



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 110657032 A

(43)申请公布日 2020.01.07

(21)申请号 201910949991.0

(22)申请日 2019.10.08

(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 袁继来 姜繁生 张志成 陈泽华
张志舒

(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 刘传准

(51)Int.Cl.

F02C 9/28(2006.01)

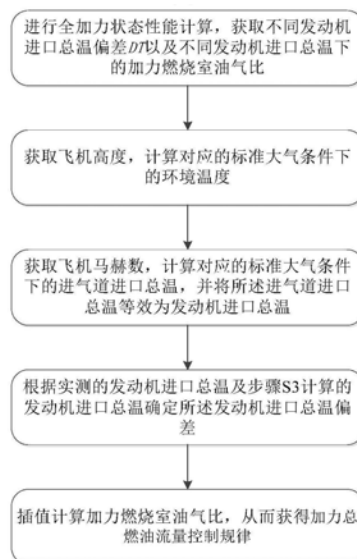
权利要求书1页 说明书5页 附图3页

(54)发明名称

一种加力总燃油流量控制规律确定方法

(57)摘要

本申请属于航空发动机状态检测技术领域，具体涉及一种加力总燃油流量控制规律确定方法。所述方法包括进行全加力状态性能计算，获取不同发动机进口总温偏差以及不同发动机进口总温下的加力燃烧室油气比；获取飞机高度并计算对应的标准大气条件下的环境温度；获取飞机马赫数并计算对应的进气道进口总温；确定发动机进口总温偏差；插值计算加力燃烧室油气比，从而获得加力总燃油流量控制规律，本申请考虑了非标准天条件下的加力总燃油流量控制规律，能够有效解决现有规律存在的非标准天条件下适用性差问题，可以有效提升发动机非标准天的性能表现、工作安全性等。



1. 一种加力总燃油流量控制规律确定方法,其特征在于,包括:

步骤S1、进行全加力状态性能计算,获取不同发动机进口总温偏差DT以及不同发动机进口总温下的加力燃烧室油气比,所述发动机进口总温偏差DT为实测的发动机进口总温与标准大气环境下的发动机进口总温之差;

步骤S2、获取飞机高度,计算对应的标准大气条件下的环境温度;

步骤S3、获取飞机马赫数,计算对应的标准大气条件下的进气道进口总温,并将所述进气道进口总温等效为发动机进口总温;

步骤S4、根据实测的发动机进口总温及步骤S3计算的发动机进口总温确定所述发动机进口总温偏差;

步骤S5、插值计算加力燃烧室油气比,从而获得加力总燃油流量控制规律。

2. 如权利要求1所述的加力总燃油流量控制规律确定方法,其特征在于,所述步骤S2包括:

步骤S21、获取标准大气条件下环境温度与高度之间的关系表;

步骤S22、通过插值获得飞机高度对应的环境温度。

3. 如权利要求1所述的加力总燃油流量控制规律确定方法,其特征在于,所述步骤S5之后,包括:

步骤S61、获取压气机出口总压测量值,并将其等效为空气流量;

步骤S62、根据步骤S5确定的油气比及步骤S61确定的空气流量,计算发动机加力总燃油流量。

4. 如权利要求3所述的加力总燃油流量控制规律确定方法,其特征在于,所述步骤S5之后,在计算高空小表速区域或低空大表速区域的燃油流量时,包括:

步骤S63、获取发动机进口压力测量值,并将其等效为空气流量;

步骤S64、根据步骤S5确定的油气比及步骤S63确定的空气流量,计算发动机加力总燃油流量。

5. 如权利要求4所述的加力总燃油流量控制规律确定方法,其特征在于,所述高空小表速区域或低空大表速区域的确定方法包括:

在以高度为纵坐标,马赫数为横坐标的二维平面内,确定发动机进口总温等势线;

确定所述发动机进口总温等势线的上下边界;

对超出上边界的区域设定为高空小表速区域,对低于下边界的区域设定为低空大表速区域。

6. 如权利要求1所述的加力总燃油流量控制规律确定方法,其特征在于,步骤S3中,所述进气道进口总温为 $T_0 * (1 + 0.2 * M^2)$,其中, T_0 为标准大气条件下的环境温度,M为马赫数。

一种加力总燃油流量控制规律确定方法

技术领域

[0001] 本申请属于航空发动机燃油控制技术领域,特别涉及一种加力总燃油流量控制规律确定方法。

背景技术

[0002] 加力总燃油流量控制规律一般指,根据发动机进口总温 T_{t2} ,制定相应的油气比 W_{fab}/P_{t3} 。

[0003] 随着航空科学技术发展,要求军用飞行器在起飞、爬升或执行拦截等任务时具备飞行速度突增的能力,带加力燃烧室的燃气涡轮发动机应运而生。由加力燃油控制系统向加力燃烧室供应燃油,与涡轮及外涵出口气流中含有的氧气再一次进行混合燃烧,达到进一步提高发动机推力的目的。目前,国内涡扇发动机加力总燃油流量规律一般设计过程如下:根据标准天条件下的中间状态高度速度特性计算结果,基于全包线内加力燃烧室等余气系数原则(保证全加力推力满足要求),获得全加力状态加力总燃油流量。因加力燃烧室进口空气流量无法直接测量获得,因此使用压气机出口压力 P_{t3} 间接代替空气流量,获得 $W_{fab}/P_{t3} \sim T_{t2}$ 控制规律形式。

[0004] 现有涡扇发动机全加力状态采用 $W_{fab}/P_{t3} \sim T_{t2}$ 规律形式(具体见图1),是根据标准天条件下的计算结果获得。在实际使用过程中,上述控制规律存在非标准天条件下适用性差问题,主要表现为加力油气比不合适:

[0005] 1) 包线左边界区域($T_{t2} \leq T_0$)

[0006] 在包线左边界区域任意工作点,根据现有发动机主机控制规律,冷、热天压气机出口压力 P_{t3} 基本不变(现有主机控制规律控制结果),但按照现有加力供油控制规律,加力燃烧室油气比会发生偏离:热天油气比偏低,加力燃油流量减少,加力推力降低;冷天油气比偏高,加力燃油流量增大,加力推力增大。尤其在高空小表速区域(加力燃油燃烧效率降低),贫油会导致加力燃烧不稳定,富油可能会导致加力富油熄火甚至喘振问题发生。

[0007] 2) 包线右边界区域($T_{t2} > T_0$)

[0008] 在包线右边界区域任意工作点,由于主机受排气温度限制,热天压气机出口压力 P_{t3} 减小,空气流量减小,而冷天压气机出口压力 P_{t3} 增大,空气流量增大。按照现有加力供油控制规律,热天加力燃油流量减小,冷天加力燃油流量增大。综合影响下加力燃烧室油气比会发生偏离:热天油气比偏大,加力出口温度偏高而可能导致加力烧蚀问题;冷天油气比偏小,加力出口温度偏低导致加力推力降低。尤其在低空大表速区域(压气机出口压力 P_{t3} 受限),发动机在冷天工作时,现有加力燃油控制规律将导致 W_{fab}/P_{t3} 减小,而压气机出口压力 P_{t3} 不变,发动机全加力推力会大幅度降低,影响飞机在该区域的使用。

发明内容

[0009] 为了解决上述技术问题至少之一,本申请提供了一种加力总燃油流量控制规律确定方法,解决现有控制规律存在的非标准天适用性差问题,提高发动机在非标准天的性能

表现,提升发动机工作安全性,所述方法包括:

[0010] 步骤S1、进行全加力状态性能计算,获取不同发动机进口总温偏差DT以及不同发动机进口总温下的加力燃烧室油气比,所述发动机进口总温偏差DT为实测的发动机进口总温与标准大气环境下的发动机进口总温之差;

[0011] 步骤S2、获取飞机高度,计算对应的标准大气条件下的环境温度;

[0012] 步骤S3、获取飞机马赫数,计算对应的标准大气条件下的进气道进口总温,并将所述进气道进口总温等效为发动机进口总温;

[0013] 步骤S4、根据实测的发动机进口总温及步骤S3计算的发动机进口总温确定所述发动机进口总温偏差;

[0014] 步骤S5、插值计算加力燃烧室油气比,从而获得加力总燃油流量控制规律。

[0015] 优选的是,所述步骤S2包括:

[0016] 步骤S21、获取标准大气条件下环境温度与高度之间的关系表;

[0017] 步骤S22、通过插值获得飞机高度对应的环境温度。

[0018] 优选的是,所述步骤S5之后,包括:

[0019] 步骤S61、获取压气机出口总压测量值,并将其等效为空气流量;

[0020] 步骤S62、根据步骤S5确定的油气比及步骤S61确定的空气流量,计算发动机加力总燃油流量。

[0021] 优选的是,所述步骤S5之后,在计算高空小表速区域或低空大表速区域的燃油流量时,包括:

[0022] 步骤S63、获取发动机进口压力测量值,并将其等效为空气流量;

[0023] 步骤S64、根据步骤S5确定的油气比及步骤S63确定的空气流量,计算发动机加力总燃油流量。

[0024] 优选的是,所述高空小表速区域或低空大表速区域的确定方法包括:

[0025] 在以高度为纵坐标,马赫数为横坐标的二维平面内,确定发动机进口总温等势线;

[0026] 确定所述发动机进口总温等势线的上下边界;

[0027] 对超出上边界的区域设定为高空小表速区域,对低于下边界的区域设定为低空大表速区域。

[0028] 优选的是,步骤S3中,所述进气道进口总温为 $T_0 \cdot (1 + 0.2 \cdot M^2)$,其中, T_0 为标准大气条件下的环境温度,M为马赫数。

[0029] 本申请根据发动机进口总温偏差(实际温度与标准天温度)、进口温度及压气机出口总压测量值获得全包线内任何状态点、任意温度条件下的加力燃油流量,该燃油流量满足性能要求及加力工作稳定性要求;

[0030] 本申请考虑高空小表速和低空大马赫数实际工作条件的修正方法。基于发动机进口压力、进口总温偏差获得高空小表速和低空大马赫数区域全加力状态燃油流量修正系数。

附图说明

[0031] 图1是现有的 W_{fab}/P_{t3} 控制规律示意图。

[0032] 图2是本申请加力总燃油流量控制规律确定方法的一实施方式的流程图。

[0033] 图3是本申请高空小表速和低空大表速区域示意图。

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。

[0035] 如图2所示,本申请提供了一种加力总燃油流量控制规律确定方法,包括:

[0036] 步骤S1、进行全加力状态性能计算,获取不同发动机进口总温偏差DT以及不同发动机进口总温下的加力燃烧室油气比,所述发动机进口总温偏差DT为实测的发动机进口总温与标准大气环境下的发动机进口总温之差;

[0037] 步骤S2、获取飞机高度,计算对应的标准大气条件下的环境温度;

[0038] 步骤S3、获取飞机马赫数,计算对应的标准大气条件下的进气道进口总温,并将所述进气道进口总温等效为发动机进口总温;

[0039] 步骤S4、根据实测的发动机进口总温及步骤S3计算的发动机进口总温确定所述发动机进口总温偏差;

[0040] 步骤S5、插值计算加力燃烧室油气比,从而获得加力总燃油流量控制规律。

[0041] 可以理解的是,现有的控制规律为 $W_{fab}/P_{t3} \sim T_{t2}$,本申请考虑到该控制规律仅通过发动机进口总温 T_{t2} 来设计油气比 W_{fab}/P_{t3} 存在缺陷,因此加入了发动机进口总温偏差DT,该发动机进口总温偏差DT是与当前大气环境相关联的,从而引入了与大气环境相关的参数,以此实现对加力总燃油流量的精确控制。

[0042] 本发明提出了一种考虑非标准天条件下的加力总燃油流量控制规律,从加力燃烧的特征参数—余气系数出发,获得满足性能、稳定工作需求的加力燃油流量,具体包括以下步骤:

[0043] a) 考虑标准天和非标准天发动机性能需求、加力燃烧室结构完整性和加力工作稳定性限制,开展全包线范围内所有高度和马赫数、不同发动机进口总温偏差DT ($T_{t2}-T_{t2,标准天}$) 条件下的全加力状态性能计算,获得发动机进口总温偏差DT、发动机进口总温 T_{t2} 及 W_{fab}/P_{t3} 对应关系式,即 $W_{fab}/P_{t3}=f(DT, T_{t2})$,具体数据格式见表1;

[0044] 表1发动机进口总温偏差DT、进口总温 T_{t2} 及 W_{fab}/P_{t3} 对应关系

[0045]

$W_{fab}/P_{t3}T_{t2}$ (K) (kg/s/kPa)	200	...	288	...	...	...	...	...	500
$DT(^{\circ}C)$									
-50	xx	xx	xx	xx	xx	xx	xx	xx	xx
...	xx	xx	xx	xx	xx	xx	xx	xx	xx
...	xx	xx	xx	xx	xx	xx	xx	xx	xx
...	xx	xx	xx	xx	xx	xx	xx	xx	xx
...	xx	xx	xx	xx	xx	xx	xx	xx	xx
50	xx	xx	xx	xx	xx	xx	xx	xx	xx

[0046] 其中, xx仅用于示意 W_{fab}/P_{t3} (kg/s/kPa) 的值, 具体计算结果可以通过试验或仿真获得。

[0047] b) 根据飞机高度信号H, 通过表2插值获得标准大气条件下的环境温度 T_0 ;

[0048] 表2标准大气条件下环境温度 T_0

[0049]

$H(km)$	0	1	...	...	...	...	...	...
环境温度 $T_0 (^{\circ}C)$	288.15	...	...	...	...	...	...	...

[0050] c) 根据飞机马赫数信号M, 通过气动公式计算得到标准天条件下的飞机进气道进口总温 $T_{t1, 计算}$, 计算公式为 $T_{t1, 计算} = T_0 * (1 + 0.2 * M^2)$, 空气经过进气道后总温基本不变, 则标准天条件下发动机进口总温 $T_{t2, 计算}$ 等于飞机进气道进口总温 $T_{t1, 计算}$;

[0051] d) 通过发动机进口总温测量值 $T_{t2, 测量}$ 和标准天 $T_{t2, 计算}$, 计算得到进口总温偏差DT, 再根据进口总温偏差DT、压气机出口总压测量值 P_{t3} 及进口总温 $T_{t2, 测量}$, 基于 $W_{fab}/P_{t3} = f(DT, T_{t2})$ 关系式(具体见表1), 插值得到非标准天条件下当前高度H和M所需的全加力状态加力燃油流量;

[0052] e) 考虑到高空小表速区域的加力工作稳定性和低空大表速区域推力需求, 需要对d) 条插值得到的加力燃油流量进行修正, 使用发动机进口压力 P_{t2} 来代表上述区域(具体见图3), 加力燃油流量修正系数是发动机进口压力 P_{t2} 、进口总温偏差DT的函数, 具体见表3。

[0053] 表3全加力状态燃油流量修正系数

[0054]

K P_{t2} (kPa)	10	...	101.325	...	...	...	...	...	250
$DT(^{\circ}C)$									

[0055]

-50	yy	yy	xx	xx	xx	xx	xx	zz	zz
...	yy	yy	xx	xx	xx	xx	xx	zz	zz
...	yy	yy	xx	xx	xx	xx	xx	zz	zz
...	yy	yy	xx	xx	xx	xx	xx	zz	zz
...	yy	yy	xx	xx	xx	xx	xx	zz	zz
50	yy	yy	xx	xx	xx	xx	xx	zz	zz

[0056] 说明: xx值代表未修正值(1.0), yy代表高空小表速区域修正值, zz代表低空大表

速区域修正值。

[0057] 如图3所示,所述高空小表速区域或低空大表速区域的确定方法包括:在以高度为纵坐标,马赫数为横坐标的二维平面内,确定发动机进口总温等势线;确定所述发动机进口总温等势线的上下边界;对超出上边界的区域设定为高空小表速区域,对低于下边界的区域设定为低空大表速区域。

[0058] f) 考虑非标准天条件的加力总燃油流量计算公式为: $W_{fab}=K \cdot P_{t3} \cdot f(DT, T_{t2})$,其中 $f(DT, T_{t2})$ 数值见表1, K值见表3, P_{t3} 为压气机出口总压测量值;

[0059] g) 如果飞机高度信号H或马赫数信号M信号异常无法使用,使用备份的全加力状态燃油流量控制规律,保证发动机安全,例如采用现有的 $W_{fab}/P_{t3} \sim T_{t2}$ 规律形式。

[0060] 以表1、表3参数为基础开展全包线范围内累积试验验证(地面台、高空台和飞行试验),根据试验结果,视情对控制规律数值修正。

[0061] 本发明考虑了非标准天条件下的加力总燃油流量控制规律,能够有效解决现有规律存在的非标准天条件下适用性差问题,可以有效提升发动机非标准天的性能表现、工作安全性等。

[0062] 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。

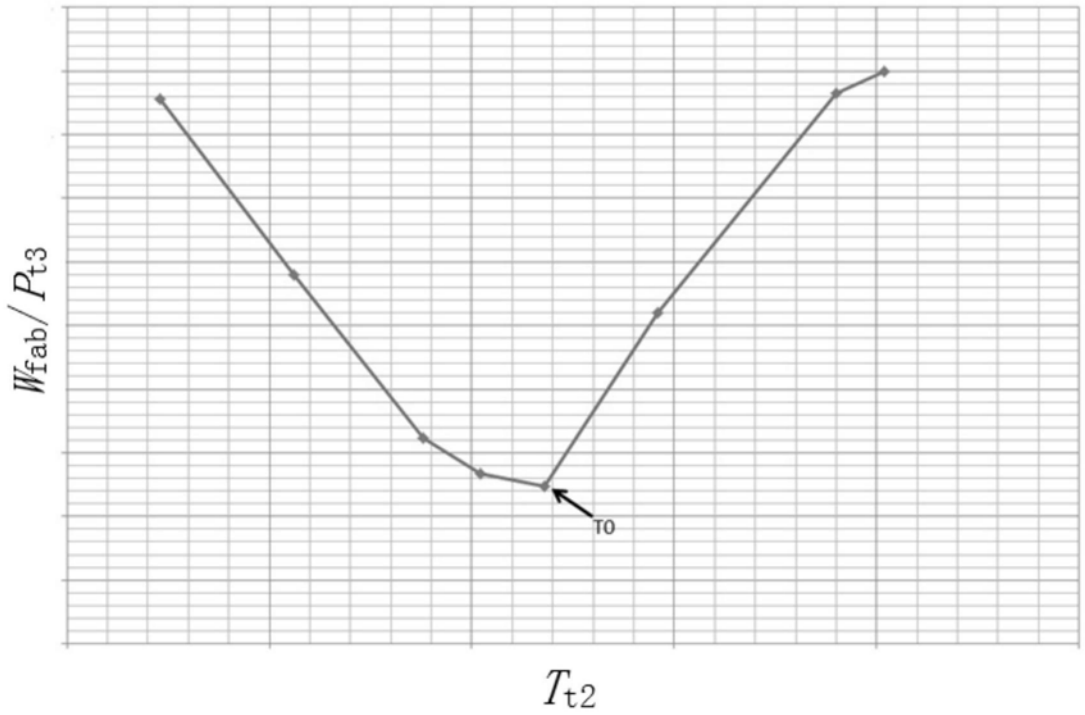


图1

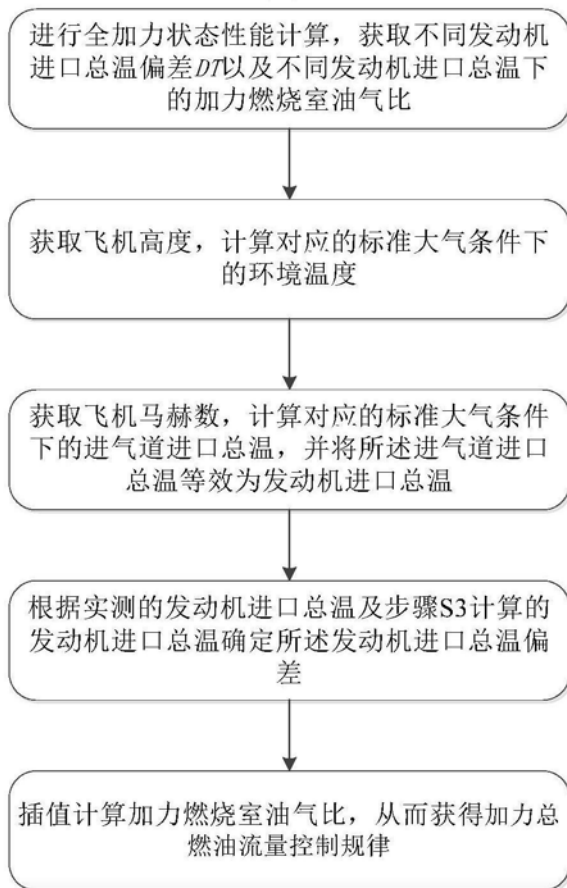


图2

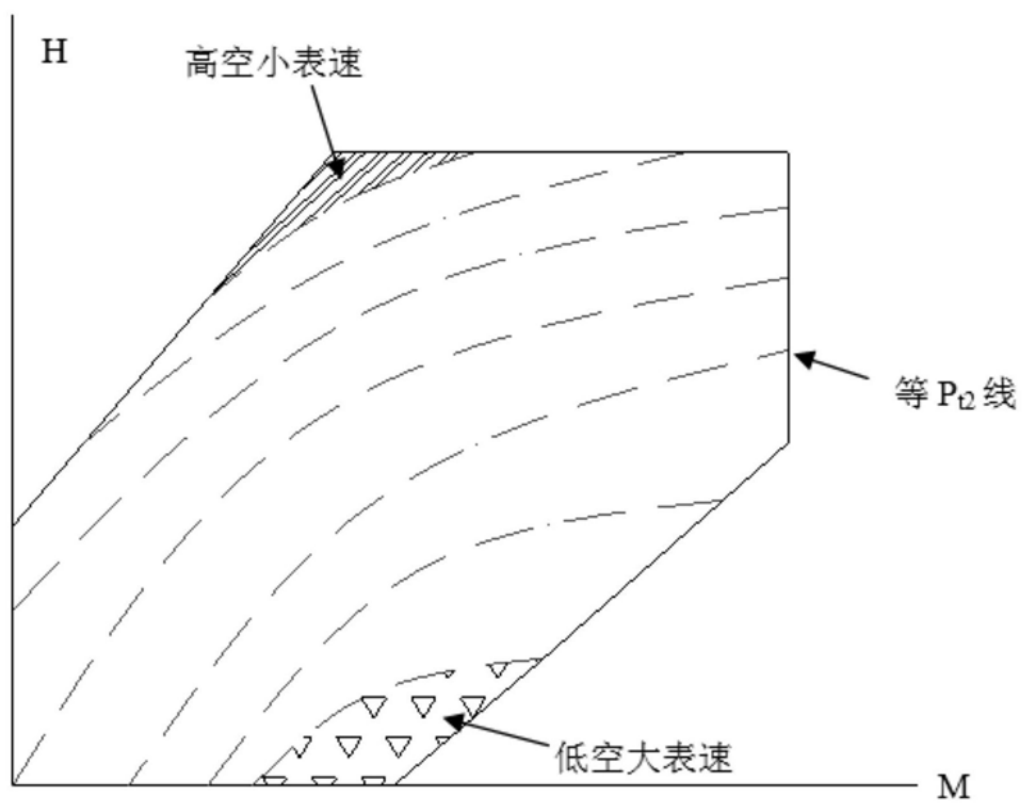


图3