

文章编号:1000-8055(2011)10-2371-05

进口导叶可调的涡轴发动机性能寻优控制模式

周剑波^{1,2}, 时瑞军², 张秋贵², 樊思齐³, 孙健国¹

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;
2. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;
3. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 根据变比热容原理建立了进口导叶可调的涡轴发动机部件级全包线数学模型; 仿真研究了涡轴发动机的最大功率、最低油耗、最低涡轮前温度控制模式。仿真结果表明: 建立的涡轴发动机数学模型具有较高的准确度; 采用最大功率控制模式在整个包线范围内显著提高了涡轴发动机的功率; 采用最低油耗控制模式保证功率基本不变, 而耗油率明显降低; 采用最低涡轮前温度控制模式, 能够保证功率基本不变, 动力涡轮前温度显著降低。

关 键 词: 涡轴发动机; 进口导叶; 数学模型; 性能寻优控制; 数值仿真

中图分类号: V233. 7

文献标志码: A

Performance seeking control of turbo shaft engine with variable inlet guide vanes

ZHOU Jian-bo^{1,2}, SHI Rui-jun², ZHANG Qiu-gui²,
FAN Si-qi³, SUN Jian-guo¹

- (1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. China Aviation Powerplant Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;
3. School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A mathematical model of turbo shaft engine with variable inlet guide vanes was established according to the theory of variable specific heat. Numerical simulations had been conducted on the mathematical model. The performance seeking control (PCS) modes of variable geometry turbo shaft engine had been investigated. Simulation results show that the engine model works well with higher accuracy and the PSC control modes can significantly improve the performance of turbo shaft engine.

Key words: turbo shaft engine; inlet guide vane; mathematical model;
performance seeking control; numerical simulations

性能寻优控制(performance seeking control, 简称 PSC), 是当前航空发动机控制技术的

热点之一。PSC 技术用于优化飞机发动机的稳态工作性能, 包含三种先进的控制模式: 最大推力控

收稿日期: 2011-03-18; 修订日期: 2011-09-23

基金项目: 航空支撑科技基金项目(04B52006)

作者简介: 周剑波(1963—), 男, 湖南涟源人, 研究员, 博士生, 主要从事航空发动机数控系统研制、故障诊断等方面研究。

制模式、最低涡轮前温度控制模式以及最低油耗控制模式。其中最大推力控制模式能够增大飞机起飞、加速和爬升动力;最低油耗控制模式能够在飞机巡航飞行时保持推力或功率不变,同时降低燃油消耗,从而实现较好的经济性;最低涡轮前温度控制模式,能够在保持发动机性能不变的同时降低涡轮进口温度,从而提高发动机的寿命^[1]。

从20世纪80年代中期开始,美国利用F15飞机开展了一系列PSC技术研究工作,取得了显著的成果。试验结果表明,最低涡轮前温度降低超过89 K,退化验证机的推力增大9%,维修后的发动机推力增大15%^[2-5]。

我国从90年代中期开始跟踪美国PSC技术,现已取得许多进展。1998年,罗安禄利用序列二次规划(sequential quadratic programming,简称SQP)方法对某型涡扇发动机的三种控制模式进行了仿真研究^[6];2003年,王芳等利用模型辅助模式搜索(model assisted pattern search,简称MAPS)优化方法研究了性能退化的发动机的控制模式^[7];袁春飞等开展了飞/推综合控制优化模式的铁鸟台半物理仿真试验^[8]。结果表明PSC技术显著改善了涡扇发动机性能^[9]。

迄今为止,国内外PSC技术研究还多局限于涡扇发动机,有关涡轴发动机PSC技术的文献报告很少^[10-12]。本文利用变比热容原理和部件匹配方法,建立了某型涡轴发动机非线性数学模型,利用优化算法对变几何涡轴发动机进行了控制模式技术仿真研究,为下一步在半物理仿真台上继续研究奠定了基础。

1 涡轴发动机数学模型

本文研究对象为某型自由涡轮式双转子涡轴发动机,压气机进口导叶可调,采用扩张喷管。类似于涡喷、涡扇发动机,变比热容原理、部件匹配方法是建立高精度涡轴发动机数学模型的关键。

1.1 变比热容原理

气体热焓 H 、比定压热容 c_p 及熵函数 ψ 可表示为温度 T 和油气比 f 的函数

$$\begin{aligned} H &= \frac{H_{ea}(T) + f \cdot H_{ef}(T)}{1 + f} \\ c_p &= \frac{c_{pa}(T) + f \cdot c_{pf}(T)}{1 + f} \\ \psi &= \frac{\psi_a(T) + f \cdot \psi_f(T)}{1 + f} \end{aligned} \quad (1)$$

气体的熵 S 为

$$S = \phi - R \cdot \ln \left(\frac{p}{p_0} \right) \quad (2)$$

其中 p_0 为海平面国际标准大气压力, R 为普适常数

$$R = \frac{1.986375}{28.97 - 0.946186 \cdot f}$$

1.2 部件匹配方法

涡轴发动机正常工作时,压气机、燃烧室、燃气涡轮、动力涡轮和喷管满足共同工作条件,包括燃气涡轮进口流量平衡、动力涡轮进口流量平衡、燃气涡轮功率平衡、动力涡轮功率平衡以及喷管进口流量平衡。按照共同工作条件,压气机增压比 π_c 、燃气涡轮落压比 π_g 、动力涡轮落压比 π_p 、燃气涡轮转速 n_g 以及动力涡轮转速 n_p 为系统状态变量,即

$$\mathbf{x} = [\pi_c, \pi_g, \pi_p, n_g, n_p]^T \quad (3)$$

可得双转子自由涡轮式涡轴发动机共同工作方程组

$$\begin{cases} m_{g4} - m'_{g4} = 0 \\ m_{g5} - m'_{g5} = 0 \\ \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 J_g n_g \frac{dn_g}{dt} + N_c + N_{etc} - N_g = 0 \\ \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 J_p n_p \frac{dn_p}{dt} + N_{load} - N_p = 0 \\ m_{g7} - m'_{g7} = 0 \end{cases} \quad (4)$$

上面非线性方程组可用数值方法求解。设 $e_i (i=1, \dots, 5)$ 为方程组的第 i 个方程的残差, ϵ 为给定精度,则当残差向量 $\mathbf{E} = [e_1, e_2, e_3, e_4, e_5]^T$ 满足式(5)时,即得方程组的数值解

$$\|\mathbf{E}\| < \epsilon \quad (5)$$

2 涡轴发动机控制模式

涡轴发动机为直升机提供轴功率,主要包括起飞、应急、连续等工作状态。起飞和应急工作状态时,要求发动机在安全的条件下为直升机提供足够大的功率;连续工作时,要求发动机具有较好的经济性和较长的寿命。对涡轴发动机来说,最大功率控制模式,能够保证发动机发挥最大性能,适用于涡轴发动机的起飞和应急工作状态;最低涡轮前温度控制模式能够保持发动机功率不变同时降低动力涡轮进口温度,从而延长发动机使用寿命,适用于连续工作状态;最低油耗控制模式能够保持发动机功率不变同时降低燃油消耗率,从而提高发动机经济性,适用于连续工作状态。

2.1 最大功率控制模式

最大功率控制模式即在保证动力涡轮进口温度 T_{45} 不超温、燃气涡轮转速 n_g 不超转、压气机喘振裕度 s_{mc} 不小于安全值的前提下,综合调整燃油流量 m_f 和压气机进口导叶角度 α ,使涡轴发动机动力涡轮输出功率 N_p 最大。

该模式可归结为下面优化问题:

$$\begin{aligned} & \max N_p \\ \text{st} & \begin{cases} T_{45} \leq T_{45\max} \\ n_{gc} \leq n_{gc,\max} \\ s_{mc} \geq s_{mc,\min} \\ x \in B \equiv \{x \mid a \leq x \leq b\} \end{cases} \end{aligned} \quad (6)$$

其中 $x = [\alpha \ m_f]^T$ 。

实现最大功率控制模式的基本方法是,调整导叶角度使得压气机压比升高且空气流量增大,同时增大燃烧室供油流量,这样就会提高输出功率。压气机压比增大,会减小喘振裕度;燃烧室供油量增大,会升高燃气涡轮进口温度。因此在提高功率的同时,必须保证发动机具有足够安全的最小喘振裕度限制、最高动力涡轮进口温度限制、以及最大转速和换算转速限制,其次还有压气机导叶角度的限制等。

2.2 最低油耗控制模式

即在保持动力涡轮输出功率不变的前提下,综合调整燃油流量、压气机导叶角度,降低燃油流量,从而降低耗油率,提高涡轴发动机经济性。该模式可归结为下面优化问题:

$$\begin{aligned} & \min \eta_{fc} \\ \text{st} & \begin{cases} N_p = \text{const} \\ T_{45} \leq T_{45\max} \\ n_{gc} \leq n_{gc,\max} \\ s_{mc} \geq s_{mc,\min} \\ x \in B \equiv \{x \mid a \leq x \leq b\} \end{cases} \end{aligned} \quad (7)$$

其中 $x = [\alpha \ m_f]^T$ 。

最低油耗控制模式的实现方法是,调整导叶角度使得压气机压比升高且空气流量增大,同时为了使输出功率不变,因而减少进口燃烧室的燃油流量,从而降低耗油率。优化过程考虑了安全性要求的最小喘振裕度限制以及动力涡轮进口温度限制和换算转速限制。

2.3 最低涡轮前温度控制模式

即在保持动力涡轮输出功率不变的前提下,综合调整压气机导叶、燃油流量,降低动力涡轮进口温度,延长发动机寿命。该模式可归结为下面优

化问题:

$$\begin{aligned} & \min T_{45} \\ \text{st} & \begin{cases} N_p = \text{const} \\ n_{gc} \leq n_{gc,\max} \\ n_g \leq n_{g,\max} \\ s_{mc} \geq s_{mc,\min} \\ x \in B \equiv \{x \mid a \leq x \leq b\} \end{cases} \end{aligned} \quad (8)$$

其中 $x = [\alpha \ m_f]^T$ 。

最低涡轮温度控制模式的实现方式类似于最小油耗控制模式,这里不再赘述。

3 仿真结果分析

首先对上面建立的涡轴发动机数学模型进行了数值仿真,并与试验数据进行了对比验证;然后利用该模型进行了三种控制模式的仿真研究。

图 1 为涡轴发动机共同工作线与试验数据对比结果。由图可知,计算结果与试验数据基本吻合,建立的数学模型具有较高的精度。

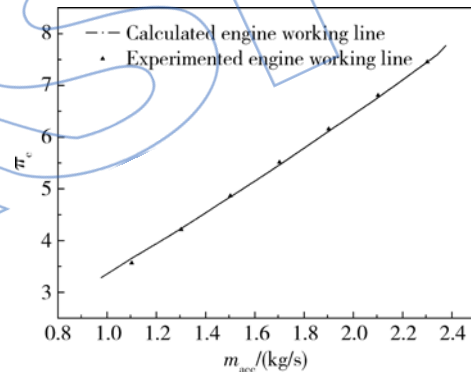


图 1 发动机共同工作线

Fig. 1 Engine working line

图 2 为起飞状态下,马赫数为 0,高度从 0~6 km 变化时,最大功率控制模式计算结果。由图可见,地面起飞时,发动机功率增大 3.2%,在 4.5 km 处,发动机功率增大可达 7.7%。同时可以看出,随着飞行高度的增加,优化效果逐渐增强。

图 3 为最大连续状态下,马赫数为 0.1,高度从 0~3 km 变化时,最低油耗控制模式计算结果。由图可见,在飞行包线范围内,耗油率降低可达 0.76%;同时,随着高度增大,优化效果逐渐减弱。

图 4 为最大连续状态下,马赫数为 0.3,最低涡轮前温度控制模式的计算结果。由图可见,在飞行包线内,涡轮前温度最多降低 12.9 K。同时可以看出,随着飞行高度增加,涡轮前温度降低幅度先是小幅增大,然后迅速减小。

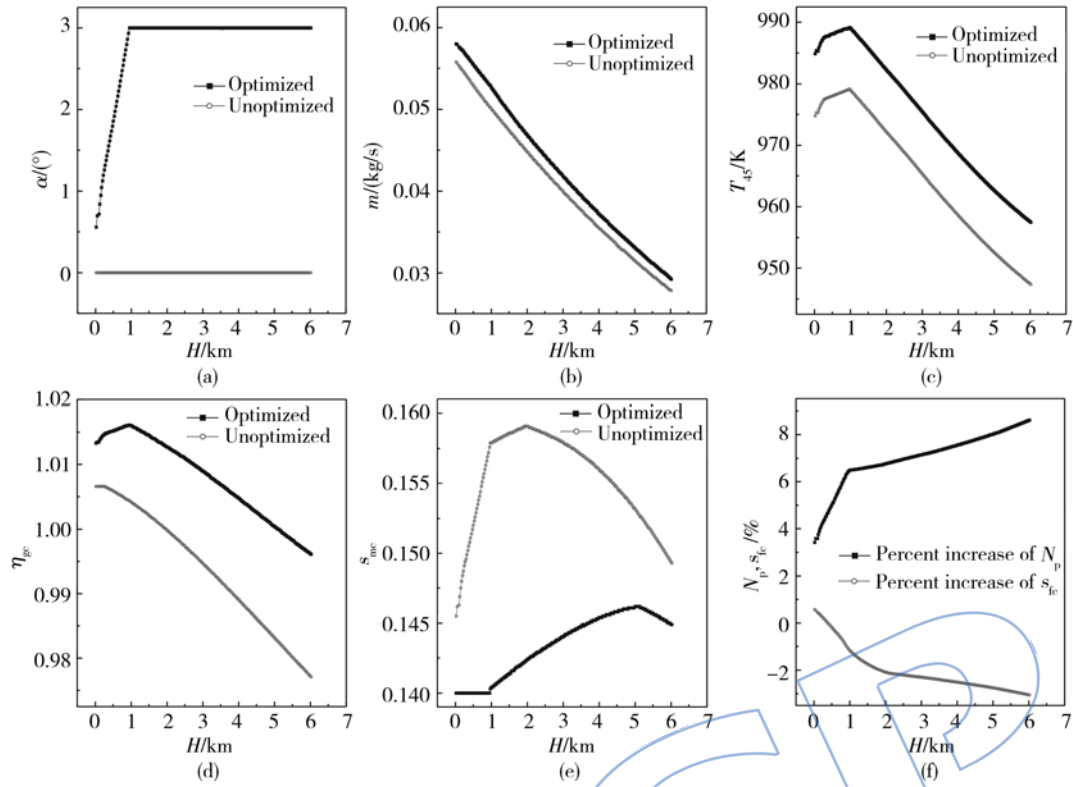


图 2 最大功率控制模式仿真结果

Fig. 2 Simulation results of maximum power control mode

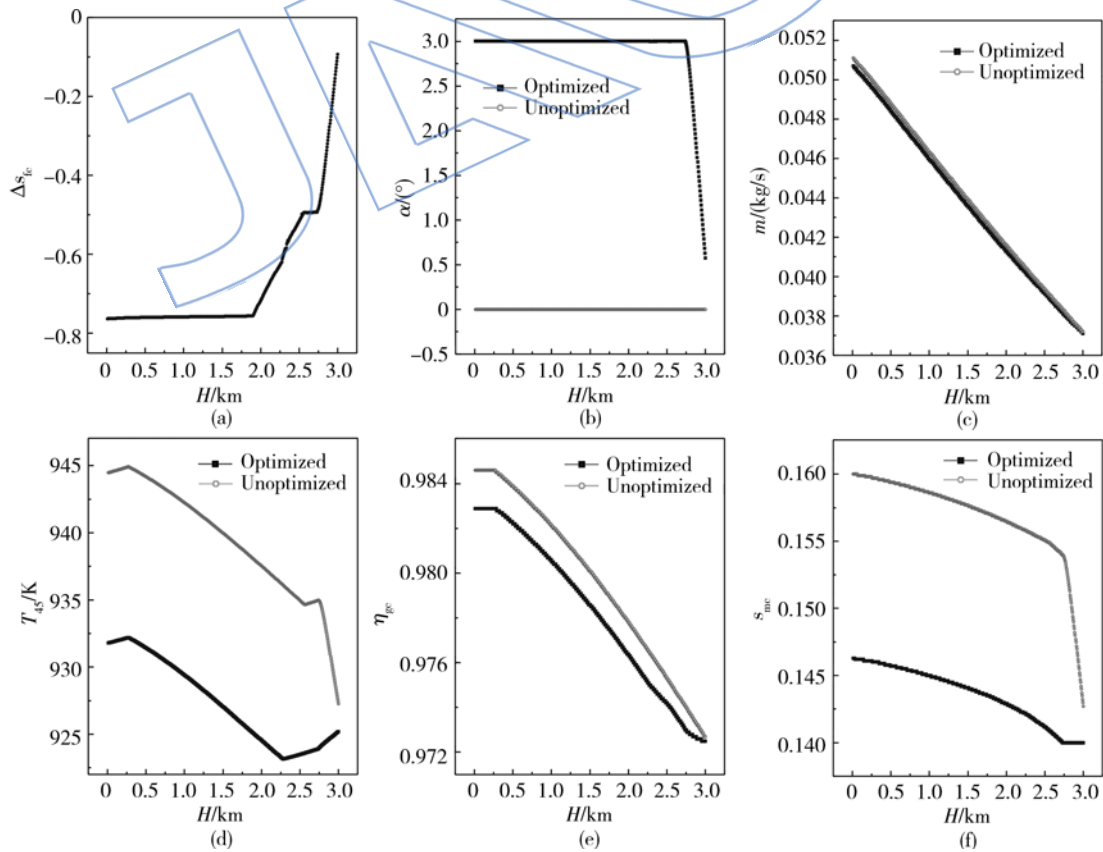


图 3 最低油耗控制模式仿真结果

Fig. 3 Simulation results of minimum specific fuel consumption control mode

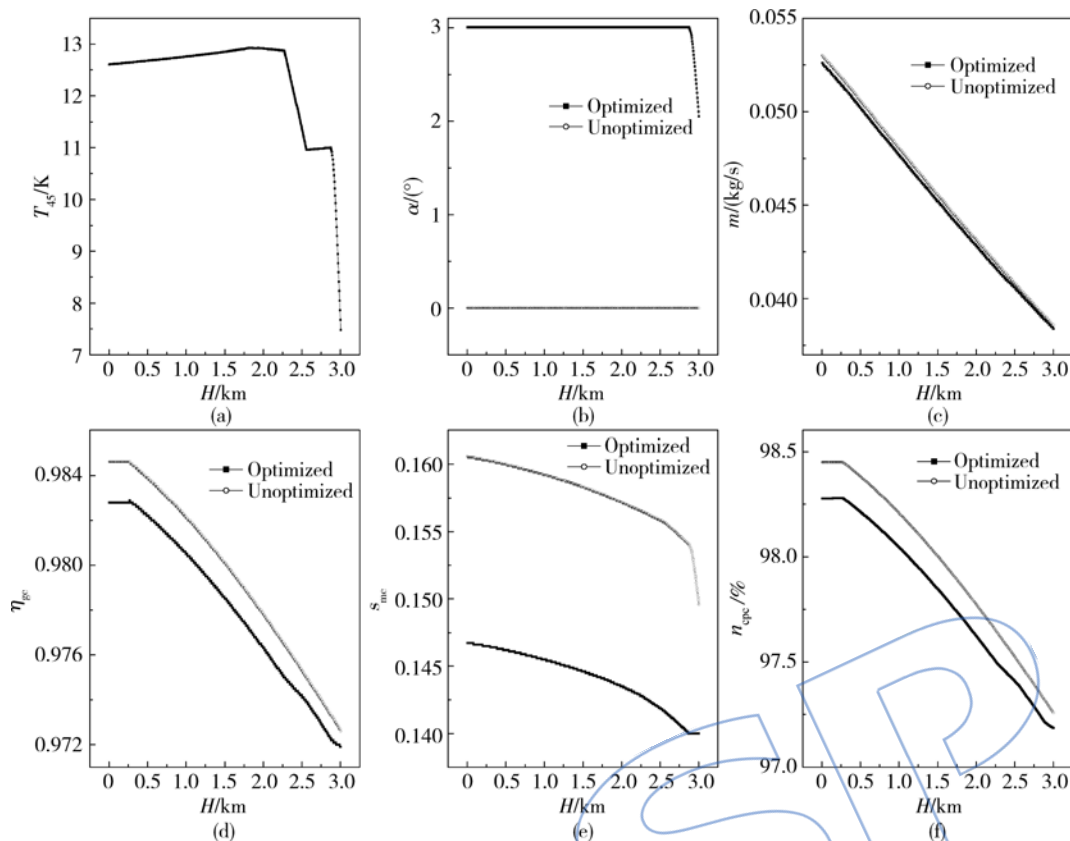


图 4 最低涡轮前温度控制模式仿真结果

Fig. 4 Simulation results of minimum turbine inlet temperature control mode

4 结 论

上面仿真计算表明,建立的涡轴发动机数学模型具有较高的精度;最大功率控制模式,明显提高了涡轴发动机输出功率,有助于提高直升机的机动性;最低油耗控制模式,能够有效降低燃油消耗,提高涡轴发动机经济性;最低涡轮前温度控制模式能够显著降低动力涡轮进口温度,提高涡轴发动机寿命。整个仿真表明,PSC 控制模式技术能够改善涡轴发动机的性能,开展相关技术研究,能够有效提高涡轴发动机控制水平。

参考文献:

- [1] 樊思齐,徐芸华. 航空推进系统控制[M]. 西安:西北工业大学出版社,1995.
- [2] NASA Dryden Research Center. Highly integrated digital electronic control[R]. TF-2004-06-DFRC,2004.
- [3] Nobbos S G, Jacobs S W, Donahue D J. Development of the full envelope performance seeking control algorithm[R]. AIAA-92-3748,1992.
- [4] Gilyard G B, Orme J S. Performance-seeking control: program overview and future directions[R]. AIAA-93-3765, 1993.
- [5] Guo T H, Chen P, Jaw L. Intelligent life-extending controls for aircraft engines[R]. AIAA-2004-6468,2004.
- [6] 罗安禄. 涡扇发动机最优控制规律研究[D]. 西安:西北工业大学,1998.
LUO Anlu. Study of turbofan engine optimization control law [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 1998.
- [7] 王芳,樊思齐,吴丹,等. MAPS 方法在航空发动机性能寻优控制中的应用[J]. 航空动力学报,2005,20(3):563-507.
WANG Fang, FAN Siqi, WU Dan, et al. Study of MAPS methods for turbofan engine performance seeking control [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 563-507. (in Chinese)
- [8] 袁春飞,孙健国,熊智,等. 飞/推综合控制模式亚声速半物理仿真试验[J]. 推进技术,2003,24(4):353-356.
YUAN Chunfei, SUN Jianguo, XIONG Zhi, et al. Hardware-in-loop studies for integrated flight/propulsion control modes at subsonic flight conditions[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(4): 353-356. (in Chinese)
- [9] Boyce M P. Gas turbine engineering handbook [M]. 2nd ed. Oxford: Gulf Professional Publishing, 2002.
- [10] Mueller F D, Nobbs S G, Stewart J F. Dual engine application of the performance seeking control algorithm[R]. AIAA-93-1822,1993.
- [11] Gilyard G K, Orme J S. Performance seeking control: program overview and future directions[R]. NASA TM 4531, 1993.
- [12] Kopasakis G. Adaptive performance seeking control using fuzzy model reference learning control and positive gradient control[R]. AIAA-97-3191,1997.