



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 112832909 A

(43) 申请公布日 2021.05.25

(21) 申请号 202110307579.6

(22) 申请日 2021.03.23

(71) 申请人 中国航发沈阳发动机研究所

地址 110015 辽宁省沈阳市沈河区万莲路1号

(72) 发明人 陈伟博 姜繁生 于明 邴连喜

(74) 专利代理机构 北京航信高科知识产权代理有限公司 (普通合伙) 11526

代理人 高原

(51) Int. Cl.

F02C 7/18 (2006.01)

F01D 5/18 (2006.01)

F01D 21/00 (2006.01)

F01D 25/12 (2006.01)

权利要求书1页 说明书4页 附图3页

(54) 发明名称

一种航空发动机飞行包线控制方法

(57) 摘要

本申请属于飞机发动机控制领域,涉及一种航空发动机飞行包线控制方法,所述方法包括:确定标准大气条件下发动机飞行包线右边界总体性能参数;计算出涡轮转子基体温度 $T_{\text{基体}}$;确定飞机在热天条件下所处最高温度 $T_{2\text{max}}$,将标准天飞机最高进气温度设为 $T_{2\text{min}}$,在 $T_{2\text{min}}$ 与 $T_{2\text{max}}$ 之间按设定步长补入多个控制点;给出一个初始值 $n1'$,计算出飞机在热天条件下的涡轮转子基体温度 $T'_{\text{基体}}$;确定 $T'_{\text{基体}}$ 与 $T_{\text{基体}}$ 之间的关系,调整初始值 $n1'$,直至 $T'_{\text{基体}}$ 与 $T_{\text{基体}}$ 相等,确定各控制点的低压转子转速 $n1$ 、高压转子转速 $n2$ 以及低压涡轮出口温度 T_6 随涡轮转子进口温度 T_2 之间的关系。本申请有助于保持航空发动机使用寿命,减小因强度、结构完整性等带来的安全性问题。



1. 一种航空发动机飞行包线控制方法,其特征在于,包括:

步骤S1、确定标准大气条件下发动机飞行包线右边界总体性能参数;

步骤S2、根据涡轮转子叶片三维仿真计算程序,计算出涡轮转子基体温度 $T_{\text{基体}}$;

步骤S3、确定飞机在热天条件下所处最高温度 $T_{2\text{max}}$,将标准天飞机最高进气温度设为 $T_{2\text{min}}$,在 $T_{2\text{min}}$ 与 $T_{2\text{max}}$ 之间按设定步长补入多个控制点;

步骤S4、按低于标准天条件下的低压转子转速 $n1$ 值给出一个初始值 $n1'$,计算出飞机在热天条件下的涡轮转子基体温度 $T'_{\text{基体}}$;

步骤S5、确定 $T'_{\text{基体}}$ 与 $T_{\text{基体}}$ 之间的关系,调整初始值 $n1'$,直至 $T'_{\text{基体}}$ 与 $T_{\text{基体}}$ 相等,确定各控制点的低压转子转速 $n1$ 、高压转子转速 $n2$ 以及低压涡轮出口温度 T_6 随涡轮转子进口温度 T_2 之间的关系;

步骤S6、以各控制点的低压转子转速 $n1$ 、高压转子转速 $n2$ 以及低压涡轮出口温度 T_6 随涡轮转子进口温度 T_2 之间的关系作为热天飞行包线右边界控制计划对发动机进行控制。

2. 如权利要求1所述的航空发动机飞行包线控制方法,其特征在于,所述发动机飞行包线右边界总体性能参数包括压气机进口流量 W_{25} 、压气机出口温度 T_3 、压气机出口压力 P_3 、主流道涡轮转子前燃气温度 T_{41} 、流量 W_{41} 、压力 P_{41} 。

3. 如权利要求1所述的航空发动机飞行包线控制方法,其特征在于,步骤S1中,根据标准大气温度条件下的发动机控制计划确定标准大气条件下发动机飞行包线右边界总体性能参数,其中,所述标准大气温度条件下的发动机控制计划包括低压转子转速、高压转子转速以及低压涡轮出口温度随涡轮转子进口温度的之间的关系。

4. 如权利要求1所述的航空发动机飞行包线控制方法,其特征在于,步骤S2进一步包括:

步骤S21、根据步骤S1的总体性能参数及发动机空气系统流路尺寸及流路损失,计算出从压气机引出的涡轮转子冷却气温度 $T_{\text{冷却}}$ 、流量 $W_{\text{冷却}}$ 、压力 $P_{\text{冷却}}$;

步骤S22、结合主流道涡轮转子前燃气温度 T_{41} 、流量 W_{41} 、压力 P_{41} ,根据涡轮转子叶片三维仿真计算程序,计算出涡轮转子基体温度 $T_{\text{基体}}$ 。

5. 如权利要求1所述的航空发动机飞行包线控制方法,其特征在于,步骤S3中,设定步长为 10°C 。

6. 如权利要求5所述的航空发动机飞行包线控制方法,其特征在于,步骤S5中,调整初始值 $n1'$ 包括:

若 $T'_{\text{基体}} > T_{\text{基体}}$,表示此时给出的初始值 $n1'$ 较高,涡轮转子叶片承受的温度负荷较高,此时需降低 $n1'$,反之,增大 $n1'$ 。

一种航空发动机飞行包线控制方法

技术领域

[0001] 本申请属于飞机发动机控制领域,特别涉及一种航空发动机飞行包线控制方法。

背景技术

[0002] 航空发动机在飞行包线右边界的控制计划设计过程中,通常需要综合性能要求及强度、寿命要求开展,而两者又是相互制约的关系,过高的发动机推力需求则意味着需降低发动机强度和寿命储备,反之亦然。在国内航空发动机的研制要求中,通常在标准大气条件下规定相应性能指标,而在超出标准大气温度的热天条件下,通常空中没有明确的指标要求。

[0003] 目前国内航空发动机在制定飞行包线的控制计划时,未考虑热天(温度大于标准大气温度)条件下的发动机寿命损耗等情况,在飞行包线右边界超出标准天热负荷时仍按照较高的发动机排气温度控制发动机,同时对使用包线也没有限制,这会造成发动机寿命的快速消耗以及潜在的安全性风险。

[0004] 在飞行包线右边界进气温度变化时,按照相同的发动机排气温度控制发动机的现有调节计划中,虽然涡轮前燃气温度变化不大,但随着发动机进气温度的增加,压气机出口温度也随之增加,存在如下技术缺点:

[0005] a) 随着压气机出口温度增加,压气机部件的强度和寿命储备将会降低;

[0006] b) 随着压气机出口温度增加,从压气机引出的涡轮叶片冷却气温度随之增加,从而加大了涡轮工作叶片的热负荷,降低涡轮部件的强度和寿命储备。

发明内容

[0007] 本发明针对现行热天飞行包线右边界控制计划降低发动机寿命的问题,提出一种在热天飞行包线右边界飞行条件下基于控制涡轮部件冷却气及涡轮转子进口温度的发动机控制方法,解决现行控制计划减少航空发动机寿命快速消耗和潜在的安全性问题,使航空发动机在热天飞行包线右边界使用过程中与标准大气温度条件下使用过程中具备相同的工作寿命,增加发动机的安全性、经济性、使用寿命,减少发动机故障率。

[0008] 本申请提出了一种航空发动机飞行包线控制方法,包括:

[0009] 步骤S1、确定标准大气条件下发动机飞行包线右边界总体性能参数;

[0010] 步骤S2、根据涡轮转子叶片三维仿真计算程序,计算出涡轮转子基体温度 $T_{\text{基体}}$;

[0011] 步骤S3、确定飞机在热天条件下所处最高温度 $T_{2\text{max}}$,将标准天飞机最高进气温度设为 $T_{2\text{min}}$,在 $T_{2\text{min}}$ 与 $T_{2\text{max}}$ 之间按设定步长补入多个控制点;

[0012] 步骤S4、按低于标准天条件下的低压转子转速 n_1 值给出一个初始值 n_1' ,计算出飞机在热天条件下的涡轮转子基体温度 $T'_{\text{基体}}$;

[0013] 步骤S5、确定 $T'_{\text{基体}}$ 与 $T_{\text{基体}}$ 之间的关系,调整初始值 n_1' ,直至 $T'_{\text{基体}}$ 与 $T_{\text{基体}}$ 相等,确定各控制点的低压转子转速 n_1 、高压转子转速 n_2 以及低压涡轮出口温度 T_6 随涡轮转子进口温度 T_2 的之间的关系;

[0014] 步骤S6、以各控制点的低压转子转速 n_1 、高压转子转速 n_2 以及低压涡轮出口温度 T_6 随涡轮转子进口温度 T_2 之间的关系作为热天飞行包线右边界控制计划对发动机进行控制。

[0015] 优选的是,所述发动机飞行包线右边界总体性能参数包括压气机进口流量 W_{25} 、压气机出口温度 T_3 、压气机出口压力 P_3 、主流道涡轮转子前燃气温度 T_{41} 、流量 W_{41} 、压力 P_{41} 。

[0016] 优选的是,步骤S1中,根据标准大气温度条件下的发动机控制计划确定标准大气条件下发动机飞行包线右边界总体性能参数,其中,所述标准大气温度条件下的发动机控制计划包括低压转子转速、高压转子转速以及低压涡轮出口温度随涡轮转子进口温度的之间的关系。

[0017] 优选的是,步骤S2进一步包括:

[0018] 步骤S21、根据步骤S1的总体性能参数及发动机空气系统流路尺寸及流路损失,计算出从压气机引出的涡轮转子冷却气温度 $T_{冷却}$ 、流量 $W_{冷却}$ 、压力 $P_{冷却}$;

[0019] 步骤S22、结合主流道涡轮转子前燃气温度 T_{41} 、流量 W_{41} 、压力 P_{41} ,根据涡轮转子叶片三维仿真计算程序,计算出涡轮转子基体温度 $T_{基体}$ 。

[0020] 优选的是,步骤S3中,设定步长为 10°C 。

[0021] 优选的是,步骤S5中,调整初始值 n_1' 包括:

[0022] 若 $T'_{基体} > T_{基体}$,表示此时给出的初始值 n_1' 较高,涡轮转子叶片承受的温度负荷较高,此时需降低 n_1' ,反之,增大 n_1' 。

[0023] 与现有热天飞行包线右边界控制计划相比,本申请有助于保持航空发动机使用寿命,减小因强度、结构完整性等带来的安全性问题,同时便利了飞行员的操作、保证了不会因为高温使用造成的发动机提前返厂。

附图说明

[0024] 图1是本申请航空发动机飞行包线控制方法的一优选实施例的流程图。

[0025] 图2是标准天发动机控制计划,向右为 T_2 温度升高方向。

[0026] 图3是热天发动机控制计划,虚线所示,向右为 T_2 温度升高方向。

[0027] 图4是涡轮叶片冷却气温度随发动机进气温度 T_2 变化关系示意图。

[0028] 图5是涡轮叶片燃气温度 T_{41} 随发动机进气温度 T_2 变化关系示意图。

[0029] 图6是涡轮叶片基体温度随发动机进气温度 T_2 变化关系示意图。

具体实施方式

[0030] 为使本申请实施的目的、技术方案和优点更加清楚,下面将结合本申请实施方式中的附图,对本申请实施方式中的技术方案进行更加详细的描述。在附图中,自始至终相同或类似的标号表示相同或类似的元件或具有相同或类似功能的元件。所描述的实施方式是本申请一部分实施方式,而不是全部的实施方式。下面通过参考附图描述的实施方式是示例性的,旨在用于解释本申请,而不能理解为对本申请的限制。基于本申请中的实施方式,本领域普通技术人员在没有作出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施方式,都属于本申请保护的范围。下面结合附图对本申请的实施方式进行详细说明。

[0031] 本申请提出了一种航空发动机飞行包线控制方法,如图1所示,主要包括:

- [0032] 步骤S1、确定标准大气条件下发动机飞行包线右边界总体性能参数；
- [0033] 步骤S2、根据涡轮转子叶片三维仿真计算程序，计算出涡轮转子基体温度 $T_{\text{基体}}$ ；
- [0034] 步骤S3、确定飞机在热天条件下所处最高温度 $T_{2\text{max}}$ ，将标准天飞机最高进气温度设为 $T_{2\text{min}}$ ，在 $T_{2\text{min}}$ 与 $T_{2\text{max}}$ 之间按设定步长补入多个控制点；
- [0035] 步骤S4、按低于标准天条件下的低压转子转速 $n1$ 值给出一个初始值 $n1'$ ，计算出飞机在热天条件下的涡轮转子基体温度 $T'_{\text{基体}}$ ；
- [0036] 步骤S5、确定 $T'_{\text{基体}}$ 与 $T_{\text{基体}}$ 之间的关系，调整初始值 $n1'$ ，直至 $T'_{\text{基体}}$ 与 $T_{\text{基体}}$ 相等，确定各控制点的低压转子转速 $n1$ 、高压转子转速 $n2$ 以及低压涡轮出口温度 T_6 随涡轮转子进口温度 T_2 之间的关系；
- [0037] 步骤S6、以各控制点的低压转子转速 $n1$ 、高压转子转速 $n2$ 以及低压涡轮出口温度 T_6 随涡轮转子进口温度 T_2 之间的关系作为热天飞行包线右边界控制计划对发动机进行控制。
- [0038] 以下进行详细说明。
- [0039] 在步骤S1中，根据标准大气温度条件下的发动机控制计划，计算出发动机飞行包线右边界总体性能参数，包括压气机进口流量 W_{25} 、压气机出口温度 T_3 、压气机出口压力 P_3 、主流道涡轮转子前燃气温度 T_{41} 、流量 W_{41} 、压力 P_{41} 。
- [0040] 本实施例中，如图2所示，所述标准大气温度条件下的发动机控制计划包括低压转子转速 $n1$ 、高压转子转速 $n2$ 以及低压涡轮出口温度 T_6 随涡轮转子进口温度 T_2 随涡轮转子进口温度的之间的关系。
- [0041] 在一些可选实施方式中，步骤S2进一步包括：
- [0042] 步骤S21、根据步骤S1的总体性能参数及发动机空气系统流路尺寸及流路损失，计算出从压气机引出的涡轮转子冷却气温度 $T_{\text{冷却}}$ 、流量 $W_{\text{冷却}}$ 、压力 $P_{\text{冷却}}$ ；
- [0043] 步骤S22、结合主流道涡轮转子前燃气温度 T_{41} 、流量 W_{41} 、压力 P_{41} ，根据涡轮转子叶片三维仿真计算程序，计算出涡轮转子基体温度 $T_{\text{基体}}$ 。
- [0044] 在一些可选实施方式中，步骤S3中，在热天条件下，根据飞机实际飞行能力，通过高度、马赫数计算出飞机热天最高进气温度，设为 $T_{2\text{max}}$ ，将标准天飞机最高进气温度设为 $T_{2\text{min}}$ ，按照 10°C （可调整）的步长在 $T_{2\text{min}}$ 与 $T_{2\text{max}}$ 之间补入 i 个点，加上 $T_{2\text{min}}$ 与 $T_{2\text{max}}$ 累计共 $(i+2)$ 个点，每个点均需按照如下步骤S4及步骤S5开展计算。
- [0045] 在步骤S4中，首先按低于标准天条件下的 $n1$ 值给出一个初始值 $n1'$ ，计算得出步骤S1、步骤S2中的气动参数，计算出热天条件下的涡轮转子基体温度 $T'_{\text{基体}}$ 。
- [0046] 在步骤S5中，若 $T'_{\text{基体}} < T_{\text{基体}}$ ，表示此时给出的初始值 $n1'$ 较低，发动机推力降低较多，此时需提高 $n1'$ ，按照步骤S4重新计算涡轮转子基体温度 $T_{\text{基体}}$ ，直至 $T'_{\text{基体}} = T_{\text{基体}}$ ；若 $T'_{\text{基体}} > T_{\text{基体}}$ ，表示此时给出的初始值 $n1'$ 较高，涡轮转子叶片承受的温度负荷较高，此时需降低 $n1'$ ，按照步骤S4重新计算涡轮转子基体温度 $T_{\text{基体}}$ ，直至 $T'_{\text{基体}} = T_{\text{基体}}$ ；确定出 $T'_{\text{基体}} = T_{\text{基体}}$ 条件下的 $(i+2)$ 个点 $n1$ 、 $n2$ 、 T_6 与发动机进口温度 T_2 的关系。
- [0047] 在步骤S6中，将 $(i+2)$ 个点 $n1$ 、 $n2$ 、 T_6 与发动机进口温度 T_2 的关系作为热天飞行包线右边界控制计划，间接保证涡轮基体（金属）温度不超标，得到的控制计划见图3中虚线所示。
- [0048] 通过上述方式计算的热天条件下涡轮转子叶片冷却气温度、涡轮前转子燃气温

度、压气机出口温度随发动机进口温度的变化趋势见图4~图6所示,保证了热天条件下涡轮基体温度与标准天条件下涡轮基体温度相等。

[0049] 与现有热天飞行包线右边界控制计划相比,本发明有助于保持航空发动机使用寿命,减小因强度、结构完整性等带来的安全性问题,同时便利了飞行员的操作、保证了不会因为高温使用造成的发动机提前返厂。

[0050] 以上所述,仅为本申请的具体实施方式,但本申请的保护范围并不局限于此,任何熟悉本技术领域的技术人员在本申请揭露的技术范围内,可轻易想到的变化或替换,都应涵盖在本申请的保护范围之内。因此,本申请的保护范围应以所述权利要求的保护范围为准。

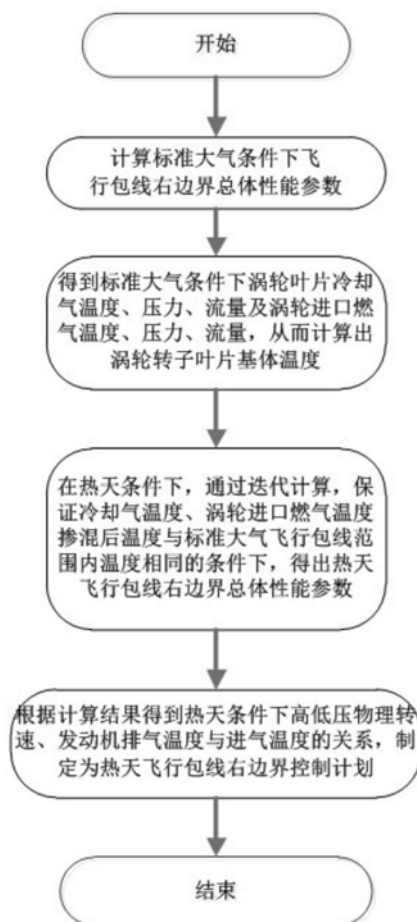


图1

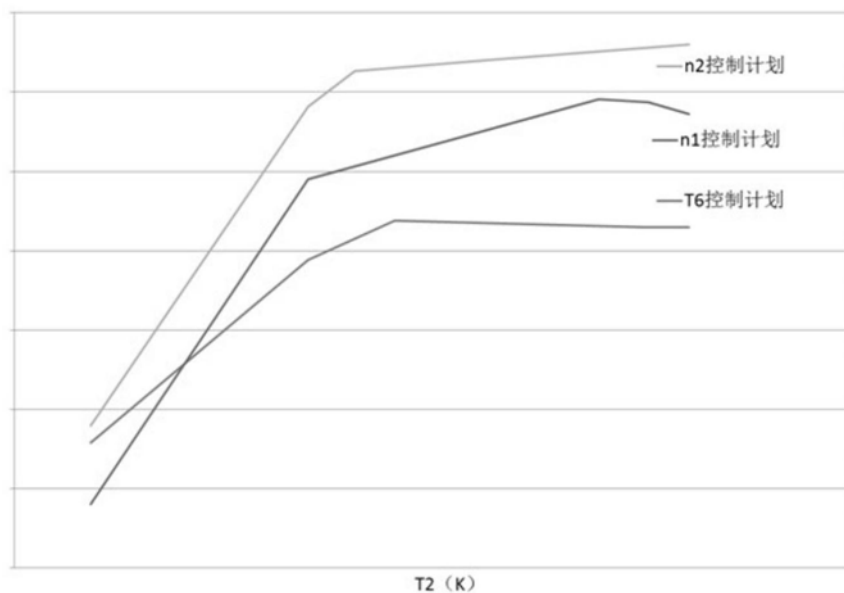


图2

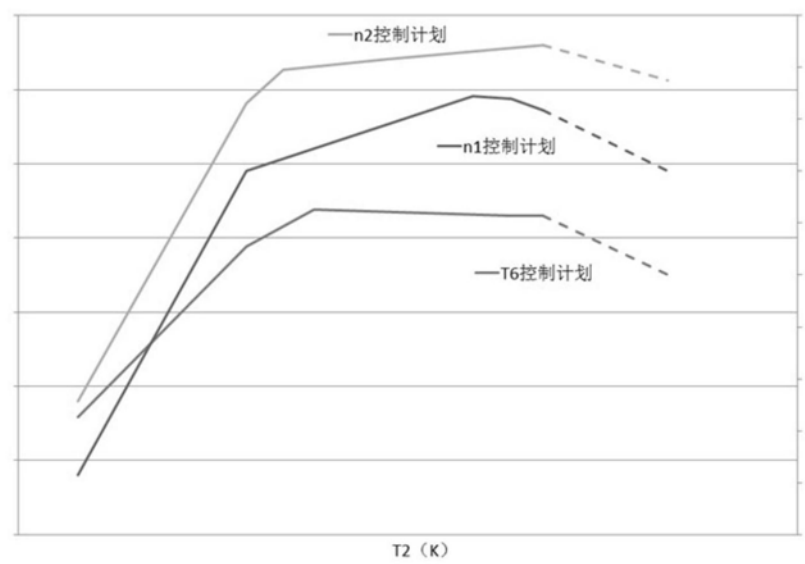


图3

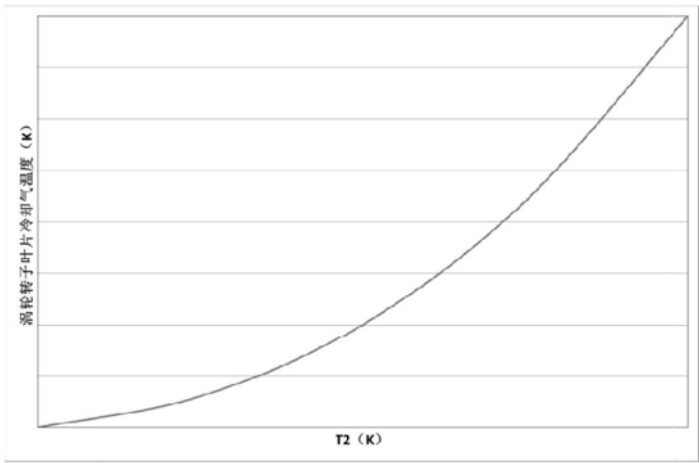


图4

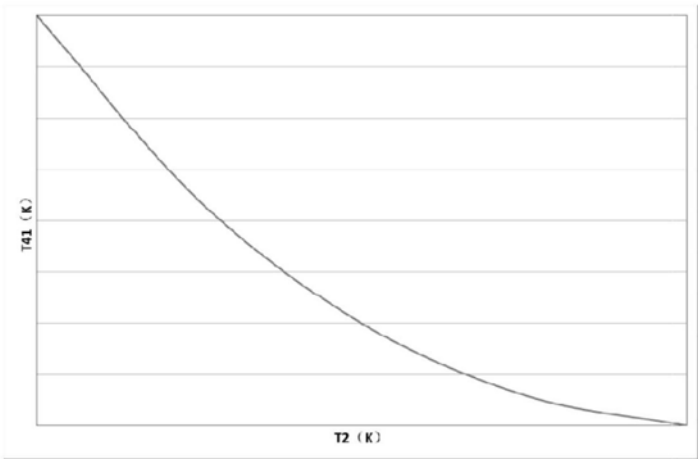


图5



图6