



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 106970523 B

(45)授权公告日 2020.08.07

(21)申请号 201710119837.1

审查员 李江平

(22)申请日 2017.03.01

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 106970523 A

(43)申请公布日 2017.07.21

(73)专利权人 南京航空航天大学

地址 210016 江苏省南京市秦淮区御道街
29号

(72)发明人 胡文超 郑峰婴 张镜洋 黄星

赵晓荣 罗轶欣 李旺

(74)专利代理机构 江苏圣典律师事务所 32237

代理人 贺翔

(51)Int.Cl.

G05B 13/02(2006.01)

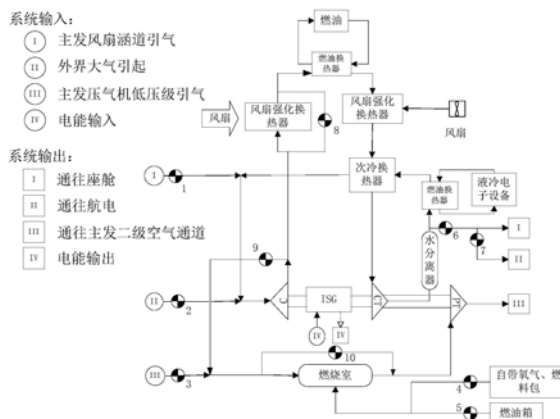
权利要求书2页 说明书7页 附图3页

(54)发明名称

一种飞机自适应动力与热管理系统的能量管理策略

(57)摘要

本发明公开了一种飞机自适应动力与热管理系统(APTMS)的能量管理策略,属于飞机综合一体化热/能量技术领域。本发明首先采用瞬时优化能量管理策略结合多种工况离线仿真得到APTMS能量优化规则,随后采用模糊C-均值聚类对能量管理规则进行分类并提取部分规则作为神经网络的训练样本。训练得到的BP神经网络控制器根据APTMS实时工况控制系统的能量分配,以实现能量优化管理。本发明飞机自适应动力与热管理系统(APTMS)的能量管理策略不仅能够保证APTMS的燃油经济性,而且明显提高了能量管理的实时性。



1. 一种飞机自适应动力与热管理系统的能量管理策略, 飞机自适应动力与热管理系统包括半闭式空气制冷循环单元和组合动力单元, 飞机自适应动力与热管理系统对应不同的飞行状态, 划分为5种工作模式: (1) 发动机起动模式; (2) 辅助动力模式; (3) 巡航模式; (4) 短时作战模式; (5) 应急动力模式, 其特征在于: 具体包括如下步骤:

步骤A, 根据飞机自适应动力与热管理系统的系统方案、部件配置、控制功能及构架需求分析, 设计飞机自适应动力与热管理系统控制对象, 控制量及执行机构, 控制对象为满足系统性能的制冷量及电能, 控制量为燃油输入量及系统发动机进口引气量, 执行机构为对应的控制阀门;

步骤B, 分析飞机自适应动力与热管理系统各模式下的工作原理及能量传递方式, 建立系统动态仿真平台, 设计制冷量及电动态调节控制器, 满足系统电能及制冷量的需求;

步骤C, 以起飞总重量法为评价体系, 在保证能量需求的前提下, 分析影响系统燃油损失的因素, 系统固定质量不变, 在飞行过程中使燃油量及发动机引气量的调配最优是飞机自适应动力与热管理系统能量优化的方向, 通过改变系统发动机进口引气流量和燃油箱流量, 实现能量优化;

步骤D, 采用瞬时能量优化法对各模式下某一瞬时工况的飞机自适应动力与热管理系统进行能量优化, 计算“等效燃油消耗最少”下的系统发动机进口引气流量和燃油箱流量, 得出该瞬态下的最优工作点, 以动态地再分配各个状态变量;

步骤E, 在瞬时优化能量管理策略大量运算样本的基础上, 结合BP神经网络实时进行飞机自适应动力与热管理系统的能量管理;

步骤D具体包括如下步骤:

步骤I, 计算某一模式某一工况下飞机自适应动力与热管理系统的能量优化值, 以该时刻总的燃油消耗作为优化目标求解控制变量, 以实现该时刻的燃油消耗最小, 飞机自适应动力与热管理系统在该工况下的工作时间为 τ , 电能及制冷量均是由燃油量 $q_{m,f}$ 及发动机引气量 $q_{m,b1}$ 共同提供, 若系统处于应急动力模式下, 则 $q_{m,f}=0$, $q_{m,b1}=0$, 不需要进行能量优化, 其他模式下对于飞机自适应动力与热管理系统有:

$$W_e = f_{W_e}(q_{m,f}, q_{m,b1}), Q_c = f_{Q_c}(q_{m,f}, q_{m,b1})$$

式中, f_{W_e} , f_{Q_c} 表示不同工作模式下, 由飞机自适应动力与热管理系统动态仿真平台通过输入燃油量 $q_{m,f}$ 及发动机引气量 $q_{m,b1}$ 得到相应的电能及制冷量的关系式, 合理分配燃油量 $q_{m,f}$ 及发动机引气量 $q_{m,b1}$ 来优化系统的工作点, 即在飞机飞行状态变化不大的时间 τ 内, 寻优计算得到优化的燃油量和发动机引气量, 使得系统在该状态下的燃油代偿最小, 在计算过程中系统装置的固有质量保持不变, 因此在优化计算时不考虑系统装置的固有质量, 系统燃油代偿损失可表示为:

$$\Delta m_T = m_F + m_{f,F} + m_{f,b1}$$

式中, 系统消耗燃油量 m_F 、运输它所需的燃油量 $m_{f,F}$ 及发动机引气引起的燃油代偿损失 $m_{f,b1}$, 电能及制冷量还需满足在不同工作模式下的最小需求, 需满足以下条件:

$$W_e \geq W_{e_min}, Q_c \geq Q_{c_min}$$

式中, W_e 为电能, Q_c 为制冷量, W_{e_min} 及 Q_{c_min} 由系统需求给定最小电能和制冷量值;

输入设定合理范围内的 $q_{m,f}$ 及 $q_{m,b1}$, 判断系统是否满足电能及制冷量的需求, 若满足则

计算燃油代偿值,若不满足则重新选取 $q_{m,f}$, $q_{m,bl}$ 值,最终选取使得燃油代偿值最低的 $q_{m,f}$ 及 $q_{m,bl}$;

步骤II,对飞机自适应动力与热管理系统各模式下的全工况进行优化计算,具体计算过程如步骤I所述,得到系统在各工况点上燃油量及发动机引气量的最优组合,完成飞机自适应动力与热管理系统能量初步优化;

步骤E具体包括如下步骤:

步骤a,建立神经网络控制器,基于BP神经网络的实时能量管理策略的实现主要采用含有一个隐层的3层BP神经网络结构的控制器,只要隐层神经元节点数足够多,该网络就具有模拟任意复杂的非线性映射的能力,输入层有四个神经元,分别与瞬时优化能量管理策略中的关键输入量对应,为飞行高度 h ,飞行马赫数 Ma ,电能 W_e ,制冷量需求值 Q ,输出层有两个,代表燃油量及发动机引气量,

输出层中神经元可表述为:

$$y_k = f\left(\sum_{j=1}^n W_{jk} z_j + b_k^0\right)$$

式中, y_i 是神经网络控制器的输出, W_{jk} 是隐层的第 j 个神经元和第 i 个输出层的神经元之间的连接权值; b_i^0 是输出层神经元的闭值; n 是隐层的神经元数目; f 为激活函数,反映了样本输入和输出之间的对应关系,这里采用S型函数:

$$f(x) = \frac{2}{1 + \exp(2x)}$$

此外, z_j 为是隐层第 j 个神经元的输出值,可表示为:

$$z_j = f\left(\sum_{i=1}^4 W_{ij} x_i + b_j\right)$$

式中, x_i ,其中 $i=1, \dots, 4$ 代表四个输入信号, W_{ij} 为输入层到隐层的连接权值, b_j 为隐层第 j 个神经元的闭值;

步骤b,在多个典型工况中设置不同的初始条件,采用瞬时优化能量管理策略离线仿真求得的最优控制规则,控制规则的输入输出与神经网络的输入输出对应,将这些控制规则作为待选的训练样本,然后基于模糊c-均值聚类算法对样本进行分类,从每一类中均匀的提取部分样本作为神经网络控制器的训练样本,在进行训练之前对上面选取的训练样本标准化,将网络的输入、输出数据限制在 $[0,1]$ 区间内,其转换式如下:

$$\bar{x}_i = \frac{x_i - x_{\min}}{x_{\max} - x_{\min}}$$

式中 x_i 代表输入或输出数据, $x_{\min}$ 代表所有样本该输入、输出数据的最小值, $x_{\max}$ 代表所有样本该输入、输出数据的最大值;

步骤c,编写仿真程序,搭建仿真验证平台,分析仿真计算结果。

一种飞机自适应动力与热管理系统的能量管理策略

技术领域：

[0001] 本发明公开了基于瞬时能量优化和BP神经网络的飞机自适应动力与热管理系统的能量管理策略,属于飞机综合一体化热/能量技术领域。

背景技术：

[0002] 为满足未来能量优化飞机的发展需求,机载系统的多电化、综合化技术成为当前的研究焦点。新型自适应动力与热管理系统(APTMS)被视为机载系统综合热/能管理技术的重要发展方向。它综合了传统机载机电系统中的应急动力系统、辅助动力系统和环控系统功能,采用自适应的组合动力单元,实现了系统内多能量形式的交联和优化管理;应用燃油和风扇涵道空气等多热沉形式,增强了系统热管理能力的同时,减少了热管理系统对冲压空气的依赖。APTMS使得飞机在不同的飞行状况下,既能满足飞机对能源的需求,又可以发挥综合控制的作用,使得系统能源分配最优。这些功能的实现需要依靠能量管理控制策略来完成,控制策略是能量管理和分配的核心,是实现提高系统整体性能的最关键的因素。

[0003] 从国内外的研究现状来看,对APTMS能量优化管理控制策略的研究仍然只停留在关键技术的介绍,关于综合一体化热/能量管理策略的研究较为欠缺。国外的这方面的相关文献也较少,国外学者Rory A.Roberts, Daniel D.Decker在研究飞机热管理系统中指出,针对需综合处理电和热能量分配的飞机多电系统,其能量管理策略可借鉴混合动力系统的能量策略。综合一体化热/能量管理系统需结合系统自身的特点,寻求合理的控制策略,在满足系统能源需求的同时,实现节能减排。

发明内容：

[0004] 本发明所要解决的技术问题是针对上述背景技术的不足,提供一种飞机自适应动力与热管理系统的能量管理策略。

[0005] 本发明采用如下技术方案:一种飞机自适应动力与热管理系统的能量管理策略,飞机自适应动力与热管理系统包括半闭式空气制冷循环单元和组合动力单元,飞机自适应动力与热管理系统对应不同的飞行状态,划分为5种工作模式:(1)发动机起动模式;(2)辅助动力模式;(3)巡航模式;(4)短时作战模式;(5)应急动力模式,具体包括如下步骤:

[0006] 步骤A,根据飞机自适应动力与热管理系统的系统方案、部件配置、控制功能及构架需求分析,设计飞机自适应动力与热管理系统控制对象,控制量及执行机构,控制对象为满足系统性能的制冷量及电能,控制量为燃油输入量及系统发动机进口引气量,执行机构为对应的控制阀门;

[0007] 步骤B,分析飞机自适应动力与热管理系统各模式下的工作原理及能量传递方式,建立系统动态仿真平台,设计制冷量及电动态调节控制器,满足系统电能及制冷量的需求;

[0008] 步骤C,以起飞总重量法为评价体系,在保证能量需求的前提下,分析影响系统燃油损失的因素,系统固定质量不变,在飞行过程中使燃油量及发动机引气量的调配最优是

飞机自适应动力与热管理系统能量优化的方向,通过改变系统发动机进口引气流量和燃油箱流量,实现能量优化;

[0009] 步骤D,采用瞬时能量优化法对各模式下某一瞬时工况的飞机自适应动力与热管理系统进行能量优化,计算“等效燃油消耗最少”下的系统发动机进口引气流量和燃油箱流量,得出该瞬态下的最优工作点,以动态的再分配各个状态变量;

[0010] 步骤E,在瞬时优化能量管理策略大量运算样本的基础上,结合BP神经网络实时进行飞机自适应动力与热管理系统的能量管理。

[0011] 进一步地,步骤D具体包括如下步骤:

[0012] 步骤I,计算某一模式某一工况下飞机自适应动力与热管理系统的能量优化值,以该时刻总的燃油消耗作为优化目标求解控制变量,以实现该时刻的燃油消耗最小,飞机自适应动力与热管理系统在该工况下的工作时间为 τ ,电能及制冷量均是由燃油量 $q_{m,f}$ 及发动机引气量 $q_{m,bl}$ 共同提供,若系统处于应急动力模式下,则 $q_{m,f}=0$, $q_{m,bl}=0$,不需要进行能量优化,其他模式下对于飞机自适应动力与热管理系统有:

$$[0013] \quad W_e = f_{W_e}(q_{m,f}, q_{m,bl}), \quad Q_c = f_{Q_c}(q_{m,f}, q_{m,bl})$$

[0014] 式中, f_{W_e} , f_{Q_c} 表示不同工作模式下,由飞机自适应动力与热管理系统动态仿真平台通过输入燃油量 $q_{m,f}$ 及发动机引气量 $q_{m,bl}$ 得到相应的电能及制冷量的关系式,合理分配燃油量 $q_{m,f}$ 及发动机引气量 $q_{m,bl}$ 来优化系统的工作点,即在飞机飞行状态变化不大的时间 τ 内,寻优计算得到优化的燃油量和发动机引气量,使得系统在该状态下的燃油代偿最小,在计算过程中系统装置的固有质量保持不变,因此在优化计算时不考虑系统装置的固有质量,系统燃油代偿损失可表示为:

$$[0015] \quad \Delta m_T = m_F + m_{f,F} + m_{f,bl}$$

[0016] 式中,系统消耗燃油量 m_F 、运输它所需的燃油量 $m_{f,F}$ 及发动机引气引起的燃油代偿损失 $m_{f,bl}$,电能及制冷量还需满足在不同工作模式下的最小需求,需满足以下条件:

$$[0017] \quad W_e \geq W_{e_min}, Q_c \geq Q_{c_min}$$

[0018] 式中, W_{e_min} 及 Q_{c_min} 由系统需求给定,

[0019] 输入设定合理范围内的 $q_{m,f}$ 及 $q_{m,bl}$,判断系统是否满足电能及制冷量的需求,若满足则计算燃油代偿值,若不满足则重新选取 $q_{m,f}$, $q_{m,bl}$ 值,最终选取使得燃油代偿值最低的 $q_{m,f}$ 及 $q_{m,bl}$;

[0020] 步骤II,对飞机自适应动力与热管理系统各模式下的全工况进行优化计算,具体计算过程如步骤I所述,得到系统在各工况点上燃油量及发动机引气量的最优组合,完成飞机自适应动力与热管理系统能量初步优化。

[0021] 进一步地,步骤E具体包括如下步骤:

[0022] 步骤a,建立神经网络控制器,基于BP神经网络的实时能量管理策略的实现主要采用含有一个隐层的3层BP神经网络结构的控制器,只要隐层神经元节点数足够多,该网络就具有模拟任意复杂的非线性映射的能力,输入层有四个神经元,分别与瞬时优化能量管理策略中的关键输入量对应,为飞行高度 h ,飞行马赫数 Ma ,电能 W_e ,制冷量需求值 Q ,输出层有两个,代表燃油量及发动机引气量,

[0023] 输出层中神经元可表述为:

$$[0024] \quad y_k = f(\sum_{j=1}^n W_{jk} z_j + b_i^0)$$

[0025] 式中, y_i 是神经网络控制器的输出, W_{jk} 是隐层的第 j 个神经元和第 i 个输出层的神经元之间的连接权值; b_i^0 是输出层神经元的闭值; n 是隐层的神经元数目; f 为激活函数, 反映了样本输入和输出之间的对应关系, 这里采用S型函数:

$$[0026] \quad f(x) = \frac{2}{1 + \exp(2x)}$$

[0027] 此外, z_j 为是隐层第 j 个神经元的输出值, 可表示为:

$$[0028] \quad z_j = f(\sum_{i=1}^4 W_{ij} x_i + b_j)$$

[0029] 式中, x_i ($i = 1, \dots, 4$) 代表四个输入信号, W_{ij} 为输入层到隐层的连接权值, b_j 为隐层第 j 个神经元的闭值;

[0030] 步骤b, 在多个典型工况中设置不同的初始条件, 采用瞬时优化能量管理策略离线仿真求得的最优控制规则, 控制规则的输入输出与神经网络的输入输出对应, 将这些控制规则作为待选的训练样本, 然后基于模糊c-均值聚类算法对样本进行分类, 从每一类中均匀的提取部分样本作为神经网络控制器的训练样本, 在进行训练之前对上面选取的训练样本标准化, 将网络的输入、输出数据限制在 $[0, 1]$ 区间内, 其转换式如下:

$$[0031] \quad \bar{x}_i = \frac{x_i - x_{\min}}{x_{\max} - x_{\min}}$$

[0032] 式中 x_i 代表输入或输出数据, $x_{\min}$ 代表所有样本该输入、输出数据的最小值,

[0033] $x_{\max}$ 代表所有样本该输入、输出数据的最大值;

[0034] 步骤c, 编写仿真程序, 搭建仿真验证平台, 分析仿真计算结果。

[0035] 本发明具有如下有益效果: 本发明提出了飞机自适应动力与热管理系统能量管理策略, 在全飞行包线内实现系统能量互补利用的智能自适应优化管理, 提高系统的经济性和实时性。

附图说明:

[0036] 图1为APTMS系统方案总图。

[0037] 图2为APTMS能量管理策略原理框图。

[0038] 图3为APTMS优化计算流程图。

[0039] 图4为BP神经网络结构。

[0040] 图5为基于BP神经网络控制的APTMS能量管理策略仿真图。

具体实施方式:

[0041] 下面结合附图对发明的技术方案进行详细说明。

[0042] 本发明涉及的飞机自适应动力与热管理系统 (APTMS) 的能量管理策略, APTMS 主要包括半闭式空气制冷循环单元和组合动力单元, 如图1所示。图中, ISG为集成起动/发电机, C为压气机, CT为制冷涡轮, PT为动力涡轮。组合动力单元包括压气机、集成起动/发电机、制

冷涡轮、动力涡轮、双模态燃烧室,为整个系统提供动力,是APTMS的核心组件。半闭式空气制冷循环单元从主发或外界大气引气,以空气和燃油作为热沉,通过多种换热器,为座舱和航空电子设备提供制冷。第一阀门1、第二阀门2、第二阀门3分别控制APTMS从主发风扇涵道引气、外界大气引气以及主发压气机引气。第四阀门4与第五阀门5控制APTMS燃烧室的燃料流量。第六阀门6、第七阀门7通过调节阀门开度满足座舱环控及电子设备的制冷需求。第八阀门8调整风扇涵道换热器的流量,控制循环空气在制冷涡轮出口处的温度,防止冻堵。第九阀门9和第十阀门10用于切换系统不同工作模式。

[0043] APTMS对应不同的飞行状态,可划分为5种工作模式:(1)发动机起动模式;(2)辅助动力模式;(3)巡航模式;(4)短时作战模式;(5)应急动力模式。其中,发动机起动模式、辅助动力模式以及应急动力模式在地面或应急情况下才启动,相比于巡航模式和作战模式,在整个飞行过程中所占用的时间较短。

[0044] 当飞机处于巡航模式时,飞机电器系统主要由主发动机集成起动/发电机供电,闲置的电能给APTMS组合动力单元,此时APTMS的集成起动/发电机作为电动机使用,并从主发压气机引气直接驱动动力涡轮。以组合动力的方式驱动系统完成热管理工作。APTMS通过引气和引电的比例调节配合主发动机的负载和压气机状态,使其工作在理想状态,同时也保证系统本身以最小代价工作。作战模式时,飞机机动性对主发的性能要求较高,同时大功率电器设备启动工作,飞机电能需求陡增。此时,APTMS集成起动/发电机作为发电机使用为飞机供电,同时通过从主发动机引气和燃油经燃烧室燃烧使动力涡轮做功驱动系统工作。APTMS通过组合动力单元、燃油换热器、风扇涵道换热器等关联了飞机多能量形式,一方面保障了主发动机的理想工作状态,另一方面降低了能量损失实现了飞行包线内热/能量优化管理,提高飞机燃油经济性。在不同飞行状态下和不同性能需求下,不同动力来源及比例均会对燃油代偿损失有较大影响,因此对组合动力装置的能量管理策略进行研究对提高系统燃油经济性十分有利。

[0045] APTMS能量管理策略为:针对飞机全飞行包线中的所有工况,基于瞬时燃油代偿最优策略,根据系统各工作模式下的约束条件计算最优的燃油量 $q_{m,f}$ 及发动机引气量 $q_{m,b1}$,使得燃油代偿损失最小,在此基础上,结合BP神经网络算法实现能量策略的实时计算,提高系统运算速度,如图2所示。

[0046] 具体包括如下步骤:

[0047] 步骤A,根据APTMS的系统方案、部件配置、控制功能及构架需求分析,设计APTMS控制对象,控制量及执行机构。控制对象为满足系统性能的制冷量及电能,控制量为燃油输入量及系统发动机进口引气量,执行机构为对应的控制阀门。

[0048] 步骤B,分析APTMS各模式下的工作原理及能量传递方式,建立系统动态仿真平台,设计制冷量及电能动态调节控制器,实现系统性能需求,主要为满足系统电能及制冷量的需求。

[0049] 步骤C,以起飞总重量法(燃油代偿损失法)为评价体系,在保证能量需求的前提下,分析影响系统燃油损失的因素。系统固定质量不变,在飞行过程中使燃油量及发动机引气量的调配最优是APTMS能量优化的方向。可通过改变系统发动机进口引气流量和燃油箱流量,实现能量优化,以保证燃油代偿损失最小。

[0050] 步骤D,采用瞬时能量优化法对各模式下某一瞬时工况的APTMS进行能量优化,计

算“等效燃油消耗最少”下的系统发动机进口引气流量和燃油箱流量,得出该瞬态下的最优工作点,以动态的再分配各个状态变量,具体计算步骤如图3所示。

[0051] 步骤E,在瞬时优化能量管理策略大量运算样本的基础上,结合BP神经网络实时进行APTMS能量管理,BP神经网络结构如图4所示,计算平台如图5所示。结果表明,该策略能显著提高系统能量优化的运算速度,保证系统的实时性和可靠性。

[0052] 作为能量优化策略,步骤D中的基于瞬时能量优化法的能量优化策略具体流程如下:

[0053] 步骤I,计算某一模式某一工况下APTMS的能量优化值。以该时刻总的燃油消耗作为优化目标求解控制变量,以实现该时刻的燃油消耗最小。APTMS在该工况下的工作时间为 τ ,电能及制冷量均是由燃油量 $q_{m,f}$ 及发动机引气量 $q_{m,bl}$ 共同提供,若系统处于应急动力模式下,则 $q_{m,f}=0$, $q_{m,bl}=0$,不需要进行能量优化。其他模式下对于APTMS有:

$$[0054] \quad W_e = f_{W_e}(q_{m,f}, q_{m,bl}), \quad Q_c = f_{Q_c}(q_{m,f}, q_{m,bl})$$

[0055] 式中, f_{W_e} , f_{Q_c} 表示不同工作模式下,由APTMS动态仿真平台通过输入燃油量 $q_{m,f}$ 及发动机引气量 $q_{m,bl}$ 得到相应的电能及制冷量的关系式。

[0056] 合理分配燃油量 $q_{m,f}$ 及发动机引气量 $q_{m,bl}$ 来优化系统的工作点,从而减少燃油代偿损失,即在飞机飞行状态变化不大的时间 τ 内,寻优计算得到优化的燃油量和发动机引气量,使得系统在该状态下的燃油代偿最小。在计算过程中系统装置的固有质量保持不变,因此在优化计算时可不考虑系统装置的固有质量,系统燃油代偿损失可表示为:

$$[0057] \quad \Delta m_T = m_F + m_{f,F} + m_{f,bl}$$

[0058] 式中,系统消耗燃油量 m_F 、运输它所需的燃油量 $m_{f,F}$ 及发动机引气引起的燃油代偿损失 $m_{f,bl}$ 。

[0059] 电能及制冷量还需满足在不同工作模式下的最小需求,需满足以下条件:

$$[0060] \quad W_e \geq W_{e_min}, Q_c \geq Q_{c_min}$$

[0061] 式中, W_{e_min} 及 Q_{c_min} 由系统需求给定。

[0062] 输入设定合理范围内的 $q_{m,f}$ 及 $q_{m,bl}$,判断系统是否满足电能及制冷量的需求,若满足则计算燃油代偿值,若不满足则重新选取 $q_{m,f}$, $q_{m,bl}$ 值,最终选取使得燃油代偿值最低的 $q_{m,f}$ 及 $q_{m,bl}$,具体流程如图3所示。

[0063] 步骤II,对APTMS各模式下的全工况进行优化计算,具体计算过程如步骤I所述,得到系统在各工况点上燃油量及发动机引气量的最优组合,完成APTMS能量初步优化。

[0064] 作为能量优化策略,步骤E中的基于BP神经网络的能量优化策略具体流程如下:

[0065] 步骤a,建立神经网络控制器,基于BP神经网络的实时能量管理策略的实现主要采用含有一个隐层的3层BP神经网络结构的控制器,只要隐层神经元节点数足够多,该网络就具有模拟任意复杂的非线性映射的能力。输入层有四个神经元,分别与瞬时优化能量管理策略中的关键输入量对应,为飞行高度 h ,飞行马赫数 Ma ,电能 W_e ,制冷量需求值 Q ,输出层有两个,代表燃油量及发动机引气量,如图4所示。

[0066] 输出层中神经元可表述为:

$$[0067] \quad y_k = f\left(\sum_{j=1}^n W_{jk} z_j + b_i^0\right)$$

[0068] 式中, y_i 是神经网络控制器的输出, W_{jk} 是隐层的第 j 个神经元和第 i 个输出层的神经元之间的连接权值; b_i^0 是输出层神经元的闭值; n 是隐层的神经元数目; f 为激活函数, 反映了样本输入和输出之间的对应关系, 这里采用S型函数:

$$[0069] \quad f(x) = \frac{2}{1 + \exp(2x)}$$

[0070] 此外, z_j 为是隐层第 j 个神经元的输出值, 可表示为:

$$[0071] \quad z_j = f\left(\sum_{i=1}^4 W_{ij} x_i + b_j\right)$$

[0072] 式中, x_i ($i=1, \dots, 4$) 代表四个输入信号, W_{ij} 为输入层到隐层的连接权值, b_j 为隐层第 j 个神经元的闭值。

[0073] 步骤b, 在多个典型工况中设置不同的初始条件, 采用瞬时优化能量管理策略离线仿真求得的最优控制规则, 控制规则的输入输出与神经网络的输入输出对应, 将这些控制规则作为待选的训练样本。然后基于模糊c-均值聚类算法 (Fuzzy C-Mean Cluster) 对样本进行分类, 从每一类中均匀的提取部分样本作为神经网络控制器的训练样本, 从而既保证了样本的多样性和均匀性, 又避免了样本的冗余。

[0074] 为避免神经网络各输入输出数据的量纲差异, 加快神经网络的收敛, 减少计算难度。在进行训练之前对上面选取的训练样本标准化, 将网络的输入、输出数据限制在 $[0, 1]$ 区间内, 其转换式如下:

$$[0075] \quad \bar{x}_i = \frac{x_i - x_{\min}}{x_{\max} - x_{\min}}$$

[0076] 式中 x_i 代表输入或输出数据, $x_{\min}$ 代表所有样本该输入、输出数据的最小值,

[0077] $x_{\max}$ 代表所有样本该输入、输出数据的最大值。

[0078] 标准BP算法存在训练时间长、收敛速度慢, 且初始权值、学习率和动量项系数等参数难以调整等缺点, 因此训练时采用Levenberg-Marquardt算法, 它结合了梯度下降法与高斯-牛顿法的优势, 既有高斯-牛顿法的局部收敛性, 又具有梯度下降法的全局特性。

[0079] 步骤c, 编写仿真程序, 搭建仿真验证平台, 如图5所示, 分析仿真计算结果, 以作战模式下三个工况点的仿真结果为例, 如表1所示, 设定基于瞬时能量优化的控制策略为Case1, BP神经网络的控制策略为Case2。

[0080] 表1

[0081]

高度 (km)	马赫数 (Ma)	进口流量(kg/s)		燃油量 (kg/s)	电能 (kW) ≥ 50kw	制冷量 (kW) ≥ 60kw	计算用时 (s)	燃油代 偿值 (kJ)
5	0.6	Case1	1.9	0.015	50.93	61.2	105	759
		Case2	1.89	0.014	50.93	61.1	15	758.1
5	1.0	Case1	1.95	0.015	56.08	60.4	106	781
		Case2	1.94	0.015	56.07	60.4	15	780.2
5	1.6	Case1	1.95	0.015	58.07	62.1	106	790
		Case2	1.94	0.014	58.06	62	14	791.3

[0082] 由仿真结果表明Case1和Case2在各种工况中两种能量管理策略的经济性非常接近,且BP神经网络能够模拟控制规则,合理控制输出进口流量和燃油量,不仅能够保证APTMS燃油经济性,而且克服了瞬时优化能量管理策略用时较长,难以实时控制的缺点。

[0083] 上所述仅是本发明的优选实施方式,应当指出,对于本技术领域的普通技术人员来说,在不脱离本发明原理的前提下还可以作出若干改进,这些改进也应视为本发明的保护范围。

系统输入:

- I 主发风扇涵道引气
- II 外界大气引起
- III 主发压气机低压级引气
- IV 电能输入

系统输出:

- I 通往座舱
- II 通往航电
- III 通往主发二级空气通道
- IV 电能输出

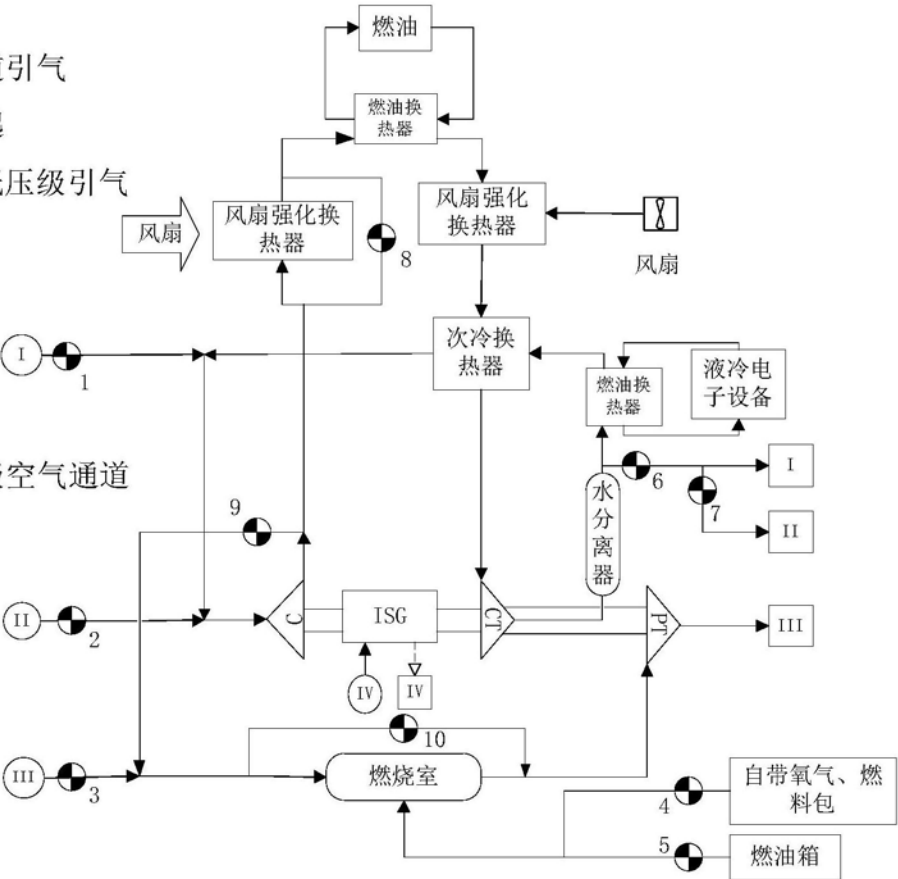


图1

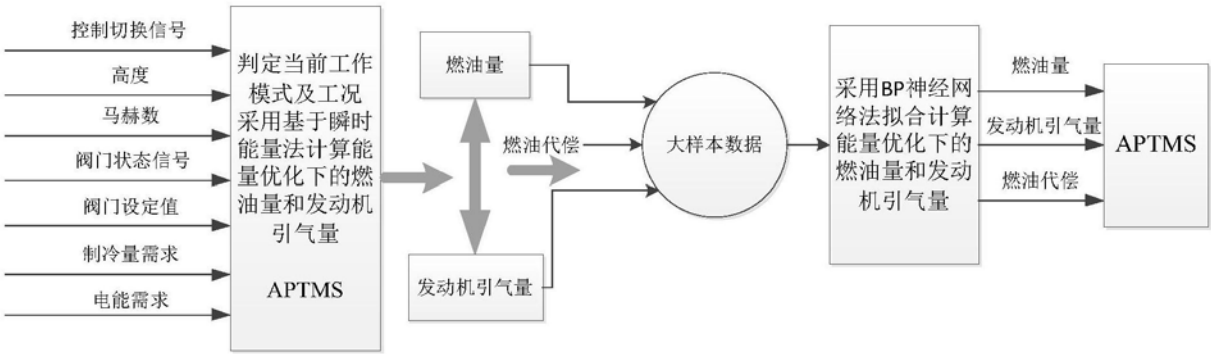


图2

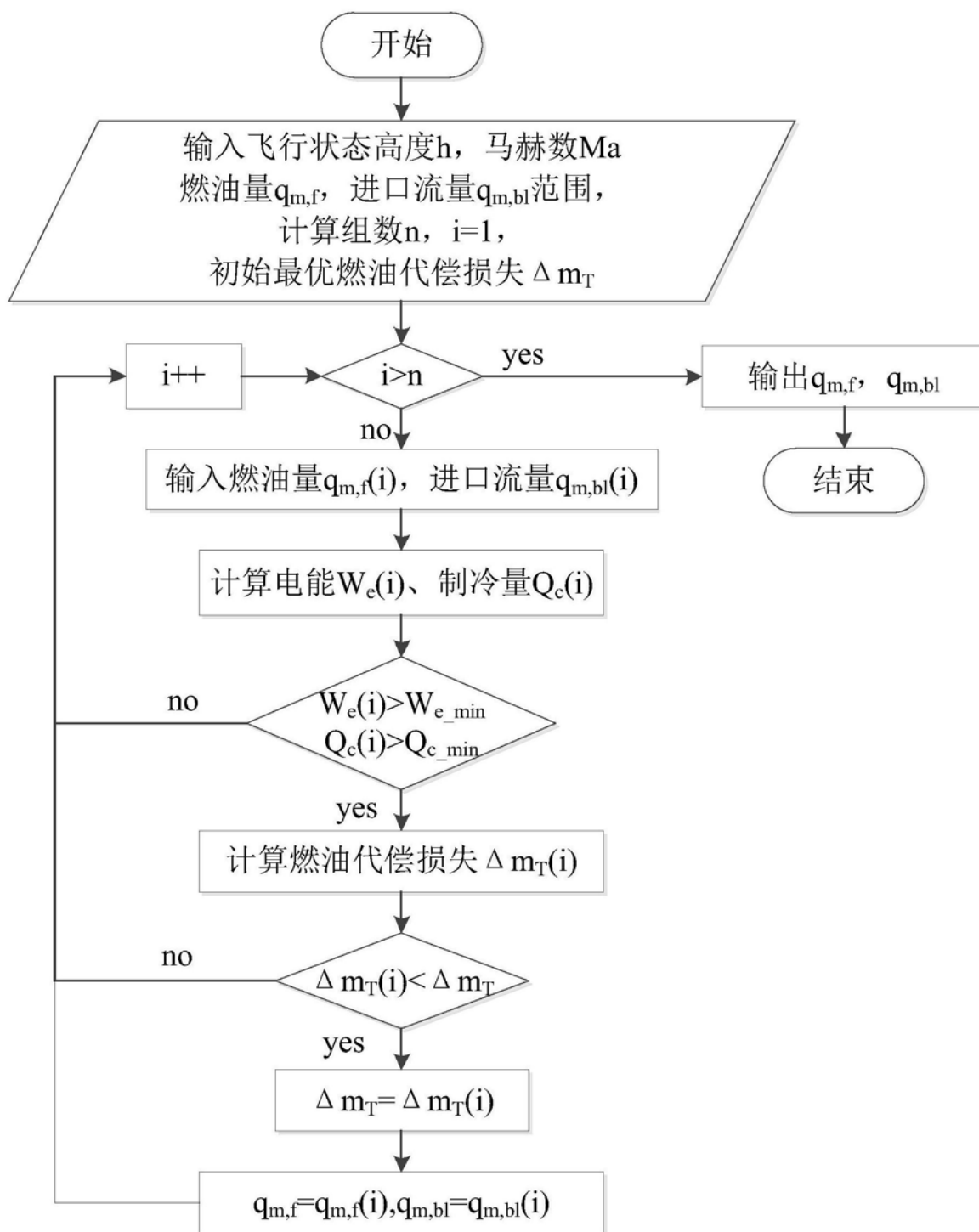


图3

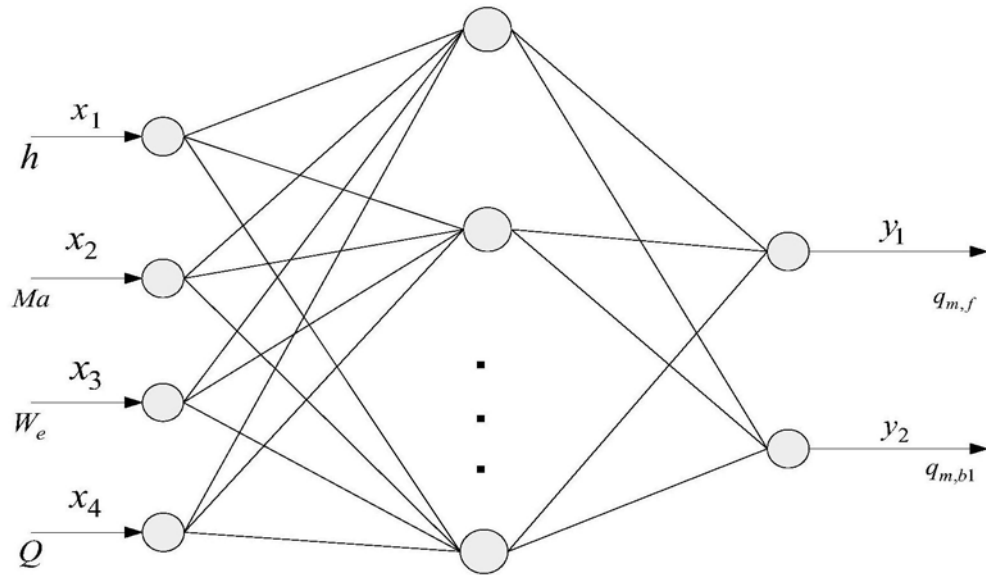


图4

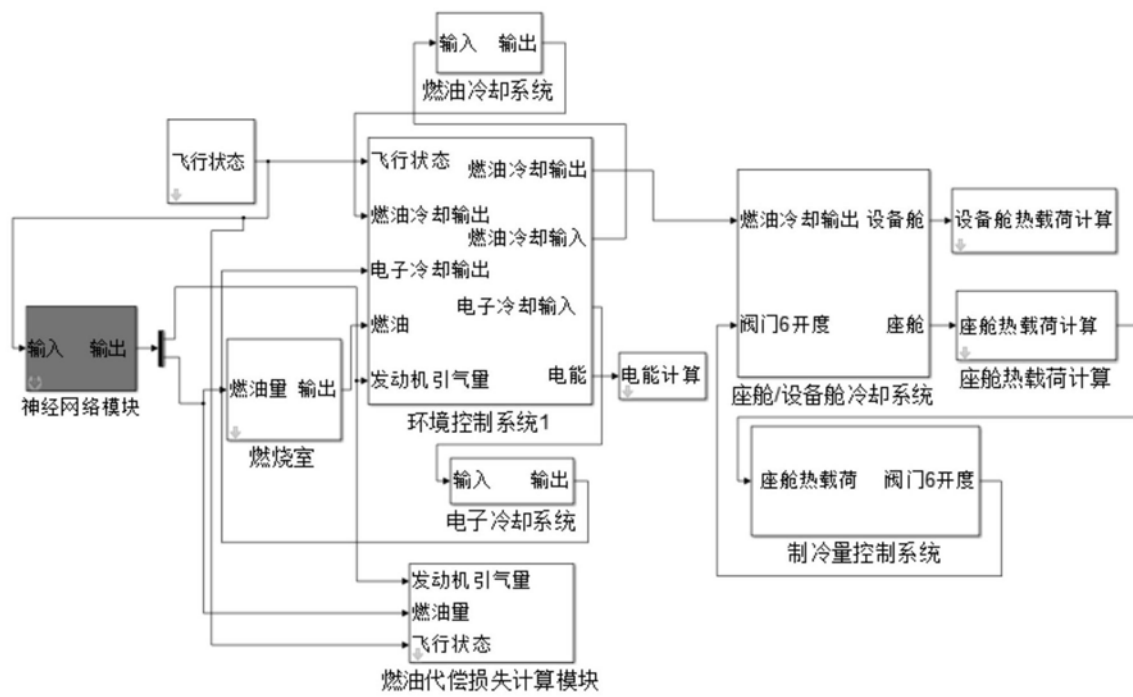


图5