



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 111734535 A

(43) 申请公布日 2020.10.02

(21) 申请号 202010694578.7

(22) 申请日 2020.07.17

(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 康忱 阎巍 赵肃 李泳凡 施磊 万东凯

(74) 专利代理机构 北京航信高科知识产权代理
事务所(普通合伙) 11526

代理人 高原

(51) Int.Cl.

F02C 9/26 (2006.01)

权利要求书1页 说明书4页 附图1页

(54) 发明名称

一种航空发动机高原起动供油修正方法

(57) 摘要

本申请属于航空发动机供油领域,特别涉及一种航空发动机高原起动供油修正方法。包括:获取辅助动力系统的功率特征系数 ϵ ,以及辅助动力系统功率做功占比系数 λ ,计算辅助动力修正系数 $K_{辅助}$;获取按照发动机特性进行的修正系数 $K_{常规}$,以及发动机地面起动转速上升率 $N_2Dot_{地面}$,计算发动机高原起动转速上升率 $N_2Dot_{高原}$;根据发动机高原起动转速上升率 $N_2Dot_{高原}$,计算主燃油供油规律。本申请根据辅助动力系统功率保持特性,修正得到更真实的辅助动力功率,并根据起动转速范围内辅助系统功率与涡轮功率占比关系综合折算为转速上升率修正量,对起动过程进行修正,使转速上升率与实际剩余功率更加匹配,修正供油量以充分发挥起动潜能,缩短起动时间,提高起动成功率。

获取辅助动力系统的功率特征系数 ϵ ,以及
辅助动力系统功率做功占比系数 λ ,计算辅
助动力修正系数 $K_{辅助}$;

获取按照发动机特性进行的修正系数 $K_{常规}$,以及航
空发动机地面起动的转速上升率 $N_2Dot_{地面}$,计算航
空发动机高原起动的转速上升率 $N_2Dot_{高原}$;

根据航空发动机高原起动的转速上升率
 $N_2Dot_{高原}$,计算主燃油供油规律。

1. 一种航空发动机高原起动供油修正方法,其特征在于,包括:

获取辅助动力系统的功率特征系数 ε ,以及辅助动力系统功率做功占比系数 λ ,计算辅助动力修正系数 $K_{\text{辅助}}$:

$$K_{\text{辅助}} = \frac{N_{2_平衡}}{N_{2_平衡} + N_2} + \varepsilon * \lambda$$

其中, N_2 为起动过程中发动机高压转子转速, $N_{2_平衡}$ 为辅助动力功与涡轮功相等时的转速;

获取按照发动机特性进行的修正系数 $K_{\text{常规}}$,以及发动机地面起动转速上升率 $N_{2\text{Dot_地面}}$,计算发动机高原起动转速上升率 $N_{2\text{Dot_高原}}$:

$$N_{2\text{Dot_高原}} = K_{\text{辅助}} * K_{\text{常规}} * N_{2\text{Dot_地面}};$$

根据发动机高原起动转速上升率 $N_{2\text{Dot_高原}}$,计算主燃油供油规律:

$$M_{ct} + M_T - \frac{M_c}{\eta_m} = C * J * N_{2\text{Dot_高原}}$$

其中, M_{ct} 为起动机起动扭矩, M_T 为涡轮扭矩, M_c 为压气机扭矩, η_m 为压缩系统机械效率, C 为常系数, J 为发动机转子转动惯量。

2. 根据权利要求1所述的航空发动机高原起动供油修正方法,其特征在于,获取所述辅助动力系统的功率特征系数 ε 包括:

获取按照发动机特性进行的修正系数 $K_{\text{常规}}$:

$$K_{\text{常规}} = P_H / 101.325 \times (288.2 / T_1)^{0.5}$$

其中, T_1 为环境温度, P_H 为高度为 H 时的压力;

获取辅助动力系统在标准海平面标准大气的设计功率 $W_{\text{辅_地面}}$;

获取辅助动力系统在不同高度条件下的实际功率 $W_{\text{辅_实际}}$;

计算辅助动力系统的功率特征系数 ε :

$$\varepsilon = f(P_H, T_1) = \frac{W_{\text{辅_实际}}}{K_{\text{常规}} * W_{\text{辅_地面}}}。$$

3. 根据权利要求2所述的航空发动机高原起动供油修正方法,其特征在于,获取所述辅助动力系统功率做功占比系数 λ 包括:

获取起动过程中发动机高压转子转速 N_2 ;

获取辅助动力功与涡轮功相等时的转速 $N_{2_平衡}$;

计算辅助动力系统功率做功占比系数 λ :

$$\lambda = \begin{cases} 1 & N_2 < N_{2\text{点火}} \\ f\left(\frac{N_{2_平衡}}{N_{2_平衡} + N_2}\right) & N_{2\text{点火}} < N_2 < N_{2\text{脱离}} \\ 0 & N_2 > N_{2\text{脱离}} \end{cases}。$$

4. 根据权利要求3所述的航空发动机高原起动供油修正方法,其特征在于,当 $N_{2\text{点火}} < N_2 < N_{2\text{脱离}}$ 时,将辅助动力系统功率做功占比系数 λ 简化为:

$$\lambda = \frac{N_{2_平衡}}{N_{2_平衡} + N_2}。$$

一种航空发动机高原起动供油修正方法

技术领域

[0001] 本申请属于航空发动机供油领域,特别涉及一种航空发动机高原起动供油修正方法。

背景技术

[0002] 为满足空军飞机在高原作战、训练的需求,军用涡扇发动机需要具备高原机场快速、可靠起动的能力。

[0003] 现有的发动机起动技术中,高原起动的供油规律一般是在地面设计规律基础上,根据经典发动机特性进行的简单压力、温度修正后的规律进行闭环控制,这种常规修正方法能够较好的符合发动机在高原的特性,但是此方案是将辅助动力系统的做功能力并入到发动机系统中一并修正,也就是默认了辅助动力系统功率随高原高度升高的衰减情况与典型航空发动机一致,并没有充分考虑各类不同辅助动力系统的实际功率保持特性,这显然并不符合实际情况,也直接导致修正后的辅助系统功率与实际有较大偏差,进而导致起动过程上升率设计值与实际剩余功率不匹配,供油不合适,高原起动时间过长,或出现失速、超温等现象,直接导致起动失败,没有完全发挥出发动机高原起动能力,影响飞机高原使用可靠性,起动时间和成功率均无法保证。

[0004] 因此,希望有一种技术方案来克服或至少减轻现有技术的至少一个上述缺陷。

发明内容

[0005] 本申请的目的是提供了一种航空发动机高原起动供油修正方法,以解决现有技术存在的至少一个问题。

[0006] 本申请的技术方案是:

[0007] 一种航空发动机高原起动供油修正方法,包括:

[0008] 获取辅助动力系统的功率特征系数 ε ,以及辅助动力系统功率做功占比系数 λ ,计算辅助动力修正系数 $K_{\text{辅助}}$:

$$[0009] \quad K_{\text{辅助}} = \frac{N_{2_平衡}}{N_{2_平衡} + N_2} + \varepsilon * \lambda$$

[0010] 其中, N_2 为起动过程中发动机高压转子转速, $N_{2_平衡}$ 为辅助动力功与涡轮功相等时的转速;

[0011] 获取按照发动机特性进行的修正系数 $K_{\text{常规}}$,以及发动机地面起动转速上升率 $N_{2\text{Dot_地面}}$,计算发动机高原起动转速上升率 $N_{2\text{Dot_高原}}$:

[0012] $N_{2\text{Dot_高原}} = K_{\text{辅助}} * K_{\text{常规}} * N_{2\text{Dot_地面}}$;

[0013] 根据发动机高原起动转速上升率 $N_{2\text{Dot_高原}}$,计算主燃油供油规律:

$$[0014] \quad M_{ct} + M_T - \frac{M_c}{\eta_m} = C * J * N_{2\text{Dot_高原}}$$

[0015] 其中, M_{ct} 为起动机起动扭矩, M_T 为涡轮扭矩, M_c 为压气机扭矩, η_m 为压缩系统机械效

率, C为常系数, J为发动机转子转动惯量。

[0016] 可选地, 获取所述辅助动力系统的功率特征系数 ε 包括:

[0017] 获取按照发动机特性进行的修正系数 $K_{\text{常规}}$:

[0018] $K_{\text{常规}} = P_H / 101.325 \times (288.2 / T_1)^{0.5}$

[0019] 其中, T_1 为环境温度, P_H 为高度为H时的压力;

[0020] 获取辅助动力系统在海拔标准大气的设计功率 $W_{\text{辅_地面}}$;

[0021] 获取辅助动力系统在不同高度条件下的实际功率 $W_{\text{辅_实际}}$;

[0022] 计算辅助动力系统的功率特征系数 ε :

[0023] $\varepsilon = f(P_H, T_1) = \frac{W_{\text{辅_实际}}}{K_{\text{常规}} * W_{\text{辅_地面}}}。$

[0024] 可选地, 获取所述辅助动力系统功率做功占比系数 λ 包括:

[0025] 获取起动过程中发动机高压转子转速 N_2 ;

[0026] 获取辅助动力功与涡轮功相等时的转速 $N_{2_平衡}$;

[0027] 计算辅助动力系统功率做功占比系数 λ :

[0028] $\lambda = \begin{cases} 1 & N_2 < N_{2_点火} \\ f(\frac{N_{2_平衡}}{N_{2_平衡} + N_2}) & N_{2_点火} < N_2 < N_{2_脱离} \\ 0 & N_2 > N_{2_脱离} \end{cases}。$

[0029] 可选地, 当 $N_{2_点火} < N_2 < N_{2_脱离}$ 时, 将辅助动力系统功率做功占比系数 λ 简化为:

[0030] $\lambda = \frac{N_{2_平衡}}{N_{2_平衡} + N_2}。$

[0031] 发明至少存在以下有益技术效果:

[0032] 本申请的航空发动机高原起动供油修正方法, 通过修正转速上升率达到修正供油规律的目的, 主要引入辅助动力系统功率保持特性, 对现有的压力修正方法进行二次修正, 得到更符合实际的高原转速上升率规律, 保证起动过程上升率设计值与剩余功率更优匹配, 充分发挥起动能力, 缩短起动时间, 减少因供油量不合适导致的压气机失稳风险, 提高起动成功率, 保证航空发动机高原起动快速、可靠。

附图说明

[0033] 图1是本申请一个实施方式的航空发动机高原起动供油修正方法流程图。

具体实施方式

[0034] 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例中的附图, 对本申请实施例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。所描述的实施例是本申请一部分实施例, 而不是全部的实施例。下面通过参考附图描述的实施例是示例性的, 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例, 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例, 都属于本申请保护的范围。下

面结合附图对本申请的实施例进行详细说明。

[0035] 在本申请的描述中,需要理解的是,术语“中心”、“纵向”、“横向”、“前”、“后”、“左”、“右”、“竖直”、“水平”、“顶”、“底”、“内”、“外”等指示的方位或位置关系为基于附图所示的方位或位置关系,仅是为了便于描述本申请和简化描述,而不是指示或暗示所指的装置或元件必须具有特定的方位、以特定的方位构造和操作,因此不能理解为对本申请保护范围的限制。

[0036] 下面结合附图1对本申请做进一步详细说明。

[0037] 本申请提供了一种航空发动机高原起动供油修正方法,包括:

[0038] 获取辅助动力系统的功率特征系数 ε ,以及辅助动力系统功率做功占比系数 λ ,计算辅助动力修正系数 $K_{\text{辅助}}$:

$$[0039] \quad K_{\text{辅助}} = \frac{N_{2_平衡}}{N_{2_平衡} + N_2} + \varepsilon * \lambda$$

[0040] 其中, N_2 为起动过程中发动机高压转子转速, $N_{2_平衡}$ 为辅助动力功与涡轮功相等时的转速;

[0041] 获取按照发动机特性进行的修正系数 $K_{\text{常规}}$,以及发动机地面起动转速上升率 $N_{2\text{Dot_地面}}$,计算发动机高原起动转速上升率 $N_{2\text{Dot_高原}}$:

$$[0042] \quad N_{2\text{Dot_高原}} = K_{\text{辅助}} * K_{\text{常规}} * N_{2\text{Dot_地面}};$$

[0043] 根据发动机高原起动转速上升率 $N_{2\text{Dot_高原}}$,计算主燃油供油规律:

$$[0044] \quad M_{ct} + M_T - \frac{M_c}{\eta_m} = C * J * N_{2\text{Dot_高原}}$$

[0045] 其中, M_{ct} 为起动机起动扭矩, M_T 为涡轮扭矩, M_c 为压气机扭矩, η_m 为压缩系统机械效率, C 为常数, J 为发动机转子转动惯量。

[0046] 本申请的航空发动机高原起动供油修正方法,获取辅助动力系统的功率特征系数 ε 包括:

[0047] 首先,获取按照发动机特性进行的修正系数 $K_{\text{常规}}$:

$$[0048] \quad K_{\text{常规}} = P_H / 101.325 \times (288.2 / T_1)^{0.5}$$

[0049] 其中, T_1 为环境温度, P_H 为高度为 H 时的压力;

[0050] 获取辅助动力系统在标准海平面标准大气的设计功率 $W_{\text{辅_地面}}$;

[0051] 获取辅助动力系统在不同高度条件下的实际功率 $W_{\text{辅_实际}}$;

[0052] 计算辅助动力系统的功率特征系数 ε :

$$[0053] \quad \varepsilon = f(P_H, T_1) = \frac{W_{\text{辅_实际}}}{K_{\text{常规}} * W_{\text{辅_地面}}}。$$

[0054] 由上式可知,辅助动力系统的功率特征系数 ε 为压力温度的函数。

[0055] 本申请的航空发动机高原起动供油修正方法,当起动过程中发动机高压转子转速小于点火转速时,将辅助动力系统功率做功占比系数 λ 的值设为1,当起动过程中发动机高压转子转速大于脱开转速时,将辅助动力系统功率做功占比系数 λ 的值设为0,当起动过程中发动机高压转子转速介于点火转速与脱开转速之间时,将辅助动力系统功率做功占比系数 λ 的值设为高压转速的函数。本实施例中,获取辅助动力系统功率做功占比系数 λ 包括:

[0056] 获取起动过程中发动机高压转子转速 N_2 ;

[0057] 获取辅助动力功与涡轮功相等时的转速 $N_{2_平衡}$;

[0058] 计算辅助动力系统功率做功占比系数 λ :

$$[0059] \quad \lambda = \begin{cases} 1 & N_2 < N_{2_平衡} \\ f\left(\frac{N_{2_平衡}}{N_{2_平衡} + N_2}\right) & N_{2_平衡} < N_2 < N_{2_脱开} \\ 0 & N_2 > N_{2_脱开} \end{cases} \circ$$

[0060] 进一步,本实施例中,当 $N_{2_平衡} < N_2 < N_{2_脱开}$ 时,将辅助动力系统功率做功占比系数 λ 粗略简化为:

$$[0061] \quad \lambda = \frac{N_{2_平衡}}{N_{2_平衡} + N_2} \circ$$

[0062] 在本申请的一个实施方式中,以4km高原为例,本实施例中,假设地面前上升率设计规律全部为2,平衡转速取30%,假设点火转速为20%,脱开转速为55%;同时,为体现修正结果,本实施例中,不计算真实保持系数,分别假设了4km保持系数为0.9(衰减)和1.25(保持良好)两种情况进行试修正,结果如下表所示:

[0063] 表14km高原修正结果

[0064]

N_2 (%)	15	20	25	30	35	40	45
地面设计	2	2	2	2	2	2	2
常规方法	1.276	1.276	1.276	1.276	1.276	1.276	1.276
本方法 ($\epsilon=1.25$)	1.594	1.467	1.449	1.435	1.423	1.412	1.403
本方法 ($\epsilon=0.9$)	1.148	1.199	1.206	1.212	1.217	1.221	1.224
N_2 (%)	50	53	55	60	65	70	75
地面设计	2	2	2	2	2	2	2
常规修正	1.276	1.276	1.276	1.276	1.276	1.276	1.276
本方法 ($\epsilon=1.25$)	1.395	1.391	1.388	1.276	1.276	1.276	1.276
本方法 ($\epsilon=0.9$)	1.228	1.229	1.230	1.276	1.276	1.276	1.276

[0065] 本申请的航空发动机高原起动供油修正方法,根据辅助动力系统功率保持特性,修正得到更真实的辅助动力功率,并根据起动转速范围内辅助系统功率与涡轮功率占比关系综合折算为转速上升率修正量,对起动过程进行修正,使转速上升率与实际剩余功率更加匹配,修正供油量以充分发挥起动潜能,缩短起动时间,提高起动成功率。

[0066] 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。

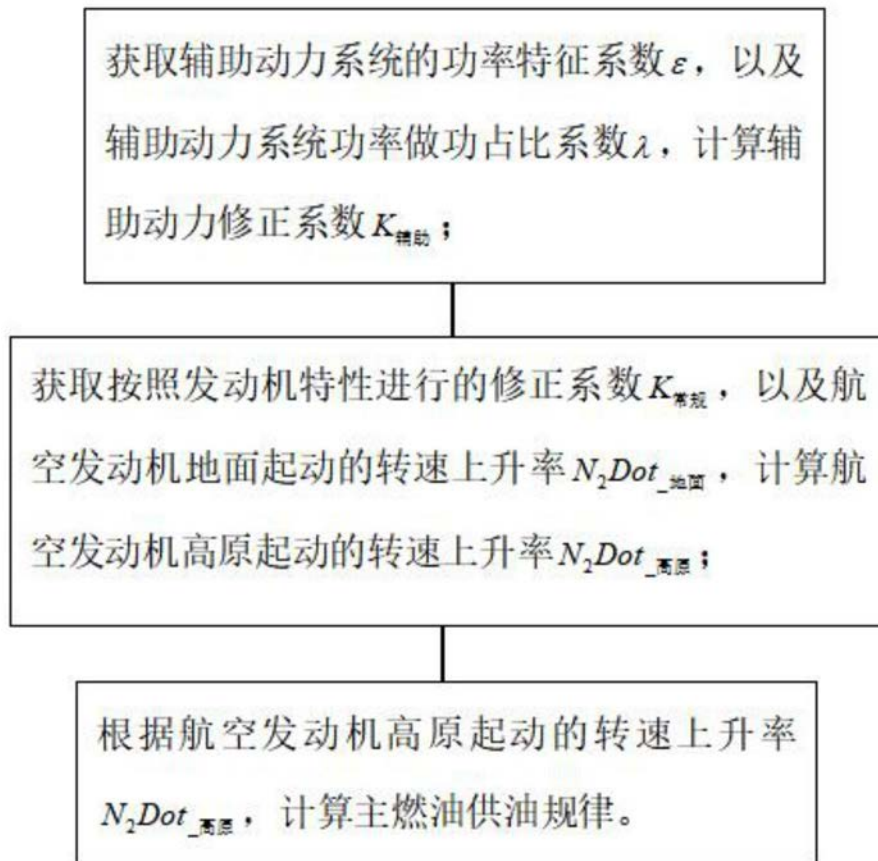


图1