

减少飞机全寿命费用的研究

空军工程学院 王如根**

【摘要】 本文在调查大量实际费用数据的基础上, 分析计算了 300 架歼击飞机安装不同发动机后全寿命费用变化情况。结果表明, 投入适量经费, 提高发动机可靠性, 减少燃料消耗费, 提高发动机寿命, 延长或取消发动机翻修寿命, 实行视情维修, 将大大减少飞机的全寿命费用。

关键词: 全寿命费用 翻修寿命 全寿命费用分布

1 全寿命费用的计算和分布规律

飞机全寿命费用由研制阶段费用、采购阶段费用和使用阶段费用组成。在这些费用项目中, 三个阶段的费用分布规律各国有所不同。现以中、美两国空军为例, 列于表 1。由表可见, 我国空军装备的使用保障和维修费用所占比例太高, 远大于美国空军的比例。主要原因是发动机的性能差, 在全寿命期内所需的费用很大。如表 2 所示, 不计发动机的外场使用保障和维修这一项, 仅发动机的采购费、大修费和油料费三项, 就占飞机全寿命费用的 67.96%。

表 1 中美空军飞机全寿命费用分布规律对比

	研制阶段费用	采购阶段费用	使用阶段费用
中国*	3.0%	21.8%	75.2%
美国**	13.7%	47.5%	38.4%

注: * 该数据按 300 架飞机 (安装某乙型发动机) 的实际费用计算得到;
* * 该数据取自文献 [1]。

表 2 300 架飞机 (安装某乙型发动机) 全寿命费用中发动机所占的比例

费用项目	飞机研制和采购费	飞、发外场使用保障费	发动机研制费	发动机采购费	发动机大修费	发动机油料费
占总费用比例	8.21%	22.39%	1.44%	15.17%	33.29%	19.59%

发动机费用在全寿命总费用中所占比例大, 主要有以下原因: (1) 某乙型发动机的翻修寿命太短, 只有 100h, 这样空军每年要花大量经费用于翻修发动机, 此项占总费用的 33.29%。(2) 某乙型发动机的总寿命太短, 本文计算时取 800h。这样, 买一架飞机大约需要另外买 3.9 台发动机才能用完飞机寿命, 使备份发动机的采购费用很大, 占总费用的 15.17%。(3) 涡轮喷气发动机的耗油率大, 既影响了飞机的远距离作战能力, 也增加了空军的油料费开支, 占

总费用的 19.59%。(4) 某乙型发动机的外场故障较多, 维护排故时间长, 影响了飞机的良好率和年平均飞行时间, 使单位飞行时间所需空、地、后勤人员的开支增加。由于发动机费用占飞机全寿命费用的极大部份, 所以提高发动机性能, 减少发动机的全寿命费用, 是减少飞机全寿命费用的关键。

2 换装不同发动机后飞机的全寿命费用

本文计算了某型作战飞机换装某 B 型发动机和具有 300h 翻修寿命的某 B 型发动机后的飞机全寿命费用, 估算了安装 F404 和 RB199 MK101 发动机后的飞机全寿命费用, 并将各项费用的变化情况, 对应地和安装某乙型发动机时的费用进行了比较, 结果如表 3 所示。

表 3 安装不同发动机后全寿命期内各项费用的变化

费 用 项 目	某 B 型发动机	某 B 型发动机	F404	RB199
	TOT= 1000h	TOT= 1200h	TOT= 3000h	TOT= 3000h
	MTBO= 200h	MTBO= 300h	MTBO= 3000h	MTBO= 600h
飞机研制、采购费	+ 9.0%	+ 10.0%	+ 272.0%	+ 433.0%
飞、发外场费	不变	不变	- 2.3%	- 2.3%
发动机研制费	+ 25.0%	+ 50.0%	+ 512.0%	+ 693.0%
发动机采购费	- 9.5%	- 25.3%	- 36.1%	- 26.6%
发动机大修费	- 53.3%	- 71.4%	- 100.0%	+ 45.5%
发动机油料费	不变	不变	- 34.9%	- 41.7%
飞机全寿命总费用	- 18.4%	- 26.1%	- 16.3%	+ 39.8%

注: 表中数据均为对应项费用与安装某乙型发动机时所需费用的比较结果, “+”表示费用增加, “-”表示费用减少。

费用单位均按 1990 年物价计算, F404 的估价为 873 万元/台, RB199 的估价为 1047 万元/台。估算方法详见文献 [2]。

通过对计算结果的分析, 可得以下几个结论: (1) 300 架飞机如果将目前安装的 100h 翻修寿命发动机换装成 300h 翻修寿命的某 B 型发动机, 虽然飞机和发动机采购单价提高了, 但因其寿命提高了, 使总采购费和大修费有显著的减少, 飞机全寿命总费用可减少 26.1%, 约 27.5 亿元。(2) 300 架飞机若改装成 F404-GE-400 发动机, 飞机的作战性能必将有很大的提示, 而飞机的全寿命费用也可减少 16.3%, 约为 17 亿元。根据发动机全寿命费用估算模型的估算, 引进或研制 F404 发动机将花费 9.29 亿元, 发动机单台采购价格估计为 873 万元。此外, 由于 F404 发动机可靠性好, 不用为了翻修而来回运输, 影响部队飞行, 所以飞机年平均飞行时间可以大大增加。这样, 将近 23 亿元的外场费用也可望有较大的下降。如果将节省下的外场费用, 并且追加 6 亿元用于 F404 的研制和飞机的改装, 则 300 架飞机换装 F404 后, 其全寿命费用仍可下降 11 亿元。(3) 300 架飞机若改装 RB199MK101 发动机, 则飞机全寿命费用将增加 41.9 亿元。其原因是 RB199 发动机的技术难度比 F404 大, 生产制造比 F404 复杂, 这样所需的研制费和采购费较大。第二个原因是 RB199 发动机的翻修寿命为 600h, 而 F404 的翻修寿命已超过 3000h, 仅大修费一项就比 F404 多了 51 亿元。

由此可见, 重视提高发动机可靠性, 增大发动机翻修寿命, 最终取消发动机定期大修制

度，实行视性维修，是提高飞机战斗力，减少飞机全寿命费用的关键。

3 换装不同发动机后全寿命费用的分布

由表 3 可以看出，飞机换装某 B 型机和 F404 发动机后，全寿命费用下降的原因是发动机寿命和性能提高，使大修费和油料费显著下降，即使用阶段的费用下降了。表 4 给出了换装不同发动机后全寿命费用的分布情况。

表 4 安装不同发动机后全寿命费用分布

安 装 型 号	某乙型发动机 (MTBO= 100h)	某 B 型发动机 (MTBO= 200h)	某 B 型发动机 (MTBO= 300h)	F404-GE-400 (MTBO> = 3000h)	美国空军
研制阶段费用	3. 0%	4. 12%	5. 04%	12. 40%	13. 70%
采购阶段费用	21. 8%	25. 89%	25. 42%	46. 28%	47. 5%
使用阶段费用	75. 2%	69. 99%	69. 54%	41. 32%	38. 4%

由表 4 可知，目前我国的情况是，研制阶段的费用投入太少，许多应该在研制阶段解决的问题，留在使用阶段来处理，使飞机发动机的技术性能低，使用性能更低，全寿命费用则很高。如果我们能下决心投入足够的经费，研制出象 F404 这样可靠性高，技术先进，寿命长，采用视情维修的涡扇发动机，则飞机全寿命费用将大大下降，飞机和发动机的性能也将得到显著的提高，而全寿命费用的分布将更趋于合理。

4 结 论

为了尽快改变我国航空装备性能差，费用大的情况，应下决心拿出一部分经费用于提高发动机可靠性和翻修寿命的研制，引进先进的发动机设计思想，采用单元体设计，尽量采用视情维修方式，减少使用阶段费用。从而可有更多的经费投入到新装备的研制发展工作中去。

参 考 文 献

1 Togarden F W, Sheemaker W W. Life Cycle Cost in Advanced Technology Engine Development. SAE 781029, 1978

2 王如根. 提高发动机性能减少飞机全寿命费用. 交流论文, 空军工程学院, 1990

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.