

文章编号: 1000-8055(2010)10-2363-09

直升机/发动机系统变旋翼转速串行 优化方案

张海波^{1,2}, 姚文荣², 王日先¹, 田 迪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 中航工业航空动力控制系统研究所, 无锡 214016)

摘 要: 提出了一种用于直升机/涡轴发动机综合控制的变旋翼转速串行优化方案. 首先基于 Levenberg-Marquardt (L-M) 算法/一维最优搜索算法, 在保证直升机飞行状态不变的情况下, 寻优得到旋翼所需最小功率, 再通过优化发动机操纵量, 在保证发动机约束成立的条件下得到当前发动机运行最优工作点, 即达到直升机巡航时油耗最小或者涡轮前温度最低. 最后, 在 UH-60 直升机/涡轴发动机综合控制仿真平台上进行了最小油耗控制模式的仿真, 数字仿真结果表明了该串行优化方案的可行性.

关 键 词: 涡轴发动机; 直升机; 综合控制; 串行优化; Levenberg-Marquardt (L-M) 算法

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

Rotor speed changeable cascaded optimization method for helicopter/ engine system

ZHANG Hai bo^{1,2}, YAO Wen rong², WANG Ri xian¹, TIAN Di¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. China Aviation Motor Control System Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Wuxi 214016, China)

Abstract: A cascaded optimization scheme by which the main rotor speed can be changed was proposed to solve helicopter/turboshaft engine hybrid control problem. Firstly, the minimal power demand of main rotor was found by Levenberg-Marquardt (L-M) algorithm and one-dimensional search optimization algorithm under the helicopter's stable flying state. And secondly, the engine's optimum operating point, i.e.: least fuel consumption state or lowest inlet turbine temperature state, was calculated by optimizing engine's manipulate variables, provided that the engine's constraints were not violated. At last, specific fuel consumption mode control was simulated based on UH-60 helicopter/turboshaft engine hybrid control platform; the simulation results show that the cascade optimization scheme is feasible and valid.

Key words: turboshaft engine; helicopter; hybrid control; cascade optimization; Levenberg-Marquardt (L-M) algorithm

收稿日期: 2009-09-22; 修订日期: 2010-03-18

基金项目: 航空支撑科技基金(20090608001); 南京航空航天大学基本科研业务费专项科研项目(NS2010055)

作者简介: 张海波(1976-), 男, 山东潍坊人, 副教授, 博士, 研究方向: 航空发动机建模、控制与优化

直升机/涡轴发动机是一类具有明显耦合动态的级联系统,直升机的操纵行为通过旋翼负载传递给发动机,而发动机适应性调节又通过自由涡轮回传给了旋翼,从而影响到整个直升机的动静态变化.传统上,直升机/涡轴发动机系统的控制系统是独立设计的:基于涡轴发动机模型综合总距-扭矩静态特性来设计自由涡轮转速调节规律或优化控制规律,直升机+旋翼转速不变来设计直升机飞行控制规律.这种割裂设计的思路,由于无法从子系统交联影响的角度考虑问题,显然不能适应现代直升机对常规、机动性能提高的要求^[1-2].综合飞行/发动机控制是指飞行子系统和发动机子系统的综合控制^[3-4].它能通过各种优化控制模式,在基本不改变发动机硬件的条件下,使直升机达到整体性能优化.在常规系统性能方面,若适当控制发动机工作点(变旋翼或自由涡轮转速),以与飞机飞行条件相匹配,则可节省油耗5%~7%,其效益十分可观^[5-9].在机动性能或直升机特殊耦合性能方面,美、英、法等国家也着力开展了大量研究,用综合控制设计的概念、在保证系统稳定性的同时,增强了综合系统的机动性能^[10-15].直升机综合飞行/发动机控制的优越性不容置疑,在技术先进的国家已得到长足的发展.

国内这方面研究处于起步阶段,研究进展缓慢,姚文荣首先在直升机/发动机综合系统建模与优化、控制方面开展了工作,取得了一些有借鉴意义的结果^[16-18].文献^[16-18],其优化控制是基于LP(linear programming)或者SQP(sequential quadratic programming)算法的,这些算法对于处理含有等式约束的非线性优化问题往往存在精度不足的缺陷. Levenberg-Marquarat(L-M)算法是一种有效的处理欠定或过定非线性方程组的数值迭代算法,其主要优点在于避免了算法迭代过程中雅克比矩阵奇异引起的算法不稳定,通过适当的数学转化,L-M算法也可以作为算法核来求解约束优化问题^[19-21].本文提出一种用于直升机/发动机综合控制的串性优化方案.首先基于L-M算法/一维最优搜索算法,在保证直升机飞行状态不变的情况下(旋翼对机体三个力、三个力矩保持不变),寻优得到旋翼所需最小功率,接下来,通过优化发动机操纵量,在保证发动机约束成立条件下得到当前发动机运行最优工作点,即达到直升机巡航时油耗最小或者涡轮前温度最低.

1 变旋翼转速优化机理

当直升机保持某个定常飞行状态,给定的自由涡轮转速不一定对应于发动机最经济工况时的转速.变自由涡轮转速的发动机特性如图1所示.可以看出,当发动机功率(P_e)降低时自由涡轮的最高效率点,也就是图中曲线的凸点,移向较低的功率涡轮转速(图中虚线所示).因此,通过变旋翼转速或自由涡轮转速优化有可能得到当前飞行状态下发动机更优的工作状况^[16].

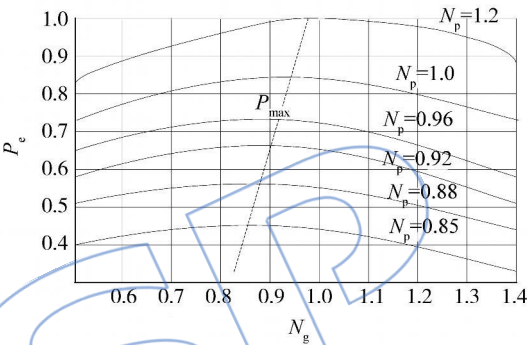


图1 变功率涡轮转速发动机特性
Fig. 1 Engine's power character of which power turbine's rotor speed is changeable

2 变旋翼转速串行优化控制方案

变旋翼转速串行优化数字控制仿真验证方案结构如图2所示,主要包括上位机(直升机/发动机综合模型)与下位机(机载模型),上位机主要承载综合模型的飞行任务模拟以及相应的发动机闭环系统动稳态工作模拟.下位机承担机载模型运行及变旋翼串行优化控制的任务.以某一飞行任务下的优化控制为例简要说明其工作流程,直升机以某速度、高度定常前飞,飞行员输入优化准许指令,下位机经准稳态判定逻辑判断后,若此时发动机已处于准稳态,则准许串行优化算法开始计算,经过在线实时优化得到的功率涡轮转速指令修正 ΔN_{pr} ,及压气机导叶角修正 ΔG_{ver} .经输出判断逻辑判定后,若优化结果合理则传送至上位机修正发动机相应的控制指令,从而改变发动机工作点,在保证发动机热、强度以及安全约束的条件下,使其达到综合系统某一最优的工作目标,如油耗最小,涡轮前温度最低等.

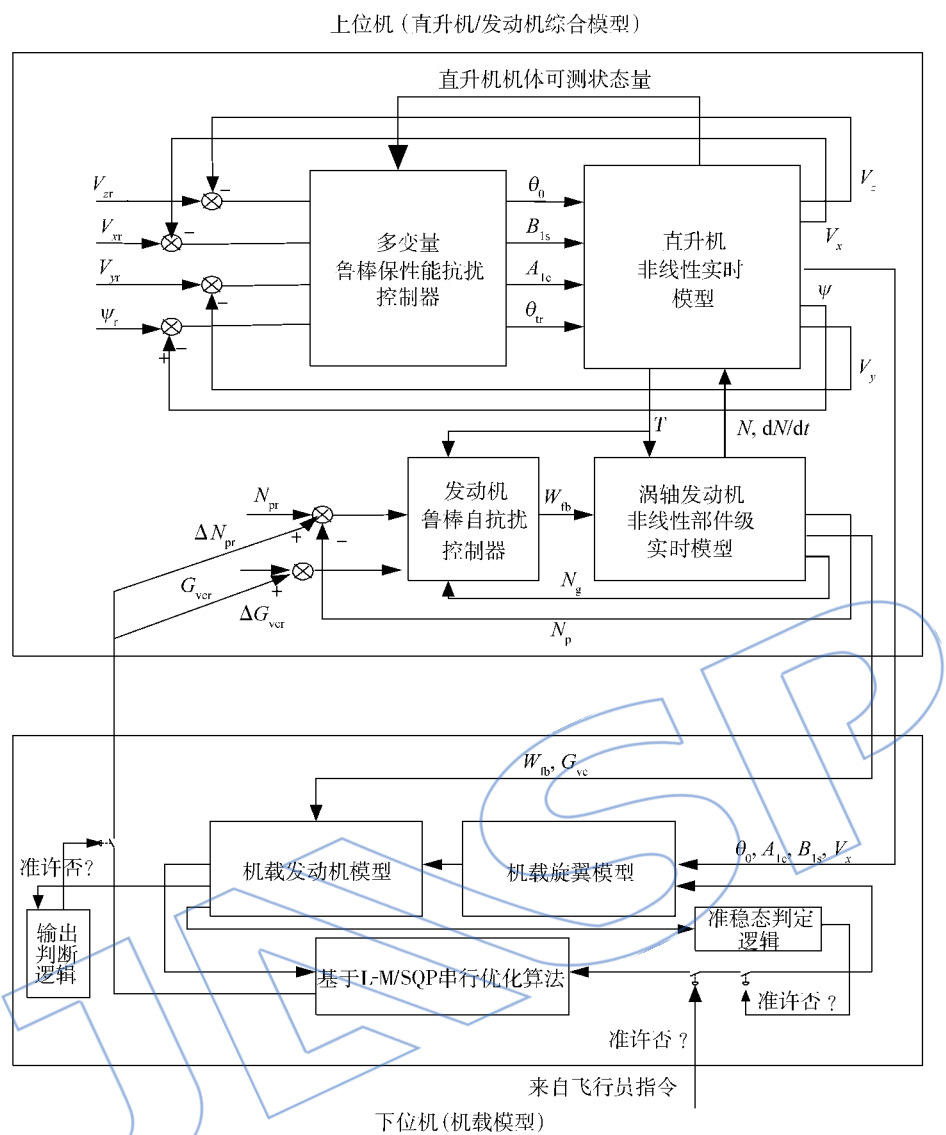


图 2 变旋翼转速串行优化控制方案

Fig.2 Cascaded optimization scheme in which the main rotor speed is variable

3 变旋翼转速串行优化控制算法

变旋翼转速优化的机理在第 1 节所述, 由于串行优化的第一个环节是在保证飞行状态不变的前提下, 找到需求功率极小点对应的旋翼转速/ 自由涡轮转速, 飞行状态不变即要求在优化前后, 旋翼产生的力与力矩保持不变, 显然 L-M 算法对于处理这类等式约束维数较大的情况要比 SQP 算法精度更容易保障.

下位机的串行优化计算里含有两个过程, 首先通过 L-M 算法/ 一维最优搜索算法来搜寻一个对应旋翼需求功率极小、且保持直升机飞行状态不变的旋翼转速或对应发动机自由涡轮转速. 然后在保证发动机强度、安全以及温度约束、以及转

速不变成立的情况下, 通过优化发动机工作点使得发动机工作油耗最低.

步骤一: 直升机最小需求功率所对应旋翼转速的求取

$$\min_{p_{np}} H_{pa}$$
$$\text{s. t. } \Delta X_{mr}^2 + \Delta Y_{mr}^2 + \Delta Z_{mr}^2 + \Delta L_{mr}^2 + \Delta M_{mr}^2 + \Delta N_{mr}^2 = 0$$

(1)

其中 H_{pa} 为旋翼需求功率, $X_{mr}, Y_{mr}, Z_{mr}, L_{mr}, M_{mr}, N_{mr}$ 为体轴系下旋翼产生的力和力矩, 约束条件保证了直升机飞行状态不变.

问题(1)可转化为两个问题

$$\min_{p_{np}} H_{pa}$$

(2)

以及问题(2)每一搜索步,来求解子问题(3)

$$\begin{aligned} f(\mathbf{x}_k) = & (X_{mr,k}/X_{mr,1} - 1)^2 + \\ & (Y_{mr,k}/Y_{mr,1} - 1)^2 + (Z_{mr,k}/Z_{mr,1} - 1)^2 + \\ & (L_{mr,k}/L_{mr,1} - 1)^2 + (M_{mr,k}/M_{mr,1} - 1)^2 + \\ & (N_{mr,k}/N_{mr,1} - 1)^2 = 0 \end{aligned} \quad (3)$$

其中 $\mathbf{x} = [A_{1c}, B_{1s}, \theta_0]^T$, A_{1c}, B_{1s}, θ_0 分别为直升机的横、纵向周期变距及总距。 $X_{mr,k}$ 中 k 表示为第 k 个的迭代点, 1 表示初始时刻, 其他力与力矩中有同样的含义。

问题(2)显然可以通过一维线性搜索来实现, 而问题(3)则可以通过 L-M 算法来实现。

1) 一维线性搜索(黄金分割法)^[22]

Step 1: 确定初始搜索区间 $P_{np} \in [a_1, b_1]$ 和精度要求 $\varepsilon > 0$ 。计算最初两个试探点 p_1, q_1

$$p_1 = a_1 + 0.382(b_1 - a_1)$$

$$q_1 = a_1 + 0.618(b_1 - a_1)$$

计算 $H_{pa}(p_1), H_{pa}(q_1)$, 令 $k = 1$ 。

Step 2: 若 $H_{pa}(p^k) > H_{pa}(q^k)$, 则转 Step 3; 否则, 转 Step 4。

Step 3: 若 $b_k - p_k \leq \varepsilon$, 则 Stop, 输出 $P_{np} = q_k$ 。 否则, 令

$$a_{k+1} = p^k, \quad b_{k+1} = b^k, \quad p_{k+1} = q^k,$$

$$H_{pa}(p_{k+1}) = H_{pa}(q^k),$$

$$q_{k+1} = a_{k+1} + 0.618(b_{k+1} - a_{k+1})$$

计算 $H_{pa}(q_{k+1})$, 转 Step 5。

Step 4: 若 $q_k - a_k \leq \varepsilon$, 则 Stop, 输出 p_k 。 否则, 令

$$a_{k+1} = a^k, \quad b_{k+1} = q^k, \quad q_{k+1} = p^k,$$

$$H_{pa}(q_{k+1}) = H_{pa}(p^k),$$

$$p_{k+1} = a_{k+1} + 0.382(b_{k+1} - a_{k+1})$$

计算 $H_{pa}(p_{k+1})$, 转 Step 5。

Step 5: $k = k + 1$, 转 Step 2。

提示: 上述算法中的 $H_{pa}(\cdot)$ 采用以下的 L-M 算法来求解。

2) Levenberg-Marquarat 算法(简称 L-M 算法)^[23]

Step 1: 选取 $\beta \in (0, 1)$, 初始参数 μ_0 , 增长因子 $\nu > 1$;

Step 2: 给定初始点 x_0 , 置 $k = 0$;

Step 3: 计算 $f_k = f(\mathbf{x}_k)$, $S_k = S(\mathbf{x}_k) = f_k^T f_k$;

Step 4: 计算 $A_k = Df(\mathbf{x}_k)$, $Q_k = A_k^T A_k$;

Step 5: 计算 $g_k = A_k^T f_k$;

Step 6: 解方程 $(Q_k + \mu_k I)p_k = -g_k$;

Step 7: 计算 $\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{x}_k + p_k(\mu_k)$, $f_{k+1} = f(\mathbf{x}_{k+1})$, $S_{k+1} = f_{k+1}^T f_{k+1}$;

Step 8: 若满足 H -收敛准则, 则输出 $\mathbf{x}_{k+1}$, S_{k+1} ;

Step 9: 检验 $S_{k+1} < S_k + \beta g_k^T p_k$, 若成立, 则令 $\mu_{k+1} < \frac{\mu_k}{\nu}$, 转 Step 10, 否则令 $\mu_{k+1} = \nu \mu_k$, 转 Step 6;

Step 10: $k = k + 1$, 转 Step 3。

步骤二: 发动机状态的优化

$$\min W_f$$

$$H_{pp} = H_{pa} = \text{const}$$

$$P_{np} = \text{const}$$

$$P_{ncmin} \leq P_{nc} \leq P_{ncmax}$$

$$T_{42min} \leq T_{42} \leq T_{42max}$$

$$S_{mcmin} \leq S_{mc}$$

(4)

其中

$$[W_f, H_{pp}, P_{nc}, T_{42}, S_{mc}] = \text{engine}(\mathbf{X})$$

$$\mathbf{X} = [W_{fb}, G_{vc}]^T$$

$W_f, H_{pp}, P_{nc}, P_{np}, T_{42}, S_{mc}, W_{fb}, G_{vc}$ 分别为发动机耗油量归一化量(即实际耗油量与设计地面悬停状态对应值的比值), 发动机输出功率, 燃气涡轮相对转速, 自由涡轮相对转速, 涡轮前温度以及压气机喘振裕度, 发动机供油量及压气机导向叶片角度。函数 $\text{engine}(\mathbf{X})$ 即为发动机开环模型函数。

问题(4)的解可采用 SQP 法来获得。

4 数字仿真验证

4.1 数字仿真环境介绍

本文基于的数字仿真验证平台为直升机/涡轴发动机综合系统仿真平台, 其中非线性实时直升机模型是基于黑鹰 UH-60A 直升机数据^[24]建立的, 是包含主旋翼、机身、尾桨、平尾和垂尾的非定常、非线性气动力模型; 涡轴发动机非线性部件

级模型^[22]是用部件法建立的非线性实时数学模型; 该综合仿真模型经过大量的仿真验证, 具有可靠的置信度, 能够较为准确地反映直升机/ 涡轴发动机综合系统动静态特性. 直升机/ 发动机非线性综合仿真平台的结构框图如图 3 所示, 主旋翼与机身、尾桨、平尾和垂尾的气动耦合关系已经在图上示出. 这里直升机系统传给发动机系统的主要是飞行参数以及需用功率; 发动机传给直升机系统的主要是旋翼转速、转加速度和自由涡轮输出轴扭矩.

4.2 数字仿真结果

直升机/ 涡轴发动机综合控制的变旋翼转速串行优化方案用于最小油耗控制的数字仿真结果如图 4~ 图 6 所示. 图中用符号“ CasSystem” 代表串行优化结果, 用符号“ Only Eng” 代表不采用变旋翼优化, 单独进行发动机优化的仿真结果. 两者对比来说明采用变旋翼串行优化方案的效果.

图 4 仿真结果为在直升机 ($V_x = 60\text{ m/s}$, $H = 1000\text{ m}$) 定常飞行条件下获得的. 由图 4 知, 串行优化在 0s 时刻接入, 经过 6s 变旋翼优化结束, 至

30s 处起动发动机优化. 采用变旋翼转速的串行优化方法, 在保证直升机飞行状态保持不变的情况下(图 4(b)), 耗油率下降 6. 03%, 而单独优化发动机所得的耗油率降低为 1. 06%(图 4(a)). 由图 4(c), (d), (e), (f), (g) 依次可以看出, 上述的最小油耗的结果是在保证发动机控制量不超限、发动机不超转、不超温、不进喘的条件下获得. 图 4(h) 显示串行优化降低发动机输出功率的效果. 以下列出了飞行包线范围内其他状态点的优化结果, 效果与 ($V_x = 60\text{ m/s}$, $H = 1000\text{ m}$) 飞行条件下得到的结论类似, 这里不再赘述.

图 5 仿真结果为在直升机 ($V_x = 60\text{ m/s}$, $H = 2000\text{ m}$) 飞行条件下获得的. 采用变旋翼转速的串行优化方法, 在保证直升机飞行状态保持不变的情况下, 耗油率下降 5. 39%, 而单独优化发动机所得的耗油率降低为 1. 099%.

图 6 仿真结果为在直升机 ($V_x = 30\text{ m/s}$, $H = 1500\text{ m}$) 飞行条件下获得的. 采用变旋翼转速的串行优化方法, 在保证直升机飞行状态保持不变的情况下, 耗油率下降 4. 33%, 而单独优化发动机所得的耗油率降低为 1. 93%.

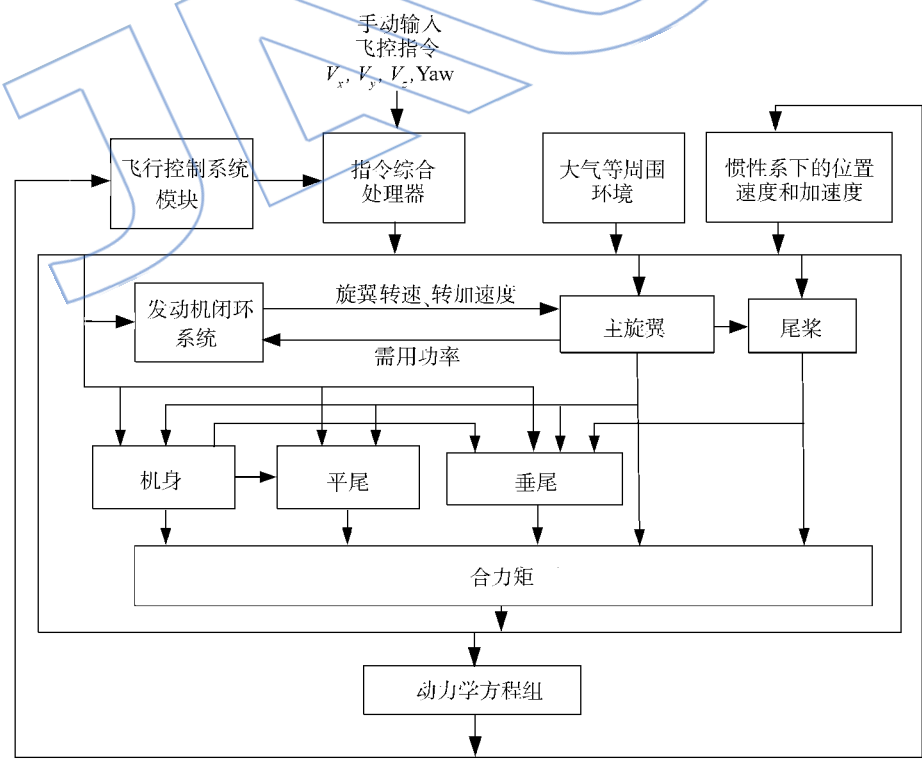


图 3 非线性直升机/ 发动机综合仿真平台

Fig.3 Simulation platform for nonlinear helicopter/ engine hybrid system

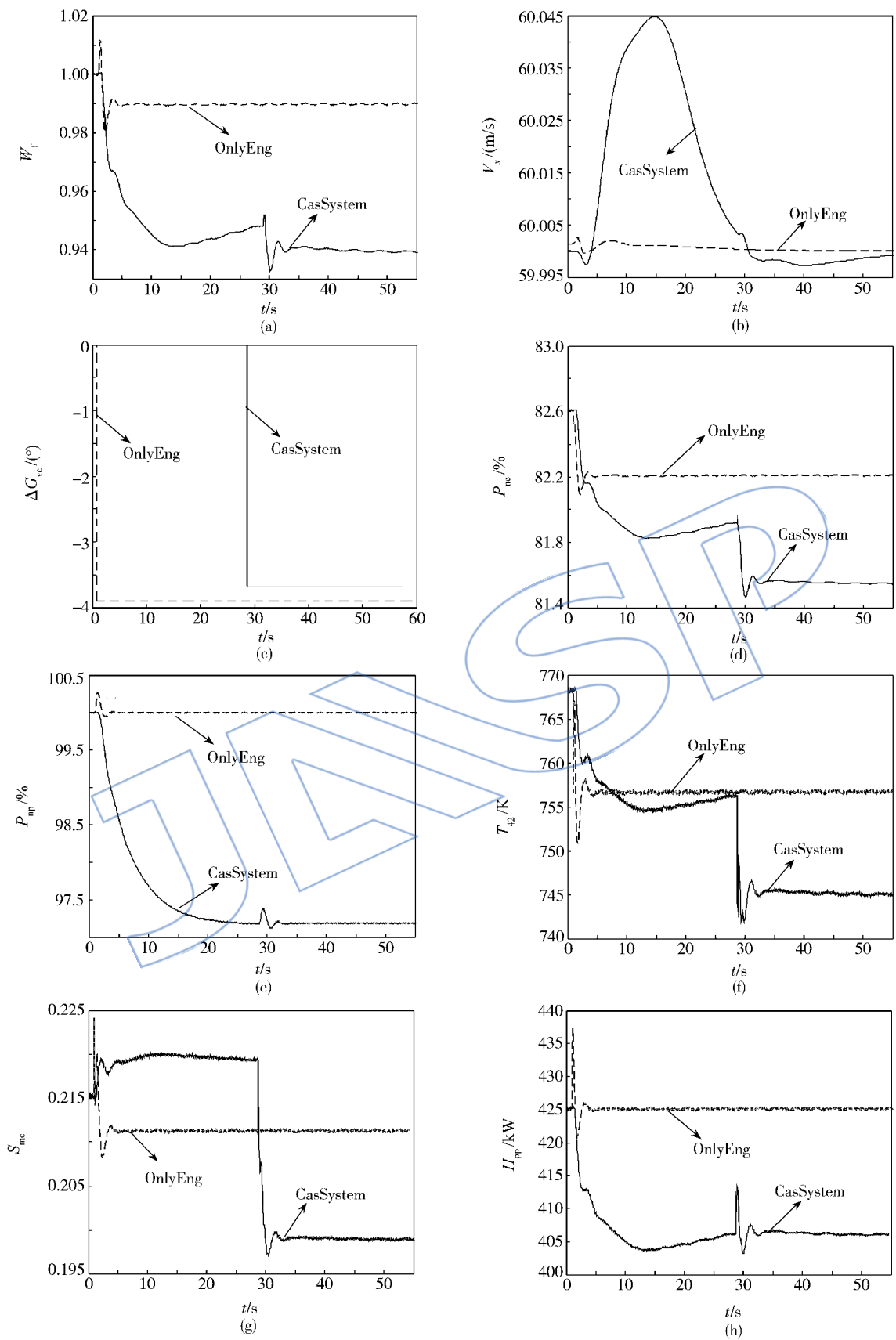


图 4 串行优化用于最小油耗控制模式结果($V_x = 60\text{ m/s}$, $H = 1000\text{ m}$)

Fig. 4 Effect of specific fuel consumption control mode based on the cascaded optimization system
($V_x = 60\text{ m/s}$, $H = 1000\text{ m}$)

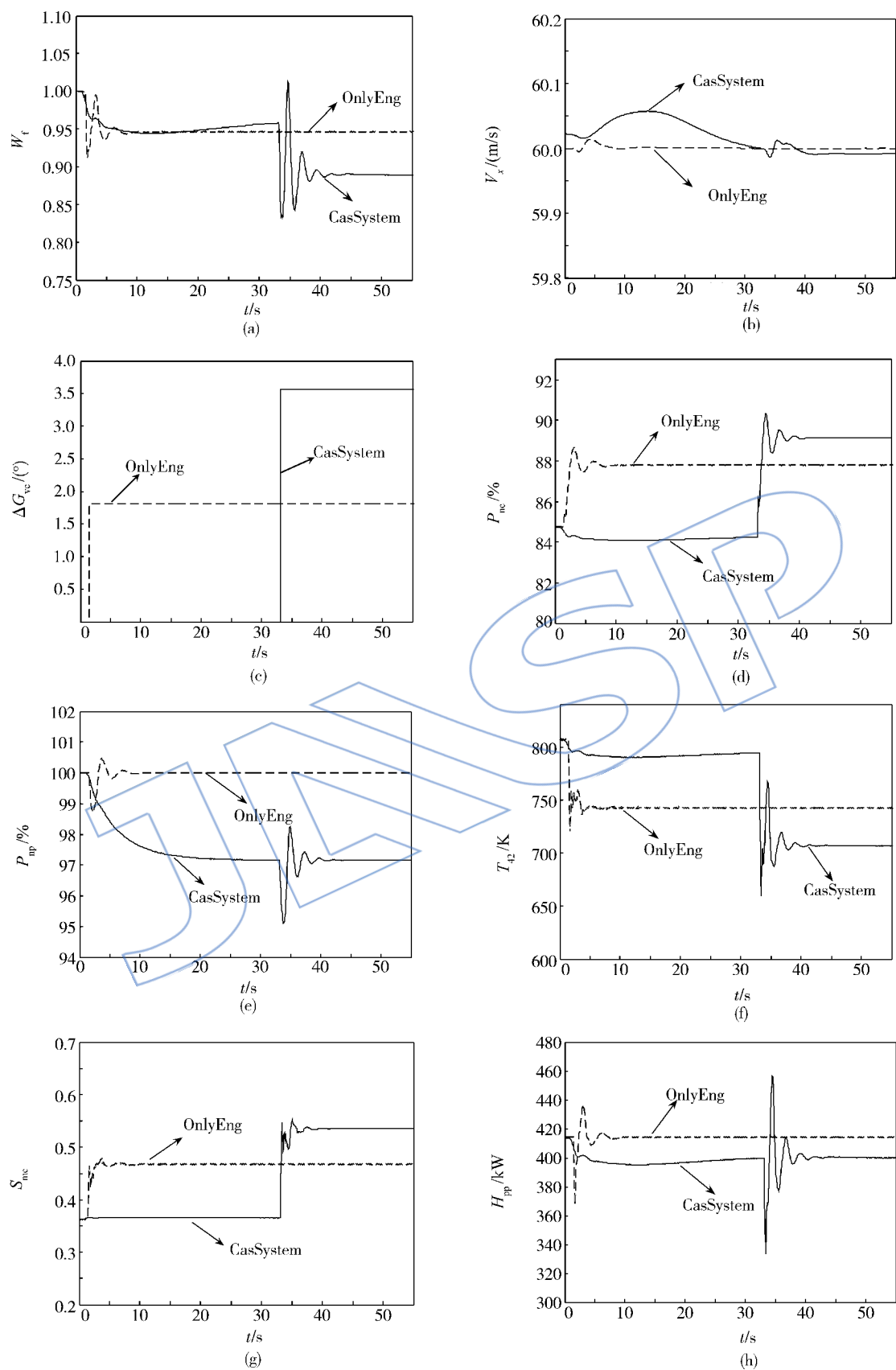


图 5 串行优化用于最小油耗控制模式结果($V_x = 60\text{ m/s}$, $H = 2000\text{ m}$)

Fig. 5 Effect of specific fuel consumption control mode based on the cascaded optimization system
($V_x = 60\text{ m/s}$, $H = 2000\text{ m}$)

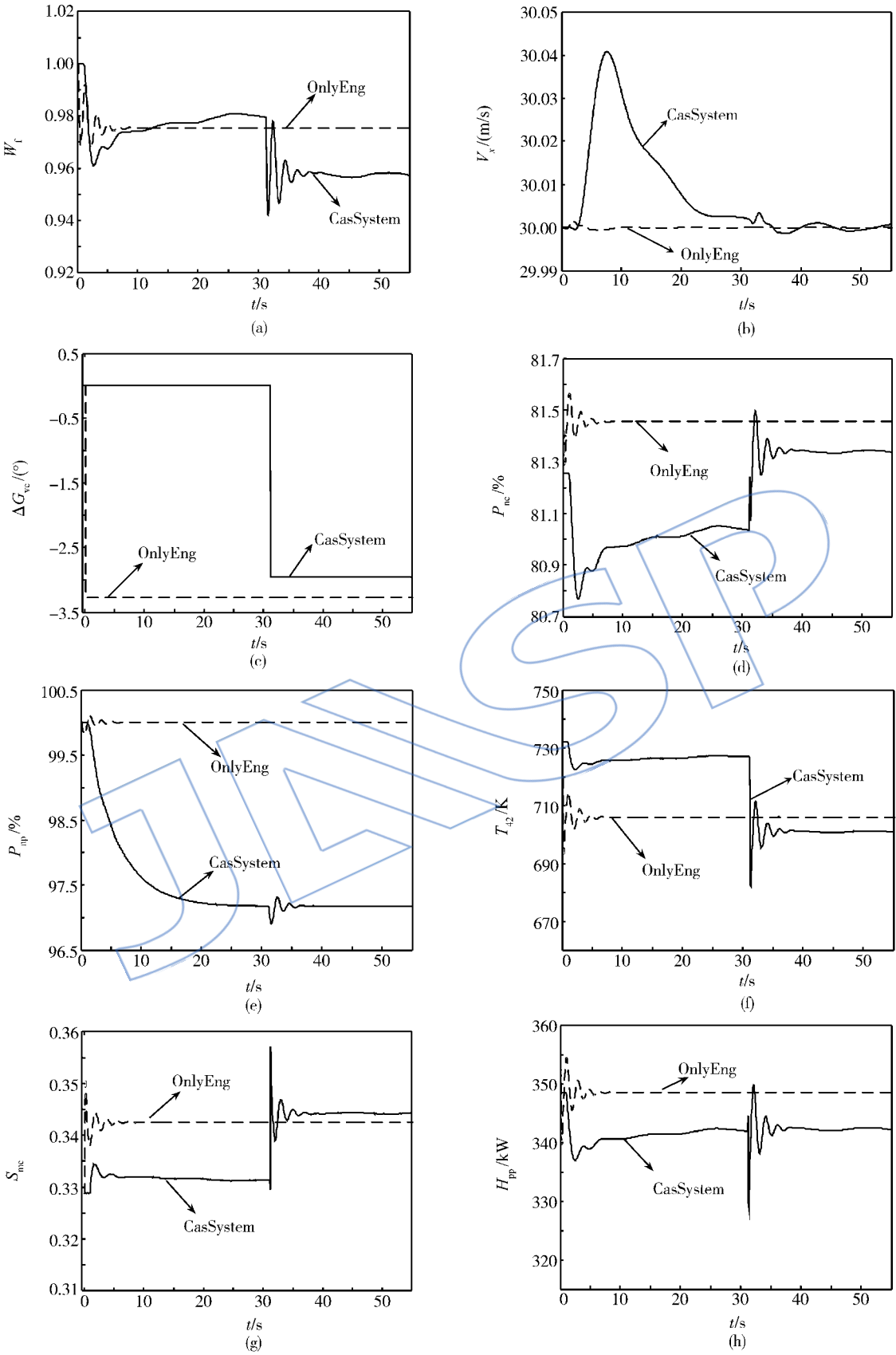


图 6 串行优化用于最小油耗控制模式结果($V_x = 30\text{ m/s}$, $H = 1500\text{ m}$)

Fig. 6 Effect of specific fuel consumption control mode based on the cascaded optimization system
($V_x = 30\text{ m/s}$, $H = 1500\text{ m}$)

5 结 论

提出了一种用于直升机/ 涡轴发动机综合控制的变旋翼转速串行优化方案: 基于 Levenberg-Marquardt (L-M) 算法/ 一维最优搜索算法, 在保证直升机飞行状态不变的情况下, 寻优得到旋翼所需最小功率, 然后, 再通过优化发动机操纵量, 在保证发动机约束成立的条件下得到当前发动机运行最优工作点, 即达到直升机巡航时油耗最小或者涡轮前温度最低. 在 UH-60 直升机/ 涡轴发动机综合控制仿真平台上进行了最小油耗控制模式的仿真验证, 结果表明采用该串行优化方案, 在大飞行包线范围内可降低油耗 4% ~ 8%.

参考文献:

- [1] Neighbors W K III, Rock S M. Integrated flight/ propulsion control specifications: accounting for two way coupling [R]. AIAA- 1994-3613, 1994.
- [2] Kuczynski W A, Cooper D E, Twomey W J, et al. The influence of engine/ fuel control design on helicopter dynamics and handling qualities[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1980, 25: 26-34.
- [3] Rock S M, Neighbors K. Integrated flight/ propulsion control for helicopters[C] // American Helicopter Society 49th Annual Forum Proceedings. St. Louis, MO: AHS Press, 1993.
- [4] Lewis D. Future challenges in helicopter flight/ propulsion control integration[C] // American Helicopter Society 37th Annual Forum Proceedings. New Orleans, LA: AHS Press, 1981.
- [5] Howlett J J, Morrison T, Zagranski R D. Adaptive fuel control for helicopter applications[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1984, 10: 29-43.
- [6] Robinson K. Digital controls for gas turbine engines[R]. Anaheim, California: Gas Turbine Conference and Exhibition, 1987.
- [7] Wong T H. Designing and simulating the engine speed governor for helicopter applications[R]. Houston, Texas: The International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, 1995.
- [8] Perhinschi M, Researcher S, Bucharest R. Controller design for autonomous helicopter model using a genetic algorithm [C] // American Helicopter Society 53rd Annual Forum Proceedings. Virginia Beach, Virginia: AHS Press, 1997.
- [9] Bolton R L. Adaptive fuel control feasibility investigation [C] // American Helicopter Society 38th Annual Forum Proceedings. Anaheim, CA: AHS Press, 1982.
- [10] Sweet D H. Flight testing of the chandler evans adaptive fuel control on the S 76A helicopter[C] // American Helicopter Society 45th Annual Forum Proceedings. Boston, MA: AHS Press, 1989.
- [11] Warmbrodt W, Hull R. Development of a helicopter rotor/ propulsion system dynamics analysis[R]. Cleveland: AIAA/ ASME/ SAE 18th Joint Propulsion Conference, 1982.
- [12] Paramour M G, Jennings P D. Operational requirements for helicopter engine for UK services[R]. AGARD Meeting on Technology Requirements for Small Gas Turbine, 1993.
- [13] Wong T H. Designing and simulating the engine speed governor for helicopter applications[R]. Houston, Texas: The International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, 1995.
- [14] Smith B, Zagranski R. Next generation control system for helicopter engines[C] // American Helicopter Society 57th Annual Forum Proceedings. Washington, DC: AHS Press, 2001.
- [15] Smith B J, Zagranski R D. Closed loop bench testing of the next generation control system for helicopter engines [C] // American Helicopter Society 58th Annual Forum Proceedings. Montreal, Canada: AHS Press, 2002.
- [16] 姚文荣, 孙健国. 基于变旋翼转速的涡轴发动机优化控制 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(9): 1573-1577.
YAO Wenrong, SUN Jianguo. Optimizing control of turboshaft engines based on variable rotor speed[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(9): 1573-1577. (in Chinese)
- [17] 姚文荣, 孙健国. 基于在线可变导叶角的涡轴发动机优化控制[J]. 航空动力学报, 2007, 22(11): 1930-1934.
YAO Wenrong, SUN Jianguo. Online optimization control of turboshaft engines based on variable inlet guide vane [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22 (11): 1930-1934. (in Chinese)
- [18] 姚文荣. 涡轴发动机/ 旋翼综合建模控制及优化研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
YAO Wenrong. Research on integrated modeling, control and optimization of turboshaft engine/ rotor [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [19] Kanzow C, Yamashita N, Fukushima M. Levenberg Marquardt methods with strong local convergence properties for solving nonlinear equations with convex constraints[J]. Journal of Computational and Applied Mathematics, 2005, 173: 321-343.
- [20] FAN Jinyan, PAN Jianyu. A note on the Levenberg Marquardt parameter[J]. Applied Mathematics and Computation, 2009, 207: 351-359.
- [21] FAN Jinyan, YUAN Yaxiang. On the quadratic convergence of the Levenberg-Marquardt method without nonsingularity assumption[J]. Computing, 2005, 74: 23-39.
- [22] 袁亚湘, 孙文瑜. 最优化理论与方法[M]. 4 版. 北京: 科学出版社, 2004.
- [23] 张光澄. 非线性最优化计算方法[M]. 北京: 高等教育出版社, 2005.
- [24] Howlett J J. UH-60A black hawk engineering simulation program: Volume 1—Mathematical model [R]. NASA 166309, 1981.