

热循环参数对发动机性能和费用的影响

空军工程学院 王如根

【摘要】 用统计方法给出了国产喷气发动机全寿命费用的估算模型, 提出了全寿命费用率的概念, 分别计算了发动机热循环参数和寿命提高后, 推力、耗油率和全寿命费用率的变化情况。结果是: 增加涡轮前燃气温度可大幅度提高发动机性能, 但费用也迅速增加, 为使全寿命费用增加较少, 必须提高发动机翻修寿命和总寿命, 而单纯提高增压比则使发动机推力下降, 全寿命费用率增加。

关键词: 航空发动机性能 全寿命费用 全寿命费用率 热循环参数

1 发动机性能和全寿命费用的计算

发动机性能的计算采用通用特性计算方法计算。发动机全寿命费用(记 $LCCe$)的计算方法是由统计得到的^[1]。根据我国军用航空发动机的实际情况, 发动机全寿命费用可划分为三个部分: 研制费用 C_1 、购置费用 C_2 和使用维修费用 C_3 , 即 $LCCe = C_1 + C_2 + C_3$ 。

1. 1 发动机研制费用 C_1

$$C_1 = 0.23489 T_{af}^{2.4741} \times (Ma_{\max} \times \pi_t^*)^{0.020625} \times MTBO^{0.082695} \times \exp(0.362233T_3^* + 0.005318\Delta TOA) \quad (1)$$

其中, ΔTOA = 发动机通过合格试车时间 - TOA , TOA 为发动机平均技术发展趋势; T_{af} 为加力推力; $Ma_{\max}$ 为最大马赫数; π_t^* 为压气机总增压比; $MTBO$ 为翻修寿命; T_3^* 为涡轮前燃气总温。

1. 2 发动机购置费用 C_2

$$C_2 = \begin{cases} DJE \times N + N(N - 1000)K/2 & (N < 500 \text{ 台}) \\ DJE \times N - 12500K & (N \geq 500 \text{ 台}) \end{cases} \quad (2)$$
$$DJE = 0.0041189 T_{af}^{1.736974} \times \pi_t^{*0.639274} \times T_3^{*2.635174} \times MTBO^{0.2117848} \times \exp(0.05339856TWB) \\ K = 0.4381257 - 0.04397595W_e - 0.4143981T_3^*$$

其中, N 为总采购量; DJE 为批量采购单价; K 为熟练曲线斜率; TWB 为推重比; W_e 为重量。

1. 3 发动机使用维修费用 C_3

$$C_3 = \text{大修费用} + \text{油料费用} + \text{外场费用} \quad (3)$$

$$\text{大修费用} = DXE \times (TOT/MTBO - 1) \times N$$

$$DXE = 3.02311 \times 10^{-7} T_{mil}^{2.703431} \times TOA^{0.8157447} \times MTBO^{0.5269307} \times \exp(1.375437T_3^*)$$

其中, TOT 为发动机总寿命; DXE 为大修单价; T_{mil} 为最大状态推力。

油料费用 = $1.02C_{oil} \times T_{af} \times DJ_f \times$ 发动机有效工作时间。

$$C_{oil} = 0.041099 - 0.2082728TWB_a - 0.02758424R_{\max} + 0.5576112SFC_{mil}$$

其中, DJ_f 为油料单价; C_{ai} 为单位航时耗油率; $TWBa$ 为飞机推重比; $R_{\max}$ 为飞机基本航程; SFC_{mil} 为最大状态耗油率。

外场费用 = $C_{use} \times$ 发动机有效工作时间

$C_{use} = 0.43364 T_{af}^{0.842824} \times MTBO^{-0.06474827} \times \exp(1.203513 T_3^*)$

发动机有效工作时间 = $TOT \times (1 - \eta) \times (1 - \xi) \times N$

其中, C_{use} 为单位航时外场费用; η 为发动机寿命损失系数; ξ 为地空工作时间比。

1. 4 发动机全寿命费用率

发动机的全寿命费用和推力及总寿命的大小关系很大。这样, 不同型号、寿命的发动机之间无法比较经济性能的好坏, 为此, 本文引入发动机全寿命费用率的概念。发动机全寿命费用率为单位有效工作时间内, 每产生 1 公斤推力所需的全寿命费用, 计为 CT_{LCC} 。

$CT_{LCC} = LCCe / \text{发动机有效工作时间} / T_{af}$

(4)

显然, CT_{LCC} 和 SFC_{mil} 一样, 对不同型号发动机具有可比性, 而且它比耗油率 SFC_{mil} 更全面、更真实地反映了发动机经济性的好坏。

2 热循环参数对发动机性能和费用的影响

为了便于比较, 本文在涡喷和涡扇发动机的基础上, 分别计算了提高压气机总增压比、涡轮前燃气总温和加力温度后, 发动机性能和全寿命费用率的变化情况。

在涡喷发动机基础上, π_t^* 增加 20%、 T_3^* 增加 20% 和 T_{af}^* 增加 10% 后, 发动机的飞行特性和全寿命费用的变化如图 1 和表 1 所示。在其它循环参数不变的条件下, π_t^* 提高后, 燃料

表 1 提高热循环参数后发动机
全寿命费用率的变化

热循环参数的变化		费用率变化
涡 喷 型	π_t^* 增加 20%	+ 3. 65%
	T_3^* 增加 20%	+ 81. 1%
	T_{af}^* 增加 10%	+ 0. 23%
涡 扇 型	π_t^* 增加 20%	+ 2. 05%
	T_3^* 增加 20%	+ 106%
	T_{af}^* 增加 10%	+ 0. 56%

消耗率下降, 发动机加力推力基本不变, 最大状态推力稍有下降。耗油率下降可节省油料费用, 但由于 π_t^* 增加使压气机的研制、生产和翻修工作量增加, 费用增大, 所以全寿命费用率反而增加了 3. 65%。由此说明, 单纯提高 π_t^* 对推力性能不利, 且经济性得不到改善。增大 T_3^* 是提高发动机推力的有效途径, 特别在大 Ma 数飞行时, 发动机推力的增加更加明显。但由于 T_3^* 提高后, 整台发动机热端部件的材料、加工和工艺水平都要提高, 所以发动机全寿命费用大幅度增加, 有可能导致承受不了新装备费用的局面。提高 T_{af}^* 虽可使加力推力提高, 而且费用增加也不多, 但是发动机最大状态的性能得不到改善。为了进一步

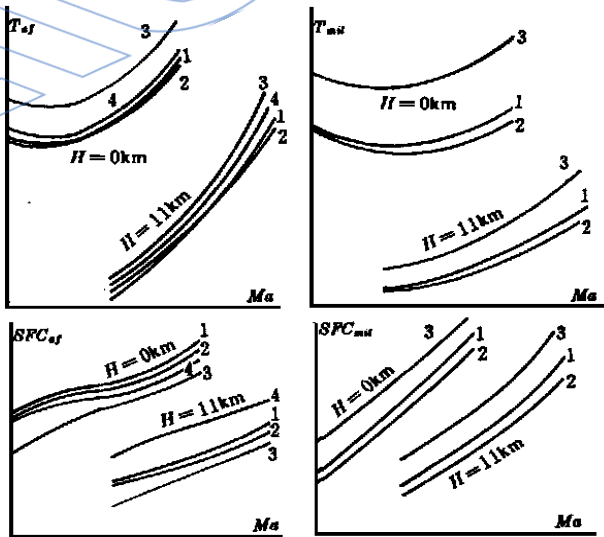


图 1 提高循环参数对推力和耗油率的影响

提高涡扇发动机的性能, 本文同时计算了在涡扇发动机基础上提高热循环参数后, 发动机性能和费用的变化情况, 结果如图 2 (图 1、2 中, 1. 原型机; 2. π_k^* 增 20%; 3. T_3^* 增 20%; 4. T_{af}^* 增 10%) 和表 1 所示。和涡喷发动机一样, 在涡扇发动机的基础上提高 π_k^* 同样使推力性能下降, 对耗油率的改善也并不显著, 而全寿命费用率反而增加。这说明 π_k^* 的选取不是越高越好, 而是应根据其它热循环参数的大小进行优化选择。提高 T_3^* 不管涡喷, 还是涡扇发动机, 其性能均有明显提高, 但全寿命费用大幅度增加。所以, 要使发动机性能好, 使用者又能用得起, 必须在提高 T_3^* 的同时设法降低发动机的全寿命费用。

表 2 发动机全寿命费用的分布

费用项目	原型机	$T_3^* + 20\%$	延寿后
研制费	9%	8%	10%
采购费	59%	56%	79%
大修费	25%	31%	0%
油料费	5%	4%	9%
其 它	2%	1%	2%
费用率	1.56	3.21	1.44

表 2 给出某型国产涡扇发动机、及在其基础上提高 T_3^* 20% 和再延长其翻修寿命到 3000 小时后的费用分布情况及全寿命费用率大小。可见, 寿命短的发动机购置费用大修费占了全寿命费用

的极大部分, 只有降低这两部分费用, 发动机全寿命费用率才能降下来。为了在提高发动机性能的同时, 又不使全寿命费用率过高, 必须提高发动机的翻修寿命和总寿命, 以使其在单位工作时间内的全寿命费用下降。表 2 最后一行说明, 如果该机的 T_3^* 提高 20%, 并采用单元体结果, 实行视情维修方式, 取消定期翻修, 将寿命提高到 F404 的水平, 则发动机的推力可大幅度增加 (见图 2), 而全寿命费用率可保持在现有发动机的水平, 甚至更低。

3 结 论

影响我国航空发动机发展的主要原因是经费不足, 而影响发动机全寿命费用的关键是寿命太短。拿不出更多的经费用于高性能发动机的研制工作。要提高发动机性能, 就必须提高 T_3^* , 同时合理地选取其他热循环参数。但随着 T_3^* 的增加, 发动机全寿命费用也迅速增加。为了在提高性能的同时, 又使费用增加不太大, 必须重视寿命的研究, 要把发动机的寿命指标放到推力、推重比和耗油率一样重要的地位。同时, π_k^* 的选取一定要根据其他参数的要求来确定, 单纯提高 π_k^* 往往使发动机推力下降, 全寿命费用率增加。

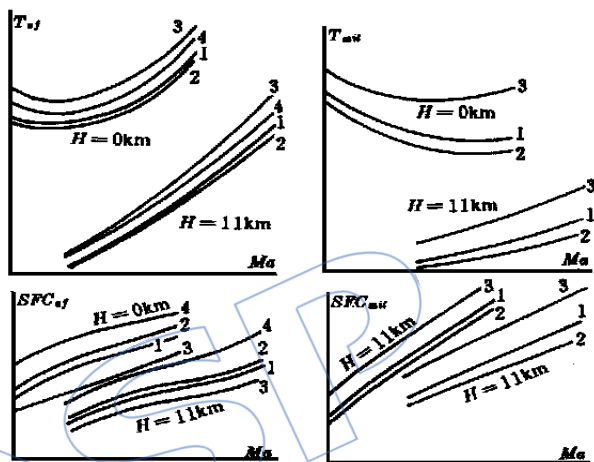


图 2 提高循环参数对推力和耗油率的影响

参 考 文 献

- 1 王如根, 曹平等. 航空发动机全寿命费用预测模型研究. 空军工程学院学报, 1991, (3)
- 2 Nelson J R. Life Cycle Cost Analysis of Aircraft Turbine Engines. RAND-R-2103-AF, 1977
- 3 Birkler J L, Carfinkle J B. Development and Production Cost Estimating Relationships for Aircraft Turbine Engines. RAND/N-1882-AF, 1982

in the first stage of a two-stage to-orbit vehicle.

EFFECT OF THERMODYNAMIC PARAMETERS ON PERFORMANCE AND COST OF TURBINE ENGINE

Wang Rugen (*Air Force College of Engineering*)

ABSTRACT

A method for estimating life cycle cost of aircraft turbine engine manufactured in China is provided on the basis of a statistic technology and a definition of life cycle cost ratio has been used. Changes in thrust, specific fuel consumption and life cycle cost have been calculated when thermodynamic parameters (π_k^* , T_3^* and T_{af}^*) and mean time between overhauls of the engine increase. It was found that there was a marked growth of the engine thrust when T_3^* increased, but life cycle cost ratio of the engine should, too, quickly grow. In order to make the growth of life cycle cost ratio acceptable for the Air Force, mean time between overhauls and total operation time of the engine must be lengthened. And a overhigh pressure ratio of the compressor often makes the thrust drop down and life cycle cost ratio grow up.

RESEARCH ON AIRCRAFT LIFE CYCLE COST REDUCTION

Wang Rugen (*Air Force College of Engineering*)

ABSTRACT

On the basis of cost data collected from factories and the Air Force, the variation of life cycle cost is analyzed for the fighters in which one of four kinds of engine is installed respectively. It has been found that there should be a marked drop in the aircraft life cycle cost, if the suitable fund is allocated to increasing reliability, decreasing specific fuel consumption and lengthening time between two overhauls of the aircraft engine.

RESEARCH ON ALTITUDE SIMULATION OF STARTING FOR A SINGLE-SPOOL SMALL TURBOJET

Zhu Qing (*Aerospace Ministry*)

ABSTRACT

Altitude simulation ignition tests of a single-spool small turbojet starting were completed at an altitude test rig. Some conclusions from the test data analysis have been drawn. It is very useful to supply secondary oxygen jet for high-altitude ignition and starting. The use of high energy igniter improves ignition and starting performance and reduces starting time. Fuel flow must be matched with air flow during the high-altitude starting. The fuel flow must be controlled by the rotational velocity of the rotor to limit temperature t_4^* and to avoid hang-up during the starting.

A DESIGN OF A ROTATING PROBE FOUR-AXIS TRAVERSE MECHANISM

Zhang Hong, Jiang Haokang, Xiao Ling, Xing Shuchu
(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

A mechanism fully controlled by computer and stepping motor can move a probe in four axes (Null, Radial, Tangential and Axial) for completing flow measurement inside the rotor passage of the turbomachine during rotation. The mechanism can also move the probe for flow measurement inside the stator passage as a fixed one. The technical characteristics, principle of operation, construction design and running balance of the mechanism are discussed in detail.