

文章编号: 1000-8055(2007)11-1930-05

基于在线可变导叶角的涡轴发动机优化控制

姚文荣, 孙健国

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 研究了基于在线可变压气机导叶角的涡轴发动机最小油耗优化控制. 分析了压气机导叶角的变化对涡轴发动机的影响. 提出了基于在线可变导叶角的涡轴发动机优化控制方法. 最后, 进行了涡轴发动机最小油耗优化控制的仿真实验. 仿真结果表明通过调节压气机导叶角可以使单位功率耗油率降低 3% ~ 7%, 具有实际应用价值.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 可变导叶角; 涡轴发动机; 优化

中图分类号: V231

文献标识码: A

Online optimization control of turboshaft engines based on variable inlet guide vane

YAO Wen rong, SUN Jian guo

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of
Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The online optimization control of variable inlet guide vane was studied for minimum fuel consumption, and the effect of variable inlet guide vane on the turboshaft engine was analyzed. Thus, an online optimization method based on variable inlet guide vane was proposed. At last, a simulation test was conducted for online optimization control of turboshaft engine, showing that the specific fuel consumption (*SFC*) will decrease by 3% ~ 7% with higher applicability.

Key words: aerospace propulsion system; variable inlet guide vane; turboshaft engine; optimization

对于燃气涡轮发动机而言, 压气机是一个重要的组成部件, 它接受涡轮的功对气流进行压缩, 提高压力. 随着航空发动机的发展, 压气机的单级压比不断提高, 压气机也由几何不可变向几何可变发展. 压气机导叶角的变化对防止发动机进喘和提高发动机性能都起着十分重要的作用, 特别能提高工作在非设计点时的压气机性能. 美国早在 80 年代就在 NASA NAG-2-297 计划中进行了涡轴发动机的可变压气机导叶角多变量控制研究, 提高发动机性能^[1]; 在 2000 年的 AATD(Air

ation Applied Technology Directorate) 报告中, 美国又针对压气机导叶角与放气活门进行了涡轴发动机 *SFC* 优化控制^[2-3], 其导叶角随燃气涡轮转速的变化而按预定规律调节. 而本文提出的基于在线可变导叶角的涡轴发动机优化控制是通过优化算法对发动机进行在线导叶角优化, 找出压气机的最优工作点, 从而降低涡轴发动机的燃油消耗率. 国内尚未见有关涡轴发动机压气机导叶角优化技术研究的报道.

收稿日期: 2006-11-06; 修订日期: 2007-02-06

基金项目: 国家自然科学基金(50576033); 航空支撑科技基金(04B52006)

作者简介: 姚文荣(1981-), 男, 江苏姜堰人, 博士, 主要从事涡轴发动机控制方向研究.

1 优化原理

当压气机工作在设计点时, 各级工作比较协调, 气流通过各级叶轮各半径处的迎角都比较小, 压气机处于效率最高的工作点. 然而随着压气机工作状态的变化, 气流通过各级叶轮各半径处的迎角变化也是很大的. 当压气机导向叶栅迎角比较大的时候, 会严重影响流经叶轮的气流, 可能造成后面级产生堵塞、分离等现象, 甚至会导致压气机进喘, 从而使压气机不是处于最优的工作点, 影响压气机的效率. 然而通过改变压气机导叶角的位置调节导向叶栅的迎角, 调节动叶叶栅的气流入口速度方向, 从而减小动叶叶栅的迎角, 使压气机处于最优的工作点. 其原理如图 1 所示. 当发动机处于非设计点状态时, 压气机导叶叶栅和工作叶栅工作在图中实线位置, 由图中实线的速度三角形可看出工作叶栅的迎角 α 比较大, 将压气机导叶角转动角度 $\Delta\varphi$, 使工作叶栅进口气流速度 C_1 的方向朝动叶旋转的方向偏斜, 则压气机第一级动叶进口处速度三角形由图中实线变为虚线所示, 迎角由 α 减小为 α_1 , 消除了过大的迎角, 使其相对气流方向和设计工作点下的相对气流方向一致, 降低了压气机产生堵塞或分离的可能性, 增加了流过压气机的气流流量, 从而使压气机处于更优的工作点. 同样, 对于过大的负迎角也可以通过调节压气机导叶角使压气机处于最优的工作点^[4].

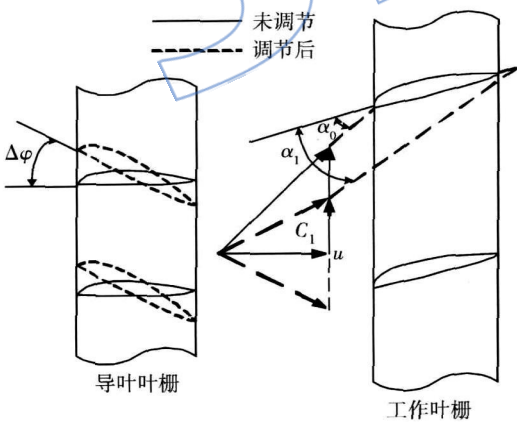


图 1 转动导叶角的叶栅工作原理

Fig. 1 Influence of variable inlet guide vane on the compressor cascades

本文以涡轴发动机为例进行了基于可变导叶角的最小油耗性能寻优. 按部件法建立了涡轴发动机非线性实时数学模型, 即利用涡轴发动机的气动热力学关系在各部件特性的基础上沿流程建

立一系列反映各部件共同工作关系的方程, 然后对其进行求解^[5]. 发动机控制器是一个 PID 串级控制器, 由内外回路构成, 外回路称主调节回路, 内回路称副调节回路. 其优点是: 围绕燃气发生器负反馈内回路, 使落在内回路中的干扰, 经内回路及时得到抑制, 减少对外回路的影响, 有利于克服落在外回路的负载干扰, 因此整个系统有较高质量的控制性能. 其压气机是由 4 级轴流式和 1 级离心式构成的组合式压气机. 其进口导流叶片和第一级压气机整流叶片可调.

当直升机处于巡航状态时, 如果旋翼操纵量与旋翼转速都不变, 则旋翼需用功率保持不变, 且巡航状态不变. 而发动机从自由涡轮输出经过主减速器带动旋翼, 自由涡轮输出功率必须与旋翼需用功率相匹配. 于是为了保持巡航状态不变, 就必须保证自由涡轮输出功率不变. 本文所研究的基于可变导叶角的涡轴发动机优化控制, 就是当直升机处于巡航状态时, 在保证自由涡轮输出功率不变的情况下, 通过优化压气机导叶角, 使压气机处于最优工作点, 从而降低燃油消耗率. 以压气机导叶角 α 与燃油流量 W_{FB} 为优化参数, 用线性规划算法进行了优化控制, 优化过程中所涉及的参数有: 单位功率燃油消耗率 $SFC(kg/(kW \cdot h))$, 自由涡轮输出功率 $HPP(J/s)$, 压气机增压比 PRC , 压气机喘振裕度 SMC , 燃气涡轮转速 PNC . 其优化控制原理如图 2 所示.

图中, 发动机控制器根据自由涡轮转速与指令值的偏差调节燃油流量, 导叶角 α_1 则是开环控制, 其 α_1 指令值根据燃气涡轮转速调节压气机导叶角. 优化指令在发动机达到准稳态时接通, 优化模块首先以图中发动机开环模型为对象进行线性化^[6], 然后使用线性规划算法进行寻优, 找到局部的最优点, 求出控制量修正值, 与控制指令相叠加传给发动机, 此过程并不改变发动机闭环控制系统, 以保证整个系统的动静态品质不发生变化, 其具体算法实现可见文献[6]. 修正后, 当发动机响应再次达到准稳态时, 优化算法再次接通. 此过程重复进行, 通过多次优化, 修正及发动机本身的物理过程, 最终寻至全局最优点.

另外, 涡轴发动机控制器的目的是保证自由涡轮转速不变, 即旋翼转速不变. 当旋翼操纵量总距不变时, 如果发动机控制器能保证旋翼转速不变, 则旋翼需用功率保持不变, 自由涡轮输出功率也一定保持不变. 也就是说当旋翼操纵量不变时, 发动机控制器保证旋翼转速不变的同时也能保证

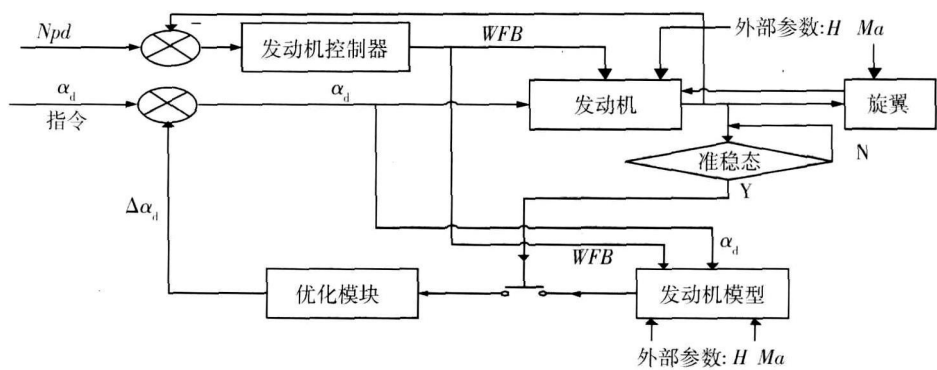


图 2 优化控制原理图

Fig. 2 Scheme of performance seeking control

自由涡轮输出功率不变. 于是在巡航状态优化过程中只需将导叶角的优化量传给发动机, 修正 α_d 指令值, 发动机控制器根据自由涡轮输出转速的变化来调节燃油流量.

2 数字仿真结果及分析

使用线性规划算法, 本文在多个工作点进行直升机巡航状态的基于在线可变导叶角的涡轴发动机优化控制. 图 3 及图 4 分别给出了在 $H = 1\,000\text{ m}$, $V = 20\text{ m/s}$ 与 $H = 1\,000\text{ m}$, $V = 60\text{ m/s}$

巡航工作点的仿真曲线. 图 5 和图 6 分别是在上述两个巡航状态下, 通过优化导叶角后的压气机工作状态变化曲线.

由图 3 和图 4 可见, 在 $H = 1\,000\text{ m}$, $V = 20\text{ m/s}$ 巡航状态时, 通过优化, SFC 从 $0.349\text{ kg}/(\text{kW} \cdot \text{h})$ 下降到 $0.338\text{ kg}/(\text{kW} \cdot \text{h})$, 下降了 3.2% . 在 $H = 1\,000\text{ m}$, $V = 60\text{ m/s}$ 巡航状态时, 通过优化, SFC 从 $0.336\text{ kg}/(\text{kW} \cdot \text{h})$ 下降到 $0.315\text{ kg}/(\text{kW} \cdot \text{h})$, 下降了 6.3% . 由仿真结果可看出: 通过导叶角优化, 在保证自由涡轮输出功

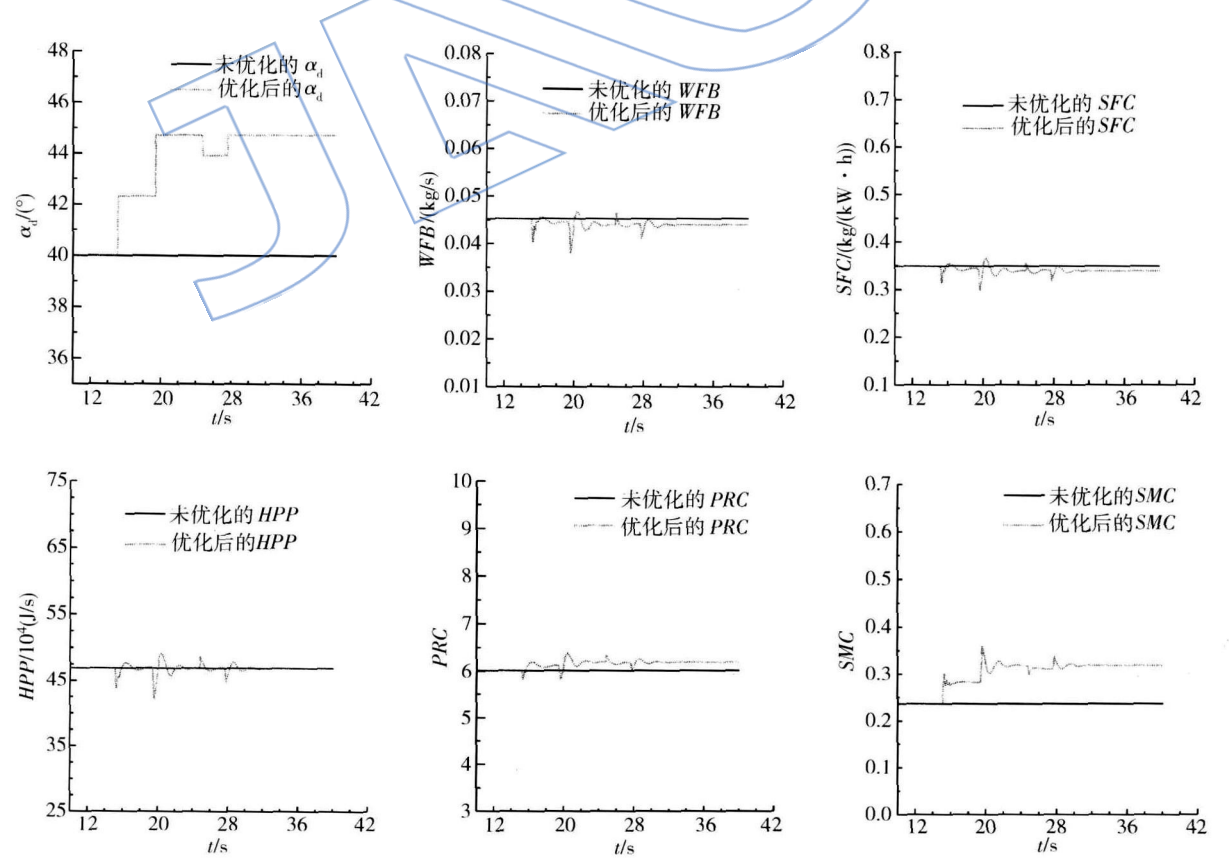


图 3 $H = 1\,000\text{ m}$, $V = 20\text{ m/s}$ 的仿真结果

Fig. 3 Digital simulation results at $H = 1\,000\text{ m}$, $V = 20\text{ m/s}$

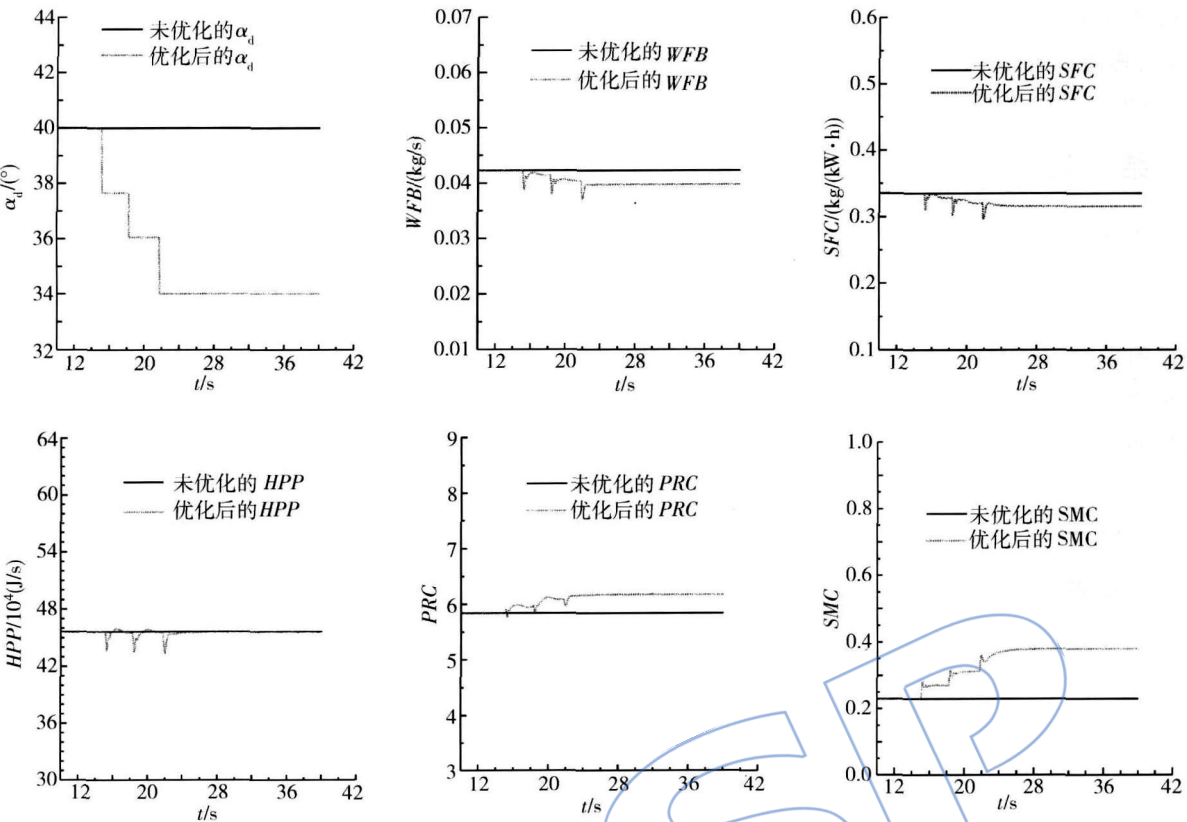


图 4 $H=1\,000\text{ m}, V=60\text{ m/s}$ 的仿真结果
Fig. 4 Digital simulation results at $H=1\,000\text{ m}, V=60\text{ m/s}$

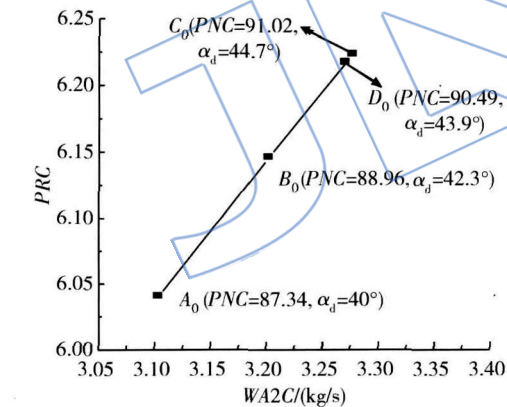


图 5 $H=1\,000\text{ m}, V=20\text{ m/s}$ 压气机工作点变化曲线
Fig. 5 Transferring of compressor configuration
at $H=1\,000\text{ m}, V=20\text{ m/s}$

率 HPP 不变的情况下, 增加了压气机增压比 PRC , 提高了压气机的效率, 降低了燃油消耗率 SFC , 同时也不会牺牲压气机的喘振裕度 SMC . 由图 5 可见, 在 $H=1\,000\text{ m}, V=20\text{ m/s}$ 的优化过程中, 压气机从 A_0 起始工作点经一次优化, 稳定后工作在 B_0 工作点, 再次接通优化, 直到寻至全局最优点. 其寻优工作点变化次序为 $A_0 \rightarrow B_0 \rightarrow C_0 \rightarrow D_0 \rightarrow C_0$, 最终寻至全局最优工作点 C_0 , 与图 3 的优化结果相一致. 由图 6 可见, 在 $H=1\,000$

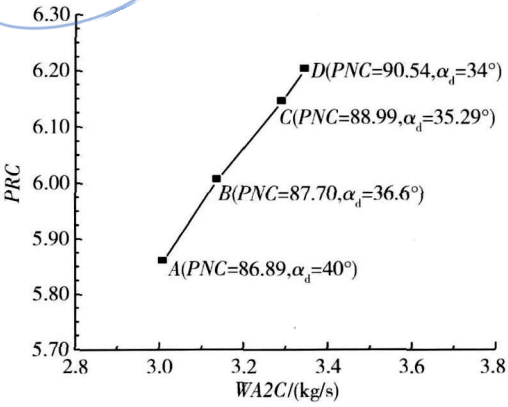


图 6 $H=1\,000\text{ m}, V=60\text{ m/s}$ 压气机工作点变化曲线
Fig. 6 Transferring of compressor configuration
at $H=1\,000\text{ m}, V=60\text{ m/s}$

$m, V=60\text{ m/s}$ 的优化过程中, 压气机的工作点从 $A \rightarrow B \rightarrow C \rightarrow D$, 最终工作在全局最优工作点 D . 由以上分析可看出: 通过调节压气机导叶角, 增加了压气机的流量和压比, 同时提高了燃气涡轮转速, 降低了燃油消耗率 SFC . 本文对飞行包线内的其它点进行了上述优化, 得出如下结果: 在飞行包线内的不同工作点, 其优化效果是不同的. 比如在设计点状态下, 其压

气机导叶角已处于最优状态, 此时优化结果不明显, 在其他工作点都有不同程度的优化. 限于篇幅, 不再一一给出其仿真结果.

3 结 论

研究表明, 本文提出的基于在线可变导叶角的涡轴发动机优化是可行的. 利用线性规划算法, 根据压气机导叶角对压气机及涡轴发动机特性的影响, 在保证发动机安全工作、自由涡轮输出功率不变的前提下, 以降低燃油消耗率为目标, 进行涡轴发动机性能寻优, 它能降低燃油消耗率 3%~ 7%, 节省燃油, 增加了直升机作战半径, 具有应用潜力.

参考文献:

[1] Pfeil W H, Athans M, Spang H A. Multivariable control of the GE T700 engine using the LQG/LTR design methodology[C] // Proceeding of American Control Conference, Seattle, WA: 1986: 1297-1312.

[2] Smith B, Zagranski R. Next generation control system for helicopter engines[C] // 57th Annual Forum of AHS. Washington, D. C: American Helicopter Society, May 2001.

[3] Smith B, Zagranski R. Closed loop bench testing of the next generation control system for helicopter engines[C] // 58th Annual Forum of AHS. Montreal Canada: American Helicopter Society, May 2002.

[4] 尚义. 航空燃气涡轮发动机[M]. 北京: 北京航空工业出版社, 1995.

[5] 周剑波. 涡轴发动机建模技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 1995.

[6] 袁春飞, 孙健国, 熊智, 等. 推进系统优化控制模式研究[J]. 航空动力学报, 2003, 19(1): 159-163.

YU AN Chunfei, SU N Jianguo, XIONG Zhi, et al. A study of propulsion optimization control modes[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 19(1): 159-163.