

航空发动机飞行载荷谱的预测

南京航空航天大学 宋迎东**

【摘要】 提出了基于飞机的设计飞行任务剖面、飞行力学及发动机原理的发动机飞行载荷的预测方法,即首先将飞机的设计飞行任务剖面通过飞行力学的基本原理转化为发动机的推力(或油门)剖面,然后通过发动机性能计算获得发动机的其它工作状态参数,从而获得发动机的飞行载荷谱。最后以某发动机为例,预测了该发动机装备在某新型教练机上时的飞行载荷。

关键词: 航空发动机 载荷谱 预测技术

分类号: O 316

1 预测原理

发动机飞行载荷谱是发动机工作状态参数和飞行状态参数随时间的历程变化图谱。它是新机的寿命设计、可靠性试验以及制订寿命管理的重要依据。

发动机飞行载荷谱的预测就是要预测飞机执行设计飞行任务时发动机的工作过程参数和状态参数如何变化。实际上有了飞机的设计飞行任务剖面以后,就可以通过飞机质心运动方程,以及发动机特性计算得到发动机的飞行载荷谱。

1.1 飞机质心运动方程的简化

飞机在飞行过程中,侧滑角一般很小(例如某歼击机的实测剖面的侧滑角小于 5.5° ;而且在空中飞行时98%以上时间在 $-1.0^\circ \sim 1.0^\circ$ 之间),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 β 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:

$$m (dv/dt) = P \cos(\alpha + \Phi_p) - Q - mg \sin\theta \quad (1)$$

$$m v (d\theta/dt) = Y \cos\gamma_s - mg \cos\theta \quad (2)$$

$$- m v \cos(d\psi_s/dt) = Y \sin\gamma_s \quad (3)$$

飞机的爬升率为:

$$dH/dt = v \sin\theta \quad (4)$$

式中: t 为时间, m 为飞机质量, v 为飞行速度, H 为飞行高度, P 为飞机可用推力, Q 为飞机阻力, Y 为飞机升力, θ 为航迹倾斜角, γ_s 为飞机滚转角, ψ_s 为偏航角, α 为飞机攻角, Φ_p 为发动机安装角。

上述方程组的解不是唯一的,即飞机轨迹不是唯一的,必须在一定的约速度条件下,才能得到唯一的飞行轨迹。

1.2 飞机飞行的运动学约束方程

飞机的飞行任务由一个个飞行任务段组成,而每一飞行阶段都是为了完成一个既定的任务而完成的,因而也可以看成是按给定的运动参数变化规律和预定航迹的方案飞行^[1]。这些给定的运动参数变化规律就对飞机运动提出一定的约束方程。

例如,飞机的某设计飞行任务中要求飞机在高度 H_0 上以速度 v_0 进行坡度为 γ_0 的盘旋飞行,则该任务就对飞机提出以下3个运动学约束方程:

$$H = H_0 \quad , \quad v = v_0 \quad , \quad \gamma = \gamma_0$$

(5)

飞行动作不同,则运动约束不同。

1.3 发动机飞行载荷谱的求解

已知飞机的升阻特性和飞机的推力特性后,就可以运动学约束条件下求解飞机的质心运动方程,即可求得在一定的初始条件下飞机执行该飞行动作时发动机功率状态谱 $\delta_p \sim t$ 以及飞行参数谱 $H \sim t, v \sim t$ 。再根据发动机性能计算原理就可解出发动机的其它工作过程参数谱,如 $T_4 \sim t$ 等等,从而获得发动机的飞行载荷谱。

飞机的一次设计飞行任务就是由若干飞行动作组成的。从飞机起飞动作开始一个飞行动作计算完毕,其终值作为一下飞行动作的初值,这样一直计算到飞机降落,就得到一个完整的发动机飞行载荷谱。

2 计算实例

某发动机即将装备在某新型歼击教练机上,为了推导其设计载荷,要求预测其飞行载荷谱。表1是飞机设计部门提供的设计起落航线飞行任务要求。

表 1 起落航线设计飞行任务要求

任务阶段	任 务 要 求
1	起飞滑跑至离地速度 $v_{ld}=185\text{ km/h}$
2	离地至安全高度 $H_{aq}=15\text{ m}$, $v_{aq}=222\text{ km/h}$
3	爬升至 $H=150\text{ m}$, 速度增加到 400 km/h
4	以 $v=400\text{ km/h}$ 等速上升转弯至 $H=500\text{ m}$
5	以 $v=400\text{ km/h}$ 等速平飞至跑道的“T”字布正侧
6	放下落架后等减速平飞至观察角 50°
7	水平三转弯减速至速度 $v=300\text{ km/h}$, 液转角 $\gamma_s=45^\circ$, 航迹偏转 110°
8	减速下滑至 $H=400\text{ m}$, $v=270\text{ km/h}$
9	减速下降转弯至 $H=300\text{ m}$, $v=250\text{ km/h}$, $\gamma_s=30^\circ$
10	下滑至安全高度 $H=15\text{ m}$, 速度调整至进场速度 $v=190\text{ km/h}$
11	以速度 $v=190\text{ km/h}$ 等速进场准备着陆, 下滑至高度 $H=1\text{ m}$
12	以 $v=190\text{ km/h}$ 接地, 着陆滑跑至飞机停止

用本文的计算方法,根据设计任务要求就可以计算得出该发动机执行此飞行任务时的预计飞行载荷谱,如图1所示。

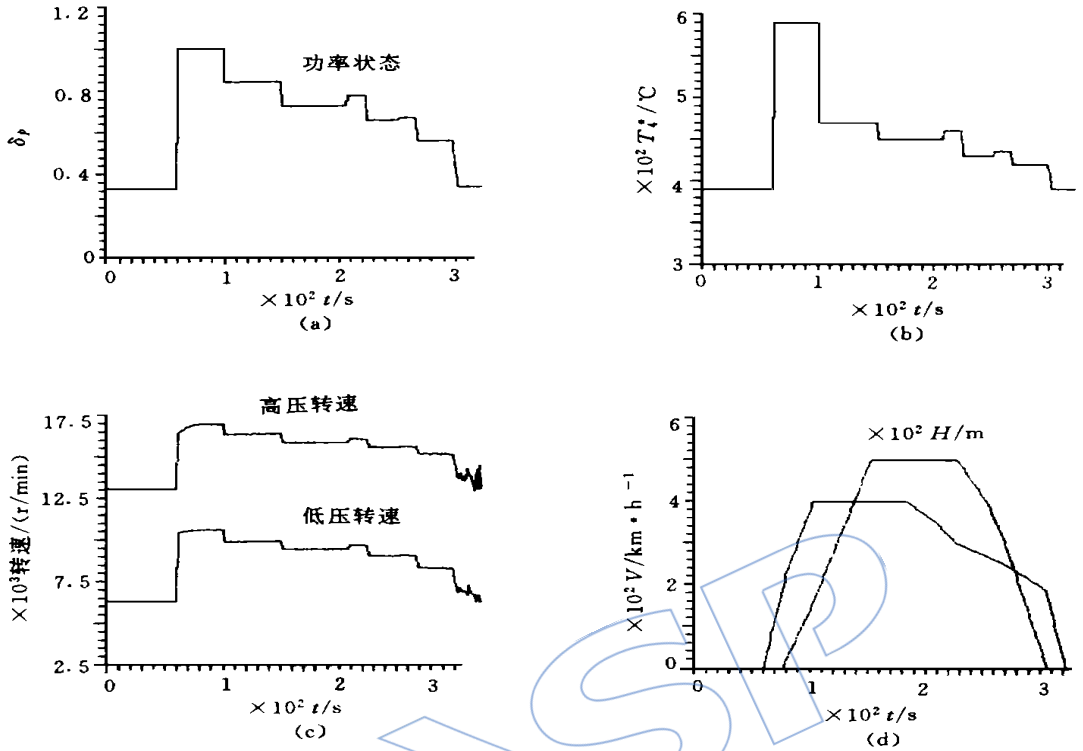


图 1 某发动机起落航线飞行载荷谱

3 结 论

- (1) 提出了基于飞机设计飞行任务、飞行力学、发动机原理的发动机飞行载荷谱预测方法;
- (2) 从飞机的起飞开始, 前一个动作的结束条件作为后一个动作的起始条件, 一直计算到降落, 就可以得到执行某一飞行任务时完整的发动机飞行载荷谱。

参 考 文 献

- 1 列别捷夫 A A 等 无人驾驶飞行器飞行动力学 北京: 国防工业出版社, 1978
- 2 Troha W. Effects of Aircraft Power Usage on Turbine Engine Relative Durability and Life AIAA-80-1150
- 3 Mattingly J D, Heiser W H, Daley D H. Aircraft Engine Design America: AIAA Education Series, 1987
- 4 刘同仁, 肖亚伦 空气动力学与飞行力学 北京: 北京航空航天大学出版社, 1987

(责任编辑 王震华)

PREDICTION OF AEROENGINE FLIGHT LOAD SPECTRUM

Song Yingdong

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

ABSTRACT A method of aeroengine flight load spectrum prediction is developed, which uses principles of aircraft flight mechanics to turn aircraft design mission profiles into engine thrust profiles. Flight altitude and flight velocity are acquired by solving the aircraft motion equations with the aircraft motion constraints. In the result of the engine performance calculations, the other engine operating parameters can be obtained. In the flight process from take-off to landing, taking the final value of the previous operation as the initial value of the following one, the engine flight load spectrum can be calculated for a specific flight mission. As an example, the flight load spectrum of an engine used on a trainer has been calculated.

Key Words Aircraft engines Loading Spectrum Prediction technique

EFFECTS OF POROSITY AND OSMOTIC OIL FLOW ON FLAME STABILITY OF CERAMIC EVAPORATION CAVITY

Sun Huixian, Du Shengtong, Ma Xuesong, et al

(7th Dept Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT A series of experiments of flame stability in ceramic evaporation cavity with different porosity at different osmotic oil flow rate have been completed in a model afterburner. Experimental results show that, in the case of the main oil supply only or with osmotic oil supply, there is an optimal porosity respectively, where extinction limit of lean poor mixed gas is the widest, with the osmotic oil supply only, flame extinction limit of ceramic holder becomes wider as the porosity increases. Concerning the effect of the osmotic oil flow rate on the flame stability, the extinction limit becomes extended usually as the osmotic oil flow rate increases.

Key Words Ceramic composites Evaporation Flame stabilization

A FINITE ELEMENT ANALYSIS OF TRANSIENT HEAT CONDUCTION WITH WEIGHTED VARIABLE FACTOR

Yang Huitao and Han Zengxin

(4th Dept Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT The stability and oscillation of numerical finite element solution of transient conduction temperature field with two-point time difference scheme have been investigated. The weighted factor of the time difference scheme σ and the time step Δt are correlated to the temperature oscillation respectively. Thus the functions of variable σ and Δt are obtained. Its application demonstrates the simplicity in programming, high accuracy and economy of running time.

Key Words Transient behaviour Heat conduction Finite element methods