

# 教练机发动机设计 载荷谱推导方法\*

宋迎东

(南京航空航天大学动力工程系, 南京, 210016)

**摘 要:** 系统地研究了教练机航空发动机设计载荷谱的推导方法, 主要包括: (1) 基准机的选取与现役发动机载荷谱的空测、统计; (2) 新机发动机飞行剖面的预测; (3) 新机发动机设计任务循环的编制等三大步骤。提出的方法具有一定的通用性, 可以推广到其它类型的发动机设计载荷谱研究。

**主题词:** 教练机, 航空发动机, 载荷谱

**分类号:** V235.13

## A METHOD OF THE DESIGN LOAD SPECTRUM DERIVATION FOR TRAINER ENGINE

Song Yingdong

(Dept. of Power Engineering, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016)

**Abstract:** The method of load spectrum derivation for trainer engine design is presented. The main steps are: selecting reference aircraft engine, measuring active engine load spectrum, predicting new engine flight mission profiles and drawing up design duty cycles of the new engine. As a general method, it can be used for other typical engines to certain extent.

**Subject terms:** Training aircraft, Aircraft engine, Load spectrum

### 1 引言

某型涡轮风扇发动机将取代涡喷发动机 WP5, 装备于空军某新型歼击教练机上, 为保证寿命指标、可靠性和主要技术指标的要求, 须按照军标<sup>[1]</sup>对发动机零部件乃至整机进行各种疲劳强度试验。该发动机设计载荷谱的研究成果, 将作为该发动机设计载荷谱的循环、断裂应力/蠕变载荷具体指标的主要依据, 是制定该发动机零部件和整机低循环疲劳试验谱的基础资料, 还可以作为制定该发动机寿命试车方法的重要数据。本文在选取歼教五为基准机的基础上, 对其飞行练习进行了调查, 统计飞行任务混频, 确定典型练习; 利用基于飞行力学和发动机原理的飞行载荷谱转换方法, 得出新型涡轮风扇发动机的典型飞行任务剖面, 并确定其设计任务混频; 最后统计编制设计任务循环及应力断裂/蠕变载荷谱。

### 2 基准机的选取与现役发动机载荷谱的空测、统计

由于某新型歼击教练机与歼教五飞机的使命相同, 采用同一飞行训练大纲, 飞机的飞行

\* 收稿日期: 19961127, 修回日期: 19970304, 本课题获航空工业总公司科技成果二等奖

包线相近,性能特性相近,在歼教五飞机上实施空测方便实用,便于两种发动机之间的载荷转换。因此,选取歼教五飞机作为新型歼击教练机发动机设计载荷研究的基准机,获得发动机空中工作的载荷数据。

按照歼教五飞机飞行训练大纲的具体规定,对歼教五飞机飞行练习进行了详细地分析,根据典型练习的选取原则<sup>[2]</sup>,确定了 16 个典型练习,对飞行参数进行空测,主要有:飞行速度  $V$ 、飞行高度  $H$ 、转速  $n$  以及涡轮后温度  $T_4^*$  等等。同时,调查了歼教五的 WP5 发动机在空军 6 个飞行学院 5 年中的飞行使用状况,获得了 100h 的频次,统计出 16 个典型练习在 100h 的任务混频<sup>[3]</sup>。

### 3 新机发动机典型飞行剖面预测

#### 3.1 典型任务剖面的选择

飞行任务剖面包括:起飞、爬升段,加(减)速段,巡航段,任务段,下滑段和着陆段。任务段内容随各种飞行任务的不同而变化,如:跃升、盘旋、俯冲、筋斗、斜筋斗、上升转弯、横滚、战斗半滚以及半滚倒转等任务段组成,来完成某一特定的训练和战斗任务。有些动作在每一具体的任务剖面中可能出现多次,但根据飞行条件不同,即使同一飞行动作,发动机的工作状态与载荷也将有所不同。

歼教五有几十种飞行练习,实测了 16 个典型练习,然而新机研制时典型的飞行练习一般不超过 10 个,例如在 1979 年,美国 F16 飞机的 F100 发动机的典型任务剖面为 4 个<sup>[4]</sup>。根据教练机的具体情况,进一步分类找出 7 个具有代表性的典型飞行任务。循环载荷的任务混频均由这些典型练习代表,合并原则为:(1)飞行速度与高度的范围相接近;(2)统计的三类转速循环(或油门杆循环)值应相接近;(3)热时间的累积值相接近;(4)选择的典型练习应基本代表飞行练习中的种类与要求,如应包括:平时训练与战斗任务的科目;简单与复杂特技飞行科目等等。

在对 WP5 实测载荷谱和飞行训练大纲综合分析的基础上,定出了包括起落航线类飞行、特技飞行、带飞以及攻击类飞行的 7 个典型练习,全面反应了飞机的未来使用情况,代表了其几十个飞行练习。

#### 3.2 飞行任务剖面预测的基本方程与求解方法

飞机在飞行过程中,侧滑角一般很小,为了简化计算,同时满足工程精度要求,作如下的假设:侧滑角  $\beta$  为小量,即  $\sin\beta \approx 0$ ,  $\cos\beta \approx 1.0$ 。在上述假设下,飞机的质心运动方程就简化为:<sup>[5]</sup>

$$mdv \frac{dv}{dt} = P \cos(\alpha + \varphi_p) - Q - mg \sin\theta \quad (1)$$

$$mv \frac{d\theta}{dt} = Y \cos\gamma_s - mg \cos\theta \quad (2)$$

$$- mv \cos\theta \frac{d\psi_s}{dt} = Y \sin\gamma_s \quad (3)$$

$$\text{飞机的爬升率为: } \frac{dH}{dt} = V \sin\theta \quad (4)$$

根据发动机原理,得飞机的可用推力为:

$$P = \eta R(V, H, \delta_r) \quad (5)$$

式中:  $t$ —时间;  $m$ —飞机质量,  $V$ —飞行速度,  $H$ —飞行高度,  $P$ —飞机可用推力,  $Q$ —飞机阻力,  $Y$ —飞机升力,  $\theta$ —航迹倾斜角,  $\gamma_s$ —飞机滚转角,  $\psi_s$ —偏航角,  $\alpha$ —飞行攻角,  $\varphi$ —发动机安装角;  $\eta$ —飞机的进气道和尾喷管的效率,  $R$ —发动机推力。

教练机的非机动飞行和水平面、垂直平面及空间机动等各种飞行动作, 对飞机的运动学约束是不同的。这些运动学约束就对新机的飞行提出了限制, 决定了新机的飞行状态和发动机推力要求, 从而决定了发动机的飞行载荷。联立运动学约束方程和基本方程 (1) ~ (5) 即可解出各飞行动作中新机发动机的飞行载荷。

从起飞滑跑开始, 前一个飞行动作的计算结束条件作为后一个飞行动作的初始条件, 一直计算到着陆的终点, 这样将一个飞行动作按飞行任务剖面的要求有秩序地连接起来, 就构成一个完整发动机飞行任务剖面。发动机的飞行任务剖面的计算采用大量的数值计算方法求解, 由计算机程序执行这项任务。在计算中各种动作的连接, 需要反复迭代计算, 才能保证各种动作有秩序地连接起来。

新机发动机飞行任务剖面预测所需要的原始资料包括: (1) 新研制飞机的典型练习。有了飞机的典型练习后, 发动机的典型练习就有了基本的参考和依据。(2) 飞机的升阻特性, 以及飞机的有关几何参数和重量等等。(3) 发动机高度-速度特性、节流特性以及发动机启动、慢车特性和发动机自动调节系统特性。(4) 发动机进气道, 尾喷管的损失特性等等。

## 4 新机发动机设计任务循环的编制

### 4.1 新机典型练习的任务混频

新机发动机的任务混频是在 WP5 发动机 7 个典型练习的任务混频的基础上导出的。由于采用同一飞行训练大纲, 因此两个机种的飞行架次相等, 然而新机发动机计算出来的 7 个典型飞行任务剖面的飞行时间  $T_i$  与 WP5 发动机不一样, 这样新机发动机的总飞行时间为:

$$T = \sum_{i=1}^7 S_i T_i$$

总的飞行架次:  $S = \sum_{i=1}^7 S_i$  为已知, 与 WP5 发动机的一样, 因此新机发动机 100h 的任务混频为:

$$MIX_{100} = \frac{S}{T} \times 100$$

各典型练习 100h 的任务混频  $mix_{100}$  为:

$$mix_{100} = \frac{S_i}{S} \times MIX_{100}$$

### 4.2 新机典型飞行练习的各类循环与等于或大于中等功率以上时间的统计

根据疲劳载荷谱的雨流计数原理<sup>[6]</sup>, 统计了高、低转子转速的各类循环, 取适当的计数门槛值, 则等于或大于这个门槛值的 7 个典型练习的计数结果乘上各自的任务混频后, 各类循环对应相加, 便求得了 100h 内各类循环的总数。根据 7 个典型练习, 可求得等于或大于中间功率以上的时间, 考虑到各自的任务混频, 求得总的时间。

### 4.3 新机设计任务循环的编制

根据结构完整性大纲, 设计任务循环包括有: 使用寿命和寿命参数两部分, 根据我国教练机使用特点和对新机发动机的各类转速循环的统计以及地面工作的时间和次数, 按照结构

完整性大纲<sup>[7]</sup>的要求,合理的选取了三大类循环和等于或大于中等功率以上的时间,获得了新机发动机的设计任务循环。结果表明,三类循环数量之比以及每 100h 的 0—最大—0 循环数与国外军标相差较大,主要是由于该机的平均起落时间不到 30min,较国外同类机种的 1.3h 短而造成的,这也是该类机种外场使用的一个显著特点。

#### 4.4 应力断裂/蠕变载荷的统计

在军标的表 IV 中<sup>[1]</sup>,对应力断裂/蠕变提出了各种功率状态(最大、中间、巡航、慢车)与飞行高度、马赫数和使用保持时间的匹配要求,这些参数反映了离心力负荷和持久/蠕变负荷。利用了计算机统计程序,统计出了新机发动机各种功率状态以上(以转速大小表示)相应的飞行高度  $H$ ,速度  $V$ ,涡轮后温度  $T_4$  和使用保持时间  $t$  的匹配数据,共 173 个工作状态。

### 5 小 结

(1) 系统地研究了教练机发动机设计载荷谱的推导方法。即选取基准机并对其飞行载荷谱进行空测和处理,然后将现役发动机的使用飞行任务剖面转化为新机发动机的设计飞行任务剖面,利用现役同类机种的使用任务混频和新机的未来使用特点计算新机的设计任务混频;最后由发动机的设计飞行任务和设计任务混频混合获得新机的设计任务循环。

(2) 推导了某新型教练机发动机的设计任务循环和应力断裂/蠕变载荷,供该发动机寿命研究使用。

(3) 某新型教练机发动机设计载荷的一个特点是:单位时间内比结构完整性大纲 MIL-STD-1783 中的规定严重得多,这是由我国的国情决定的。

本文提出的发动机设计载荷谱推导所使用的预测方法、数值模拟模型、基本理论和程序具有一定通用性。在此基础上可进一步发展为通用的航空发动机载荷谱的预测方法。

### 参 考 文 献

- 1 GJB241—87 航空涡喷涡扇发动机通用规范. 北京:国防科工委批准,1987
- 2 涡喷 6 发动机寿命研究报告. 北京:航空工业部发动机管理局,1988. 4
- 3 宋迎东,尚伟钧. 教练机发动机使用任务循环的推导. 航空动力学报,1995. 10(3)
- 4 Troha W, Stabrylla R. Effect of aircraft power usage on turbine engine relative durability and life. AIAA/SAE/ASME 16th Joint Propulsion Conference, AIAA 80-1115
- 5 宋迎东. 航空发动机设计任务循环预测研究:[学位论文]. 南京:南京航空航天大学,1994. 2
- 6 高镇同编著. 应用疲劳统计学. 北京:国防工业出版社,1986. 1
- 7 美国国防部. 发动机结构完整性大纲. 美国军用标准 MIL-STD-1783, 美国空军, 1984