

文章编号:1000-8055(2011)10-2364-07

航空发动机双余度控制规律设计方法

姜彩虹^{1,2}

- (1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 提出了航空发动机双余度控制规律设计概念和一种利用双余度控制规律作为控制传感器信号故障处理策略的方法;建立了备份控制规律设计方法和设计原则,应用于某高性能涡扇发动机双余度控制规律设计研究之中. 研究结果表明:双余度控制规律可以实现无扰动转换,重构控制回路,提高发动机的任务可靠性. 该方法可以应用于配装数字式电子控制系统的各类发动机.

关 键 词: 航空发动机; 控制规律设计; 双余度; 故障处理策略; 健康管理; 数字式控制
中图分类号: V233.7 **文献标志码:** A

Method of dual-redundant control law design for aero-engine

JIANG Cai-hong^{1,2}

- (1. School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Shenyang Aeroengine Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: A concept of dual-redundant control law design for aero-engine was proposed and a method of utilizing dual-redundant control law for the control sensors signal fault processing policy was derived in the paper. The technique and principles of the backup control law design were built and applied to the dual-redundant control law design and research of one high performance turbofan engine. The study result indicates that the dual-redundant control law can be made undisturbed conversion and control loop reconfiguration, so that mission reliability of engine is improved. The means may have application in all kinds of engine which is equipped with digital electronic control system.

Key words: aero-engine; control law design; dual-redundant; fault processing policy; health management; digital control

符号表

A_8	尾喷管喉道面积	η_c	发动机耗油率
f	表示各种函数关系	T_2	发动机进口温度
F_n	发动机净推力	T_4	主燃烧室出口温度
N_h	高压转子物理转速	η	效率
N_l	低压转子物理转速		

收稿日期:2011-07-20; 修订日期:2011-08-20

作者简介:姜彩虹(1965—),女,山西潞城人,沈阳发动机设计研究所研究员,博士生,主要从事航空发动机控制和健康管理技术研究.

下标

cor	换算参数	ht	高压涡轮
des	发动机设计点参数	lt	低压涡轮
fc	风扇	max	最大值
hc	压气机		

发动机控制规律的设计决定了发动机在各种工况下各主要性能参数的变化情况. 在发动机热力循环参数选定后, 发动机的性能如何主要取决于控制规律的设计. 控制规律设计的目标就是使发动机获得最佳的推力和经济性, 防止发动机部件出现不允许的机械过载和热过载, 保证发动机工作过程的稳定性和结构强度^[1]. 控制规律通过发动机控制系统实现, 是研制控制系统的依据.

国外第四代航空发动机采用了全权限数字电子控制系统, 发动机数控系统之所以具有很高的可靠性, 甚至比液压机械式控制系统具有更高的可靠性, 除了提高数控系统中元件本身的可靠性外, 还在于数控系统能使用各种容错技术^[2]. 容错控制技术是指在某些部件发生故障的情况下, 系统仍能按原定性能或性能略有降低而安全地完成控制任务的技术. 容错控制技术在第四代战斗机发动机得到普遍应用, 并取得了良好的效果^[3]. 如何利用数字电子计算机技术自动监视发动机的健康状况、预测诊断发动机故障、延长发动机使用寿命、保证发动机安全工作成为研制我国新一代航空发动机的重要研究内容之一^[4].

传感器故障占控制系统故障的比例较高, 某型涡扇发动机多年使用情况表明, 装机监测参数传感器包括低压转子转速和高压转子转速传感器发生故障的情况较多^[5]. 国内外关于发动机传感器故障的诊断、处理及对发动机的影响已经进行了大量的研究^[6-11]. 直接参与控制用的传感器通常采用硬件双余度设计方案, 当发动机健康管理系统诊断出某个控制用传感器故障时, 将故障传感器信号隔离, 采用备份传感器信号完成控制功能, 实现控制系统的重构. 当备份传感器也发生故障时, 通常的故障处理对策是采用解析余度容错技术. 解析余度方法要建立发动机的机载实时模型, 或用几个不同传感器的冗余信息采用各种最优估计技术来估计所测变量^[12]. 由于航空发动机是十分复杂的非线性被控对象, 其建模的不确定性不可避免, 解析余度传感器估值的准确性有赖于发动机机载实时模型的准确性, 极易存在误差.

本文提出新的故障处理策略, 当双余度控制

用传感器都发生故障时, 通过实现备份控制规律的方法隔离故障传感器信号, 重构控制回路, 达到保持发动机性能基本不变, 提高发动机任务可靠性和控制品质的目的. 为此, 研究设计了某高性能涡扇发动机的非加力最大状态主控制规律和备份控制规律, 提出了双余度控制规律的设计方法和备份控制规律的设计原则.

1 被控参数和控制变量的选择

发动机被控参数的选取应能表征发动机工作状态的最佳性和稳定性, 也要能表征发动机结构上的载荷水平. 由航空发动机的工作原理可知, 当外界条件不变时, 发动机的推力和经济性由发动机的压比和工作介质的加热比所决定, 这些参数也能评定发动机结构上的机械载荷和热载荷. 直接精确测量发动机的压比和涡轮前燃气温度有许多困难, 由于发动机转速的测量精度较高又易于实现, 并且也能间接表征发动机的工作状态和发动机的结构载荷水平, 通常选择发动机高、低压转子转速作为主要被控参数.

控制变量的数目取决于发动机的型式和复杂程度. 作为控制对象的航空涡扇发动机可用的控制变量主要有主燃烧室燃油流量、加力燃烧室燃油流量、喷管喉道面积、风扇和压气机导向叶片角度等.

2 外界条件变化对发动机的影响

当外界条件不变时, 保持被控参数为给定的常值即可保证发动机工作的有效性和稳定性. 当发动机工作的外界条件变化时, 被控参数的最佳值也要发生变化. 外界条件的影响主要表现为发动机进口空气压力和温度的变化. 当进口温度不变时, 压力的变化会成比例地改变发动机的空气流量和流道中的空气压力值. 但是, 发动机的换算转速和主流道部件的压比等参数不会变化. 如果进口温度也发生变化, 则发动机换算参数在压气机部件特性上的工作点的位置会改变, 破坏了发动机工作状态的相似条件. 因此, 在大多数状态, 应采用与进口温度有关的控制规律来减少飞行条

件变化对发动机工作状态的影响.

3 双余度控制规律设计

只有充分考虑航空发动机所特有的使用限制才能设计出好的控制规律. 发动机使用限制可分为气动稳定性限制和强度限制两类. 气动稳定性限制发生在压气机任何一级的稳定裕度达到最低限度的时候, 既可能发生在稳定状态, 也可能发生在过渡状态. 稳态下一般发生在高换算转速下, 即高的物理转速和较低的进口温度的情况下. 进气流动特性的恶化也可导致稳态压气机稳定裕度减小, 当飞行马赫数、飞机攻角和侧滑角增大时会增强这些扰动. 结构强度限制要求发动机在所有使用条件下都要保持一定的强度储备. 对于发动机稳定工作状态, 要限制对发动机涡轮叶片的强度储备影响最大的转速和温度; 还要限制压气机出口的压力值, 它反应了作用在转子轴上的扭矩大小. 发动机非加力最大状态的空气流量和燃烧室燃气温度都达到最大, 发动机结构的热载荷和机械载荷接近于极限.

风扇、压气机可调导向叶片角度是按照与风扇换算转速、压气机的相对换算转速的关系开环进行控制的. 主燃烧室燃油流量是最重要的控制变量, 全包线范围内可选的被控参数主要有高、低压转子转速和燃气温度等. 本文重点研究高、低压转子转速的主控制规律和备份控制规律.

3.1 主控制规律的设计

通常一个控制变量, 只能控制一个被控参数. 为了能充分发挥发动机的性能又保证发动机安全, 把发动机进口温度的工作范围分成几个区间, 分别研究每个区间被控参数的选择和控制规律的设计, 设计的主控制规律为组合控制规律^[13], 保证在各个区间都能充分发挥发动机的性能.

3.1.1 发动机进口温度 $T_2 < 288$ K

由压缩部件的通用特性可知, 当进口空气温度降低时, 压缩部件换算转速增大, 当压缩部件换算转速增大到一定程度时, 等换算转速线将由曲变直、且垂直于横坐标轴, 压缩部件发生流量阻塞. 根据压缩部件特性和飞机进气道最大空气流量的限制, 当发动机进口空气温度降低到一定程度时, 必须对非加力最大状态换算转速的最大允许值进行限制. 当 $T_2 < 288$ K 时, 选择低压转子换算转速最大值等于常数的控制规律, 就保证了风扇的稳定工作. 利用发动机总体性能计算程序进

行此区间保持低压转子换算转速 N_{1cor} 等于 1.0 的计算, 高压转子换算转速也基本为 1.0, 这样就保证了风扇和压气机的喘振裕度恒定, 也就保证了发动机的稳定工作.

在低压转子换算转速等于常数的条件下, 低压转子物理转速与低压转子换算转速的 $\sqrt{T_2}$ 成正比; 随着发动机进口温度增加, 低压转子物理转速成 $\sqrt{T_2}$ 比例增大. 采用等换算转速控制规律计算的发动机低压转子物理转速如图 1 中的曲线所示, 图 1 的纵坐标为发动机低压转子转速的相对量, 横坐标为发动机进口温度. 可以看出, 采用等换算低压转子转速控制规律计算的发动机低压转子物理转速与给定两点的直线差别很小, 可以用直线近似代替曲线或用曲线线性插值计算, 实现低压转子物理转速的闭环控制, 以减小发动机控制计算公式的复杂程度和控制软件的运算量, 提高可靠性. 所以, 在此区间主控制规律设计为 $N_1 = f(T_2)$, 参见图 2.

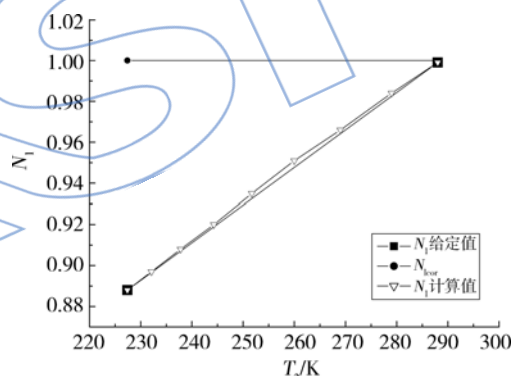
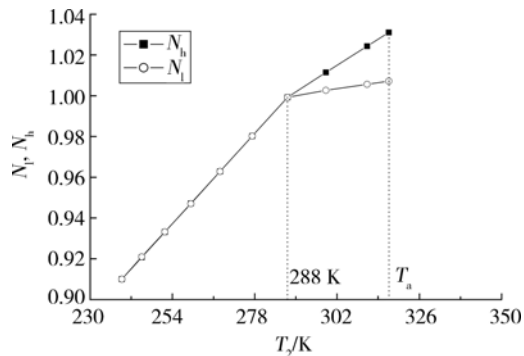


图1 等换算转速计算的 N_1 曲线与直线的对比

Fig. 1 N_1 contrast between beeline and computational curve with constant corrected speed

3.1.2 发动机进口温度在 $[288, T_a)$ 区间

随着飞行马赫数增大, 发动机进口温度增加. 当发动机进口温度大于 288 K 时, 若发动机换算转速仍为常数, 则随着发动机进口温度的上升, 发动机风扇物理转速增加很快, 同时发动机的高压转子物理转速和涡轮前燃气温度也快速增加, 很快会达到发动机结构强度所能承受的极限值. 为了满足先进涡扇发动机超声速巡航和高机动性的要求, 发动机在高马赫数下必须具有较高的性能. 设计的控制规律是随着发动机进口温度的上升线性增加风扇物理转速, 即当 $288 K \leq T_2 < T_a$ 时, 保持 $N_1 = f(T_2)$, 在发动机进口温度为 T_a 时, 使高压转子转速达到最高, 如图 2 所示.

图 2 $T_2 < T_a$ 时的控制规律 $N_1 = f(T_2)$ Fig. 2 Control law of $N_1 = f(T_2)$ during $T_2 < T_a$

3.1.3 发动机进口温度 $T_2 \geq T_a$

发动机进口温度为 T_a 时高压转子转速和主燃烧室出口的燃气温度都达到了极限. 如果发动机进口温度继续升高, 高压转子转速和涡轮进口温度也将继续随之提高, 高压转子和涡轮部件将不能承受, 因此当 $T_2 \geq T_a$ 时必须限制高压转子物理转速.

采用高压转子物理转速等于限制值即 $N_h = N_{hmax}$ 的控制规律, 用 GasTurb 11 程序进行高度 11 km、马赫数从 1.3 变化到 1.9 的发动机非加力最大状态稳态性能热力参数匹配计算^[14], 计算结果参见图 3~图 5. 图 3 示出了发动机高低压转子物理转速及风扇、压气机、高压涡轮和低压涡轮等四个部件的效率变化趋势. 由图 3 可知, 随着发动机进口温度的增加, 低压转子转速迅速下降, 高低压转子转差急剧加大; 当转差达到一定值时, 风扇效率 η_{fc} 和低压涡轮效率 η_{lt} 成下降趋势. 图 4 为风扇共同工作线, 随着换算转速的降低, 风扇工作线越来越靠近喘振边界, 喘振裕度越来越小. 图 5 为低压涡轮共同工作线, 由图可知, 低压涡轮的换算转速、进口换算空气流量和低压涡轮膨胀比都越

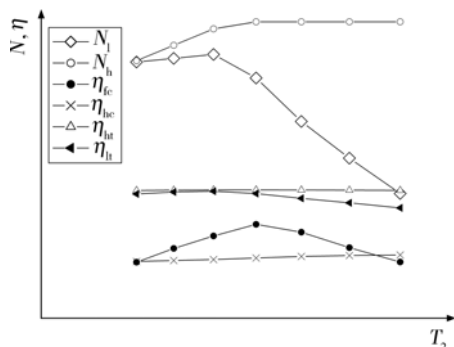


图 3 发动机转速和旋转部件效率的变化情况

Fig. 3 Variation of engine speed and rotating member efficiency

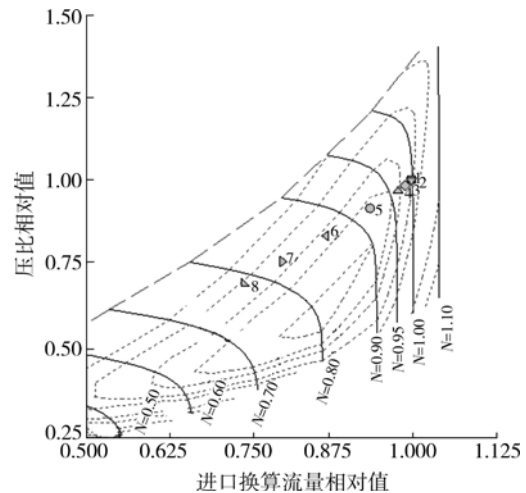


图 4 风扇共同工作线

Fig. 4 Operating line in fan map

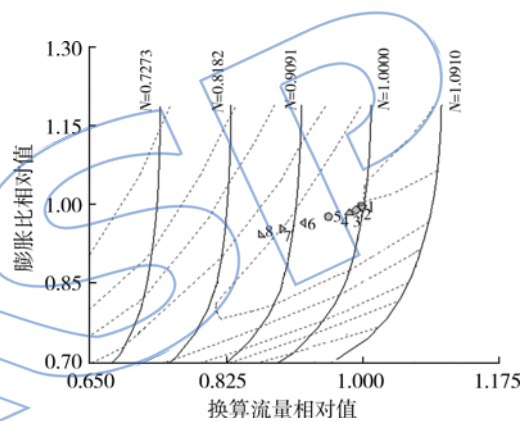


图 5 低压涡轮共同工作线

Fig. 5 Operating line in low pressure turbine map

来越小.

为了保证发动机能有较高的性能, 避免高低压转子转差过大, 当高压转子转速达到限制值后, 随着发动机进口温度的增加, 放大尾喷管喉道面积, 增加低压涡轮膨胀比, 提高低压涡轮单位空气流量做功能力. 采用 $N_h = N_{hmax}$ 的控制规律控制主燃烧室燃油流量, 按 $A_8 = f(T_2)$ 放大尾喷管喉道面积, 进行高度 11 km、马赫数从 1.3 变化到 1.9 的发动机非加力最大状态稳态性能热力参数匹配计算. 计算结果参见图 6~图 8. 图 6 示出了发动机高低压转子物理转速及风扇、压气机、高压涡轮和低压涡轮等四个部件的效率变化趋势情况. 对比图 6 和图 3 可以看出, 低压转子转速下降速度明显变缓, 最大转差值明显减小; 低压部件效率明显改善, 风扇效率 η_{fc} 持续增加, 低压涡轮 η_{lt} 效率下降量减小. 图 7 为风扇共同工作线, 与图 4 对比可知, 风扇换算转速下降量减少, 并且工作点逐渐远离喘振边界. 图 8 为低压涡轮共同工作线,

与图5对比可知,低压涡轮膨胀比增加,换算转速和空气流量的下降量都比较少。

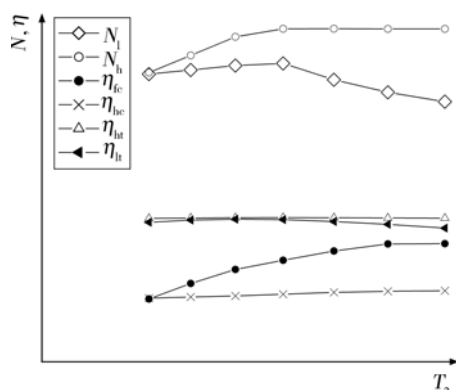


图6 放大喷管喉道面积发动机转速和旋转部件效率的变化情况

Fig. 6 Variation of engine speed and rotating member efficiency with nozzle throat area be expanded

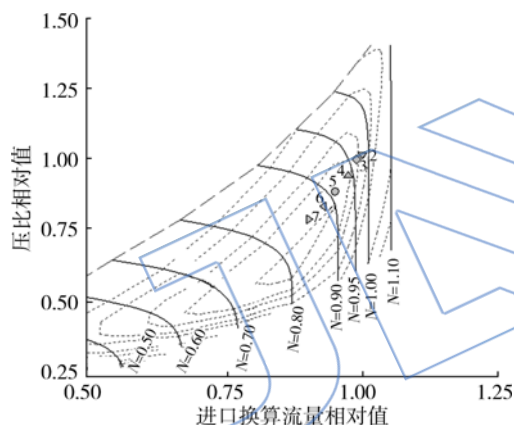


图7 放大喷管喉道面积风扇共同工作线

Fig. 7 Operating line in fan map with nozzle throat area be expanded

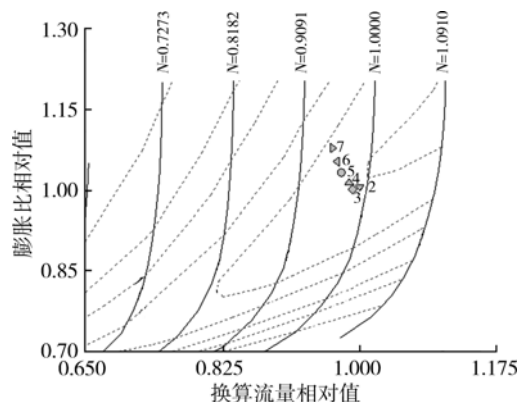


图8 放大喷管喉道面积低压涡轮共同工作线

Fig. 8 Operating line in low pressure turbine map with nozzle throat area be expanded

对比上述两种情况下发动机推力、耗油率和燃烧室出口燃气温度的变化情况,参见图9,纵坐标为计算值与设计点值的比,横坐标为发动机进口温度。图中实心标志的曲线为没有控制喷管喉道面积的计算结果与设计点值的比值,空心标志的曲线是按照控制规律放大尾喷管喉道面积 A_8 的计算结果与设计点值的比值。由图可知,放大尾喷管喉道面积后,燃烧室出口燃气温度基本不变,发动机推力增加,耗油率下降。

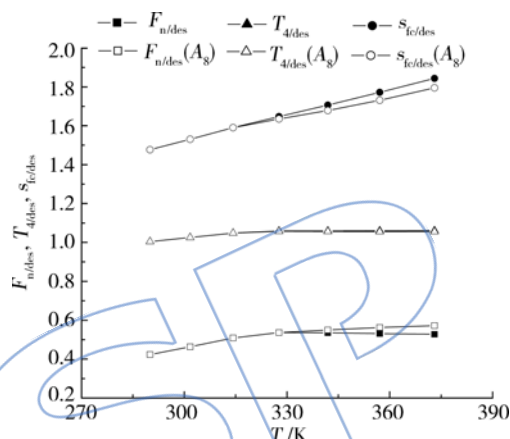


图9 喷管喉道面积对发动机参数的影响

Fig. 9 Engine parameters under the influence of nozzle throat area

由计算分析可知,适当放大尾喷管的喉道面积,不仅可以确保发动机的不加力推力,而且可以使同样低压转子转速下所需的涡轮前温度降低,使发动机在高速飞行时具有明显的性能优势,推大力且不加力耗油率低。较低的涡轮前温度不仅可以带来较高的发动机性能,而且可以改善发动机的热端部件工作环境,提高可靠性,延长发动机寿命。总之,在 $T_2 \geq T_a$ 区间,主燃烧室供油量的主控制规律为 $N_h = N_{hmax}$ 。

3.2 备份控制规律的设计

正常情况下,控制系统按照主控制规律实现规定转速的闭环控制,即在 $T_2 < T_a$ 时,闭环控制低压转子转速;在 $T_2 \geq T_a$ 时,闭环控制高压转子转速。在闭环控制的双余度转速传感器输入信号都发生故障的情况下,控制系统执行备份控制规律。为了保证故障处理过程中发动机状态的无扰动,要求设计的备份控制规律能够保持发动机性能不下降,并且从主控制规律切换到备份控制规律的过程中发动机推力不能有明显的变化,发动机运行平稳。在此基础上,设计的备份控制规律还

应易于实现,不增加发动机质量。

当 $T_2 < T_a$ 时,设计的主控制规律是低压转子物理转速随进口温度增加,即 $N_l = f(T_2)$ 。当双余度的低压转子转速传感器信号通道都发生故障时,最易于实现的是用高压转子转速传感器进行闭环控制,可以采用保持高压转子物理转速等于对应值的控制规律作为备份控制规律,即 $N_h = f(T_2)$ 。

当 $T_2 \geq T_a$ 时,主控制规律是高压转子物理转速等于限制值,即 $N_h = N_{h\max}$ 。当双余度的高压转子转速传感器信号通道都发生故障时,首选的是用低压转子转速传感器进行闭环控制,可以采用保持低压转子物理转速等于对应值的控制规律作为备份控制规律,即 $N_l = f(T_2)$ 。

图 10 为主控制规律和备份控制规律及其转换图。在 $T_2 < T_a$ 的左半区域,标志为 N_{ll} 的曲线为主控制规律,标志为 N_{lh} 的曲线为备份控制规律;在 $T_2 \geq T_a$ 的右半区域,标志为 N_{hh} 的曲线为主控制规律,标志为 N_{hl} 的曲线为备份控制规律。曲线 N_{ll} 是全温度范围内执行低压转子转速闭环控制规律计算的高压转子转速值,曲线 N_{lh} 是全温度范围内执行高压转子转速闭环控制规律计算的低压转子转速值。可以看出:在全温度范围内,如果控制系统从执行主控制规律转入执行备份控制规律,发动机的高、低压转子转速都无扰动,发动机工作状态连续平稳。图 11 显示了全温度范围内执行发动机主控制规律和备份控制规律计算的发动机推力和耗油率值,其中, F_{nl} 和 s_{cl} 分别为低压转子转速闭环控制的发动机推力和耗油率; F_{nh} 和 s_{ch} 分别为高压转子转速闭环控制的发动机推力和耗油率。由图可知,主控制规律和备份控制规

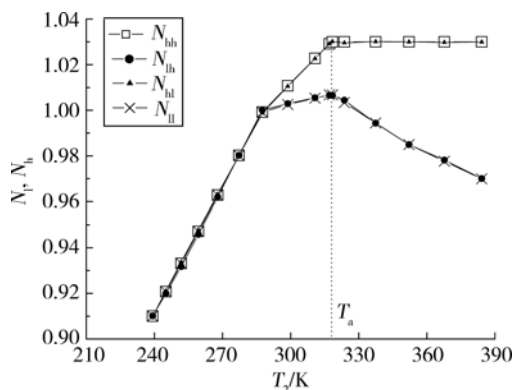


图 10 主控制规律和备份控制规律及其转换

Fig. 10 Primary and backup control law and conversion

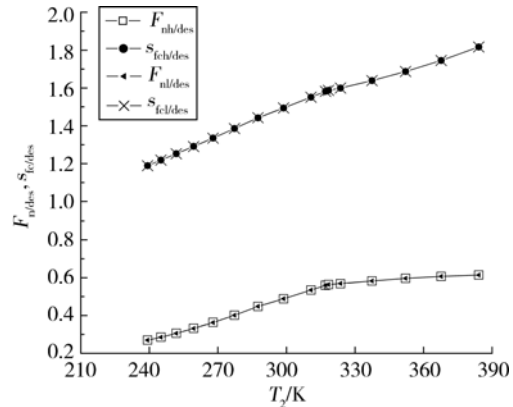


图 11 采用主控制规律和备份控制规律计算的发动机推力和耗油率

Fig. 11 Computational engine net thrust and specific fuel consumption with primary and backup control law

律转换时发动机推力无扰动,耗油率不变。

可见设计的双余度控制规律可以满足控制传感器故障处理时转换到备份控制规律对发动机工作状态无扰动的要求,可以在飞行员不知道的情况下完成故障处理,对飞机的飞行姿态和飞行员的操作不会有任何影响。

4 结 论

本文提出了高性能涡扇发动机双余度控制规律设计概念和备份控制规律设计原则,针对控制传感器故障及其输入信号通道故障提出了新的处理策略,完成了高性能涡扇发动机非加力最大状态主控制规律和备份控制规律的设计方法和无扰动转换分析研究,可以得出以下结论:

1) 双余度控制规律的设计概念

双余度控制规律就是把余度技术应用于控制规律设计之中,把原设计的控制规律作为主控制规律,再设计一个可以替代主控制规律的备份控制规律,当主控制规律无法实现时,实现备份控制规律,保证发动机能安全地完成任务。

2) 备份控制规律的设计原则

要求设计的备份控制规律能够保持发动机的性能指标基本不变,在从主控制规律转换到备份控制规律的过程中发动机工作状态平稳,发动机推力不允许突变;设计的备份控制规律还应易于实现,不新增控制传感器,不增加发动机质量。

3) 控制传感器信号故障处理的新策略

当控制系统正在进行闭环控制的传感器或其输入信号处理模块的所有硬件余度都发生故障的

情况下,通过实现备份控制规律的方法可以隔离故障控制传感器信号,重构闭环控制回路,保持发动机正常平稳运转,提高发动机的任务可靠性。

4) 双余度控制规律设计方法

主控制规律的设计是以使发动机获得最佳的推力和经济性、保证发动机工作的稳定性和结构强度为目标;在主控制规律设计完成的基础上,以实现发动机性能指标基本不变和与主控制规律无扰动转换为目标进行备份控制规律设计。

本文提出的采用双余度控制规律进行控制传感器信号故障处理的方法和备份控制规律的设计原则可以应用于所有配装数字式电子控制系统的航空发动机。

参考文献:

- [1] 樊思齐,徐芸华. 航空推进系统控制[M]. 西安:西北工业大学出版社,1995.
FAN Siqi, XU Yunhua. Propulsion system control of aeronautics [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1995. (in Chinese)
- [2] 孙健国. 面向 21 世纪航空动力控制展望[J]. 航空动力学报, 2001, 16(2): 97-102.
SUN Jianguo. Prospects of the aeroengine control development in the early time of the 21st century[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2): 97-102. (in Chinese)
- [3] 梁春华. 第 4 代战斗机发动机控制系统和其技术特点[J]. 航空发动机, 2007(增刊): 76-81.
LIANG Chunhua. The fourth generation fighter engines control system and its technology characteristics[J]. Aero-engine, 2007(supplement): 76-81. (in Chinese)
- [4] 姜彩虹,孙志岩,王曦. 航空发动机预测健康管理系统设计的关键技术[J]. 航空动力学报, 2009, 24(11): 2589-2594.
JIANG Caihong, SUN Zhiyan, WANG Xi. Critical technologies for aeroengine prognostics and health management systems development[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2589-2594. (in Chinese)
- [5] 李本威,樊照远,王永华,等. 基于 SVR 的 X 型发动机传感器故障诊断研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1754-1759.
LI Benwei, FAN Zhaoyuan, WANG Yonghua, et al. Research on sensor fault diagnosis for a given turbofan engine based on SVR[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1754-1759. (in Chinese)
- [6] 黄向华,孙健国. 发动机数控系统诊断技术的发展[J]. 航空动力学报, 1997, 12(4): 416-418.
HUANG Xianghua, SUN Jianguo. Development of failure diagnosis techniques in engine digital control systems[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(4): 416-418. (in Chinese)
- [7] 黄开明,尹泽勇,杨征山. 涡轴发动机转速信号故障对策研究及试车验证[J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 280-284.
HUANG Kaiming, YIN Zeyong, YANG Zhengshan. Study of rotor speed sensors fault accommodation and test run of turbo-shaft engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 280-284. (in Chinese)
- [8] LI Yiguang. A GPA diagnostic system for aeroengine applications[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(6): 898-908.
- [9] Kobayashi T, Simon D L. Integration of on-line and off-line diagnostic algorithms for aircraft engine health management[R]. NASA/TM-2007-214980, 2007.
- [10] Kobayashi T, Simon D L. Evaluation of an enhanced bank of Kalman filters for in-flight aircraft engine sensor fault diagnostics[R]. NASA/TM-2004-213203, 2004.
- [11] Volponi A J, Brotherton T, Luppold R, et al. Development of an information fusion system for engine diagnostics and health management[R]. AIAA 2004-6461, 2004.
- [12] 黄向华. 发动机数控系统智能解析余度技术[D]. 南京:南京航空航天大学, 1998.
HUANG Xianghua. Engine numerical control system intelligence analytical redundancy technology [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1998. (in Chinese)
- [13] Нечаяев Ю Н. 航空动力装置控制规律与特性[M]. 单凤桐,程振海,译. 北京:国防工业出版社, 1999.
- [14] Kurzke J. Gasturb 11 design and off-design performance of gas turbines[M]. Germany: Joachim Kurzke, 2007.