

歼击机发动机设计载荷剖面的相似转换法

空军第一研究所 易 军* 赵福星

【摘要】 本文提出了获得歼击机发动机载荷剖面的相似转换法。通过应用飞行力学基本方法,以推力作为转换的核心,可以由一种实测的基准机剖面得到其它类似机型的剖面。本文提出的方法在实际工程中已得到应用。

主题词: 航空发动机 载荷谱 相似 转换

分类号: V23 V217.32

1 引言

航空发动机设计载荷谱,一般是用经验推断法由性能相近的基准飞机发动机实测载荷谱获得,这种方法受人为因素影响,对设计谱可能作出过高或过低的推断。本文介绍的相似转换法是在相似假设下,用飞行力学方法,通过实测剖面,转换得到设计剖面,再进而得到载荷谱。相似转换法克服了经验推断法的缺点,是一种为获得设计谱的新方法。这种转换要求:(1)基准机和设计机的飞行任务和训练课目基本相同;(2)基准机和设计机飞行性能跨度不太大;(3)基准机和设计机发动机的典型工作状态及其使用时机基本相同。本文转换方法基础是高度、马赫数和推力的相似转换。在此基础上,通过发动机性能计算,得到发动机的剖面参数;利用飞机运动方程,得到飞机的其它飞行剖面参数。

2 高度的相似转换

根据飞行训练大纲的要求,把设计机和基准机的各飞行课目的高度,分别划分成同样数量的相互对应的若干层(一般 3~4 层)。一般说来,地面到离地 25 米为第一层,此层用于飞机起降,设计机和基准机的层高是相同的,其他各层高度则按照两种飞机的高度性能差异和任务的要求而取定。依据飞行与工程经验,可认为基准机和设计机在对应层内的相对高度相同,即:

$$(H_{i,j} - H_{i,d}) / \Delta H_i = (H'_{i,j} - H'_{i,d}) / \Delta H'_i \quad (1)$$

式中: $H_{i,j}$ 和 $H'_{i,j}$ 分别为设计机和基准机在第 i 层某点(序号 j) 所处高度; $H_{i,d}$ 和 $H'_{i,d}$ 分别为设计机和基准机在第 i 层的层底高; ΔH_i 和 $\Delta H'_i$ 分别为设计机和基准机在第 i 层的高度。

上式为高度转换的核心,由该式可得到设计机的飞行高度。

3 推力与马赫数转换

飞机需用推力

$$P_x = 0.5 \rho V^2 C_x S \quad (2)$$

$$\text{发动机可用推力 } P_{k,y} = (P + P_a)(1 - \Delta P_1)(1 + \Delta P_2) \quad (3)$$

其中: ρ 为大气密度; C_x 为升阻系数; V 为飞行速度; S 为机翼面积; P 为发动机扣除标准损失的台架推力; P_a 为发动机在空中飞行的附加推力; ΔP_1 和 ΔP_2 分别为进气道阻力与尾喷管增益。一般 P 已考虑飞机引气和附件的推力损失, $P_{x,y}$ 是发动机提供给飞机飞行的推力。稳定飞行时, $P_s = P_x = P_{k,y}$; 机动飞行时, $P_s = P_x + \Delta P = P_{k,y}$ (P_s 为使用推力, ΔP 为剩余推力)。

推力的转换分两步进行, 第一步是需用推力 P_x 的转换, 第二步是使用推力 P_s 的转换(实际是由 ΔP 转换得到)。

3.1 需用推力转换

需用推力曲线含有若干特征速度点, 一般常用的有: 最小速度(A)、远航速度(B)、巡航速度(C)、最大速度(D)、“最大状态”速度、“加力状态”速度等(如图 1 所示), 特征速度点对应的推力称为特征推力。

由于基准机某高度 H 与重量 G 下工作点的速度 Ma' 与推力 P_x' 已知, 假设它处于下特征点 B 与上特征点 C 之间; 由此点拟转换的设计机对应点 S (该点高度已转换得到, 重量可算出), 也将处于对应的下特征点 B 与上特征点 C 之间。工程处理中可假定两个工作点在对应速度段内位置相似, 即需用推力和马赫数满足下列关系:

$$(Ma - Ma_{tx}) / (Ma_{ts} - Ma_{tx}) = (Ma' - Ma'_{tx}) / (Ma'_{ts} - Ma'_{tx}) \quad (4)$$

$$(P_x - P_{tx}) / (P_s - P_{tx}) = (P_x' - P_{tx}') / (P_{ts}' - P_{tx}') \quad (5)$$

式中: $P = f(G, H, Ma)$; 角标 ts 和 tx 分别表示上、下特征点; 上标表示基准机参数。

基准机工作点的参数已知, 由此两式可计算出设计机某转换点的速度 Ma 与推力 P_x 。

3.2 使用推力转换

由于需用推力已转换得到, 再转换剩余推力, 就可得到使用推力, 依经验可认为设计机和基准机剩余推力的利用程度相同, 即剩余推力相似, 数学表达式为:

$$\Delta P / (F_d - P_x) = \Delta P' / (F_d' - P_x') \quad (6)$$

式中: F_d 和 F_d' 分别为设计机和基准机的典型推力; $(F_d - P_j)$ 与 $(F_d' - P_j')$ 表示了设计机和基准机的最大剩余推力。

典型推力指发动机典型状态对应推力, 包括慢车、巡航、额定、最大、小加力、全加力等。典型推力选取将根据飞行状态确定, 当使用推力大于需用推力时, 选取高于且最接近需用推力的典型推力; 当使用推力小于需用推力时, 选取低于且最接近需用推力的典型推力。

4 实 例

图 2 所示为由某歼击机涡喷发动机(基准机)实测复杂特技剖面(见图 3)转换得到的歼教机所装涡喷发动机(设计机)的转换剖面。国内某单位曾在测试这种歼教机复杂特技载荷剖面时, 实测了所装涡喷发动机的部分参数, 通过对比, 两者是相近的。

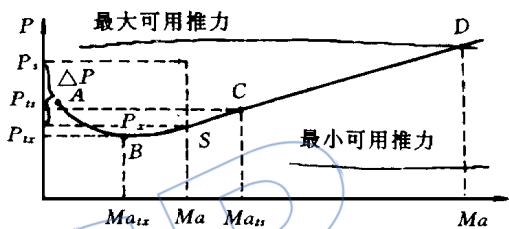


图 1 飞机需用推力曲线(A, B, C, D 为对应特征速度点)

N_y	H/km	Ma	KQ	$N_1/(\text{r/min})$
10	22	2.2	45	120
7.5	16.5	1.65	33.75	90
5	11	1.1	22.5	60
2.5	5.5	0.55	11.25	30
0	0	0	0	0

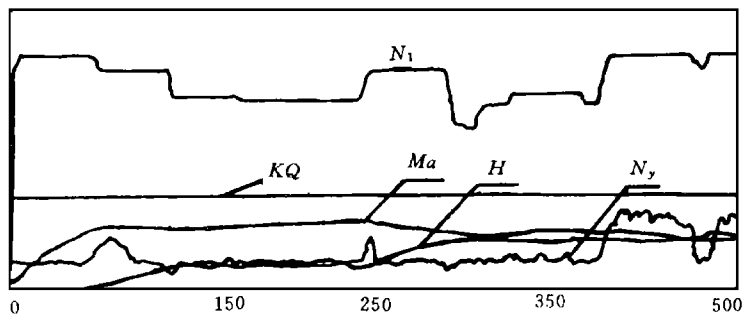


图2 设计机转换剖面(KQ —起落架开关; N_y —过载; Ma —马赫数; H —高度; N_1 —转速)

ALP	$N_1/(\text{r/min})$	N_y	Ma	H/km
120	120		2.2	22
90	90	7.5	1.65	16.5
60	60	5	1.1	11
30	30	2.5	0.55	5.5
0	0	0	0	0

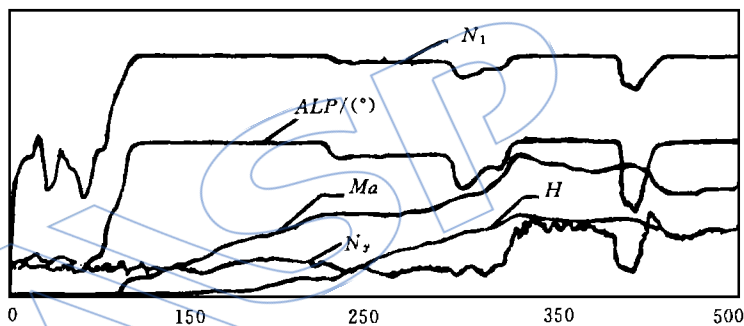


图3 基准机剖面(ALP —油杆杆角; N_y —过载; Ma —马赫数; H —高度; N_1 —转速)

5 结束语

本文介绍的相似转换法应用了飞行力学的基本原理, 但又不局限于飞机空间运动方程的要求, 它对设计机的飞行参数无任何要求, 只要具备基准机飞行剖面与设计机需用推力(或飞机特性)曲线, 就可得到能确定发动机载荷的设计机飞行剖面。该方法具有很强的工程实用性。

飞行是一种在三维空间的六自由度运动, 任务剖面虽然有一定的规律性, 即需要满足任务或训练大纲的要求, 但它不可能是唯一的, 有很大的随意性。因此, 不能要求转换得到的设计任务剖面完全覆盖未来设计机的飞行, 也不能要求与某一次真实飞行完全重合。只能要求转换得到的某一任务剖面是设计机在未来的同一任务飞行中有可能飞出来的剖面, 它所体现的飞行动作满足任务要求, 构成剖面的各个飞行参数相互之间是相容的。

设计任务剖面是以基准机实测任务剖面为样板, 通过相似转换得到的。设计剖面 and 基准剖面在动作和动作次序上是相同的, 但在动作强度(速度、加速度、角速度、角加速度、爬升率等)、动作持续时间、高度、发动机推力上, 一般是不同的, 转换中保持了某种相似关系。

(责任编辑 王震华)

one, because the designed stress is usually based on the tension strength of the blades.

Key Words Blade Damage Residual Life Vibration Fatigue

SIMILARITY TRANSFORMATION OF FIGHTER ENGINE DESIGN LOADING SECTIONS

Yi Jun and Zhao Fuxing

(*Air Force Engineering Institute, Beijing* 100076)

ABSTRACT This paper deals with a similarity – transformation method for obtaining engine design loading section. The principal method of flight dynamics is used and the thrust of the engine serves as the key of the transformation. The loading sections of other similar engines can be obtained from transforming the measured section of a prototype engine with success. This method has been applied in engineering practice.

Key Words Aircraft engine Loading spectrum Similarity

NUMERICAL SIMULATION OF COMBUSTION PROCESS IN A LIQUID H₂/ O₂ ROCKET ENGINE

Liu Weidong and Wang Baoguo

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

ABSTRACT Numerical simulation is employed in calculation of the combustion processes in the rocket engine which uses liquid hydrogen and oxygen as propellants. A random spray model is used to describe the initial conditions of oxygen droplets. The evaporation rate of the oxygen droplets at high pressure is calculated by ZKS model. The Arrhenius model is adopted to compute the chemical reaction rates. PISO algorithm extended by the authors is used to calculate the spray combustion flow. The convection terms of the governing equations are discretized by a second – order upwind scheme.

Key Words Spray combustion Algorithms Hydrogen/ oxygen engines

AN EQUIVALENT MECHANIC MODEL OF DOUBLE EXTENDIBLE NOZZLE

Yan Deyuan, Zhang Yanyu, Zhang Jingsheng, Zhang Xiaohong

(*10th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing* 100083)

ABSTRACT In order to simplify the kinematics of double extendible nozzle and make it easy to calculate, its equivalent mechanic model is established with equivalent forces and masses by means of loading and kinematic analyses of its actuators and extendible cone. Then the kinematics of the complex mechanism is turned into that of equivalent components and its mechanic characteristics can be simulated and calculated.

Key Words Rocket engines Jet nozzles Physical models