

学科门类: 工学
中图分类号: V233.7

单位代码: 10287
密 级: 公开

硕 士 学 位 论 文

飞行/推进实时优化综合控制模式 及半物理仿真研究

硕士生姓名 熊智
一级学科 航空宇航科学与工程
学科、专业 航空宇航推进理论与工程
研究方向 航空发动机控制
指导教师 孙健国 教授

南京航空航天大学

二〇〇一年二月

摘 要

本课题以 A 型飞机/B 型发动机为对象开展飞/推综合控制研究。首先建立了 B 型发动机部件级实时模型。在九五期间对效益较显著的最大推力模式及最小油耗模式进行研究,控制变量为主燃油流量及尾喷口面积,根据飞机的飞行姿态及环境条件的变化进行实时优化,调整发动机的工作点,使发动机在(准)稳态时始终处于最优工作状态,即既保证发动机安全工作,又充分发挥发动机性能潜力。采用线性规划法进行优化,对发动机这样一个强非线性、时变及多变量的复杂对象,用线性规划法的基本思路是:对发动机采用小偏差分段线性化的方法构成包含发动机优化性能指标及约束条件在内的推进系统矩阵,在逐段线化的小区间范围内,可以用线性规划法求得该区间上的局部最优解,将此局部最优解修正发动机的工作状态,使发动机到达一个新的线化空间,这样逐次优化,并通过发动机本身的物理过程最终收敛到全局最优解。

数字仿真表明,在飞机平飞加速及爬升时,用最大推力模式,可显著增加推力,增加飞机的平飞加速度及爬升速率,例如在 7 公里高空平飞加速, M 数从 0.8 加速到 1.1 时,推力平均增加 13%;在 $M=0.8$,从 $H=7$ 公里爬升到 9 公里时,推力平均增加 9%。在飞机巡航时,用最小油耗模式,则可减少单位燃油消耗率,例如,在 $H=12$ 公里, $M=0.9$ 巡航时,单位耗油率下降 1.5%。

本课题在 601 所铁鸟台上对上述优化模式进行了半物理仿真试验,验证了两种优化模式具有显著性能效益。

关键词: 综合飞行/推进控制、实时优化、最大推力模式、最小油耗模式、仿真、铁鸟台

ABSTRACT

A real-time optimal method for integrated flight/propulsion control is proposed. The project is implemented on the A aircraft powered by two B afterburning turbojet engines. The maximum thrust, and minimum fuel modes of operation are used to optimize the quasi-steady-state performance of the engines. In a conventional engine control system, the engine stall margin is large enough to accommodate the worst-case combination of engine and airplane-induced disturbances. At more benign flight conditions, the remaining stall margin can be substantial and maximum performance potential of the engine is not realized.

The method of this paper uses this excess engine stall margin either to maximize engine thrust or minimize fuel flow at nominal thrust levels during quasi-steady-state engine operation. According to flight attitude and environment condition of the aircraft, the engine operation point is adjusted to make the engine operating at an optimal state, i.e. the maximum performance potential of the engine is realized while the engine operated within the safety limitations.

It is well known that aeroengine is a strongly nonlinear system, and it is not easy to optimize such a nonlinear plant in real time. Determination of the global optimum for each mode of operation requires solving a constrained nonlinear programming problem. In this paper linear programming (LP) optimizations method is used to implement the real-time optimum. A series of LP optimizations is performed. For each optimization, a linear representation of the propulsion system about the specific operating point is provided by the propulsion system matrix. Constraints for each system model output are computed to prevent violation of physical operating limits.

A LP problem is set up and solved to obtain the local optimum under these conditions. The resulting control changes are then used to compute a new system operating point, about which the models are again linearized. The above procedure is again performed, and a new local optimum is obtained. By repeated linearization of the on-board models at each intermediate solution, a sequence of control variable changes is generated, which converges to the global optimum solution.

The digital simulations show that at a constant altitude of 7km the aircraft accelerates from Mach= 0.8 to 1.1 the thrust increase is approximately 13 percent. At Mach=0.8, from H=7km to 9km the thrust increase is approximately 9 percent. The minimum fuel mode is evaluated at Mach 0.9, H=12km at cruise. The specific fuel consumption(sfc) reduce is approximately 1.5 percent.

Semi-physical simulations are conducted and show the similar performance benefits for the maximum thrust and minimum fuel modes.

Key Words: integrated flight/propulsion control、real-time optimum、maximum thrust mode、minimum fuel mode、simulation

目 录

第一章 绪论	1
1.1 科学意义和应用前景	1
1.2 研究背景和选题依据	1
第二章 顶层方案设计及被控对象模型完善	3
2.1 研究平台的选择	3
2.2 优化控制模式的选择	3
2.3 控制方案的选择	3
2.4 控制变量的选择	4
2.5 完善推进系统模型	4
2.5.1 进气道模型完善	5
2.5.2 完善加力状态模型	6
2.5.3 其它	8
2.6 最小油耗模式中基于稳态点的飞机小扰动模型	8
第三章 实时优化设计	10
3.1 优化问题的提出	10
3.2 发动机性能寻优问题的表述	10
3.3 航空发动机性能实时优化技术	11
3.4 实时优化控制模式的研究	12
3.4.1 最大推力模式原理	12
3.4.2 最小油耗模式原理	14
3.5 建立用于发动机性能寻优的线性规划模型	14
3.5.1 从稳态发动机模型求取推进系统矩阵(PSM)	15
3.5.2 由PSM构成最大推力模式所对应的LP问题	16
3.5.3 由PSM构成最小油耗模式所对应的LP问题	20
3.5.4 B型发动机的控制量和输出参数上下限值	21
3.6 综合优化控制算法	21
3.7 优化模式中若干具体问题研究	22
3.7.1 自动油门控制	22
3.7.2 提高优化计算精度	23
第四章 综合飞/推控制系统仿真	25
4.1 综合飞/推控制系统构想	25
4.2 综合飞/推优化控制系统	26
4.2.1 综合飞/推控制系统接口设计	27
4.2.2 优化监控逻辑设计	29
4.2.3 综合控制系统原理方块图	29
4.2.4 数字仿真	32
4.3 铁鸟台半物理仿真	38
4.3.1 铁鸟台简介	38

4. 3. 2 铁鸟台半物理仿真实验方案.....	39
4. 3. 3 过程及仿真结果.....	39
第五章 结论及展望.....	51
5. 1 结论	51
5. 2 展望	52
致 谢.....	54
参考文献.....	55

第一章 绪论

1. 1 科学意义和应用前景

现代飞机都有若干个控制系统：飞控系统、发动机控制系统、火控系统及进气道控制系统等。按传统的控制方式，这些控制系统都是独立进行设计，不考虑相互间的耦合作用。实际上，飞机作为一个整体，其各部件及各系统间的相互耦合作用是显而易见的，过去是由驾驶员用控制输入来综合这些分系统，解决其耦合问题，但由于对现代飞机的多任务、高性能要求，驾驶员必须集中注意于急速变化的飞行情况，无暇顾及各分系统的综合，各个分系统孤立进行设计的方法已不能满足现代飞机的要求，这在客观上对各个分系统提出了综合设计和自动综合控制的要求。另一方面，随着计算机技术的高速发展和高速通讯多路传输总线的应用，使得有可能将飞机上的各个分系统进行综合控制，尤其是光纤通讯技术的发展，更为综合控制开辟了广阔的前景。综合控制将使各个分系统达到整体性能优化，提高飞机性能，减轻驾驶员负担，大大增加飞机作战效能。

飞行控制系统及推进控制系统是飞机上两个重要的控制系统，随着现代飞机性能的提高，这两个控制系统的耦合作用日益增强，特别是当推力矢量/反推喷管（2DTV/TR）的出现，推进系统代替了部分飞行控制系统的功能，直接参与了飞行控制，飞行与推进系统的综合控制已是必然趋势。因此，飞/推综合控制应该是我我国航空科学技术发展中迫切需要解决的一项重要技术。

1. 2 研究背景和选题依据

从 70 年代开始，美国就广泛地开展了飞行/推进系统综合控制的研究工作，制定了一系列的研究计划，取得了很大的进展，其中有的已进行过飞行试验，有的已应用于现役飞机。英国也开展了综合控制的研究工作，但美国始终在飞行/推进系统的综合控制方面处于领先地位。

美国 NASA 艾姆斯研究中心德赖登飞行研究站组织了高度综合数字电子控制（HIDEC）研究计划，该计划于 1983 年 9 月开始实施，用 PW1128 发动机装在 F-15 飞机上进行研究，它利用现代计算机的高容量和大的存储量以及高速通讯多路系统以实现大范围的飞行/推进系统的综合控制。HIDEC 计划最初分为三个阶段：第一阶段用数字电子飞行控制系统（DEFCS）代替原有的模拟式控制系统，并于 1985 年完

成飞行试验；第二阶段为自适应发动机控制系统（ADECS）研究。1986年11月 ADECS 首次进行飞行试验，飞行试验表明，在亚音速飞行时，发动机推力增加达 12%，推力的增加显著提高飞机性能，从 3048 米（10000 英尺）爬升到 12191 米（40000 英尺）的爬高时间缩短了 14%，在 12191 米高空的平飞加速度增加了 15%，上述性能提高是在 F-15 的两台发动机中仅有一台采用 ADECS 的情况下获得的。可见其效益增加是可观的；第三阶段进行轨迹制导方式研究，在本阶段要发展轨迹制导算法并进行评价，这些算法旨在使耗油率最小或到预定的目标的飞行时间最短。

以后，HIDEC 又增加了两个阶段，即第四、五阶段，第四阶段叫恒推力方式，又叫 ADECS II，这样第二阶段的自适应失速裕度控制又叫 ADECSI，恒推力控制要充分降低涡轮工作温度，减少空气流量，以保持推力不变，风扇涡轮进口温度降低 50°F ，从而增加发动机寿命，同时，温度的降低可减少发动机可识别特征，提高隐身性，此外减少耗油率近 3%，可增加飞机航程。第五阶段叫性能寻优控制（PSC）方式。

性能寻优控制可在不同的飞行任务段采取不同的优化控制模式，例如在飞机爬高或加速时采用最大推力模式，在巡航状态采用最小油耗模式或减少发动机可识别特征模式，提高隐身能力并增加发动机寿命。PSC 控制还可适应发动机制造安装公差及使用期内的性能蜕化，采用在线优化技术以达到整体性能优化的效果。由于 PSC 的上述突出优点，美国空军及 NASA 专门把 PSC 列为一项单独的研究计划，在九十年代开展了大量的研究工作，并进行了大量的飞行试验，飞行试验表明，在亚音速时，单位燃油消耗率减少了 1-2%，风扇涡轮进口温度降低了 100°R ，推力增加了 15%；在超音速时，油耗减少 8%，涡轮温度下降了 85°R ，推力增加 9%，其效益十分可观，大大提高了飞机的整体性能。

本课题属于九五国防重点预研课题“综合飞/推控制技术研究”中的一个研究专题。主要开展了以下的工作：1) 建立了综合飞/推控制所需要的发动机实时模型；2) 完成综合飞/推控制中的两种优化控制模式——最大推力模式及最小油耗模式的设计、编程及调试；3) 在铁鸟台上完成了半物理仿真实验。

由于本课题的跨学科，综合性很强，涉及飞机、发动机总体、飞行控制及发动机控制等多个行业，我们在完成上述两部分工作中，经常与 614 所的发动机控制器模型，618 所的飞控系统以及 601 所总体系统进行技术协调，本人受导师委派，多次单独出差沈阳、无锡等地参加联合调试，独立从事科研工作的能力得到了很大的提高，最终参加了在 601 所进行的铁鸟台调试。据不完全统计，相互协调及联调次数达 10 次以上，保证了课题能顺利地得以完成。

第二章 顶层方案设计及被控对象模型完善

2.1 研究平台的选择

综合飞/推控制必须以飞行电传操纵及发动机数字控制为基础,国内 A 型飞机 ACT 技术已获得成功, B 型发动机数字控制在九五初期已实现了地面台架试车,即将进行飞行演示验证,而且 A 型飞机及 B 型发动机都比较成熟,资料也相对地比较全,为此决定在九五期间以 A 型飞机/B 型发动机为综合飞/推控制的研究平台。

2.2 优化控制模式的选择

综合飞/推控制的内容非常丰富,其优化控制模式很多,例如:最大推力模式(改善飞机加速性)、最小油耗模式(增加飞机航程)、最低涡轮温度模式(增加发动机寿命)、最小可识别特征模式(提高飞机隐身能力)、最快减速模式(提高飞机敏捷性)等。鉴于国内综合飞/推控制研究处于起步阶段,我们选择了较易于实现,又能看到显著效益的最大推力模式及最小油耗模式(亚音速范围)两种优化控制模式作为九五期间的研究方向。

2.3 控制方案的选择

在八十年代,美国实施 HIDEK 计划的特点为:

- 1) 按额定状态建立发动机数学模型,作为机载模型,并基于额定的发动机数学模型,设计综合飞/推控制律。
- 2) 在发动机控制器的设计中包含了综合飞/推控制律的设计,两者融为一体。
- 3) 最大推力模式,最低涡轮温度模式等都分别实施,不能根据不同的飞行任务段而采取不同的控制模式。

在九十年代,美国实施 PSC 计划的特点为:

- 1) 建立发动机自适应模型为机载模型,该模型能适应发动机的制造、安装公差及使用期间发动机性能的蜕化,并按机载的发动机自适应模型,实时计算优化控制指令。
- 2) 发动机数字控制器对发动机实行闭环控制,而飞/推综合优化控制指令只修正闭环控制的指令信号,不改变发动机闭环控制的动静态品质。
- 3) 能根据不同的飞行任务段采用不同的优化控制模式,例如在平飞加速及爬高时采用最大推力模式,在巡航时采用最小油耗模式等。

参考美国的上述两种方案,根据中国的国情,我们在九五期间,采用如下控制方

案:

- 1) 发动机数字控制器对发动机实行闭环控制, 而飞/推综合优化控制指令只修正闭环控制指令信号, 即采用 PSC 的方案。采用这种方案的好处是综合优化控制指令不改变发动机闭环控制的动静态品质, 即使综合优化控制出现故障, 只要切断综合控制通道, 原有的发动机控制不受影响, 仍可正常工作, 这种方案的设计过程比 HIDEDEC 方案要复杂些, 但显然风险小, 安全可靠性好。
- 2) 能根据不同的飞行任务段采用不同的优化控制模式, 这也是 PSC 的方案, 这种方案能充分发挥综合飞/推控制的优点, 达到使飞机整体性能优化的效果。
- 3) 按额定状态建立发动机数学模型作为机载模型, 并基于额定的发动机数学模型, 设计综合飞/推控制律, 这是采用了 HIDEDEC 方案, 采用这个方案的原因有两个方面: 一方面是因为发动机自适应模型相当复杂, 为了使问题简化而采用额定模型; 另一方面是因为九五期间发动机行业没有充分介入本课题研究, 致使发动机方面没有足够的经费来支持对发动机自适应模型的研究。

2.4 控制变量的选择

综合飞/推控制是建立在多变量控制的基础上的, 过去只用主燃油流量来控制发动机转速的单变量控制系统是不可能完成综合飞/推控制功能的, 按照 B 型发动机的具体情况采用主燃油流量及尾喷口面积来控制发动机转速及喘振裕度是比较适当的, 也就是要在原来单变量控制的基础上增加尾喷口控制作为控制变量, 这是在九五期间在亚音速飞行包线内进行研究时的控制变量的选择。十五期间, 应扩大到超音速飞行包线, 那还必须增加超音速进气道斜板角度等的控制, 在条件可能的情况下, 还应控制压气机及风扇的进口导叶角。

2.5 完善推进系统模型

综合飞/推控制中必须要有有机载的发动机实时模型, 该实时模型作为综合优化控制模式设计的依据, 而在作地面数字仿真以及铁鸟台半物理仿真时, 必须要有带有控制器的发动机闭环实时模型, 作为综合飞/推控制的对象, 以进行全系统仿真研究, 因此, 建立适合于飞/推综合控制的发动机实时模型是完全必须的。

B 型发动机是双轴涡喷发动机, 主要部件有低压压气机、高压压气机、主燃烧室、高压涡轮、低压涡轮、加力燃烧室和尾喷管等。

模型的输入参数是发动机工作环境参数 (高度 H 、马赫数 M 、飞机攻角 α), 主燃油量 w_f , 加力燃油量 w_{fa} 和尾喷口面积 A_9 等。当发动机模型与发动机控制器模型构成闭环系统后, 发动机闭环模型的输入量为飞行高度 H , 马赫数 M , 飞机攻角 α , 以及油门杆角度 PLA 。输出参数是低压转子转速 n_1 , 高压转子转速 n_2 , 高压压气机

出口总压 P_2^* ，涡轮出口总压 P_4^* 和总温 T_4^* 等各截面气动热力状态参数以及推力。

在飞/推综合控制中，研究对象（B 型发动机机载实时模型）与实际物理发动机的特性及使用状况相符合程度对于优化结果有直接影响，而且关系到优化效果的直接实现，因此建立一个与真实物理发动机相一致的发动机模型就极为关键，为此对已建立的 B 型发动机简化实时数学模型进行了完善。

2. 5. 1 进气道模型完善

为了反映由于飞行姿态变化而引起进气道进口流场畸变，从而导致发动机喘振边界和压气机特性发生变化，我们根据 601 所提供的 A 型进气道特性数据，初步建立了 A 型亚音速进气道模型，从而构成了较完整的推进系统模型，模型考虑了飞行高度、飞行马赫数、发动机转速等对进气道总压恢复系数及进气道阻力的影响，具体计算公式如下：

进气道进口总温总压计算公式为：

$$T_0^* = T_0 (1 + 0.2M^2)$$

$$P_0^* = \begin{cases} P_0(1 + 0.2M^2)^{3.5} & M \leq 1 \\ P_0(1 + 0.2M^2)^{3.5}[1 - 0.075(M - 1)]^{1.35} & M > 1 \end{cases}$$

假定进气道为绝热过程，则有：

$$T_1^* = T_0^*, P_1^* = \sigma_1 P_0^*$$

式中 σ_1 为进气道总压恢复系数。

$$\sigma_1 = \sigma_1^{(1)} + (\sigma_1^{(2)} - \sigma_1^{(1)}) * (H - H^{(1)}) / (H^{(2)} - H^{(1)})$$

$$\sigma_1^{(i)} = d_3^{(i)} + d_2^{(i)} * \eta_{k1eq} + d_1^{(i)} * \eta_{k1eq}^2$$

$$d_j^{(i)} = c_{j,1}^{(i)} + c_{j,2}^{(i)} * M + c_{j,3}^{(i)} * M^2$$

(i=1, 2; j=1, 2, 3)

式中， $c_{j,k}^{(i)}$ (k=1, 2, 3) 为由原始实验数据经二次曲线拟合而得的常数值。见下表 2-5-1-1：

	i=1	i=2
$c_{1,1}^{(i)}$	6.54	2.4296
$c_{1,2}^{(i)}$	-13.7	-4.5029
$c_{1,3}^{(i)}$	6.95	2.1449
$c_{2,1}^{(i)}$	-12.81	-4.0592
$c_{2,2}^{(i)}$	26.67	6.5769
$c_{2,3}^{(i)}$	-13.49	-2.5942
$c_{3,1}^{(i)}$	7.1495	2.9444

$c_{3,2}^{(i)}$	-12.7463	-3.1684
$c_{3,3}^{(i)}$	6.445	1.2739

具体计算时采用曲线拟合及插值的方法求取总压恢复系数，其实现原理图如图 2-5-1-1 所示：

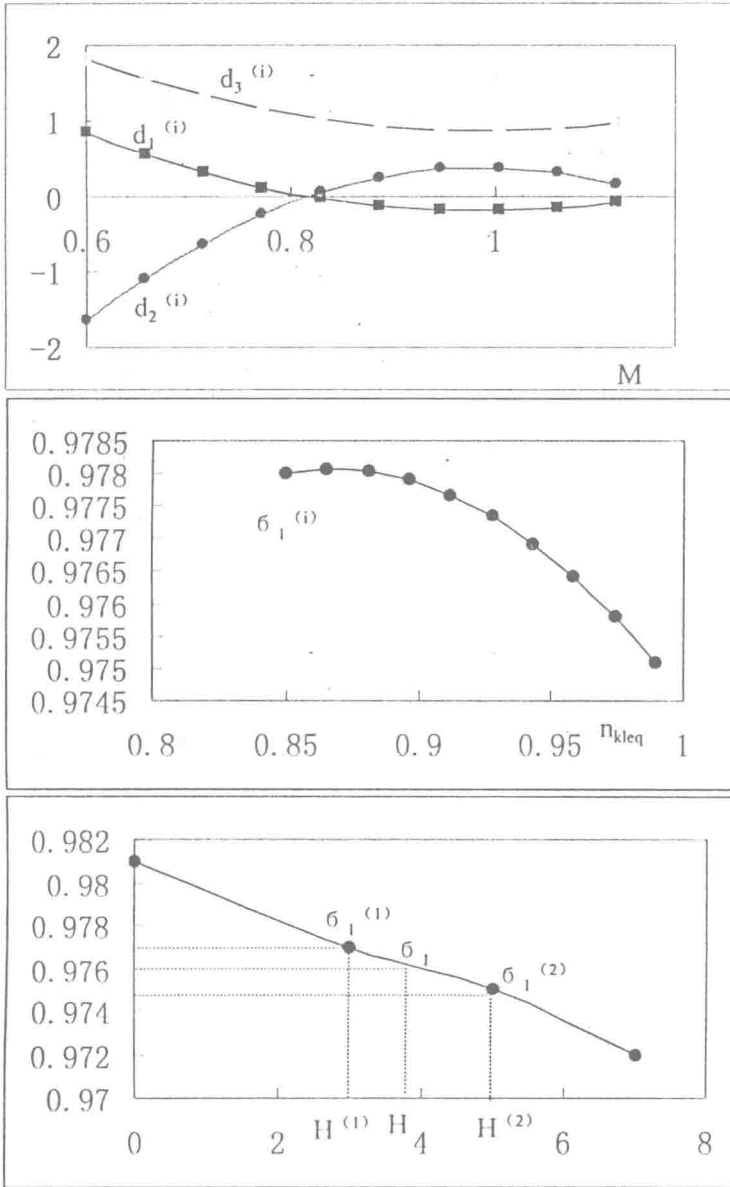


图 2-5-1-1 进气道总压恢复系数求取原理图

1) 由飞行马赫数求取一定高度下所对应的二次拟合曲线的系数值。

2) 由二次拟合曲线求取在一定高度（本图 $H=5$ 公里）下，求一定转速下所对应的 $\sigma_1^{(i)}$ 。

3) 由线性插值，在一定马赫数（本图 $M=0.9$ ）下，求取实际飞行高度下所对应的 σ_1 。

2. 5. 2 完善加力状态模型

原发动机闭环实时模型在接通加力及断开加力过程中，由于加力控制过程不平稳，有大的震荡产生，从而导致发动机闭环实时模型经常出现计算溢出的现象，如图 2-5-2-1，从图中我们可以看出，在加力控制过程中，发动机转速出现剧烈震荡，严重时会导致发动机出现超温、超转、喘振等现象。

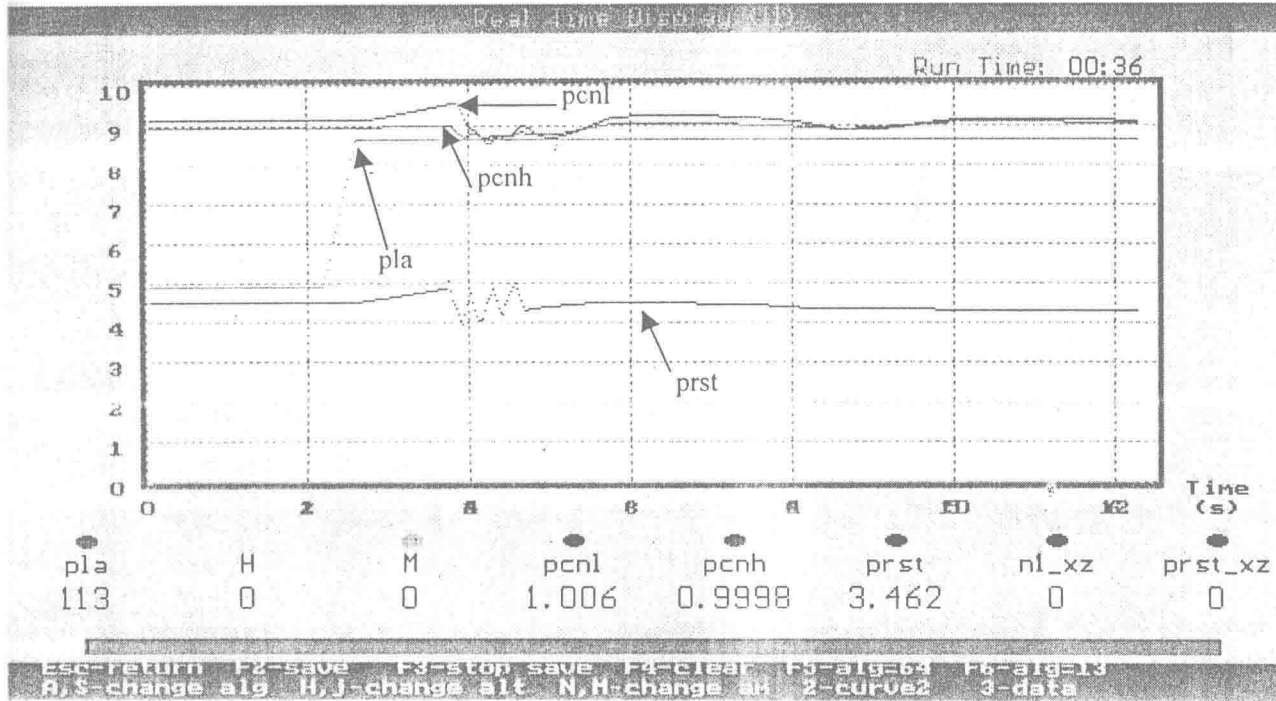


图 2-5-2-1 原有发动机及其闭环控制系统数字仿真曲线图

经过与 614 所数字控制器协调，我们分析认为由于控制器与发动机数学模型在加力接通及断开的过程中，点火及熄火时产生一个加力供油量的阶跃变化，并且与尾喷口面积变化在时间上的不协调，导致接通及断开加力过程中产生震荡。当震荡超过一定程度时，引起发动机数学模型计算溢出。针对上述分析，我们对发动机数学模型中的点火及熄火时间与控制量的变化规律进行了协调，从而获得了较好的效果，如下图 2-5-2-2:

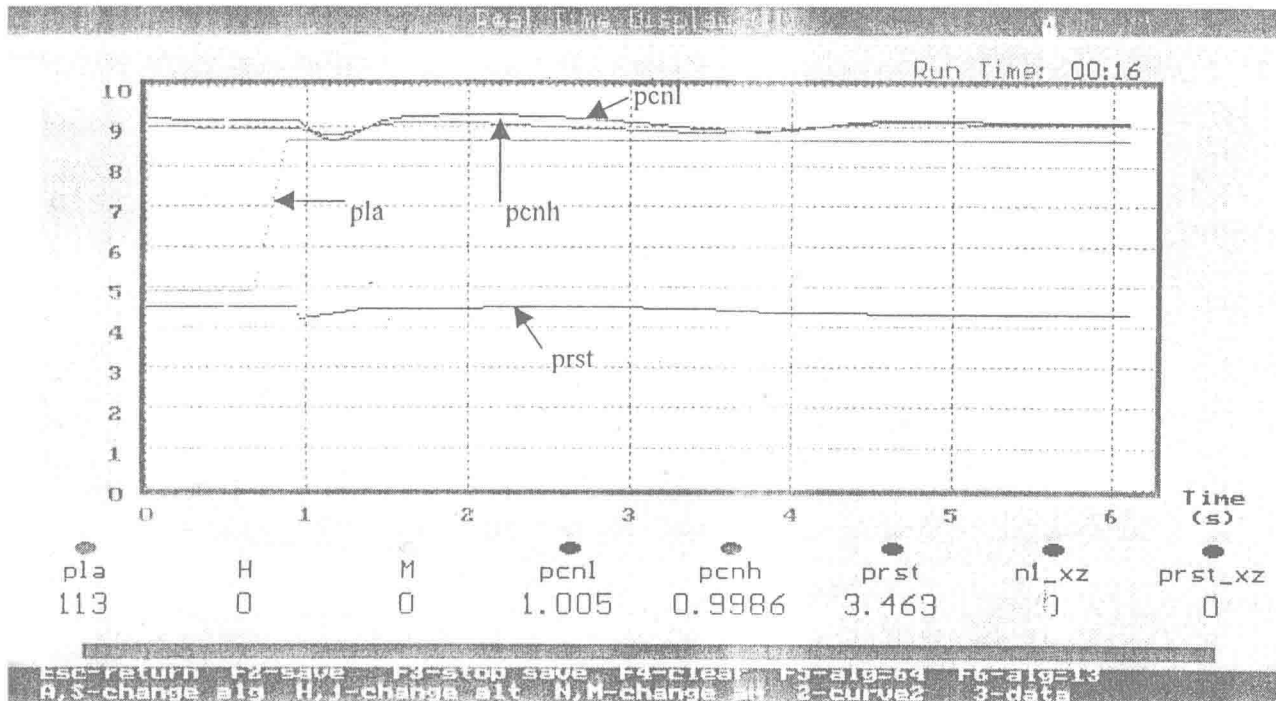


图 2-5-2-2 协调后发动机及其闭环控制系统数字仿真曲线图

从图中我们可以看出, 加力控制过程过渡平稳, 基本消除了发动机转速的震荡, 且发动机转速无大的回落。

通过上述解决方案, 我们基本实现了模型在接通加力及断开加力时的稳定工作, 保证了动态过程过渡平稳, 保证了在全飞行包线内收敛及全包线正常工作。

2. 5. 3 其它

为了使建立的发动机实时数学模型与实际物理发动机的特性及使用状况相符合, 我们还进行了如下工作:

- 1) 根据 601 所提供的实验数据进一步修正了发动机的高空特性, 经与飞行记录数据比较, 显著提高了发动机模型在高空飞行条件下的精度;
- 2) 按 614 所的要求, 增加了发动机数学模型的硬件实时中断功能, 扩大了模型的试用范围;
- 3) 按 614 所的要求将油门杆输入改成燃油量输入, 以便与控制器模型交联;
- 4) 增加尾喷口面积作为输入量, 以满足飞/推综合控制中多变量控制的要求;
- 5) 614 所在用发动机模型调试控制器时, 往往会使发动机工作状态超出飞行包线范围, 甚至发生超出实际可能的剧烈加减速情况, 为了控制器调试的需要, 增强了发动机模型的自我保护功能, 以至在超出飞行包线范围内进行仿真及控制系统给出超出实际可能的剧烈加减速指令时, 发动机模型仍能承受并继续工作, 使控制器模型调试能顺利进行。
- 6) 进行了模型输出量的平滑修正。

经过上述工作后, 完善后的发动机数学模型已交于 614 所及 618 所, 并与 614 所建立的发动机控制系统数学模型进行了交联调试, 而且 618 所已将我们所建立的 B 型发动机实时数学模型用于飞/推综合控制数字仿真, 并取得了很好的效果。

2. 6 最小油耗模式中基于稳态点的飞机小扰动模型

在最小油耗模式设计中, 其与最大推力模式在性能收益进行比较时最大不同之处在于, 其在优化控制过程中必须保证发动机推力不变, 反映到飞行状态时即飞行马赫数保持不变, 而在综合飞/推优化控制设计时, 由于模型建模误差及计算机计算误差导致优化控制过程并不能精确保证发动机推力不变, 参照美国有关飞/推综合控制设计文献, 我们了解到美国人为了在最小油耗模式中保持推力不变, 在整个飞/推综合控制系统中加入了自动油门控制, 因此, 为了设计自动油门控制引入了基于稳态点的飞机小扰动模型, 其计算公式如下:

$$\frac{\Delta V(S)}{\Delta R(S)} = K * \left(\frac{S^2 + b_1 S + b_0}{S^3 + a_1 S^2 + a_2 S + a_3} \right)$$

式中，V 为飞行速度，单位为 m/s

R 为推力，单位为 N

K, b_1 , b_0 , a_1 , a_2 , a_3 为与具体稳态点相关的常数

Δ 表示增量

第三章 实时优化设计

3.1 优化问题的提出

为了满足现代飞机高性能、多任务的要求,现代飞机都设计有功能完善的各种控制系统,如飞行控制系统、发动机控制系统、火控系统及进气道控制系统等。但是,按照传统的设计方式,这些控制系统都是独立进行设计,不考虑相互间的耦合作用。按照传统的各控制系统独立设计的方式,即便能做到使每个子系统的设计达到最佳,也无从保证整体系统性能达到最佳。因为当某一子系统处于最佳工作状态时,其它子系统不一定也处于最佳工作状态,因此,按照这种子系统独立设计的方法在考虑某一子系统的工作时必须考虑到其它子系统最差的工作情况,于是在系统设计时不得不将每一子系统的工作裕度量放大,比如考虑最恶劣的工况(飞机大迎角、滚转运动、发射武器)下发动机的流场畸变在设计发动机及控制系统时得留有充裕的风扇和压气机喘振裕度,这种传统的设计方式必然导致为保证系统的安全性和可靠性,而使飞机和发动机的整体性能做出让步。

从整体性原则思想来看,这种传统的独立设计方式割裂了两系统间的有机联系,带来了两方面的问题:一方面难于排除两系统间的不利影响,消除系统共同工作中的“减值效应”,比如飞机急速姿态变化会造成进气道流场畸变,使发动机的工作条件恶化,引起发动机失速和喘振危及整体飞机的安全;另一方面也不能综合利用两系统间的有利影响,使系统产生有机的协同工作获得整体功能放大的“增值效应”,例如根据飞行任务和飞行姿态,自动调整进气道的控制量使发动机的进气工作环境处于最佳,并自动调整发动机的控制量,使发动机工作在最佳工作状态,从而实现使飞机加速过程中推力最大,而在巡航过程中油耗最省。

由以上阐述可知,传统的各控制系统独立设计的方式已不能满足现代和未来飞机的要求,综合控制已成为飞机技术发展的趋势。随着计算机技术的高度发展及高速通讯多路传输总线的应用,使得飞机上各控制系统的综合设计成为可能,尤其是光纤通讯技术的发展,信息科学技术的应用,更为综合控制开辟了广阔的前景。

3.2 发动机性能寻优问题的表述

当飞行环境条件(高度、马赫数等)一定,发动机的工作状态由控制量唯一确定。发动机的性能寻优就是寻找最优的控制量来使发动机的某个或几个性能量的组合指标达到最大或最小,比如在巡航状态下保持推力不变而油耗最少,在加速过程中推力最大,而且同时要保证发动机的运转安全(不超温、不超转、不喘振)。于是,

对这一问题的数学描述就是:

设发动机的数学模型表现为一组非线性方程:

$$F(U) = 0$$

其中, $F(U) = [f_1(U), f_2(U), f_3(U), \dots, f_m(U)]^T$

$$U = [u_1, u_2, u_3, \dots, u_n]^T$$

U 表示发动机的控制量(如供油量 GFU , 尾喷口面积 $\Lambda 9d$)

这样, 性能寻优问题被表述为下面的数学规划问题:

性能指标为: $Y(U)$

求满足约束条件:

$$(u_i)_{\min} \leq u_i \leq (u_i)_{\max} \quad i = 1, 2, 3, \dots, n \quad (1)$$

$$g_j(U) \leq 0 \text{ (or } \geq 0, \text{ or } = 0) \quad j = 1, 2, 3, \dots, l \quad (2)$$

的控制 U 使 Y 最大或最小。

(1) 式的约束条件是由控制量的限制值和控制执行机构的限定值产生, (2) 式是由反映发动机工作状态的一些输出参数(如转速、温度、喘振裕度)的限定值产生。这些约束的具体表现形式, 在下面我们还要进一步研究决定。由此可知, 性能寻优问题实质上为非线性的数学规划问题。

3.3 航空发动机性能实时优化技术

在线的发动机实时优化技术是飞机/推进综合实时优化控制技术的关键。航空发动机是强非线性、时变、多变量控制的复杂系统, 其性能优化问题本身属于人类梦寐以求以求解决, 至今仍在执着研究的非线性问题求解中的热点问题, 而要满足在线发动机性能优化的实时性要求更无疑是一个难度大而且十分具有挑战性的问题。航空发动机的在线性能优化是要解决在基本不增加控制硬件的条件下, 通过选择最优的控制方案, 实现发动机的某项或综合性能指标的最优, 比如 PSC 的最小油耗方式要实现在飞机巡航中, 油耗最少, 而 PSC 最大推力方式则要实现在飞机平飞加速和爬升时推力最大, 同时任何的的控制方式都必须保证发动机的运转安全(不超温、不超转、不喘振)。

在实时优化控制中, 要对一个强非线性、时变及多变量的复杂对象进行优化控制, 同时又要保证有实时性, 要进行在线优化, 这是一个非常困难的问题, 因此采用何种优化技术就成为实时优化控制的关键。通过美国文献我们了解到, 美国人在优化控制中从 80 年代的梯度下降法发展到九十年代的线性规划法。由于线性规划法