵守使用说明书要求的情况下才能保证航空发动机工作的可靠性。这已被经验和大量的实验所证实。

飞行事故数量的统计数据(表1)表明,采用燃气涡轮发动机不仅能达到高速度飞行,远航程和高的经济性,而且还能提高飞机的可靠性。

提高飞行的安全性主要靠不断的提高发动机部件和维护系统工作的可靠性来保证。

由于制订的适航性试验方法和飞行技术维护方法尚不完善,因此航空燃气涡轮发动机的可靠性还不够高。

表 1

飞 行 阶 段	飞 行 事 故 数						
	1955年	196 年	197 年	1971年	1972年	1973年	1978年
10 ⁵ 次起飞	0.54	0.38	0.23	0.25	0.33	0.19	0.11
10 ⁵ 次着陆	—	0.51	0.29	0.31	0.41	—	0.21
10 ⁸ 公里飞行	1.88	1.16	0.39	0.42	0.56	0.32	0.19

表 2

发 动 机 型 别	发动机的工作时间 (小时)	飞机的 试验数次	飞行中关 车次数	提前拆下返修	
				由于发动机 的原因	由于发动机原因 1 000 小时的提前 返修率
TP ДСФ 6-6	1 201 363	84	264	125	0.16
TP ДСФ 6-50	979 827	50	65	22	0.06

例如, 装在“三星”飞机上的RB211型发动机飞行1000小时的平均事故数, 在个别使用阶段达到了 1.6 以上。在试验阶段以1000飞行小时计算, RB211, CF6和JT9D 发动机在规定的寿命期内提前拆下返修的平均值分别为1.24, 1.36和0.9(30)。

1000飞行小时内发动机的关车次数和发动机提前卸下返修的数据见表 2。

1.2 燃气涡轮发动机视情维修的新原理

只有具备了广阔的发动机诊断分析网的情况下才能有效地采用视情维修燃气涡轮发动机的原理。目前实行的燃气涡轮发动机维修原理, 由于缺少评定发动机技术状态所需的仪器测试方法和手段而不能排除对无故障的部件和附件进行技术维修, 因此需要大量的维修费用。主观评定发动机的技术状态也会导致发生没有根据的技术维修费用。根据统计数据(23), 用于对附件的毫无根据的维修费用约占全年维护开支的 7 %。

只有在外场采用先进的技术维修方法及各种各样的诊断方法和器具才能降低这些费用。很明显, 减少剩余使用时间 4 (图 1) 会导致可能的使用时间 2 延长和使用维修费用降低。确定可靠的诊断系统就可能以最佳方案进行技术维护, 并且可能用最少的时间和资金使必需数量的飞机保持良好的状态。

目前, 实际应用的技术维修原理主要有三种: 根据发动机寿命的维修原理、视情维修原理和控制可靠度的维修原理。

为了解决对航空技术来讲非常重要的飞行安全问题, 迫使人们采用按寿命维修的原理。

确定燃气涡轮发动机的翻修间隔寿命值的公式为:

$$F(\tau_p) = P_{0\tau}$$

式中 $F(\tau_p)$ ——无事故工作时间分布函数

$P_{0\tau}$ ——容许的事故概率。

完善的制造工艺和燃气涡轮发动机工作时的物理过程可提高总的可靠度, 可见, 飞行安全性靠结构完善来保证比靠维修系统来保证要强得多。

因此, 靠减少维修费用来弥补调整发动机的费用课题的意义越来越大。

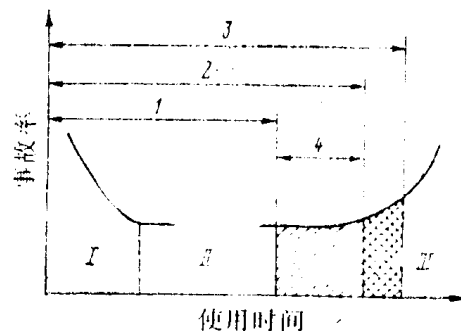


图 1 剩余使用时间因选择修理时机而变化的可靠性模型

1——已使用时间; 2——可能的使用时间;
3——使用时间的最大值; 4——剩余使用时间;
I——提前产生的故障区; II——偶然产生的故障区; III——因磨损产生的故障区

确定翻修间隔寿命时最经济的方法表示如下。发动机产生偶然事故并且已知无事故工作时间分布函数 $F(t)$ 。在已确定翻修间隔寿命 τ_p 的使用过程中发动机可能停车，而应急更换发动机需要花费费用为 C_a 。如果在达到寿命 τ_p 期间发动机没有产生故障，则要进行预防性更换发动机，其费用为 C_s 。通常费用 C_a 大大高于费用 C_s ，因为应急更换发动机要求做许多专门的准备和结论性工作，而且可能破坏正常的飞行活动，还可能损坏飞机的结构。翻修间隔寿命的最佳 τ_p 值对应于最小平均单位费用 $C_{y.d}$ （单位时间使用费用）：

$$C_{y.d} = \frac{C_a F(\tau_p) + C_s [1 - F(\tau_p)]}{\int_0^{\tau_p} [1 - F(\tau_p)] d\tau}$$

最小 $C_{y.d}$ 值对应于满足下列方程式的 τ_p 值：

$$\lambda(\tau_p) \int_0^{\tau_p} [1 - F(\tau_p)] d\tau - F(\tau_p) = \frac{C_s}{C_a - C_s}$$

当事故率函数 $\lambda(t)$ 单调增加时，此方程式有唯一解法。

理论和实践均已证明，对于复杂的产品，事故率往往是一个常数。甚至如果复杂产品的每一个组成部件都有递增事故率的函数，该产品的事故率并非总是工作时间的递增函数[1]。

通过对现代飞机附件事故率的一些专门研究[33]表明，仅有11%的附件具有递增事故率函数。有资料[39]说明，全部JT8D航空发动机的事故是按指数规律分布的。在这种情况下不可能在发动机达到规定的寿命后用翻修的办法预防事故的发生。因此，最好是按发动机的技术状态采用单元体部件。实际上技术装置（附件，附件系统，整台发动机）的无事故工作时间的分布函数常常是已知的，这是向发动机视情技术维修转变的客观先决条件。

按技术状态维护更换附件或整台发动机，研究它们本身的寿命，其实质在于用检验参数和修改事先给定的事故概率的办法来评定那些实际上有故障的部件的技术状态。由按寿命维修过渡到视情维修提供了更有效的使用发动机及其部件的技术条件。延长更换前的平均工作时间可以减少翻修后的故障平均数，从而大大降低维修费用。此外，由于事故减少而提高了飞行的安全性。

视情维修与按寿命维修的本质区别就在于，为了实现视情维修，必须将发动机状态划分为良好、有故障和事故三种。可以把控制随机过程问题看成视情维修的理论基础。随机过程既可是连续的（不断变化的参数的控制），也可是不连续的或逐段连续的（突然出现的故障的控制）。

视情维修的论据和数字论述实际上是与最佳预防定期检修的理论相一致的。对某些个别情况，解决预防检修的问题可采用下列方法[7]。设以某一时间随机变量参数 $\eta(t)$ 来评定所试发动机的状态。该变量参数值应定期或连续地进行检测。在这种情况下，检测费用是已知的。当 $\eta(t) = \eta_0$ 和在无故障工作时间 ξ 大于 t 时，发动机事故的条件概率在 $(t, t + \Delta t)$ 内等于：

$$P\{t < \xi \leq t + \Delta t / \eta(t) = \eta_0; \xi > t\} = \lambda(\eta_0) \Delta t + o(\Delta t)$$

式中 $\lambda(\eta_0)$ ——故障率。从公式中可以看出，被检变量参数为任一值时，故障率都是常数。

当被检参数 $\eta(t)$ 达到预警容限 η_1 时，便能解决预防性更换所试发动机的问题。当不连续地检验指定参数时，不仅需要最佳预警容限，而且还需确定两次技术状态检查的间隔时间，从而保证在规定的无事故工作概率条件下使维修费用减少到最少。图2给出了几种技术装置

的指定参数的几何图形说明。使用不经检验的技术装置维修期常以产生故障而告终（以星号表示）。定期检验技术状态（ T_1, T_2, T_3 ）时，实现了指定参数的检验。如果检验时 $\eta(t)$ 大于 η_k ，则应更换技术装置（以点表示）。

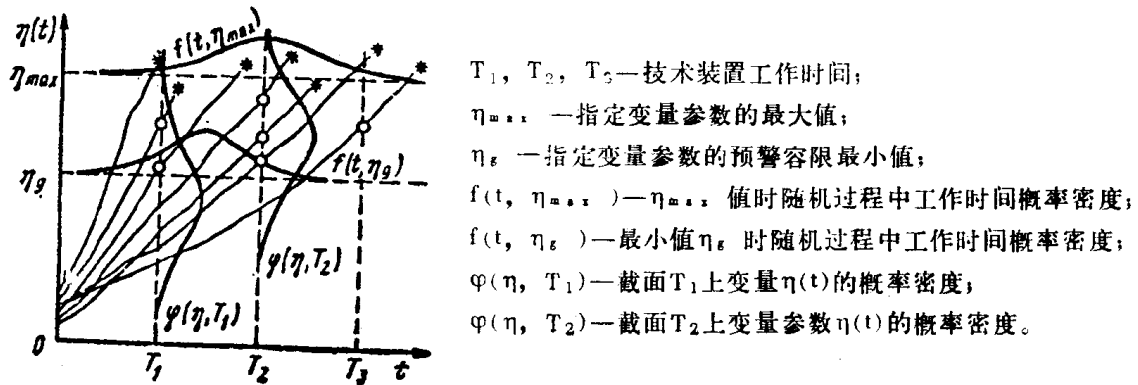


图 2 视情维修时技术装置检验和更换示意图

视情维修可以看成是条件极值的问题，即保证在规定的无故障工作概率条件下费用最少。根据技术装置的用途和作为复杂产品组成部分的技术装置的功能的重要性，视情维修最优化问题就是要达到最高的合格率，保证无故障工作或最小的费用率。

对于在不连续检验的条件下视情维修技术装置应给出预警容限和检验间的间隔时间。

对独立的随机过程〔9〕，预警容限 η_k 和两次连续工作时间 T_1, T_2 的数学模型可用下列方程式表示

$$\int_{T_1}^{T_2} f(t, \eta_k) dt = \int_{\eta_k}^{\eta_{max}} \varphi(\eta, T_2) d\eta$$

式中 $f(t, \eta_k)$ ——最小值 η_k 时随机过程中工作时间概率密度；

$\varphi(\eta, T_2)$ ——截面 T_2 上变量参数 $\eta(t)$ 概率密度；

η_{max} ——指定变量参数的极限值，在达到指定变量参数的极限值后技术装置产生故障。

工作时间 T_1 的值可以根据允许的事故概率 P_{or} 由下列方程式求出：

$$\int_0^{T_1} f(t, \eta_{max}) dt = P_{or}$$

满足数学模型方程的 η_k 值和 T_2 值能保证这样的条件，即随机过程在时间 t 大于 T_1 时， $\eta(t)$ 超过了 η_k ，而在 T_2 之前， $\eta(t)$ 小于 η_{max} ，这就是说，在两次检验间不会产生故障。

为使费用降到最少，预警容限与检验间的间隔时间之间的关系式如下〔9〕：

$$\eta_k = \eta_{max} - F^{-1} \left[1 - \frac{C_1}{(C_2 - C_1)n} \right]$$

式中 F ——在相等的间隔时间指定参数增量的分布函数

F^{-1} —— F 的反函数

C_1, C_2 ——预防性更换和应急更换费用

n ——检验号

由确定预警容限和两次检验间的间隔时间关系的数学模型方程式中得出，两次检验间的

间隔时间不变时，预警容限值是检验号的函数。

对许多技术装置，其中也包括燃气涡轮发动机的组件和系统，很难规定，有时根本就不可能确切地为指定参数规定准确的事故极限。精确地描述指定参数也是很复杂的。

目前，根据所采用的检验特点和描述技术装置状态变化的随机过程的型式，使用几种技术状态维修方法。视情维修种类示于图3。

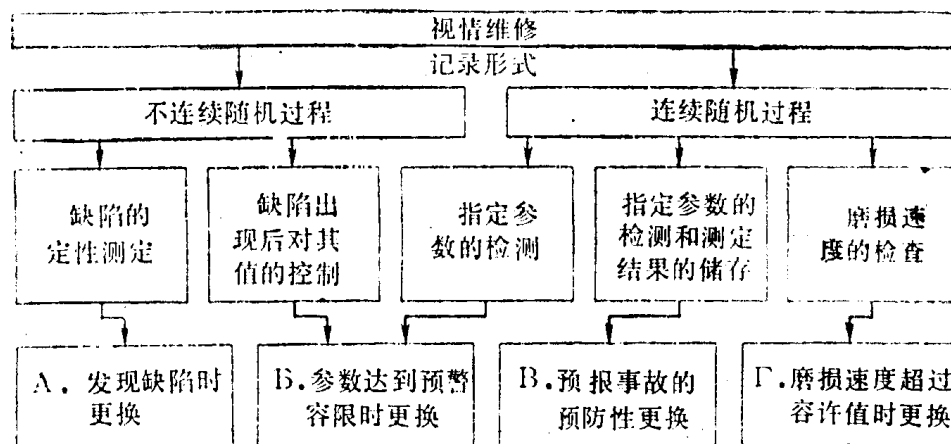


图3 视情维修的种类

发现缺陷要求更换技术装置的视情维修法A用于有损伤潜伏期的技术装置。这些损伤随后“突然”以缺陷或故障的形式出现而被发现。针对燃气涡轮发动机，这类缺陷是涡轮和压气机转子工作叶片伸长和导致产生裂纹的结构疲劳现象。为了实现视情维修，应该掌握产生缺陷前的工作时间分配规律和缺陷由产生而发展为故障的时间分配规律。根据这些数据来确定检验间的间隔时间。

控制不断变化的指定参数，或控制突然出现的缺陷值是参数达到预警容限B时视情维修要求更换技术装置的基础。目前这一课题实际上尚未完全解决。

测定指定参数值和存储测定结果是预报事故预防性更换B视情维修的特点。根据测定结果，并考虑到随机过程的已知统计特点来预测产生故障的瞬间。根据预防产生事故前的工作时间来更换技术装置。

当磨损速度超过容许值进行视情维修Г更换时应考虑以下条件，即零件磨损速度是工艺尺寸超过名义尺寸的函数。我们把这种视情维修法应用于用滑油润滑的发动机部件。此时，可以推测，滑油中零件磨损产物相对含量的平均增长速度是与磨损值成正比的。

视情维修既可在不连续检验时实现，也可在连续检验时实现。现代航空燃气涡轮发动机是一种复杂的装置。一般情况下可以用某一族向量参数 $X(t) = [x_1(t), \dots, x_n(t)]$ [23] 来评定发动机主要部件和各系统的技术状态。对燃气涡轮发动机的许多系统和部件，在变量参数 $x_i(t)$ 之间存在着统计关系。因此，建立最佳的技术维修系统是一个复杂的课题。目前有两种解决这个课题的途径：确定事故状态和预防检修更换的多维区域；由向量过程过渡到数量过程并求一维解。

向量过程的数量化在于选择这样的标量函数，即对于无故障和有故障的技术装置的结合方面，此函数能保证其性能具有最大的区别。对于数量化，主要采用两个原理：第一个原理

基于似然性。

$$q[X(t)] = f_A[X(t)]/f_B[X(t)]$$

式中 $f_A[X(t)]$ 和 $f_B[X(t)]$ ——良好的和有故障的技术装置状态的多维(概率)密度

第二个原理(无向量化方法)基于采用费舍尔(Fisher)线性判别式函数。此时仅采用经验数据。为了求解 $f_A[X(t)]$ 和 $f_B[X(t)]$, 这些经验数据不需处理。在完成无向量化运算后, $q[X(t)]$ 值起着指定参数的作用, 并为它选择了对应于犯第一类错误(良好技术状态列入故障技术状态类)的概率值 ε_1 和 ε_2 的两个界限值 q_{max} 和 q_{min} 。当 $q < q(X(t)) < q_{max}$ 时, 就认为是故障状态, 要求预防检修更换。因此, 为技术装置选择能完全评定其技术状态的参数系, 乃是向视情维修过渡的主要措施之一。

按可靠度维修在于系统地评定使用的部件在产生故障前的可靠性特征和制订控制技术装置可靠性的措施。我们将把这种维修方法用到其故障不会造成事故的航空技术装置上。对于这种装置, 象视情维修时一样, 既不确定寿命, 也不实行全面的技术状态控制。在进行可靠度维修时所完成的工作和检验, 基本上属于预防检修的性质。

技术维修系统的原则要求采用仪器测定法评定燃气涡轮发动机的实际状态。但是视情维修和可靠度维修系统的实现要求进一步使用仪器测定法, 因为客观评定未规定寿命和未作出可以继续使用结论的技术装置的技术状态, 只有在分析记录一定量的诊断信息的基础上才能进行。为了在不分解燃气涡轮发动机部件和系统的情况下即可获得其状态的可靠的资料, 目前实行的有目视诊断法, 功能参数测定法和试验法等。

1.3 航空燃气涡轮发动机使用可靠性的保证

在故障发展阶段及时地查明故障, 使航空燃气涡轮发动机的使用可靠性保持在一定的程度上, 以及防止飞行事故, 是保证飞行安全的主要条件之一。对外场使用发动机的分析表明, 随着发动机工作时间的延长, 航空燃气涡轮发动机内不可避免地会积聚一些损伤。损伤扩展的快慢取决于飞行条件(外部因素)的影响。最危险的故障有以下几种: 发动机气流通道零件磨损; 涡轮腐蚀磨损; 压气机和涡轮工作叶片伸长; 轴承磨损和破裂等。这些故障逐渐积聚起来达到临界状态, 造成部件、附件、甚至整台发动机在工作中产生故障或导致发动机停车。

目前由于不是在所有情况下都能客观地控制外场使用条件下和达到临界状态前损伤的发展变化, 所以为了提高飞行的安全性, 必须研制能够及时发现发动机临界状态前的状态信号显示设备, 或编制算法指令。这就要求加速发展技术诊断技术和技术诊断器具。

例如, 据 Excessive descent《Pilot》的资料报导, 由于有发动机临界前状态信号指示系统, 在直升机的69次严重飞行事故中, 有18次得到了预防。

在实际外场使用中, 发动机违反技术条件的情况下, 必须定期地评定发动机的工作能力。飞机在发动机没有充分加温情况下起飞、发动机长期在加力状态下工作、发动机系统带故障工作都会导致事先未暴露的损伤迅速发展。在极限使用条件下会导致发动机突然停车。在这种情况下, 保证飞行安全在很大程度上取决于飞机机组成员及时发现发动机产生故障的前兆和正确地判断发动机的工作能力。只有在具备了有效的诊断发动机技术状态的方法和器具的情况下, 才有可能在短期内发现在这种使用条件下产生的各种故障。

1.4 航空燃气涡轮发动机技术状态的评定

由于航空燃气涡轮发动机是由一些彼此相互作用的结构部件和系统组成的，要在外场使用条件下发现各种故障并评定其技术状态，不采用专门的方法和器具是非常困难的。

对航空燃气涡轮发动机的使用分析表明，故障的产生是许多难以确定原因的结果。这就使发现和判断故障复杂化了。例如米-8直升机的动力装置在使用中常见的故障之一是发动机在规定的工作状态下（大于2.5%）涡轮压气机的综合式转速指示器的指针位置不同步（呈叉形）。造成这种故障的原因可能是：发动机的操纵系统调节不正确；发动机功率气动同步器连接软管密封不良；以及冷凝水在连接软管中结冰；发动机功率同步器、自由涡轮转速限制器、发动机燃油调节器的调整都不合乎要求；压气机的整流器和进气导流器叶片转动操纵系统失灵，以及发动机气流通道零件有多种损伤等。

飞行中发生这类故障时，机组应在客观地判断故障原因的基础上采取措施。如果这种故障是因发动机功率同步器的空气系统密封不良，或是由于压气机叶片转动操纵系统工作失灵而引起的，例如，由于进入发动机的空气温度传感器堵塞，则这种故障不会导致发动机停车，但是这种故障可能造成发动机个别零件或部件破坏，从而导致发动机损坏。

因此，当确定故障产生的客观原因是被检参数标准超出极限值时，机组就有可能做出最佳的决定。

目前，在外场使用条件下查明和排除故障，在较大程度上是以直观法为基础的。这种方法带有主观性质，且可靠性不高，这就要求加速发展和采用航空发动机的技术诊断方法和诊断器具。