

教练机发动机加速任务试车谱的编制

南京航空航天大学 宋迎东* 高德平
空军第八研究所 林宏镇 程卫华

【摘要】 根据教练机发动机的飞行任务剖面, 研究出 2 个航线类综合任务谱和 2 个机动飞行类综合任务谱。然后根据该发动机主要零部件的寿命分析结果, 在等损伤的前提下对综合任务谱进行压缩处理, 编制了其加速任务试车谱, 包括: 2 个航线类、1 个机动飞行类和 1 个高频疲劳考核谱。

主题词: 教练机 航空发动机 加速试验

分类号: V 231

1 引言

采用全寿命试车来考核整机耐久性, 费用庞大、周期长。而加速任务试车具有很多优点, 它的运转时数比发动机实际飞行时数小得多, 在新机研制、发展过程中的重要性显得愈来愈重要。本文根据某教练机发动机的飞行任务剖面, 研究出航线类综合任务谱和机动飞行类综合任务谱, 然后根据该发动机主要零部件的寿命分析结果, 编制了其加速任务试车谱, 为该发动机的加速任务试车奠定了基础。

2 综合任务谱研究

2.1 航线类综合任务谱研究

国外歼击机和歼击教练机发动机的加速任务试车中综合任务基本上是机动飞行, 没有航线类综合谱^[1,2], 这与它的实际使用情况有关。根据某型发动机的使用特点, 在飞行中简单的起落航线类占有很大的比例, 且飞行高度和速度范围与机动飞行有较大的差别。为了精确地模拟实际飞行, 用航线类和机动飞行类两种综合谱代表外场使用。

根据飞行载荷谱、飞行训练大纲, 将 5-2 号、61 号和地面功能检查试车等 7 个飞行任务纳入航线类飞行。这些飞行练习具有基本相同的飞行动作, 反映在发动机功率状态上的变化相同。由于 5-2 号的接地复飞和地面试车功能检查试车在 100 小时内会引起 163 个慢车—最大—慢车循环, 为了模拟它对发动机造成的损伤, 在停车之前加 1~2 个慢车—最大—慢车循环, 该循环中最大状态时间为 35 秒, 慢车状态时间均为 48 秒, 从而获得两种航线类综合任务谱, 如图 1 所示。根据飞行力学原理和发动机的高度—速度特性^[3], 可以得到航线类综合任务谱对应的高压转速谱和低压转速谱, 为后面的应力分析和寿命计算作准备。

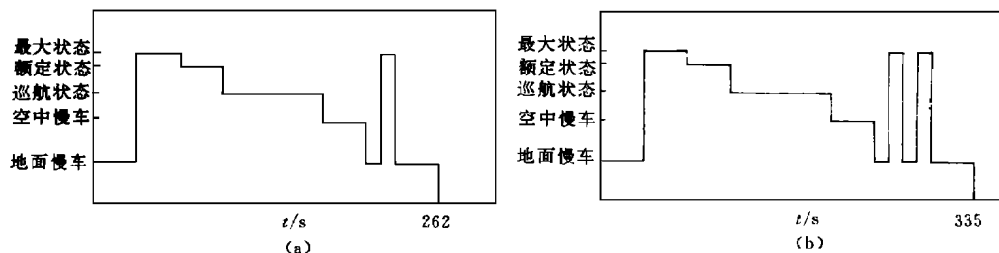


图1 起落航线类飞行综合任务谱(a)含1个慢车—最大—慢车循环;(b)含2个慢车—最大—慢车循环

2.2 机动飞行类综合任务谱研究

某型发动机的典型机动飞行练习包括简单特技带飞、复杂特技带飞、失速螺旋等等11种。结合飞行训练大纲,根据机动飞行任务段开始机动动作的不同,这11个典型的机动飞行练习,可以分为两类:第一类是以大坡度盘旋动作开始,表现在发动机功率状态上为最大状态;第二类以半滚倒转开始机动飞行,表现在功率状态上为慢车状态。

机动飞行综合谱的推导原则是:(1)各特征量按统计平均值计算;(2)各载荷状态持续的时间相等;(3)慢车—最大—慢车循环数与外场保持一致,其中慢车与转速状态的保持时间与外场的统计平均值保持一致;(4)各种飞行任务段出现的秩序与外场保持一致。

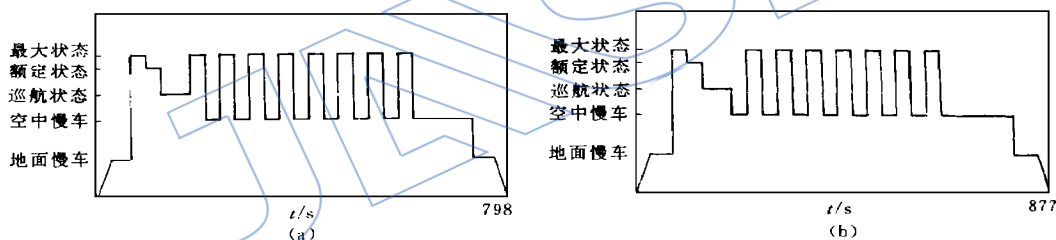


图2 机动飞行综合任务谱(a)第一类(b)第二类

由此就可以获得机动飞行综合任务谱,如图2(a)和图2(b)分别为第一类和第二类机动飞行练习的功率状态谱。同样,根据飞行力学原理和发动机的高度—速度特性,可以得到两类机动飞行综合任务谱对应的转速谱。

3 疲劳、持久断裂寿命计算及载荷折算方法

对该发动机的高压涡轮盘、低压Ⅱ级涡轮盘、高压Ⅲ级压气机盘以及高压8级压气机盘和低压Ⅰ级涡轮叶片等主要部件,在综合飞行任务谱对应的转速谱下,进行有限元应力分析,以便进行寿命计算。疲劳寿命的计算方法是:首先将在工作温度 T 下计算出的应力剖面转化为基准温度 T_0 下的应力剖面,然后根据Goodman图将非脉动循环转化为0—最大—0脉动循环,最后根据0—最大—0应力循环下的 $S-N$ 曲线进行寿命计算。持久断裂寿命根据Larson-Miller曲线进行计算。疲劳载荷按Miner线性累积损伤原则折算,持久断裂寿命取决于持久强度,根据强度储备相等的原则折算^[4]。

4 加速任务试车谱的推导和加速系数的确定

4.1 航线类加速任务试车谱

疲劳损伤分析结果表明:在航线类飞行任务下,慢车—最大—慢车循环造成的低周疲劳损伤还是较大的,其主要原因在于此时的慢车为地面慢车。另外,在慢车—最大—慢车循环过程中,发动机热端部件承受较大的热冲击,因此在加速任务试车谱中保留慢—最大—慢车循环。

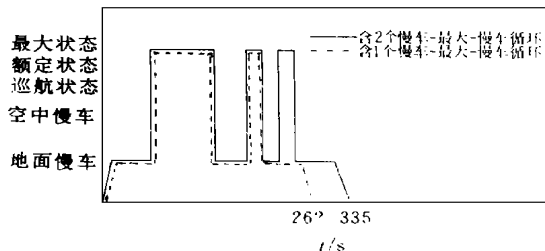


图3 航线类加速任务试车谱

航线类综合任务谱中持久载荷状态为:

最大、额定、巡航以及空中慢车。根据强度储备相等原则将额定、巡航以及空中慢车折算为最大状态。折算结果表明:按不同的部件

为基准,折算后的最大状态时间是不一致的,但相差不大。在加速任务试车谱中取最大值,即为90秒。

在加速任务试车谱中保留起飞前的暖机时间和停车前的地面慢车运转时间与外场相等,以使各部件的热冲击状况与外场一致。按此方法处理后即得到航线类加速任务试车谱图3。

4.2 机动类加速任务试车谱

4.2.1 第一类综合飞行任务谱的压缩

第一类机动飞行任务谱包括:1个0—最大—0循环,7个慢车—最大—慢车循环和1个巡航—最大—巡航循环。疲劳损伤分析结果表明:与0—最大—0循环相比,巡航—最大—巡航循环对零件造成的疲劳损伤极小,可以忽略不计。慢车—最大—慢车循环造成的低周疲劳损伤很小,但是为了模拟慢车—最大—慢车循环过程中油门移动造成的热冲击,在加速任务试车谱中保留慢车—最大—慢车循环。

持久/蠕变载荷折算的结果表明:以高压涡轮盘为基准时最大,为71秒。空中慢车状态造成的蠕变损伤可以忽略。发动机的起飞前和停车前的地面慢车状态下的持久载荷与最大状态相比造成的蠕变损伤可以忽略不计。但是为了模拟热冲击状态,起飞前和停车前的地面慢车状态时间均保留。这样就得到压缩后的第一类机动飞行综合任务谱。

4.2.2 第二类机动飞行综合任务谱的压缩

第二类机动飞行综合任务谱中的各类循环的疲劳损伤与第一类相同。而持久/蠕变载荷略有差别。第二类机动飞行类综合任务谱的持久载荷状态也是:空中慢车、巡航、额定、最大。根据损伤计算和载荷折算的结果,按照第一类同样的处理方法可以得到压缩后的第二类机动飞行综合任务谱。

4.2.3 机动飞行类加速任务试车谱

在机动类飞行综合任务谱的压缩/过程中,根据损伤计算结果,忽略了巡航—最大—巡航循环,而将其中的巡

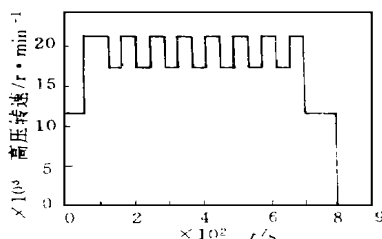


图4 机动类加速任务试车谱

航状态的时间折算到最大状态,这样压缩后的第一类机动飞行综合任务谱就变为与压缩后的第二类飞行综合任务谱相似的形式。在两种压缩后的机动类综合任务谱中,载荷状态出现的顺序相同。为了简化试车程序,将两类谱合并,得到如图 4 所示的机动类加速任务试车谱。

4.3 高频疲劳考核谱的编制

为了考核发动机构件的高周疲劳寿命,附加了一个高频疲劳考核谱。从慢车到最大取 10 个转速段。根据发动机典型构件的振动特性和整机振动特性,得到各转速段的停留时间为 4 小时。考虑到地面慢车转速状态和最大转速状态在前面的航线类和机动飞行类加速谱中的考核时间已超过 4 小时,因此在高频振动谱中开始的地面慢车、结束的地面慢车以及最大状态的时间均取 60 秒,这样这两种功率状态的连续工作时间就避免了不超过对该发动机规定的限制值。高频振动谱的运转总时间为 32 小时 3 分。

4.4 加速系数的确定

加速任务试车的加速系数 f_a 可以表示为: $f_a = T_U / T_A$, 式中: T_A 为加速任务试车时间, T_U 为等效的外场使用时间。该发动机的加速任务试车谱包括: 2 个航线类飞行谱; 1 个机动飞行谱和 1 个高频疲劳考核谱。因此其加速任务试车时间应当为这四种试车谱的总时间:

$$T_A = (T_{A\text{航线I}} \cdot F_{\text{航线I}} + T_{A\text{航线II}} \cdot F_{\text{航线II}} + T_{A\text{机动}} \cdot F_{\text{机动}}) \cdot K + T_{A\text{高频}} \cdot F_{\text{高频}}$$

$T_U = (100 \cdot K / \text{小时})$ 为该发动机的设计寿命, 其中 K 为系数, $K = \text{发动机设计寿命(小时)} / 100 \text{ 小时}$; $F_{\text{航线I}}$ 表示第 I 类航线任务谱的任务混频。

根据该发动机的加速任务试车谱,最后得到加速任务试车的加速系数为: $f_a = 2.45$ 。

5 小 结

本文开展了歼击教练机发动机的加速任务试车谱的编制研究工作,为今后进一步深入研究以及其它类型的军用发动机的加速任务试车谱的编制工作积累了经验,主要贡献有: (1) 根据我国歼击教练机的外场使用特点,提出了将飞行任务分为航线类和机动飞行类分别进行处理的分析方法,对其它军用发动机的加速任务试车谱的编制研究具有一定的指导意义。(2) 提出了航空发动机飞行综合任务谱的编制方法和基本原则。(3) 对该发动机的主要零部件进行了应力分析和疲劳、持久断裂寿命的计算,为该发动机的寿命设计提供了参考。(4) 编制了该发动机的加速任务试车谱,为其加速任务试车奠定了基础。

参 考 文 献

- 1 Troha W. Affects of Aircraft Power Usage on Turbine Engine Relative Durability and Life AIAA-80-1115, AIAA/SAE/A SME 16th Joint Propulsion Conference, 1983
- 2 Barrett R J, Harris W R. Deterioration Trending Enhances Jet Engine Hardware Durability Assessment and Part Management AIAA-83-1234, AIAA/SAE/A SME 19th Joint Propulsion Conference, 1983
- 3 宋迎东 航空发动机飞行载荷谱的预测 航空动力学报, 1997, 12(1): 89-91
- 4 张宝诚, 陈本柱, 盛元生编著 航空发动机试验技术 北京: 航空工业出版社, 1989

(责任编辑 杨再荣)

A NEW INVERSE DESIGN METHOD OF DIFFUSER BLADES PROFILE

Fan Huiyuan, Wang Shangjin, Xi Guang

(Xi'an Jiaotong University, Xi'an, 710049)

ABSTRACT A genetic algorithm combined with a neural network technique is proposed to search for turbomachinery diffuser blade profile under the condition of a given velocity distribution on its surface. Such a new inverse method works through minimizing the error between surface velocity distribution of candidate blades and the target velocity distribution. For ease in employing genetic algorithm, the blade profiles searched are parameterized with Bezier spline curves. The flow analysis of the candidate blades is carried out by BP neural networks which have been trained with a set of samples. The proposed approach is demonstrated through the application to a diffuser with two-dimensional height- and thickness- constant blades. The simulations show that the new method is not only feasible, but also reliable and effective.

Key Words Diffusers Neural networks Blades Design

RESEARCH ON OPTIMIZATION OF CYCLE PARAMETERS FOR ATF PROPULSION

Wang Rugen (1st Dept. Air Force Engineering College, Xi'an 710038)

ABSTRACT The cycle parameters of ATF propulsion with or without supersonic cruise missions have been optimized respectively and compared. And the effects of supersonic cruise range, engine life cycle cost and engine part efficiencies on the optimization of the engine cycle parameters have been researched. The results show that a turbofan engine with a small bypass ratio must be installed, and a suitable turbine entry temperature is obtained by optimization with life cycle cost. The enhancement of the engine part efficiencies has influence on the optimization of the cycle and the aircraft markedly raises the aircraft performance. The afterburner temperature must be taken very high due to the limit of the engine maximum diameter.

Key Words Aircraft engines Cycle Parameters Optimization

FORMULATION OF A TRAINER ENGINE ACCELERATED TEST SPECTRUM

Song Yingdong and Gao Deping

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

Lin Hongzhen and Cheng Weihua

(Air Force 8th Research Institute, Beijing 100079)

ABSTRACT Two composite rise and fall mission profiles and two composite maneuver flight mission profiles are obtained from the initial design missions of a trainer engine. These composite missions are accelerated according to life analysis of engine main components under the condition of equivalent damage. The accelerated mission test spectra in-