

文章编号: 1000-8055(2005)01-0038-06

推重比 10 一级发动机技术改进
方案分析

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

摘要: 依据大量计算和估算研究, 探讨了提高发动机推重比的改进方案。在推重比 10 一级发动机参数的基础上, 进行了发动机性能对设计参数的敏感性分析和初步优化迭代计算。依靠气动热力学的进步和配以相应的材料、工艺技术, 发动机推重比可达到 12 左右。进一步依靠减重设计和轻质材料的应用, 发动机推重比可达到约 15。通过方案的相对难度比较分析, 确定了一套可行的、短期可实现的、可达到推重比 15 的改进方案。
关键词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 推重比; 敏感性分析
中图分类号: V 231 **文献标识码:** A

Technical Improvement Scheme Analysis
of Thrust-Weight Ratio 10 Aeroengine

WU Xue-hui, CHEN G Bang-qin, TAO Zeng-yuan
(The Engineering Institute,
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: On the basis of a large number of computation and estimation researches, the improvement schemes for increasing aeroengine thrust-weight ratio were studied. A nalysis of sensitivity of the aeroengine performance to the design parameters and preliminary optimization calculation were carried out. Due to aerodynamic and thermodynamic progress along with the advancement of materials and technology, aeroengine thrust-weight ratio may reach 12. Then by means of weight decreasing design and the application of especially low weight composite, aeroengine thrust-weight ratio may further enhance to 15. Through the relative difficulty analysis, a viable and short-term realizable improvement scheme, which can enhance the thrust-weight ratio to 15, was presented.

Key words: aerospace propulsion system; aeroengine; thrust-weight ratio; sensitivity analysis

符号表

δ 敏感系数或相对变化量
 Δ 绝对变化量
 F 推力/daN

S 耗油率/(kg/(daN · h))
 π 增压比
 B 涵道比
 T 滞止温度/K
 η 效率

收稿日期: 2004- 01- 09; 修订日期: 2004- 06- 14

联系人: 陶增元

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



σ	总压恢复系数
W	总空气流量/(kg/s)
H	燃油低热值/(kJ/kg)
C	推力系数
λ	速度系数
ψ	速度损失系数
R	冷却空气在高、低压涡轮中的分配比例
γ	涡轮相对冷却空气量

注脚

af	加力状态
mil	军用状态
old	改进前计算值
new	改进后计算值
F	风扇
C	压气机
T	涡轮
H	高压转子
L	低压转子
4	主燃烧室出口截面
5	混合器内涵进口截面或低压涡轮出口到混合器进口通道
7	尾喷管进口截面
b	主燃烧室
B	外涵道
m	转子机械或混合器通道

推重比是衡量战斗机发动机技术水平和工作能力的综合指标之一。为了提高发动机推重比,以达到推重比 12~15 的水平,可以采用两种解决途径,一是采用现有推重比 10 一级发动机,在此基础上不断改进,达到推重比 12~15;二是采用新的设计概念和先进的设计方法,研制出新一代推重比 12~15 一级发动机。根据国内的研制情况,综合多方面的因素,倾向于第一种途径。改进推重比 10 一级的发动机,要通过气动热力学的进步、部件综合设计技术的提高、结构简化减重、材料工艺等专业共同努力才能实现。

由于计算机可以进行单因素研究,在研究某一因素的影响时,其他设计变量均保持不变,这是综合性试验研究无法达到的。因此,本文通过某推重比 10 涡扇发动机性能对单设计参数的敏感性分析,初步探讨了现有推重比 10 涡扇发动机技术发展的优先权。计算研究了综合提高发动机技术指标对性能的影响,计算中,考虑了涡扇发动机工作关键限制条件:混合器进口内、外涵总压之比必

须接近于 1,进行了初步优化迭代计算,确保计算结果工程应用时的合理性。考虑我国目前航空技术的发展水平,预估了减重设计和轻质材料的应用对发动机推重比的影响^[1,7]。

1 发动机性能对设计参数的敏感性分析

1.1 敏感系数

发动机性能对设计参数的敏感系数用性能的相对变化值与设计参数相对变化值之比表示^[1],例如,计算发动机耗油率 S 对增压比 π 的敏感系数为:

$$\delta = (\Delta S / S) / (\Delta \pi / \pi)$$

其中:

$$\Delta \pi \ll \pi$$

此比例的极限代表了性能对设计参数的对数导数,对这类复杂的方程组来说,通常很难直接以严格的方式求得导数。

定性了解这些比例的含义是很容易的。当它们远小于 1 时,输入变量对输出变量几乎没有影响;如果全部导数均远小于 1,则设计点将位于曲线极值点附近,可能接近最佳点。那些量级为 1 的比例,提供了改进的机会,并指出了期望的改进方向。可见,敏感性研究的结果为发动机技术改进提供了定量的指导作用。

1.2 敏感性分析

本文编制了变比热发动机性能计算程序^[1~3],计算分析发动机设计参数提高对发动机性能的影响,以便了解提高发动机性能的技术发展方向。

计算中以某推重比 10 涡扇发动机设计参数为基准,在此基础上分别提高某个设计参数的技术指标,计算发动机全加力、军用状态的推力和耗油率的敏感系数。这些数据是给定的每个设计选择以 0.01% 的增量变化时求得的。

表 1 某推重比 10 发动机性能

Table 1 The performance of a certain thrust weight ratio 10 aeroengine

发动机性能	δ
F_{af}	+ 0.010 8
S_{af}	- 0.038 1
F_{mil}	+ 0.033 9
S_{mil}	+ 0.007 5



表 2 发动机性能对总体循环参数的敏感系数

Table 2 Sensitivity coefficient of aeroengine performance to cycle parameters

循环参数	$\delta_{F_{af}}$	$\delta_{\dot{m}_{af}}$	$\delta_{F_{mil}}$	$\delta_{\dot{m}_{il}}$
π_c	0.011 5	- 0.009 6	- 0.064 4	- 0.152 5
$B (-)$	- 0.041 1	0.048 5	- 0.108 8	- 0.091 2
T_4	0.629 4	- 0.732 9	1.334 6	0.723 5
T_7	0.610 4	0.967 5	0.000 0	0.000 0

表 3 发动机性能对部件效率改变的敏感系数

Table 3 Sensitivity coefficient of aeroengine performance to the components efficiency

η	$\delta_{F_{af}}$	$\delta_{\dot{m}_{af}}$	$\delta_{F_{mil}}$	$\delta_{\dot{m}_{il}}$
η_c	0.342 0	- 0.344 4	0.409 2	- 0.148 4
η_{cH}	0.384 7	- 0.387 3	0.365 6	- 0.156 4
η_b	- 0.055 5	- 0.332 6	- 0.087 5	- 1.030 4
η_{cH}	0.341 9	- 0.341 9	0.318 6	- 0.318 6
η_{tL}	0.203 6	- 0.203 6	0.189 7	- 0.189 7
$\eta_{b,af}$	- 0.049 5	- 0.709 0	0.000 0	0.000 0

本文程序计算的某推重比 10 涡扇发动机的性能与发动机性能的比较如表 1 所示。

可见, 本文程序的计算误差对于敏感性研究的开展是可以接受的。

1.2.1 发动机总体循环参数对性能的影响

表 2 给出发动机性能对总体循环参数的敏感系数。因为发动机涵道比 B 增加, 发动机单位推力单调地减小, 所以对 B 的敏感性是 $(-)$ 的变化。

可以看出, 提高 T_4 、 T_7 对发动机性能影响最大, 是改进的主要方向, 这也一直是提高发动机性能的主要途径。另外, 增加 π_c 对发动机性能影响不大, 进一步计算表明, 单纯提高 π_c 而 T_4 保持不变, 推力下降, 徒自增加了技术难度。

1.2.2 部件效率对发动机性能的影响

表 3 给出发动机性能对主要部件效率的敏感系数。

计算结果表明, 提高旋转部件效率, 可提高发动机在全加力、军用状态的推力(敏感系数在 0.3 左右), 同时能减少发动机的耗油率; 提高燃烧室效率, 使推力性能稍有下降, 可大幅度改善发动机

耗油率性能。

1.2.3 其他设计参数对发动机性能的影响

表 4 给出发动机性能对其他设计参数的敏感系数。因为涡轮相对冷却空气量 γ 增加, 推力下降, 所以对 γ 的敏感性是 $(-)$ 的变化。

从以上计算计算结果可以看出, 增加 w 、 C 可明显改善发动机性能, 增加 η_b 、 α_b 、 $\alpha_{b,af}$ 和 α_m 可有效改善发动机性能; 减小用于涡轮冷却的空气量也是改善发动机性能的一个方面。另外, 使用燃油热值更高的燃料, 对推力性能稍有下降, 可明显改善耗油率性能。

从表 4 还可以看出改变 λ_b 、 ψ_b 、 ψ_s 和 R 对发动机性能没有影响。

另外, 目前 C 、 η_b 和 α_m 数值已经很高, 接近于 1, 所以增大的潜力不大, 不过在改变其他参数的同时, 尽量不要影响到它们。

从上面计算结果(表 2~4)可以看出, 通过改变单个技术参数指标提高发动机的性能是十分有限的($\max \delta = 1.334 6$), 而且技术参数的改变受到设计水平和材料进展等多种因素的限制, 另外, 由于发动机技术参数值是相互匹配的, 所以, 某个

表 4 发动机性能对其他设计参数改变的敏感系数

设计参数	$\delta_{F_{af}}$	$\delta_{S_{af}}$	$\delta_{F_{mil}}$	$\delta_{S_{mil}}$
W	1.000 0	0.000 0	1.000 0	0.000 0
σ_b	0.281 4	- 0.281 4	0.262 2	- 0.262 2
$\sigma_{b,af}$	0.319 8	- 0.319 8	0.298 0	- 0.298 0
C	1.000 0	- 0.999 9	1.000 0	- 0.999 9
λ_5	- 0.003 9	0.003 9	- 0.003 6	0.003 6
R	0.022 8	- 0.022 8	0.021 3	- 0.021 3
H	- 0.105 0	- 1.041 5	- 0.087 5	- 1.030 4
ψ_b	0.007 4	- 0.007 4	0.006 9	- 0.006 9
η_h	0.571 9	- 0.808 6	0.730 4	- 0.730 4
ψ_5	0.053 0	- 0.053 0	0.049 4	- 0.049 4
σ_h	0.319 8	- 0.319 8	0.298 0	- 0.298 0
$\gamma(-)$	- 0.126 4	0.136 6	- 0.211 8	- 0.054 1

技术参数的改变会影响到其他参数,特别对风扇压比的影响。

2 综合提高发动机技术指标对发动机性能的影响

根据我国航空技术的发展水平,初步分析计算了综合提高上述设计技术后发动机的性能提高量。技术指标中的增加量,均以某推重比 10 涡扇发动机作为基础。设计参数的改变量和性能的增

加量如表 5 所示。
计算结果表明,该设计方案的推力性能比某推重比 10 涡扇发动机提高了 23% 左右;耗油率性能稍有降低,但 π_{CH} 降低比较多(降低 11.5%),

表 5 综合提高设计参数技术指标对发动机性能的影响

Table 5 The influence of integrated increase design parameters to aeroengine performance

设计参数	Δ	设计参数	Δ
T_4	+ 109	σ_b	+ 0.02
T_7	+ 77	η_{tH}	+ 0.02
π_c	+ 5.2	η_{tL}	+ 0.02
π_F	+ 1.526 3	$\eta_{b,af}$	+ 0.017
W	+ 10	$\sigma_{b,af}$	+ 0.005
η_t	+ 0.028	C	+ 0.003
η_{tH}	+ 0.026	γ	- 0.03

发动机性能参数		δ
F_{af}		+ 0.220 4
S_{af}		- 0.081 4
F_{mil}		+ 0.240 3
S_{mil}		- 0.002 6

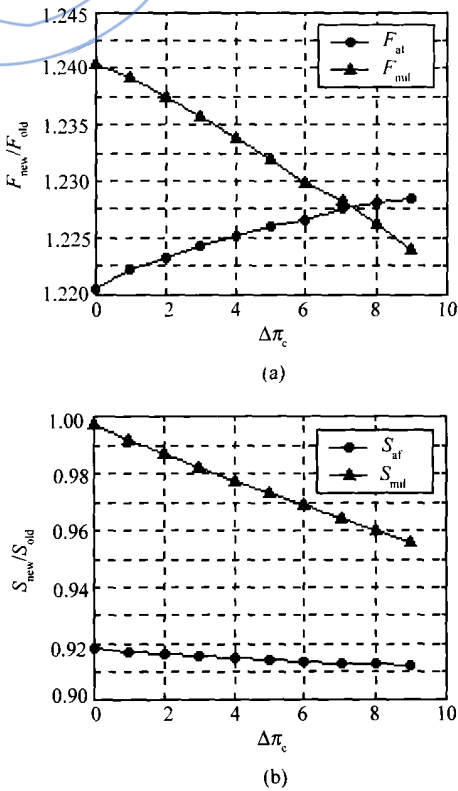


图 1 增加 π_c 对发动机性能的影响 (a) F ; (b) S
Fig 1 The influence of increasing π_c to the aeroengine performance (a) F ; (b) S

不能发挥核心机的最大潜力,为此,本文通过分别增加 π_c 和降低 T_4 的值来解决。计算中,其他设计参数为改进后的值不变,仅改变 π_c 或 T_4 的值,计算结果为相对于某推重比 10 涡扇发动机的性能。

2 1 增加总增压比 π_c

图 1 给出增加 π_c 对发动机性能的影响。

当高压压比达到现有水平,全加力状态推力相对于某推重比 10 涡扇发动机增加 22.57%、耗油率降低 8.54%;军用状态推力增加 23.24%、耗

油率降低 2.55%。本文将该设计方案记为方案 1。

2 2 降低涡轮前燃气温度 T_4

图 2 给出降低 T_4 对发动机性能的影响。

当高压压比达到现有水平,全加力状态推力相对于某推重比 10 涡扇发动机增加 17.77%、耗油率降低 4.32%;军用状态推力增加 13.94%、耗油率降低 5.75%。本文将该设计方案记为方案 2。

3 减重设计和轻质材料的应用对发动机推重比的影响

依据上面对发动机性能的计算分析,通过综合提高设计参数指标,发动机的推力性能提高了 20%左右。但设计参数的改变会影响到发动机重量。影响发动机重量的主要设计参数有 π_c , π_b , T_4 , T_7 , W 和 B ^[2]。但通过先进的设计方法和应用先进的材料,如:通过提高发动机轴向气流速度提高 W ;应用超跨音级设计、采用新叶型、应用新材料提高 π 等,可以实现发动机重量与某推重比 10 涡扇发动机相当的水平。

所以,根据以上分析,通过综合提高设计参数指标配以先进的材料、工艺和先进的设计方法,发动机推重比可达到约 12,要使推重比达到 15 的水平,必须采用减重设计,大量使用轻质材料,降低发动机重量。

采用方案 1,发动机全加力推力性能提高 22.57%,使推重比达到 15,需要减重 18.29%;采用方案 2,发动机性能提高 17.77%,需要减重 21.49%。可见,减重设计和轻质材料的应用是推重比 10 发动机改进发展的重要方向。近期,最有希望的实现减重设计方案之一是提高风扇/压气机级增压比,减少风扇/压气机系统级数,其他还可采用对转涡轮设计,减少涡轮导向器,大量使用轻质材料。这些改进在提高发动机推重比的效果

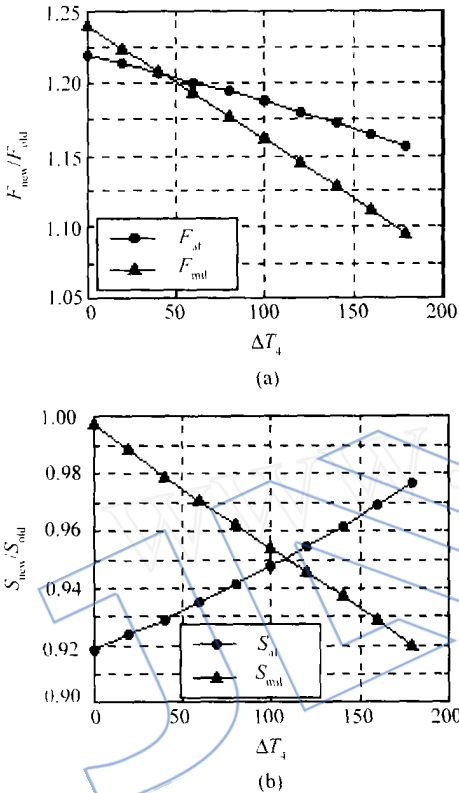


图 2 降低 T_4 对发动机性能的影响 (a) F ; (b) S
Fig 2 The influence of decreasing T_4 to the aeroengine performance (a) F ; (b) S

表 6 提高推重比的效果估算结果
Table 6 The estimation result of increasing thrust-weight ratio

部 件	减重占部件重量的比例	减重占整机重量的比例
风扇	30	~ 4.2
压气机(含中介机匣)	30	~ 4.3
高低压涡轮(含后承力机匣)	18	~ 4.5
喷管	25	~ 1.3
管路系统、防冰系统、紧固件及支架等	40	~ 3.5

估算结果见表 6。

如果采用方案 2, 表 6 所列这些主要减重部件的减重设计在短时间内都能实现, 可使推重比上升约 21.7%, 配合其他部件的减重设计, 可使推重比达到 15 的水平。

如果采用方案 1, 由于风扇压比比某推重比 10 涡扇发动机增加了 38.48%, 风扇减级减重的 30% 近期很难实现, 如果其他部件的减重比例也能实现, 推重比也能达到 15 的水平。

可见, 以上两种改进方案都能使发动机推重比达到 15 的水平, 但是, 改进方案 1 的难度要比方案 2 大的多。主要表现在: 第一、风扇压比过高, 低压涡轮的设计难度大; 第二、涡轮前燃气温度过高, 燃烧室和涡轮冷却的设计难度过大。所以, 本文作者认为方案 2 是短期可实现的改进方案。

4 结 论

通过本研究可以得出以下初步结论:

- (1) 通过改变单技术参数指标提高发动机的性能是十分有限的, 而且技术参数的改变受到设计水平和材料进展等多种因素的限制。
- (2) 通过初步优化迭代计算分析, 确定了两套发动机性能改进方案, 推重比可达到约 12。

(3) 为了提高发动机推重比至 15 的水平, 必须采用减重设计, 大量使用轻质材料。

(4) 提高发动机推重比是多学科综合努力的结果, 不能过分强调和夸大某些技术进步的效果。

参考文献

[1] 马丁利 J D. 航空发动机设计[M]. 侯志兴译. 北京: 科学出版社, 1992

[2] 陶增元, 王如根. 飞机推进系统总体设计[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] 方昌德. 推重比 15~ 20 的航空发动机技术的发展途径和对策[R]. HY90015. 1990

[5] 江义军. 推重比 12~ 15 发动机技术途径分析[J]. 航空动力学报, 2001, 16(2): 103~ 107.
JIANG Yi-jun. Technical Approaches to Thrust-Weight Ratio 12~ 15 of Aeroengine [J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2): 103~ 107.

[6] 陈懋章. 风扇/压气机技术发展和对今后工作的建议[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 8~ 12
CHEN Mao-zhang. Development of Fan/Compressor Techniques and Suggestions on Further Resarches [J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 8~ 12

[7] 陈光. 新型发动机的一些新颖结构[J]. 航空发动机, 2001, (1): 3~ 10