

飞/推综合控制模式亚声速半物理仿真试验^{*}

袁春飞¹, 孙健国¹, 熊 智¹, 李松林¹, 卞 静², 林 鹏²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016; 2. 沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110035)

摘 要: 飞/推综合控制考虑飞机和发动机之间的性能耦合, 彼此进行信息的综合, 从整体最优的设计出发, 充分发挥飞机和发动机的性能潜力, 提高飞机性能。为了验证飞/推综合控制模式的性能效益, 提出并开展了该控制模式在亚音速下的半物理仿真试验的研究, 结果表明: 在平飞加速工况下, 采用最大推力模式, 可提高发动机推力约 9%; 在亚音速巡航时, 采用最小油耗模式, 可节省单位油耗约 1.5%。

关键词: 飞机-发动机匹配; 控制系统; 优化模式^{*}; 半实物仿真

中图分类号: V233.71 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2003) 04-0353-04

Hardware-in-loop studies for integrated flight/propulsion control modes at subsonic flight conditions

YUAN Chun-fei¹, SUN Jian-guo¹, XIONG Zhi¹, LI Song-lin¹, BIAN Jing², LIN Peng²

(1. Coll. of Energy and Power, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Shenyang Aircraft Research Inst., Shenyang 110035, China)

Abstract: An integrated flight/propulsion control algorithm offers significant performance improvements using Linear Programming to compute a set of adjustments to the normal control settings. The integrated flight/propulsion control system is developed, and is used in simulation of hardware-in-loop with the two optimization modes: maximum thrust mode and minimum fuel consumption mode. Test results presented here demonstrate that during accelerating flight at constant altitude thrust increases up to approximately 9 percent in the maximum thrust mode, and at subsonic cruise specific fuel consumption decreases up to 1.5 percent in the minimum fuel consumption mode.

Key words: Airplane-engine matching; Control system; Optimization mode^{*}; Semi physical simulation

1 引 言

飞行控制系统和推进控制系统是飞机上两个重要的控制系统, 按传统方法, 它们是独立进行设计的, 不考虑它们之间的耦合, 为了保证发动机工作稳定, 通常会使发动机的性能得不到充分的发挥。例如为了保证在所有条件下发动机都不喘振, 传统的设计方法是: 以发动机在最恶劣的工况下有足够的喘振裕度进行设计, 而在其他工况下, 发动机的喘振裕度就显得很大。这意味着以牺牲发动机性能为代价, 来求得发动机稳定工作。飞行/推进系统综合控制模式考虑

飞机和发动机之间的耦合作用, 在基本不增加硬件的情况下, 采用控制优化算法, 最大限度地挖掘飞机和发动机的性能潜力, 使飞机的整体性能达到最优。

美国从 20 世纪 70 年代就开始研究飞/推综合控制, 目前已进入实用阶段^[1,2]。国内从 90 年代开始也进行了这方面的研究, 取得了一系列的研究成果, 建立了用于发动机性能优化的、能准确反映发动机实际工作状态的自适应模型^[3], 并把线性规划方法用于非线性的发动机对象^[4]。本文在此基础上, 提出并进行了飞/推综合控制亚音速下的半物理仿真实验研究计划, 试验进一步验证了飞/推综合控制能够极大地提

^{*} 收稿日期: 2002-06-26; 修订日期: 2002-10-31。基金项目: 航空科学基金资助项目 (00C52030) 和博士点基金资助项目 (2000028701)。

作者简介: 袁春飞 (1977—), 男, 博士生, 研究领域为航空发动机建模, 飞/推综合控制, 发动机智能控制。

高飞机的性能。

2 飞行/推进系统综合控制模式

2.1 基本控制方案

飞/推综合控制的思路是:综合飞机和发动机的信息,利用优化模块在发动机安全运行的前提下,对发动机性能进行优化,充分发掘发动机的性能潜力,并由此来提高飞机的作战效能。原理图如图1所示。从中可以看出,发动机实时获得来自飞机的飞行信息,包括高度 H , 马赫数 Ma , 攻角 α , 侧滑角 β , α 和 β 会影响发动机喘振边界等特性。飞/推综合控制在基本不改变发动机硬件的情况下,只是通过实时优化模块修正闭环控制信号指令,不改变发动机闭环控制的动静态品质,来达到性能的最优。

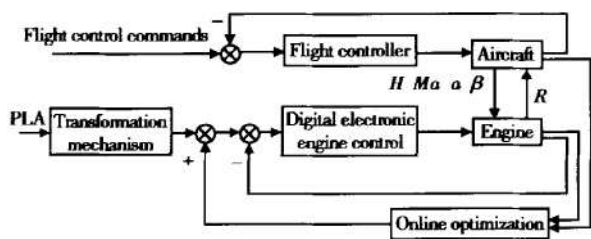


Fig. 1 Integrated flight/propulsion control system

2.2 在线优化技术

优化模块包括两个部分:机载自适应模型和优化算法,自适应模型接收来自发动机的测量参数,利用卡尔曼滤波器对发动机参数进行在线最优估计,并能对表征发动机性能蜕化的输出偏离量进行估计,以使机载模型输出与真实发动机输出一致^[3]。然后对非线性的发动机对象采用小偏差分段线性化的方法,将发动机性能指标和约束条件线性化。发动机的性能寻优就是要获得使性能指标最优的发动机稳态工作点。我们知道,在飞行高度和飞行马赫数等飞行环境一定的条件下,发动机的稳定工作点由控制量唯一确定。所以发动机性能寻优问题实质上就是确定一组控制量,使得在这些控制量的作用下,发动机工作的某个性能指标达到最大或最小的稳态工作点,这属于最优控制决策问题。发动机的控制量受到控制装置功率和控制执行机构位移限制而不能超过某限定范围值。发动机的安全工作不允许出现转子超转,涡轮超温和风扇、压气机的失速、喘振等现象。于是,高、低压转子转速,风扇、压气机的喘振裕度,涡轮前温度等表示发动机工作状态的一些物理参数也有限制要求。这些参数是控制量的非线性函数。发动机的控

制量和工作状态参数的限制要求构成了性能寻优问题中的约束条件。用线性规划来解本身属于非线性规划问题的发动机性能寻优问题,首先要把性能函数(目标函数)和约束条件线性化,在近似认为是线性的各个小区域上,我们得到发动机的状态变化时的性能函数和约束条件的线性表示式,进而才能把这一非线性寻优问题转化成线性优化问题用LP(线性规划)方法来求解^[4]。所以,我们首先要通过线性化的方法来确定在各小区域线性范围内的性能指标和约束条件与控制量间的线性关系。这个关系就表示成下面的矩阵式:

$$\Delta C = p \times \Delta U$$

ΔU 为由控制量的增量组成的向量, $\Delta U = [\Delta WF \ \Delta A_9]^T$ 。 ΔC 为由约束量及性能量的增量组成的向量。

对于最大推力模式 $\Delta C = [\Delta SML \ \Delta SMH \ \Delta PCNL \ \Delta PCNH \ \Delta T_4 \ \Delta R]^T$, 其中 R 为推力,是性能指标;对于最小油耗模式, $\Delta C = [\Delta SML \ \Delta SMH \ \Delta PCNL \ \Delta PCNH \ \Delta T_4 \ \Delta R \ \Delta SFC]^T$, 其中 SFC 为单位耗油率,是性能指标。

矩阵 $p = \{p_{ij}\}$ 称为推进系统矩阵(PSM), PSM 的元素 p_{ij} 是用小扰动方法从稳态发动机数学模型提取。

ΔC 和 ΔU 中各符号的意义如下: SML 为低压压气机喘振裕度; SMH 为高压压气机喘振裕度; $PCNL$ 为低压压气机转速; $PCNH$ 为高压压气机转速; T_4 为低压涡轮前的温度; WF 为主燃烧室供油量; A_9 为尾喷口面积; Δ 为增量。

在逐段线化的小区间范围内,用线性规划法求得该区间上性能指标及优化校正指令的局部最优值,并依靠发动机物理运行规律最终收敛至全局最优值。具体的优化方法及约束条件等,可参见文献[4, 5]。

2.3 在线优化控制模式

本文的在线优化控制开展了两种优化控制模式的研究:最大推力模式和最小油耗模式。在爬高或平飞加速时采用最大推力模式以获得最好的爬高及加速性能。在巡航状态时采用最小油耗模式以获得较好的经济性。

3 半物理仿真试验

半物理仿真试验设备原理框图如图2所示。其中飞机运动视景(Visual system)、座舱控制与显示

(Cockpit control panel)、飞机电传控制系统(Flight-by-wire control)为实物。其余模块皆为数字仿真。飞/推综合控制模块(Integrated flight/propulsion control module)接收来自飞机仿真系统(Flight simulation)和发动机仿真系统(Engine simulation)的信息,进行在线优化,并给发动机数字控制系统(Digital electronic engine control)提供优化校正指令。

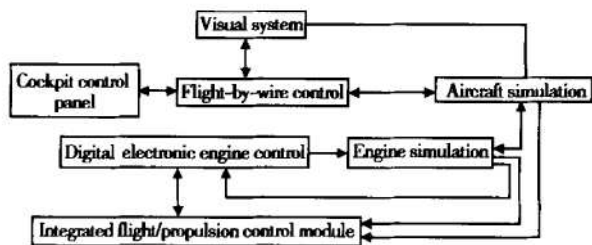


Fig. 2 Hardware-in-loop system

4 半物理仿真试验结果分析

4.1 平飞加速仿真

在高度 $H = 5\text{km}$, 马赫数从 0.6 加速到 1.1 时, 采用最大推力模式, 能够在保持飞行高度不变的情况下, 满足涡轮不超温、发动机不进喘等约束条件, 通过加大主燃油流量、减小喷口面积来增加推力约 9%, 缩短加速时间, 显著提高了飞机的加速性能。试验中取 $SMH \geq 0.1$, $T_4 \leq 1100\text{K}$ 。试验结果如图 3 所示。

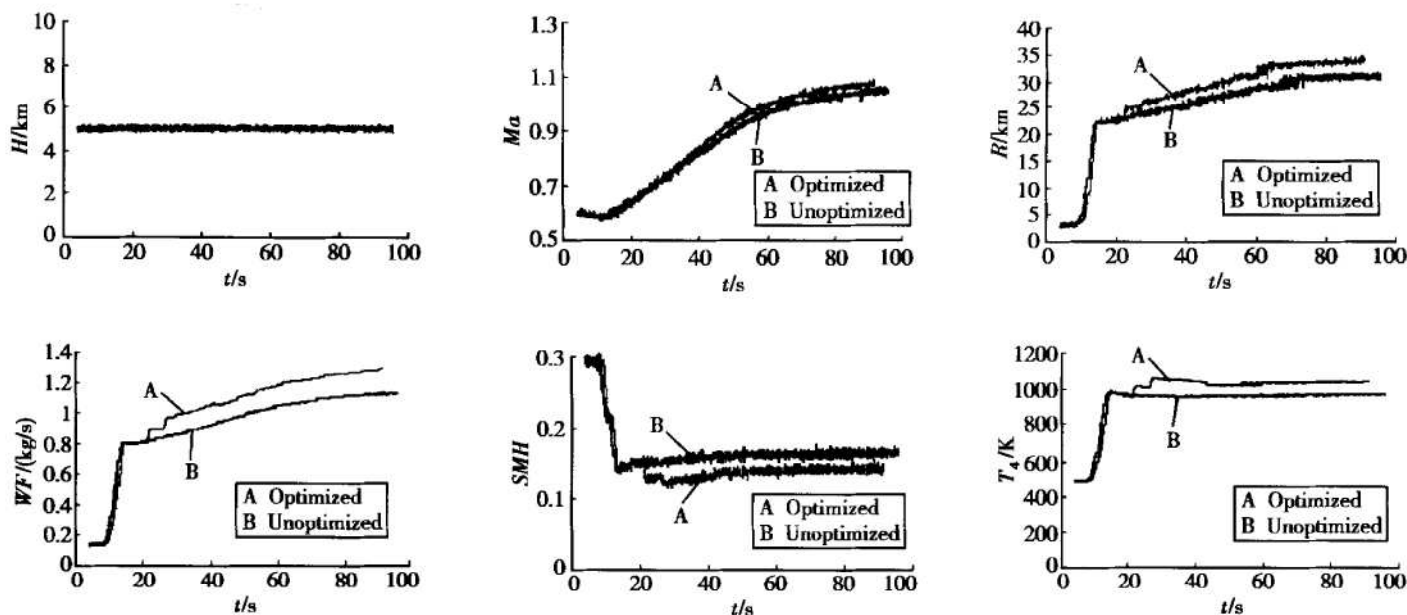


Fig. 3 Acceleration simulation results at constant height

4.2 等马赫数爬高仿真

在 $Ma = 0.9$, 高度 H 从 1km 爬高到 10km 时, 采用最大推力模式, 能够在保持飞行马赫数基本不变的情况下, 满足不超温、不进喘等约束条件, 通过加大主燃油流量、减小喷口面积来增加推力约 7%, 缩短了飞机的爬升时间。在 110s 左右, 涡轮温度达到极限 ($T_{4\max} = 1100\text{K}$), 为了保证发动机不超温, 推力有可能下降。试验结果如图 4 所示。

4.3 巡航仿真

在 $H = 12\text{km}$, $Ma = 0.9$ 巡航时, 采用最小油耗模式, 使单位耗油率 (SFC) 下降 1.5%。在优化控制过程中, 通过关小尾喷口 (A_9), 减少主供油量 (WF) 来保持推力 (R) 不变, 且满足各种约束条件。当 A_9 缩小至极限值的时候, 单位耗油率不再下降。试验结果图 5 所示。

5 结论

本文成功地进行了飞行/推进系统综合控制模式亚音速下的半物理仿真试验研究, 从试验结果可以看出: 在平飞加速和爬高时, 采用最大推力模式, 能显著提高发动机推力, 缩短了加速和爬高时间。在巡航时, 采用最小油耗模式, 降低了单位耗油率。可见采用飞/推综合控制中的最大推力模式和最小油耗模式能大大提高飞机和发动机的综合性能, 性能效益非常显著。

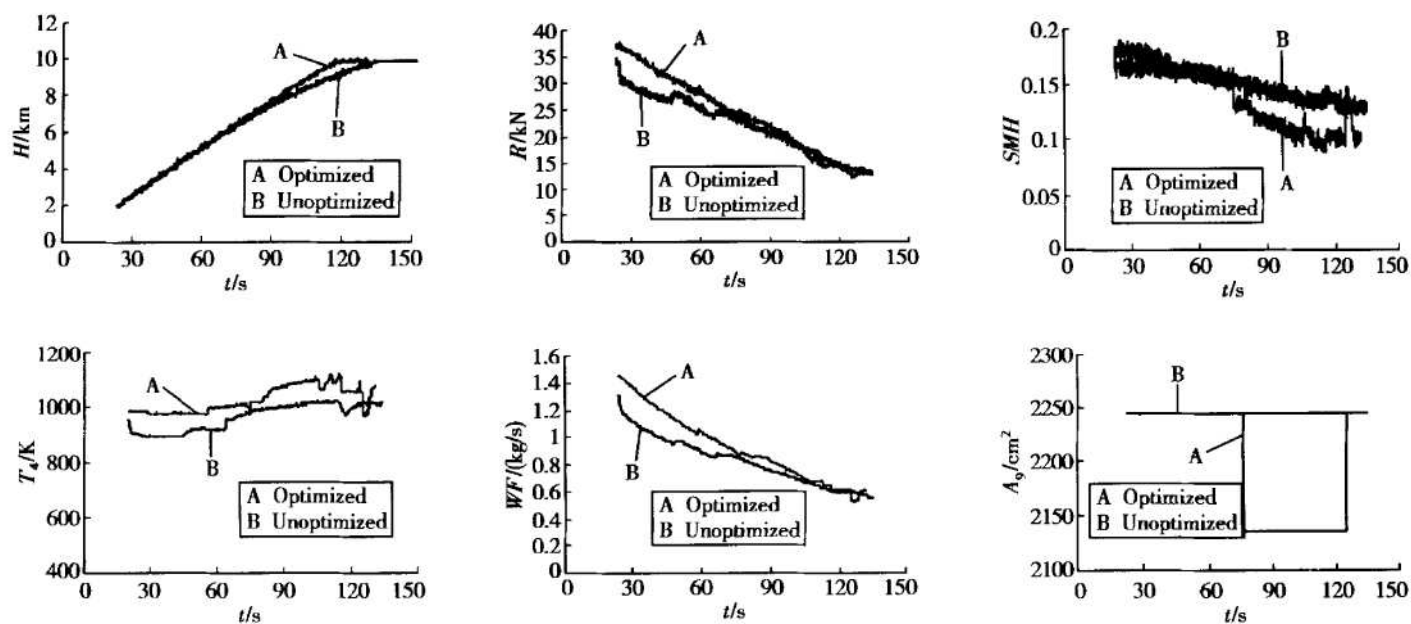


Fig. 4 Climbing simulation results at constant mach

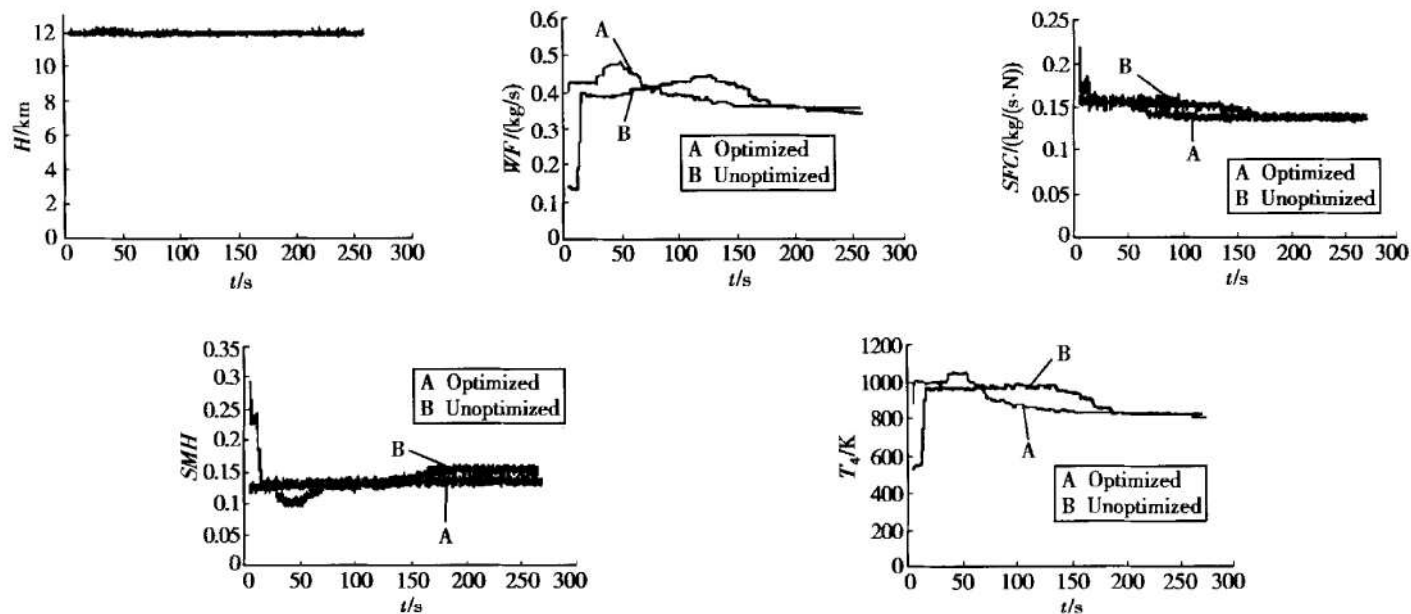


Fig. 5 Cruise simulation results

参考文献:

- [1] Chisholm J D. In-flight optimization of the total propulsion system[R]. AIAA 92-3744.
- [2] Gilyard G, Orme J. Subsonic flight test evaluation of a performance seeking control algorithm on an F-15 airplane[R]. AIAA 92-3743.
- [3] 李松林, 孙健国, 李健民. 涡扇发动机机载自适应建模

技术研究[J]. 航空动力学报, 1997, 13(3).

- [4] 李松林. 飞行/推进系统综合控制—性能寻优自适应控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 1998.
- [5] 余晓文, 李松林. 性能寻优控制(PSC)的飞行状态仿真研究[A]. 第九届航空动力自动控制专业学术论文集[C]. 1998, 10.

(编辑: 王居信)