

文章编号: 1000-8055(2005)06-01028-04

参数小偏差对某高推重比航空发动机性能的影响分析

吴学辉, 李志刚, 陶增元
(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要: 依据小偏差法原理, 针对涡扇发动机的工作特点, 计算并分析了发动机过程参数及评定发动机各主要部件损失的系数等14个参数的小偏差对某高推重比航空发动机性能的影响, 为某高推重比航空发动机设计过程中, 如何调整某些参数补偿某另一参数的偏差对发动机性能的影响提供依据, 同时为航空发动机的技术发展提供定量的指导作用。

关键词: 航空、航天推进系统; 涡扇发动机; 小偏差法; 性能; 分析

中图分类号: V 231.1

文献标识码: A

Analysis of the Effects of Parameter Small Deviations on a High Thrust-Weight Ratio Aeroengine Performance

WU Xue-hui, LI Zhi-gang, TAO Zeng-yuan

(College of Engineering,

Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Based on method theory, considering the turbofan engine working characteristics, effects of the parameter small deviations on performance of a high thrust-weight ratio aeroengine were calculated and analyzed. This analysis included 14 engine working process parameters and coefficients assessing primary engine components. This research provides foundations of how to adjust parameter values to compensate effects of other parameter small deviations on aeroengine performance in the process of aeroengine design and also provides quantitative guidance for aeroengine technical development.

Key words: aerospace propulsion system; turbofan engine; microdeflection method; performance; analysis

在实际计算和设计发动机过程中, 除了计算分析过程参数对发动机性能的影响外, 分析确定个别参数与其最初计算值发生不大的偏差所引起的性能变化也是极其重要的。某在研的高推重比涡扇发动机过程参数及评定发动机主要部件损失

的系数已初步确定, 但某些参数是否能够实现还不确定, 所以有必要确定其变化是如何影响发动机性能数据的。本文根据小偏差法原理, 采用变比热的热力计算方法, 计算分析了参数变化对高推重比发动机性能的影响。

收稿日期: 2004-12-10; **修订日期:** 2005-04-10

作者简介: 吴学辉(1975-), 男, 河北沧州人, 空军工程大学工程学院一系发动机教研室博士生, 主要从事航空宇航推进理论与工程研究

1 小偏差法

小偏差法的实质是: 取函数与原始数值的小偏差值近似地等于它的微分。例如有函数 $y = f(x)$, 当 $x = x_0$ 时函数值有 $y = y_0$, 那么自变量 x_0 有小偏差 Δx 时, 相应的函数增量 Δy 可用微分 $dy = f'(x_0)dx$ 值代替。这等于在展开函数 $y = f(x)$ 时忽略泰勒级数的二次项以后各项。对于多变函数 $y = f(x_1, x_2, \dots, x_n)$, 类似地取:

$$\Delta y \approx dy = c_1 \Delta x_1 + c_2 \Delta x_2 + \dots + c_n \Delta x_n$$

系数 $c_1 = \partial y / \partial x_1$, $c_2 = \partial y / \partial x_2$, $\dots$, $c_n = \partial y / \partial x_n$ 是函数 $y = f(x_1, x_2, \dots, x_n)$ 在 $x_1 = x_{10}$, $x_2 = x_{20}$, $\dots$, $x_n = x_{n0}$ 时的偏导数。

对自变量增量的相对变化 $\Delta x/x \approx dx/x = \delta x$ 列小偏差方程, 这样在改变被分析因素时不用确定性能参数的绝对值, 而用对于原始的已知值的偏差来解决。为此, 原始函数先取对数, 然后微分, 因 $d(\ln x) = dx/x$, 所以可立刻得到相对偏差。这时所得方程形式中 $\delta y = k_1 \delta x_1 + k_2 \delta x_2 + \dots + k_n \delta x_n$ 中, 系数 $k_i = \delta y / \delta x_i = \partial(\ln y) / \partial(\ln x_i)$, 称为 x_i 对 y 的影响系数^[1]。

对于涡喷发动机可以通过忽略一些极小的影响因素, 直接推导出发动机工作参数对推力和耗油率的影响系数^[1], 进行定性分析。由于涡扇发动机工作存在关键限制条件: 混合器进口内、外涵总压之比必须接近于1, 所以很难象涡喷发动机那样, 直接得到完全的发动机工作参数对推力和耗油率的影响系数, 所以本文用计算微小量代替微分量, 确定参数微小变化对发动机性能的影响, 即: $k_i = (\Delta y/y) / (\Delta x_i/x_i)$, 其中 Δx_i 远远小于 x_i 。这样做也可以较全面地反映各种因素对发动机性能的影响。计算过程中, 通过调整 π_F , 使混合器进口条件满足要求。

2 参数小偏差对发动机性能的影响分析

图1和图2给出了某高推重比航空发动机加力状态和军用状态下的推力、耗油率与发动机不同参数改变1%的变化关系, 这些关系曲线是在马赫数 $M_a = 0$, 高度 $H = 0$ 设计状态下计算拟合得到的。

这些关系曲线是对于新设计的发动机而言的, 至于在已制成的发动机中, 因为某种原因, 某个参数的改变也引起别的参数变化, 则这点在确

定发动机性能时应另外考虑。

混合器进口后任何一个地方产生的压力下降对推力和耗油率的影响是相同的, 它们对尾喷管的膨胀比和喷射速度的影响一样, 而对于加力燃烧室的加热量没有影响, 本文选择混合器的总压损失进行这部分损失对发动机性能的影响分析。

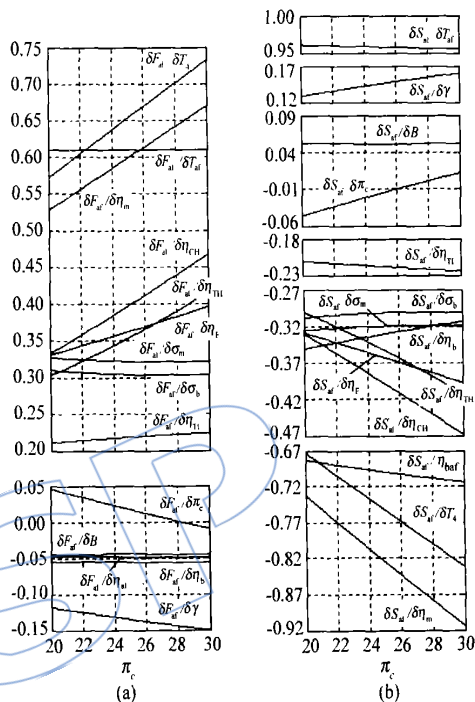


图1 参数变化对发动机加力状态性能的影响随总压比的变化

Fig 1 Variation of influence to aeroengine afterburner performance of parameters deflection with total pressure ratio

由图1和图2的计算结果表明: 涡轮前燃气温度 T_4 , 机械效率 η_m 和加力温度 T_{a1} 的小偏差对发动机性能的影响最大, 高压涡轮效率 η_{H1} , 主燃烧室总压恢复系数 σ_b 和混合器总压恢复系数 σ_m 的影响较大, 压气机增压比 π_c , 涵道比 B , 低压涡轮效率 η_{L1} 和涡轮冷却系数 γ 的影响较小; 燃烧效率的小偏差对推力的影响较小, 对耗油率的影响较大; 风扇效率 η_f 和高压压气机效率 η_{H2} 的小偏差对发动机加力性能和军用推力的影响较大, 对军用耗油率影响较小。

由图1(a)可看出:

(1) η_f , η_{H2} 和 η_{H1} , η_{L1} 对加力推力有着不同的影响, η_f 和 η_{H2} 的影响分别大于 η_{L1} , η_{H1} 的影响。这可用高、低压转子功率平衡来解释, η_f 降低1%, 使燃烧室油气比减小, 低压涡轮进口温度降低, 当

η 不仅影响 f_b , 它还影响加力燃烧室进口温度 T_{6B} , 而且其影响趋势相同, 忽略 η 对 f_{baf} 的影响, 可得:

$$\delta W_{faf} = - \frac{\eta_{baf} H_f}{\eta_{baf} H_f - I_{af} + i_3^*} \delta \eta_{baf}$$

所以:

$$\delta W_{fz} = - \frac{W_f}{W_{fz}} \frac{\eta_{baf} H_f}{\eta_{baf} H_f - I_{af} + i_3^*} \cdot \delta \eta_{baf}$$

$$\frac{W_{faf}}{W_{fz}} \frac{\eta_{baf} H_f}{\eta_{baf} H_f - I_{af} + i_3^*} \cdot \delta \eta_{baf}$$

因为 W_{faf} 较 W_f 大的多, T_{af} 较 T_4 大的多, 所以 η_{baf} 对发动机耗油量的影响系数绝对值要比 η 的影响系数绝对值大的多。随着 π_c 的增加, 主燃烧室进口温度增加, W_f 减小, 虽然风扇出口温度稍有增加, 但需要的高、低压涡轮功增加, 涡轮出口温度降低占主导作用, 使加力燃烧室进口温度下降, W_{faf} 增加, 所以, 随着 π_c 的增加, η_{baf} 对发动机耗油量的影响加大, 而 η 的影响减小。

比较图2(a)和1(a)可看出:

(1) 随 π_c 的改变, 发动机工作参数小偏差对军用推力的影响和对加力推力的影响趋势相同, 其中 T_4 , η , η_{CH} 和 η_{LH} 的小偏差影响的变化幅度加大, 其他参数的小偏差影响的变化幅度基本相同, 因为 T_4 , η , η_{CH} 和 η_{LH} 的小偏差对 T_7 的影响随着 π_c 的增加而加大, 而其它参数的小偏差对 T_7 的影响不随 π_c 的变化而变化。

(2) η_{CH} , η_{LH} , α 和 α_m 对军用推力的影响小于对加力推力的影响, 这是由于燃气的比热比的减小造成的, 而且 η_{CH} , η_{LH} 和 α 对涡轮出口温度和风扇出口温度的影响符号相反, 对涡轮出口温度的影响小于对风扇出口温度的影响, 对 T_7 的影响非常小。

(3) B , η 和 γ 对军用推力的影响大于对加力推力的影响(负值的增加), 因为这些参数的小偏差对 T_7 的影响是负值。由图2(a)和(b)还可看出, 军用状态发动机最佳增压比约为 $\pi_{c_{eco}} \approx 16$, 远小于发动机经济增压比。

比较图2(a)和(b)可看出:

(1) α , α_m , η , η_{CH} 和 η_{LH} 对发动机军用耗油率的影响反比于对单位军用推力的影响, 因为它们不影响主燃烧室进口温度。

(2) B 和 γ 对发动机军用耗油量的影响较小, η 对发动机军用耗油量的影响很大, 它们的影响不随 π_c 的改变而改变, 因为 B 和 γ 的小偏差改

变了参与燃烧的空气量, 其改变量与 π_c 无关, 而 π_c 的小范围增加, 几乎不影响油气比的值; 由式(1), η 对耗油量的影响系数中 i_3^* 与 π_c 有关, 随 π_c 增加稍有增加, 但其量值非常小, 使其几乎不改变影响系数的值。

(3) T_4 对发动机军用耗油量的影响非常大, η , η_{CH} 和 π_c 对发动机军用耗油量的影响较小, 它们的影响随 π_c 的增加而加大。

3 结 论

(1) η , η_{CH} 和 η_{LH} , η_{LH} 的小偏差对发动机性能有着不同的影响, η , η_{CH} 的影响分别大于 η_{LH} , η_{LH} 的影响; η_{CH} , η_{LH} , α 和 α_m 的小偏差不影响发动机加力状态和军用状态耗油量; η_{baf} 对发动机加力耗油量的影响比 η 的影响大的多。

(2) B 的小偏差对发动机性能的影响非常小, 但对发动机的尺寸和重量的影响很大, 所以不能轻视涵道比的偏差。

(3) 通过 π_c 的小偏差对发动机性能的影响, 可得到发动机的最佳增压比和经济增压比。

(4) 由于种种原因, 发动机某一参数实现不了, 其偏差对发动机性能的影响, 可依据图1和图2, 根据实际情况, 稍稍改变另一个或几个参数的值得到补偿。

另外, 本文的研究为航空发动机的技术发展提供了定量的指导作用, 由于目前 η 值已经接近于1, T_{af} 值已经接近于煤油燃烧的极限温度, 若要在提高, 要额外付出增重和增加成本的代价^[2], 所以提高 T_4 是提高发动机性能的主要途径; 提高旋转部件效率、降低 γ , 可提高发动机推力, 同时能降低发动机的耗油率; 提高燃烧室效率, 使发动机推力性能稍有下降, 可大幅度改善发动机耗油率性能。

参考文献

- [1] 斯辽赫钦科 CM 主编 空气喷气发动机原理[M] 王振华, 陆亚钧, 魏佑海, 等译 北京: 国防工业出版社, 1982
- [2] 侯晓春, 季鹤鸣, 刘庆国, 等 高性能航空燃气轮机燃烧技术[M] 北京: 国防工业出版社, 2002
- [3] 范作民, 傅翼权 热力过程计算与燃气表(下卷)[M] 北京: 国防工业出版社, 1987
- [4] 马丁利 J D, 海泽 W H, 戴利 D H, 等著 航空发动机设计[M] 侯志兴, 马恒儒, 潘宇, 等译 北京: 科学出版社, 1992
- [5] 陶增元, 王如根编 飞机推进系统总体设计[M] 北京: 国防工业出版社, 2002