

文章编号: 1000-8055(2007)09-1573-05

基于变旋翼转速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: 研究了涡轴发动机/旋翼一体化优化控制问题, 分析了直升机旋翼需用功率与涡轴发动机工况的关系, 旋翼转速、旋翼总距、纵向周期变距及横向周期变距对旋翼需用功率的影响. 以最小旋翼需用功率为目标函数, 用线性规划算法进行发动机/旋翼性能寻优. 进行了巡航状态下变旋翼转速的涡轴发动机优化的数字仿真实验, 仿真结果表明在巡航状态应用变旋翼转速的涡轴发动机优化, 可以降低油耗 1.5%~5.5%, 同时降低涡轮温度 4~16℃, 具有实际应用价值.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 涡轴发动机; 变旋翼转速; 优化; 线性规划

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

Optimizing control of turboshaft engines based on variable rotor speed

YAO Wenrong, SUN Jianguo

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The integrated optimization of turboshaft engine/rotor was studied to analyze the relationship between power requirement of helicopter and the operating status of turboshaft engine, and the effect of the rotor revolutions per minute (RPM), collective, longitudinal cyclic and lateral cyclic on the power requirement of the helicopter. Linear programming (LP) was used to optimize the turboshaft engine/rotor performance by taking the minimum power requirement of rotor as the objective function. Meanwhile, digital simulation test was conducted for optimization of turboshaft engines with variable rotor speed in cruising state. The simulation results show that, the fuel consumption could decrease by 1.5%~5.5% and the turbine temperature decrease by 4~16℃ after optimization of turboshaft engine with variable rotor speed in cruising state.

Key words: aerospace propulsion system; turboshaft engine; variable rotor speed; optimize; linear programming (LP) algorithm

对于传统的直升机, 旋翼的转速都保持不变, 所以现役涡轴发动机控制计划都是保持自由涡轮转速为一常值, 但是, 当直升机处于不同飞行状态时, 给定的自由涡轮转速不一定都是对应于该发动机工况最优时的转速^[1-3].

如果直升机在飞行中, 通过优化旋翼操纵量

(总距及纵、横向周期变距)与转速的匹配关系, 在保持飞行状态不变的前提下, 使旋翼的需用功率下降, 自由涡轮的输出功率也随之下降, 燃气涡轮的功率也必然下降, 这样发动机将处于更优的工况点. 所以对于直升机而言, 要找到某个飞行状态下发动机最优工况点, 就必须找到对应于此飞行

收稿日期: 2006-09-12; 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.

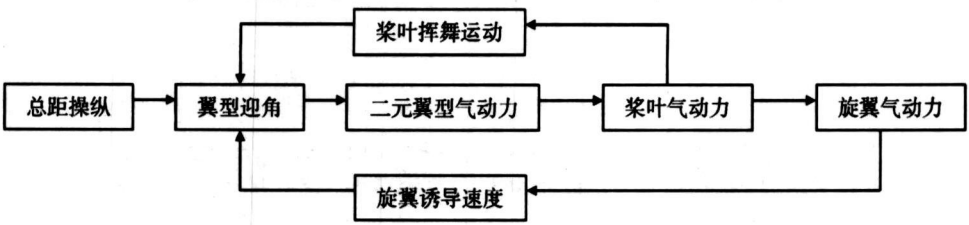


图 1 旋翼非定常气动力特性原理图

Fig. 1 Scheme of the unsteady aerodynamic characteristics of rotor

状态下的最小旋翼需用功率。

旋翼需用功率由三部分组成: (1) 是用于产生升力的诱导功率; (2) 是消耗于旋翼剖面的损失; (3) 是克服飞行中的有害阻力。旋翼需用功率与直升机的飞行速度、旋翼的转速和旋翼操纵量密切相关。当直升机处于某一飞行状态时, 直升机的飞行速度一定, 通过优化旋翼转速和旋翼操纵量的匹配关系, 可以找出最小旋翼需用功率, 此需用功率对应于发动机的最优工况点; 同时保证其飞行状态不变, 即旋翼产生的三个方向上的力不变。因为在直升机飞行过程中, 直升机主旋翼不但提供了垂直方向上升力来维持直升机的高度, 而且提供前向力和侧向力来维持直升机前飞和侧飞等飞行状态, 也就是说旋翼产生的力的变化直接决定了直升机的飞行状态, 如果旋翼产生的力不变, 则直升机的飞行状态也不变^[2]。

上世纪末以来, 对基于变旋翼转速的涡轴发动机控制的研究正日益受到关注^[3-5], 但在国内, 尚未见有关的研究报道。本文以直升机巡航状态为例开展了涡轴发动机/旋翼一体化优化控制的研究, 提出了巡航状态下基于变旋翼转速的涡轴发动机优化方法: 通过优化算法, 在保证发动机安全工作前提下, 优化旋翼转速和操纵量之间的匹配关系, 使得旋翼在三个方向上产生的分力都不变, 即保证巡航状态不变, 从而找出此巡航状态下的最小旋翼需用功率, 根据旋翼需用功率的变化来调整发动机的输出功率, 以使涡轴发动机处于最优工况点, 这是实现基于变旋翼转速的涡轴发动机优化控制的基本出发点。

1 发动机及旋翼模型

1.1 发动机模型

进行发动机/旋翼优化控制数字仿真, 首先必须建立发动机及旋翼模型。对于涡轴发动机这样一个复杂的气动热力学系统, 本文采用部件法建立涡轴发动机的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^[6]。

1.2 旋翼模型

本文所采用的旋翼模型是根据叶素理论建立的非定常实时模型。其非定常气动力特性原理如图 1 所示。用等环形面积作为桨叶微段划分的准则。桨叶上所有微段的攻角由安装角和微段的来流角确定, 前者由操纵量(总距和周期变距)、变距挥舞耦合、桨叶负扭转组成, 它与桨叶交变载荷密切相关。后者则根据桨叶微段的气流环境来确定。桨叶微段的速度由机体运动速度、桨叶运动速度和旋翼诱导速度三部分确定。旋翼的诱导速度采用均匀定常入流计算方法。桨叶的挥舞运动是非线性的, 放弃了桨盘平面的假设, 从单片桨叶的运动入手研究桨叶的挥舞运动, 得到的挥舞运动方程以递推公式的形式出现。最终, 旋翼载荷由作用在每一片桨叶上的气动、重量和惯性载荷三者叠加而成^[7]。

2 优化控制的实现

本文以线性规划^[8-10]为基础进行发动机/旋翼性能优化。涡轴发动机/旋翼属于强非线性, 多变量的时变系统。但是对于巡航状态, 绝大部分时间实际涡轴发动机/旋翼的状态变化缓慢, 属于稳态或准稳态工况, 这就为求取线性约束条件奠定了可以线性化的基础。

对于巡航状态下变旋翼转速的涡轴发动机优化, 优化参数为发动机自由涡轮相对转速指令值 $NPd(\%)$ 、旋翼的总距 $S_{it}a(^{\circ})$ 、旋翼横向周期变距 $B1s(^{\circ})$ 及旋翼纵向周期变距 $A1c(^{\circ})$ 。约束条件及目标函数所涉及的参数为发动机燃气涡轮相对转速 $PNC(\%)$, 燃气涡轮出口温度 $t_{42}(^{\circ}C)$, 发动机燃油流量 $WFB(kg/s)$, 压气机喘振裕度 SM , 旋翼的需用功率 $HPA(J/s)$, 旋翼在垂向、前向及横向上产生的分力 $ZMR(N)$, $XMR(N)$ 及 $YMR(N)$ 。

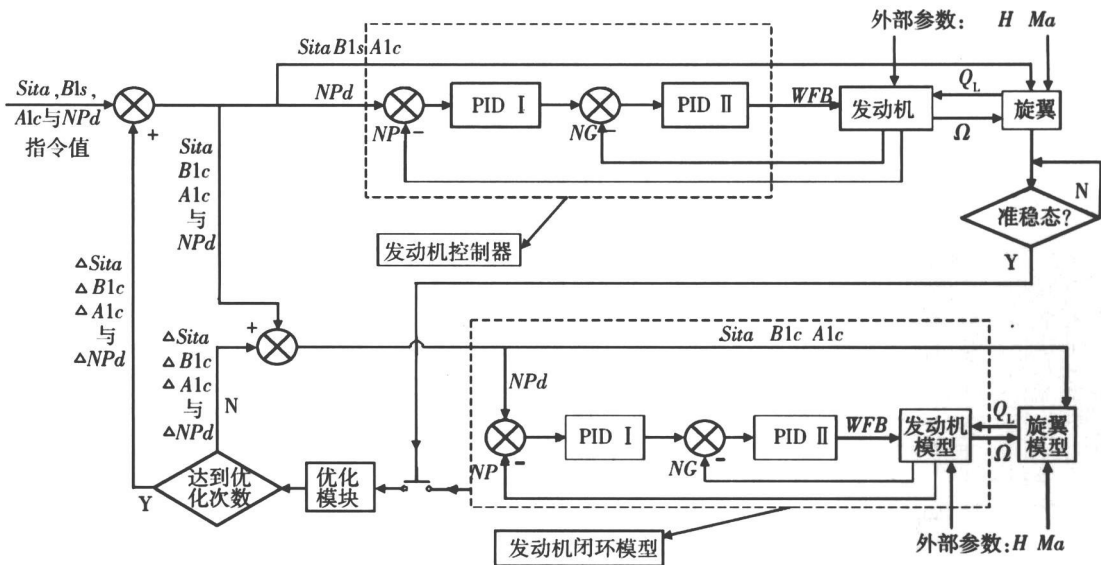


图 2 优化控制原理图

Fig. 2 Scheme of performance seeking control

优化原理如图 2 所示, 涡轴发动机的燃气涡轮和自由涡轮之间没有机械联系, 仅有气动联系。在开环情况下, 当改变旋翼操纵量时, 主要影响自由涡轮特性, 而对燃气涡轮特性和燃油流量的影响很小, 所以必须对带控制器的闭环发动机模型进行优化。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: 通过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, 有利于外回路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。其控制计划是控制燃油流量 WFB 使发动机自由涡轮转速 NP 跟踪自由涡轮转速指令值 NPd 。其中 PID I 控制器是根据自由涡轮转速 NP 偏差来调节燃气涡轮转速 NG 指令值, PID II 控制器是根据燃气涡轮转速 NG 的偏差来调节燃油流量 WFB 。旋翼模型根据输入量总距 $Sita$ 、纵向周期变距 $B1s$ 、横向周期变距 $A1c$ 和旋翼转速 Ω 计算旋翼的需用功率 Q_L 。

图 2 中机载模型实时跟踪发动机/旋翼状态, 优化指令在发动机/旋翼达到准稳态时接通, 优化模块首先以图中发动机闭环模型/旋翼模型为对象进行线性化, 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, 与控制指令相叠加分别传给发动机控制器和旋翼, 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品质不发生变化, 其具体算法实现可见文献[10]。修正后当发动机/旋翼响应再次达到准

稳态时, 优化算法再次接通。此过程重复进行, 最终寻至全局最优点。由此可见, 在优化中, 旋翼转速是可变的, 这与传统的保持旋翼转速不变的控制计划有很大的不同。

原理图中的优化模块首先用小扰动偏差方法对非线性的控制器/发动机/旋翼模型线性化。其推进系统矩阵 (PSM)^[10] 可表示如下

$$\begin{bmatrix} \Delta HPA \\ \Delta SM \\ \Delta XMR \\ \Delta YMR \\ \Delta ZMR \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} & p_{13} & p_{14} \\ p_{21} & p_{22} & p_{23} & p_{24} \\ p_{31} & p_{32} & p_{33} & p_{34} \\ p_{41} & p_{42} & p_{43} & p_{44} \\ p_{51} & p_{52} & p_{53} & p_{54} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \Delta NPd \\ \Delta Sita \\ \Delta B1s \\ \Delta A1c \end{bmatrix}$$

其约束条件除了线性化产生的小区间对控制量增量的限制; 对控制器功率及执行机构位移限制; 发动机安全稳定工作需要的状态量限制外, 对巡航状态下的涡轴发动机优化来说, 还应保持作用在直升机三个方向上的力不变, 即 $\Delta XMR = \Delta YMR = \Delta ZMR = 0$ 。

在优化过程中, 寻优的目标函数为旋翼需用功率, 即使得旋翼需用功率最低。因为本文优化的出发点就是在保证飞行状态不变的情况下, 通过优化旋翼操纵量及旋翼的转速来降低旋翼的需用功率, 从而使发动机处于更优的工况点。

在各个线性区域中的目标函数

$$f(x) = \min(\Delta HPA) = \min(p_{11} \cdot \Delta NPd + p_{12} \cdot \Delta Sita + p_{13} \cdot \Delta B1s + p_{14} \cdot \Delta A1c)$$

3 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
了直升机巡航状态的基于变旋翼转速的涡轴发动

机优化控制数字仿真试验. 图 3 给出了在 $H = 1\,000\text{ m}$, $V = 60\text{ m/s}$ 巡航工作点时, 一些主要参数的变化曲线.

由图 3 可见, 在仿真时间 $t = 10\text{ s}$ 时接通优

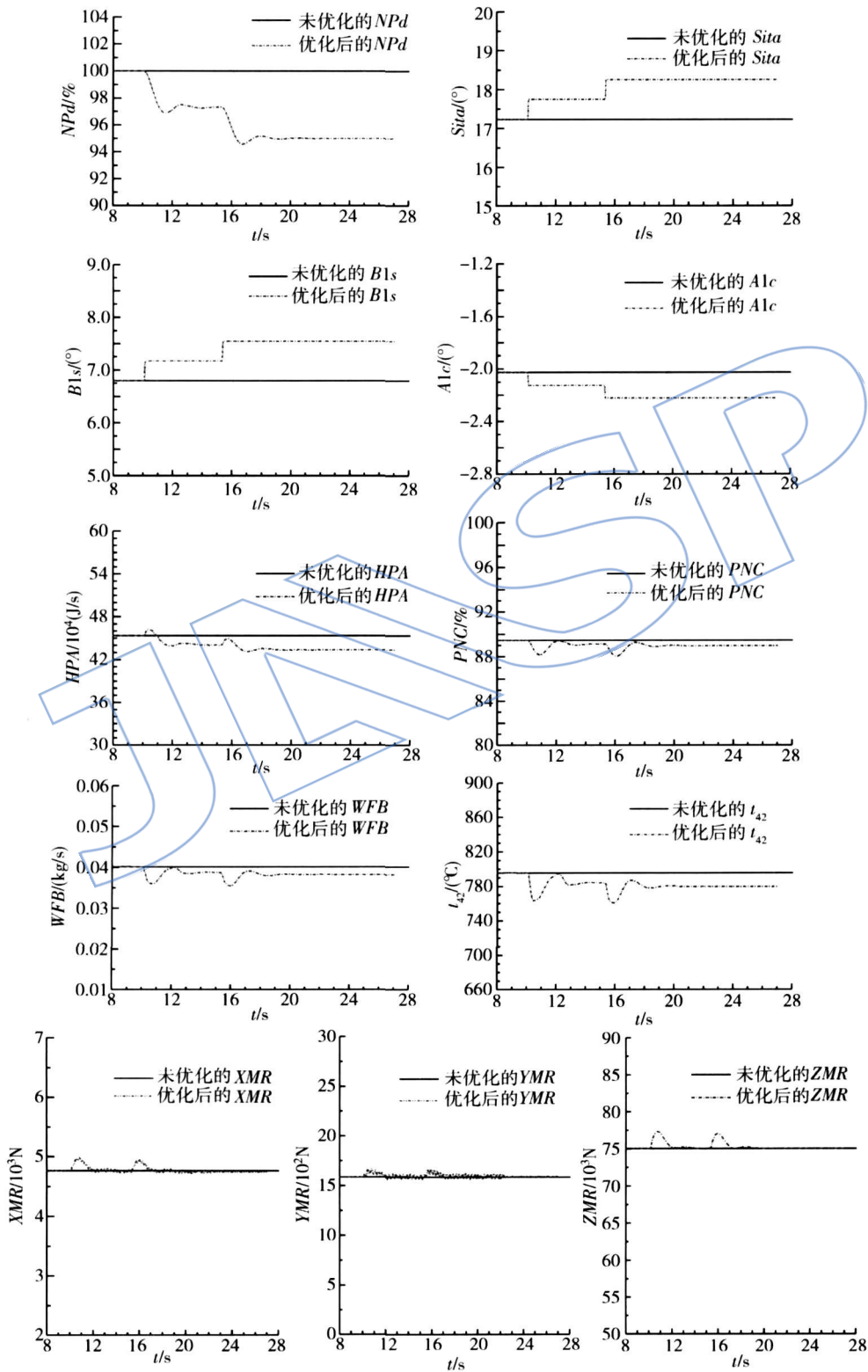


图 3 在 $H = 1\,000\text{ m}$, $V = 60\text{ m/s}$ 处的仿真结果

Fig. 3 Digital simulation results at $H = 1\,000\text{ m}$, $V = 60\text{ m/s}$

表 1 在多个工作点处的仿真结果

Table 1 Digital simulation results at other points in flight envelop

优化量	$H = 0\text{ m}$ 悬停点	$H = 1\text{ km}$ 悬停点	$H = 0\text{ m}$ $V = 20\text{ m/s}$	$H = 1\text{ km}$ $V = 20\text{ m/s}$	$H = 0\text{ m}$ $V = 40\text{ m/s}$	$H = 0\text{ m}$ $V = 60\text{ m/s}$	$H = 1\text{ km}$ $V = 60\text{ m/s}$
$\Delta HPA / (\text{J/s})$	7 473	10 627	4 185	8 197	9 590	27 350	20 398
$\Delta WFB / \%$	2. 20	2. 85	1. 74	2. 90	1. 51	5. 29	5. 5
$\Delta t_{42} / ^\circ\text{C}$	5. 78	9. 82	4. 38	9. 35	4. 59	16. 04	16. 1

化,经过两次优化输出,在 $t=20\text{ s}$ 时,发动机及旋翼达到全局最优工作点. 燃油量 WFB 由 0.0402 kg/s 下降至 0.0380 kg/s , 减少了 5.5% ; 并且 t_{42} 从 $795.7\text{ }^\circ\text{C}$ 下降至 $779.6\text{ }^\circ\text{C}$, 降低了 $16.1\text{ }^\circ\text{C}$, 直升机的飞行状态基本保持不变. 使用变旋翼转速的涡轴发动机优化后,不但减少了燃油流量的消耗,而且降低了涡轮温度. 由仿真结果可看出,变旋翼转速的涡轴发动机优化通过优化旋翼操纵量和旋翼转速来降低旋翼的需用功率 HPA ,从而使发动机处于最优工况点,即降低涡轮温度和燃油流量的消耗.

本文对飞行包线内的其它点进行了上述优化,限于篇幅,不再一一给出变化曲线,其优化结果如表 1 所示,图中 ΔHPA , ΔWFB , Δt_{42} 均为未接通优化与接通优化后的差值,即表示优化后的减少量. 由表 1 可见,对于不同的工作点使用变旋翼转速的涡轴发动机优化,都能取得较理想的优化效果. 但是在不同工作点的优化效果是有差别的.

4 结 论

研究表明,本文提出的基于变旋翼转速的涡轴发动机优化是可行的. 利用线性规划算法,根据旋翼操纵量和转速的匹配来寻找旋翼最低需用功率及发动机最优工况点的原理,在保证发动机安全工作、直升机飞行状态不变的前提下,以降低旋翼需用功率为目标,进行发动机/旋翼性能寻优,它能减少燃油流量 $1.5\% \sim 5.5\%$,降低涡轮温度 $4.4 \sim 16\text{ }^\circ\text{C}$,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] Howlett J J, Morrison T, Zagranski R D. Adaptive fuel control for helicopter applications[J]. Journal of AHS, April, 1984.

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

[3] Tatsuhiro G, Kawakami K. Variable rotor speed transmission with high speed traction drive[C]. // 55th Annual Forum Proceedings of AHS, Montreal, Canada: May 1999.

[4] Takanori Iwata. Integrated flight/propulsion control with variable rotor speed command for rotorcraft[D]. California: Stanford University, 1996.

[5] Takanori Iwata, Rock S M. Benefits of variable rotor speed in integrated helicopter/ engine control[R]. AIAA-93-3851-CP.

[6] 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.

[7] 陈仁良. 直升机飞行动力学数学建模及机动性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 1998.

[8] 袁亚湘, 孙文瑜. 最优化理论与方法[M]. 北京: 北京科学技术出版社, 2001.

[9] 杨冰. 实用最优化方法及计算机程序[M]. 哈尔滨: 哈尔滨船舶工程学院出版社, 1994.

[10] 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.