



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 117846788 A

(43) 申请公布日 2024. 04. 09

(21) 申请号 202410248016.8

F02K 1/16 (2006.01)

(22) 申请日 2024.03.05

(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 程荣辉 邴连喜 姜雨 袁继来
陈砥 吕安琪 徐兴平 陈仲光
张志舒 李春光 好毕斯嘎拉图
范静 阮文博

(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
专利代理师 郭鹏鹏

(51) Int.Cl.

F02C 9/48 (2006.01)

F02C 7/264 (2006.01)

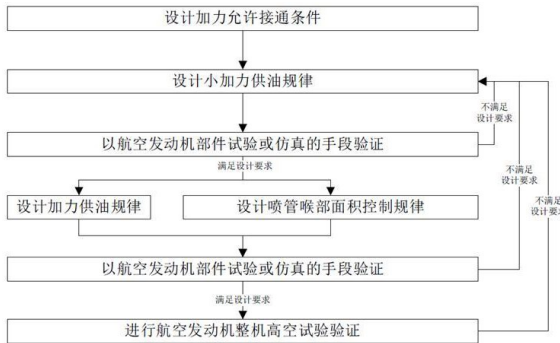
权利要求书2页 说明书4页 附图1页

(54) 发明名称

一种航空发动机全包线加力可靠接通的设计方法

(57) 摘要

本申请属于航空发动机全包线加力接通设计技术领域,具体涉及一种航空发动机全包线加力可靠接通的设计方法,设计将小加力环形点火区改为扇形点火区,并根据航空发动机进口总压、总温设置不同的小加力供油规律,以能够形成强劲稳定的小加力值班火焰,使小加力工作稳定性大大提升,火焰可探测性大大增强,并设计与加力供油适配的喷管喉部面积控制规律,采用开环控制且高低限位,与航空发动机压比闭环控制相结合控制喷管喉部面积,可降低喷管的过调节/欠调节,使加力快速接通过程推力等参数过渡更为平稳,联焰更可靠,此外,按照航空发动机控制规律,设计在低温、低压加力困难区域,提高允许加力接通转速,提高了全包线加力接通的可靠性。



1. 一种航空发动机全包线加力可靠接通的设计方法,其特征在于,包括:

步骤一、设计加力允许接通条件为 $n1=n1dem-\Delta n1$,其中,

$n1$ 为加力接通允许转速;

$n1dem$ 为稳态加力转速计划值,可设计为航空发动机进口总温 $T2$ 的函数 $f1(T2)$;

$\Delta n1$ 为允许加力接通转速差,设计为航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 的函数 $f2(P2、T2)$,在航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 较低时,取较小值,在航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 较高时,取较大值,其中,航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 较低,是指航空发动机进口总压 $P2$ 低于20kPa、总温 $T2$ 低于253K,此时, $\Delta n1$ 取值小于5%;航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 较高,是指航空发动机进口总压 $P2$ 高于70kPa、总温 $T2$ 高于288K,此时, $\Delta n1$ 取值大于12%;

步骤二、设计小加力供油规律为以 $Wfa0=f3(P2、T2)$ 修正给定油气比,且向加力燃烧室内扇形点火区供油,其中, $Wfa0$ 为给定油气比修正值,为航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 的函数 $f3(P2、T2)$,在航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 较低时,取较大值,在航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 较高时,取较小值,其中,航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 较低,是指航空发动机进口总压 $P2$ 低于20kPa、总温 $T2$ 低于288K,此时, $Wfa0$ 取值大于220%;航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 较高,是指航空发动机进口总压 $P2$ 高于20kPa、总温 $T2$ 高于288K,此时, $Wfa0$ 取值小于100%;

步骤三、设计加力供油规律为 $Wfa/P3=f4(P2、T2、PLA)$,且向加力燃烧室内环形区域供油,其中, Wfa 为向加力燃烧室供油,其与压气机出口总压 $P3$ 的比值为航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 以及油门角度 PLA 的函数 $f4(P2、T2、PLA)$;

步骤四、设计与加力供油适配的喷管喉部面积控制规律,采用开环控制且高低限位,与航空发动机压比闭环控制相结合控制喷管喉部面积 $A8$;

开环控制喷管喉部面积 $A8=f5(P2、T2、PLA)$,为航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 以及油门角度 PLA 的函数 $f5(P2、T2、PLA)$,并设置喷管喉部面积 $A8$ 的高低限,作为加力接通时喷管喉部面积 $A8$ 的初值;

航空发动机压比闭环控制喷管喉部面积 $A8=f6(EPR)$,为航空发动机压比 EPR 的函数 $f6(EPR)$,在加力接通过程中控制航空发动机压比 EPR ;

步骤五、进行航空发动机整机高空试验,验证小加力供油规律、加力供油规律、喷管喉部面积控制规律控制下,是否满足设计要求,若否,则重新设计小加力供油规律、加力供油规律、喷管喉部面积控制规律。

2. 根据权利要求1所述的航空发动机全包线加力可靠接通的设计方法,其特征在于,

所述进行航空发动机整机高空试验,验证小加力供油规律、加力供油规律、喷管喉部面积控制规律控制下,是否满足设计要求,具体包括加力燃烧室是否能够稳定工作,加力推力是否满足要求、加力接通时间是否满足要求、风扇及压气机是否能够稳定工作。

3. 根据权利要求1所述的航空发动机全包线加力可靠接通的设计方法,其特征在于,还包括:

以航空发动机部件试验或仿真的手段验证小加力供油规律控制下,加力燃烧室是否能够稳定工作,若否,则重新设计小加力供油规律。

4. 根据权利要求1所述的航空发动机全包线加力可靠接通的设计方法,其特征在于,还包括:

以航空发动机部件试验或仿真的手段验证小加力供油规律、加力供油规律、喷管喉部面积控制规律控制下,是否满足设计要求,若否,则重新设计小加力供油规律、加力供油规律、喷管喉部面积控制规律。

5. 根据权利要求4所述的航空发动机全包线加力可靠接通的设计方法,其特征在于,

以航空发动机部件试验或仿真的手段验证小加力供油规律、加力供油规律、喷管喉部面积控制规律控制下,是否满足设计要求,具体包括加力燃烧室是否能够稳定工作,加力推力是否满足要求、加力接通时间是否满足要求、风扇及压气机是否能够稳定工作。

一种航空发动机全包线加力可靠接通的设计方法

技术领域

[0001] 本申请属于航空发动机全包线加力接通设计技术领域,具体涉及一种航空发动机全包线加力可靠接通的设计方法。

背景技术

[0002] 航空发动机工作范围广,进气压力、温度以及加力燃油量变化范围大,这给全包线内加力可靠接通及稳定工作带来了极大的挑战,尤其是先进发动机要求在短短的2-3秒接通加力并建立足够的推力,其中状态的剧烈变化可能导致加力熄火、压缩部件稳定裕度不足,发生喘振、失速等问题。

[0003] 当前,对于加力允许接通条件按照固定的转速设计,为兼顾全包线及非标大气,加力接通允许转速设置值偏低,使得加力燃烧室进口温度、压力相对较差,不能够充分利用主机提供更高的温度、压力条件,在高空小速度、低温、低压力条件下加力接通困难;对于小加力供油规律按照给定油气比设计,且是按照整环形区域分区逐步增大的方式进行供油,在高空小速度、低温、低压力条件下供油量不足,且在加力燃烧室内环形点火区上分布,产生的小值班火焰稳定能力弱,探测火焰信号弱,联焰能力较差,易熄火;加力接通喷管喉部面积控制采用最低限位喷管喉部面积和闭环控制相结合的方式,易造成加力接通及退出瞬态过程喷管喉部面积控制波动大,不利于加力联焰和稳定工作,同时推力等参数波动幅值较大。

[0004] 鉴于上述技术缺陷的存在提出本申请。

发明内容

[0005] 本申请的目的是提供一种航空发动机全包线加力可靠接通的设计方法,以克服或减轻已知存在的至少一方面的技术缺陷。

[0006] 本申请的技术方案是:

一种航空发动机全包线加力可靠接通的设计方法,包括:

步骤一、设计加力允许接通条件为 $n1=n1dem-\Delta n1$,其中:

$n1$ 为加力接通允许转速;

$n1dem$ 为稳态加力转速计划值,可设计为航空发动机进口总温 $T2$ 的函数 $f1(T2)$;

$\Delta n1$ 为允许加力接通转速差,设计为航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 的函数 $f2(P2、T2)$,在航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 较低时,取较小值,在航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 较高时,取较大值,其中,航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 较低,是指航空发动机进口总压 $P2$ 低于20kPa、总温 $T2$ 低于253K,此时, $\Delta n1$ 取值小于5%;航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 较高,是指航空发动机进口总压 $P2$ 高于70kPa、总温 $T2$ 高于288K,此时, $\Delta n1$ 取值大于12%;

步骤二、设计小加力供油规律为以 $Wfa0=f3(P2、T2)$ 修正给定油气比,且向加力燃烧室内扇形点火区供油,其中, $Wfa0$ 为给定油气比修正值,为航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 的函数 $f3(P2、T2)$,在航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 较低时,取较大值,在航空发动机进

口总压 P_2 、总温 T_2 较高时,取较小值,其中,航空发动机进口总压 P_2 、总温 T_2 较低,是指航空发动机进口总压 P_2 低于20kPa、总温 T_2 低于288K,此时, W_{fa0} 取值大于220%;航空发动机进口总压 P_2 、总温 T_2 较高,是指航空发动机进口总压 P_2 高于20kPa、总温 T_2 高于288K,此时, W_{fa0} 取值小于100%;

步骤三、设计加力供油规律为 $W_{fa}/P_3=f_4(P_2、T_2、PLA)$,且向加力燃烧室内环形区域供油,其中, W_{fa} 为向加力燃烧室供油,其与压气机出口总压 P_3 的比值为航空发动机进口总压 P_2 、总温 T_2 以及油门角度 PLA 的函数 $f_4(P_2、T_2、PLA)$;

步骤四、设计与加力供油适配的喷管喉部面积控制规律,采用开环控制且高低限位,与航空发动机压比闭环控制相结合控制喷管喉部面积 A_8 ;

开环控制喷管喉部面积 $A_8=f_5(P_2、T_2、PLA)$,为航空发动机进口总压 P_2 、总温 T_2 以及油门角度 PLA 的函数 $f_5(P_2、T_2、PLA)$,并设置喷管喉部面积 A_8 的高低限,作为加力接通时喷管喉部面积 A_8 的初值;

航空发动机压比闭环控制喷管喉部面积 $A_8=f_6(EPR)$,为航空发动机压比 EPR 的函数 $f_6(EPR)$,在加力接通过程中控制航空发动机压比 EPR ;

步骤五、进行航空发动机整机高空试验,验证小加力供油规律、加力供油规律、喷管喉部面积控制规律控制下,是否满足设计要求,若否,则重新设计小加力供油规律、加力供油规律、喷管喉部面积控制规律。

[0007] 可选的,上述的航空发动机全包线加力可靠接通的设计方法中,步骤五中,进行航空发动机整机高空试验,验证小加力供油规律、加力供油规律、喷管喉部面积控制规律控制下,是否满足设计要求,具体包括加力燃烧室是否能够稳定工作,加力推力是否满足要求、加力接通时间是否满足要求、风扇及压气机是否能够稳定工作。

[0008] 可选的,上述的航空发动机全包线加力可靠接通的设计方法中,还包括:以航空发动机部件试验或仿真的手段验证小加力供油规律控制下,加力燃烧室是否能够稳定工作,若否,则重新设计小加力供油规律。

[0009] 可选的,上述的航空发动机全包线加力可靠接通的设计方法中,还包括:

以航空发动机部件试验或仿真的手段验证小加力供油规律、加力供油规律、喷管喉部面积控制规律控制下,是否满足设计要求,若否,则重新设计小加力供油规律、加力供油规律、喷管喉部面积控制规律。

[0010] 可选的,上述的航空发动机全包线加力可靠接通的设计方法中,

以航空发动机部件试验或仿真的手段验证小加力供油规律、加力供油规律、喷管喉部面积控制规律控制下,是否满足设计要求,具体包括加力燃烧室是否能够稳定工作,加力推力是否满足要求、加力接通时间是否满足要求、风扇及压气机是否能够稳定工作。

[0011] 本申请至少存在以下有益技术效果:

提供一种航空发动机全包线加力可靠接通的设计方法,设计将小加力环形点火区改为扇形点火区,并根据航空发动机进口总压、总温设置不同的小加力供油规律,以能够形成强劲稳定的小加力值班火焰,使小加力工作稳定性大大提升,火焰可探测性大大增强,并设计与加力供油适配的喷管喉部面积控制规律,采用开环控制且高低限位,与航空发动机压比闭环控制相结合控制喷管喉部面积,可降低喷管的过调节/欠调节,使加力快速接通过程推力等参数过渡更为平稳,联焰更可靠,此外,按照航空发动机控制规律,设计在低温、低

压加力困难区域,提高允许加力接通转速,提高了全包线加力接通的可靠性。

附图说明

[0012] 图1是本申请实施例提供的航空发动机全包线加力可靠接通的设计方法的示意图;

图2是本申请实施例提供的加力燃烧室内扇形、环形点火区构型的对比示意图。

[0013] 为了更好地说明本实施例,附图某些部件会有省略、放大或缩小,并不代表实际产品的尺寸,此外,附图仅用于示例性说明,不能理解为对本专利的限制。

具体实施方式

[0014] 为使本申请的技术方案及其优点更加清楚,下面将结合附图对本申请的技术方案作进一步清楚、完整的详细描述,可以理解的是,此处所描述的具体实施例仅是本申请的部分实施例,其仅用于解释本申请,而非对本申请的限定。需要说明的是,为了便于描述,附图中仅示出了与本申请相关的部分,其他相关部分可参考通常设计。

[0015] 此外,除非另有定义,本申请描述中所使用的技术术语或者科学术语应当为本申请所属领域内一般技术人员所理解的通常含义。本申请描述中所使用的表示方位的词语,仅用以表示相对的方向或者位置关系,当被描述对象的绝对位置发生改变后,其相对位置关系也可能发生相应的改变。本申请描述中所使用的“包括”指出现在该词前面的元件或者物件涵盖出现在该词后面列举的元件或者物件及其等同,而不排除其他元件或者物件。

[0016] 本申请实施例提供一种航空发动机全包线加力可靠接通的设计方法,如图1所示。

[0017] 步骤一、设计加力允许接通条件为 $n1=n1dem-\Delta n1$,其中:

$n1$ 为加力接通允许转速;

$n1dem$ 为稳态加力转速计划值,可设计为航空发动机进口总温 $T2$ 的函数 $f1(T2)$;

$\Delta n1$ 为允许加力接通转速差,设计为航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 的函数 $f2(P2、T2)$,在航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 较低时,加力燃烧室内工作条件较差,取较小值,使的加力接通允许转速 $n1$ 接近稳态加力转速计划值 $n1dem$,以能够充分利用主机提供更高的温度、压力条件,降低在高空小速度、低温、低压力条件下加力接通的难度;在航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 较高时,加力燃烧室内工作条件较好,取较大值,降低加力接通允许转速 $n1$,保证加力快速接通的要求,其中,航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 较低,是指航空发动机进口总压 $P2$ 低于20kPa、总温 $T2$ 低于253K,此时, $\Delta n1$ 取值小于5%;航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 较高,是指航空发动机进口总压 $P2$ 高于70kPa、总温 $T2$ 高于288K,此时, $\Delta n1$ 取值大于12%。

[0018] 步骤二、设计小加力供油规律为以 $Wfa0=f3(P2、T2)$ 修正给定油气比,且向加力燃烧室内扇形点火区供油,其中, $Wfa0$ 为给定油气比修正值,为航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 的函数 $f3(P2、T2)$,在航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 较低时,加力燃烧室内工作条件较差,取较大值,较大提高加力燃烧室内扇形点火区上分布的油气比,以能够产生强劲稳定的小加力值班火焰,可提高加力火焰的可探测性,以及能够保证可靠连焰,避免熄火;在航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 较高时,加力燃烧室内工作条件较好,取较小值,其中,航空发动机进口总压 $P2$ 、总温 $T2$ 较低,是指航空发动机进口总压 $P2$ 低于20kPa、总温 $T2$ 低于288K,此

时, W_{fa0} 取值大于220%;航空发动机进口总压 P_2 、总温 T_2 较高,是指航空发动机进口总压 P_2 高于20kPa、总温 T_2 高于288K,此时, W_{fa0} 取值小于100%。

[0019] 以航空发动机部件试验或仿真的手段验证小加力供油规律控制下,加力燃烧室是否能够稳定工作,若否,则重新设计小加力供油规律。

[0020] 步骤三、设计加力供油规律为 $W_{fa}/P_3=f_4(P_2, T_2, PLA)$,且向加力燃烧室内环形区域供油,其中, W_{fa} 为向加力燃烧室供油,其与压气机出口总压 P_3 的比值为航空发动机进口总压 P_2 、总温 T_2 以及油门角度 PLA 的函数 $f_4(P_2, T_2, PLA)$ 。

[0021] 步骤四、设计与加力供油适配的喷管喉部面积控制规律,采用开环控制且高低限位,与航空发动机压比闭环控制相结合控制喷管喉部面积 A_8 。

[0022] 开环控制喷管喉部面积 $A_8=f_5(P_2, T_2, PLA)$,为航空发动机进口总压 P_2 、总温 T_2 以及油门角度 PLA 的函数 $f_5(P_2, T_2, PLA)$,并设置高低限,作为加力接通时喷管喉部面积 A_8 的初值,以降低对喷管的过调节/欠调节。

[0023] 航空发动机压比闭环控制喷管喉部面积 $A_8=f_6(EPR)$,为航空发动机压比 EPR 的函数 $f_6(EPR)$,在加力接通过程中控制航空发动机压比 EPR 。

[0024] 以航空发动机部件试验或仿真的手段验证小加力供油规律、加力供油规律、喷管喉部面积控制规律控制下,是否满足设计要求,具体包括加力燃烧室是否能够稳定工作,加力推力是否满足要求、加力接通时间是否满足要求、风扇及压气机是否能够稳定工作,若否,则重新设计小加力供油规律、加力供油规律、喷管喉部面积控制规律。

[0025] 步骤五、进行航空发动机整机高空试验,验证小加力供油规律、加力供油规律、喷管喉部面积控制规律控制下,是否满足设计要求,具体包括加力燃烧室是否能够稳定工作,加力推力是否满足要求、加力接通时间是否满足要求、风扇及压气机是否能够稳定工作,若否,则重新设计小加力供油规律、加力供油规律、喷管喉部面积控制规律。

[0026] 上述实施例公开的航空发动机全包线加力可靠接通的设计方法,将小加力环形点火区改为“扇形点火区,如图2所示,并根据航空发动机进口总压、总温设置不同的小加力供油规律,以能够形成强劲稳定的小加力值班火焰,使小加力工作稳定性大大提升,火焰可探测性大大增强,并设计与加力供油适配的喷管喉部面积控制规律,采用开环控制且高低限位,与航空发动机压比闭环控制相结合控制喷管喉部面积,可降低喷管的过调节/欠调节,使加力快速接通过程推力等参数过渡更为平稳,联焰更可靠,此外,按照航空发动机控制规律,设计在低温、低压加力困难区域,提高允许加力接通转速,提高了全包线加力接通的可靠性。

[0027] 上述实施例公开的航空发动机全包线加力可靠接通的设计方法中所说的函数 $f_1(T_2)$ 、 $f_2(P_2, T_2)$ 、 $f_3(P_2, T_2)$ 、 $f_4(P_2, T_2, PLA)$ 、 $f_5(P_2, T_2, PLA)$ 、 $f_6(EPR)$ 具体可参照现有文献中公开的进行确定,也可以通过试验的方式进行确定,以能够很好的保证航空发动机全包线加力可靠接通为目的。

[0028] 至此,已经结合附图所示的优选实施方式描述了本申请的技术方案,领域内技术人员应该理解的是,本申请的保护范围显然不局限于这些具体实施方式,在不偏离本申请的原理的前提下,本领域技术人员可以对相关技术特征作出等同的更改或替换,这些更改或替换之后的技术方案都将落入本申请的保护范围之内。

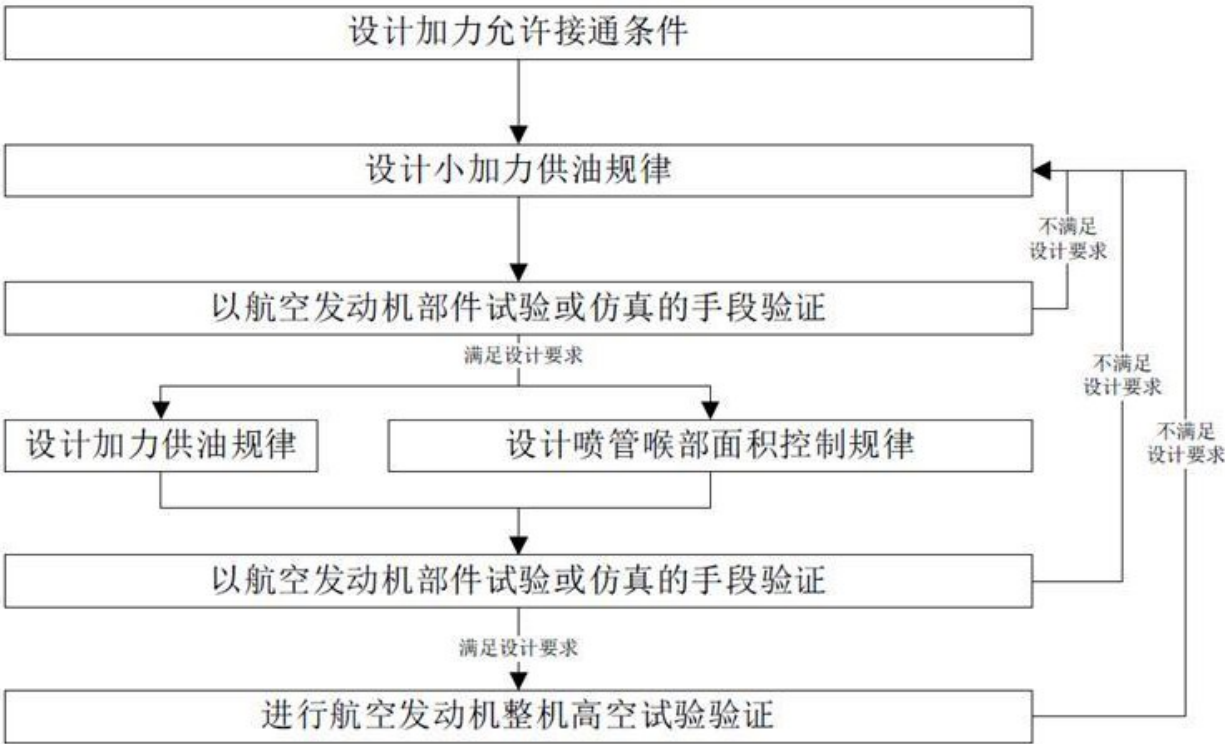


图 1

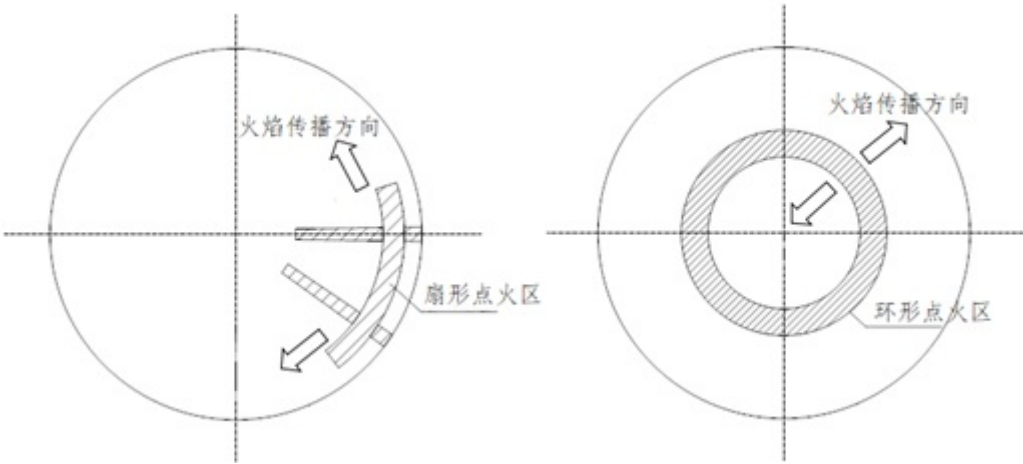


图 2