



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 113086210 B

(45) 授权公告日 2023.05.23

(21) 申请号 202110377979.4

(51) Int. Cl.

(22) 申请日 2021.04.08

B64D 15/12 (2006.01)

(65) 同一申请的已公布的文献号

审查员 时斌

申请公布号 CN 113086210 A

(43) 申请公布日 2021.07.09

(73) 专利权人 中国商用飞机有限责任公司

地址 201210 上海市浦东新区中国(上海)

自由贸易试验区张杨路25号

专利权人 中国商用飞机有限责任公司上海

飞机设计研究院

(72) 发明人 白斌 胡伟学 吴静玮 谭正文

章儒宸 李阳

(74) 专利代理机构 上海专利商标事务所有限公

司 31100

专利代理师 李小芳

权利要求书1页 说明书7页 附图7页

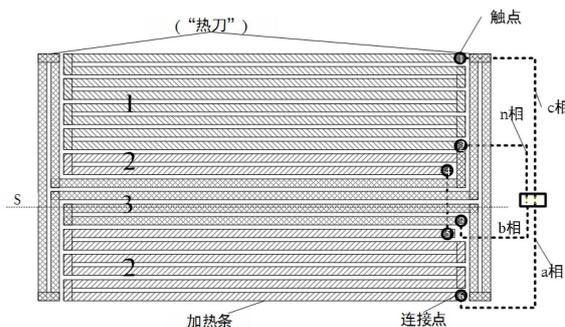
(54) 发明名称

一种多分区的三相电加热单元

(57) 摘要

本公开涉及一种多分区的三相电加热单元，包括多个加热条，该多个加热条分为三个分区，每个分区的一端用于耦合到三相电源的A、B、C相之一，且另一端均用于耦合到该三相电源的N相，其中该三个分区中至少有一个分区进一步分为两个子区，该两个子区跨该三个分区中至少另一个分区的两侧布置，并且该两个子区之间通过导体耦合在一起。

400



1. 一种多分区的三相电加热单元,包括:

多个加热条,所述多个加热条分为三个分区,每个分区的一端用于耦合到三相电源的A、B、C相之一,且另一端均用于耦合到所述三相电源的N相,其中

所述三个分区中至少有一个分区进一步分为两个子区,所述两个子区跨所述三个分区中至少另一个分区的两侧布置,并且所述两个子区之间通过导体耦合在一起,其中

所述两个子区的载荷需求低于其间的所述至少另一个分区的载荷需求,

所述至少另一个分区中的至少一者用于加热防护区域的前缘;并且,

所述三个分区及其相应子区沿所述防护区域的弦向布置。

2. 如权利要求1所述的三相电加热单元,其中所述三个分区包括1区、2区、3区,其中所述三个分区中至少有一个分区进一步分为两个子区包括所述2区进一步分为两个子区,并且其中

所述三相电加热单元的分区依次被布置为所述1区、所述2区的第一子区、所述3区、以及所述2区的第二子区。

3. 如权利要求2所述的三相电加热单元,其中每个分区的加热条包括相应分区内的横向蛇形分布排列。

4. 如权利要求2所述的三相电加热单元,其中当所述三相电加热单元被布置于机翼上时,所述1区处于机翼上侧远离机翼前缘处,所述3区处于机翼前缘,所述2区的第一子区位于机翼上侧靠近机翼前缘处并处于所述1区与3区之间,并且所述2区的第二子区位于机翼下侧靠近机翼前缘处。

5. 如权利要求4所述的三相电加热单元,其中所述三相电加热单元被配置成使得所述3区的功率密度最高,所述2区的功率密度次高,并且所述1区的功率密度最低。

6. 如权利要求5所述的三相电加热单元,其中所述3区进一步包括位于三个分区左右两侧中至少一侧的侧方加热条。

7. 如权利要求6所述的三相电加热单元,其中所述3区进一步包括位于三个分区左右两侧的侧方加热条,并且所述侧方加热条被布置成包围所有分区的部分或整个侧边。

8. 如权利要求5-7中任一项所述的三相电加热单元,其中当所述三相电加热单元处于除冰工作模式时,所述3区作为热刀被预先启动。

9. 如权利要求1所述的三相电加热单元,其中,所述三个分区的所述另一端均耦合到同一连接点,并且通过所述连接点耦合到所述三相电源的N相。

10. 如权利要求1所述的三相电加热单元,其中,所述多个加热条中的每个加热条的功率密度是基于载荷需求来设计的。

11. 如权利要求10所述的三相电加热单元,其中每个加热条包括一个或多个区段,其中所述多个加热条中的每个加热条的功率密度基于载荷需求来设计包括:

通过所述一个或多个区段的形状和尺寸来实现所需的功率密度。

12. 如权利要求11所述的三相电加热单元,其中所述一个或多个区段包括两个或更多个不同宽度的矩形区段及其两两之间衔接的梯形区段。

13. 如权利要求10-12中任一项所述的三相电加热单元,其中每个加热条的功率密度基于载荷需求来设计包括:

通过改变加热条内部加热膜的疏密程度来达到所需的功率密度。

一种多分区的三相电加热单元

技术领域

[0001] 本公开一般涉及电防/除冰系统,尤其涉及防/除冰电加热功能单元的加热分区及加热条的设计。

背景技术

[0002] 电防/除冰系统工作时,系统电功率消耗较大。例如,一款200~300座级的民用飞机,其机翼电防冰系统工作时功率消耗可达150-200kW。即便工作在除冰模式,能量消耗也在50-70kW。为实现对电能的有效利用,需按照防护区域局部的能量需求进行供给,降低总的能量消耗。

[0003] 另一方面,机翼等部件由复合材料制成。若加热分区设计不当导致防/除冰系统中至少部分加热分区工作温度过高,则会损坏/损伤机翼,给飞机造成安全隐患。

[0004] 因此,需要在防/除冰电加热功能单元的加热分区及加热条的设计上进行改进。

发明内容

[0005] 本公开的一方面涉及一种多分区的三相电加热单元,包括多个加热条,该多个加热条分为三个分区,每个分区的一端用于耦合到三相电源的A、B、C相之一,且另一端均用于耦合到该三相电源的N相,其中该三个分区中至少有一个分区进一步分为两个子区,该两个子区跨该三个分区中至少另一个分区的两侧布置,并且该两个子区之间通过导体耦合在一起。

[0006] 根据一示例性实施例,该三个分区包括1区、2区、3区,其中该三个分区中至少有一个分区进一步分为两个子区包括该2区进一步分为两个子区,并且其中该三相电加热单元的分区的分区依次被布置为该1区、该2区的第一子区、该3区、以及该2区的第二子区,

[0007] 根据一示例性实施例,每个分区的加热条包括相应分区内的横向蛇形分布排列。

[0008] 根据一示例性实施例,当该三相电加热单元被布置于机翼上时,该1区处于机翼上侧远离机翼前缘处,该3区处于机翼前缘,该2区的第一子区位于机翼上侧靠近机翼前缘处并处于该1区与3区之间,并且该2区的第二子区位于机翼下侧靠近机翼前缘处。

[0009] 根据一示例性实施例,该三相电加热单元被配置成使得该3区的功率密度最高,该2区的功率密度次高,并且该1区的功率密度最低。

[0010] 根据一示例性实施例,该3区进一步包括位于三个分区左右两侧中至少一侧的侧方加热条。

[0011] 根据一示例性实施例,该3区进一步包括位于三个分区左右两侧的侧方加热条,并且该侧方加热条被布置成包围所有分区的部分或整个侧边。

[0012] 根据一示例性实施例,当该三相电加热单元处于除冰工作模式时,该3区作为热刀被预先启动。

[0013] 根据一示例性实施例,该三个分区的该另一端均耦合到同一连接点,并且通过该连接点耦合到该三相电源的N相。

[0014] 根据一示例性实施例,该多个加热条中的每个加热条的功率密度是基于载荷需求来设计的。

[0015] 根据一示例性实施例,每个加热条包括一个或多个区段,其中该多个加热条中的每个加热条的功率密度基于载荷需求来设计包括通过该一个或多个区段的形状和尺寸来实现所需的功率密度。

[0016] 根据一示例性实施例,该一个或多个区段包括两个或更多个不同宽度的矩形区段及其两两之间衔接的梯形区段。

[0017] 根据一示例性实施例,每个加热条的功率密度基于载荷需求来设计包括通过改变加热条内部加热膜的疏密程度来达到所需的功率密度。

附图说明

[0018] 图1示出了现有技术的三相三区加热方案的示图。

[0019] 图2示出了根据本公开一示例性方面的三相四区加热方案的示图。

[0020] 图3A示出了根据本公开一示例性方面的三相四区加热方案的加热区展开平面图及电路设计的示意图。

[0021] 图3B示出了根据本公开一示例性方面的三相四区加热方案的加热区展开平面图及电路设计的示意图。

[0022] 图4示出了根据本公开另一示例性方面的三相四区加热方案的加热区展开平面图及电路设计的示意图。

[0023] 图5示出了根据本公开示例性方面的加热条设计的示意图。

[0024] 图6示出了根据本公开的示例性实施例的加热条内部加热膜布局的示图。

[0025] 图7示出了根据本公开一示例性方面的三相四区加热方案的功率密度设计要求与设计结果的对照图。

具体实施方式

[0026] 为了更好地理解本发明的技术方案,下面结合附图对本申请的实施例进行详细描述。

[0027] 应当明确,所描述的实施例仅仅是本申请的一部分实施例,而不是全部的实施例的罗列。基于本公开中描述的实施例,本领域普通技术人员在没有付出创造习惯劳动的情况下所获得的所有其他变化例都属于本申请的保护范围。

[0028] 图1示出了现有技术的三相三区加热方案100的示图。电防/除冰系统一般可采用机上三相交流电230VAC作为供电电源。电防/除冰系统电源消耗较大。因此,为降低输电电缆上的电能浪费,降低线缆压降,可将电热区布置分为3个加热区,每相电为一块加热区单独供电。每块加热区等效为一发热电阻。考虑到需保障三相电流平衡,每块分区的电阻值一般需相同。

[0029] 图1的上半部分示出了机翼前缘的示意图。如所可见,在三相三区加热方案100中,机翼前缘被分为三个加热分区,分别标注为1区、2区和3区,其中1区为机翼上侧,2区为机翼前侧,3区为机翼下侧。在此示例中,机翼前缘的2区的载荷需求最高、1区和3区次之。

[0030] 为了分三区加热,三相电源的A、B、C三相电可分别供给上述三个加热区,即1区、2

区和3区。例如,每个区的加热条的一端可被耦合到三相电源的其中一相(例如,A、B、C相),而另一端可被耦合到三相电源的N相(即,中线,或称0相)。从而,通过六个供电线路实现分区加热。

[0031] 图1的下半部分示出了与这三个加热分区对应的载荷需求和功率分配。如所可见,曲线示出了各个加热分区的载荷需求,而各个阴影矩形则示出了相应加热分区的功率分配。如所可见,具有最高载荷需求的2区获得最高的功率分配,具有较高载荷需求的1区获得次高的功率分配,而载荷需求较低的3区则获得最低的功率分配。

[0032] 然而,载荷需求线以下的空白区域表明,在至少一部分区域,例如1区中靠近2区的一端、以及3区中靠近2区的一端,存在功率分配不足而达不到载荷需求的情况。另一方面,载荷需求线之上的阴影区域表明,在至少另一部分区域,例如1区中远离2区的一端、以及3区中远离2区的一端,存在功率分配超过载荷需求的情况。当功率分配不足时,相应的区域容易结冰而改变机翼剖面形状,使升力降低,阻力加大,甚至使飞行操纵困难和飞行不稳定。而当功率分配过剩时,轻则浪费能量,重则潜在损伤机翼,带来安全隐患。

[0033] 由于飞机机翼或短舱前缘差异,防护区区域内部所需防冰/除冰加热功率密度有所差异。在进行分区加热设计设计时,需同时兼顾电能三相平衡和局部功率优化供给,按需供给境地总功率需求,同时还需考虑分区结果对加工制造及功能单元产品寿命的影响。通过有效的设计,可以对加热防护区进行设计优化,以降低能量消耗,并根据不同区域的加热功率需求有效利用电能。

[0034] 图2示出了根据本公开一示例性方面的三相四区加热方案200的示图。与图1类似地,图2的上半部分示出了机翼前缘的示意图。如所可见,在三相四区加热方案200中,机翼前缘被分为四个加热分区,分别标注为1区、2区、3区和2区,其中1区处于机翼上侧远离机翼前缘之处,两个2区分别处于机翼上侧和下侧靠近机翼前缘处,3区处于机翼前缘。在此示例中,机翼前缘的3区的载荷需求最高,两个2区次之,1区的载荷需求较低。

[0035] 相应地,通过将三相电的加热分区在物理上分为四块,便可在满足三相加热平衡的同时,使得功率分布最优。如从图2中所可见,这样的三相四区加热方案相比于图1的三相三区加热方案,减少了载荷需求线之上的阴影区域的功率浪费,而同时又弥补了载荷需求线以下的功率分配不足,从而既提高了能量效率,又增强了飞机的安全性。

[0036] 以上以三相四区为例解说了本申请的加热分区设计方案。本公开也可包括其他加热分区设计方案,例如三相五区、三相六区等。分区越多,则能量效率越高,然而其设计、加热条加工以及布线等将复杂化。以上三相四区的加热分区设计是在权衡各种因素之后得到的优选实施例。然而,其他采用了本公开的理念的加热分区设计同样落在本申请的范围之内。

[0037] 图3A示出了根据本公开一示例性方面的三相四区加热方案的加热区展开平面图及电路设计300A的示意图。如图3A中所示,以不同的阴影线示出的不同加热条可以对应于例如以上结合图2描述的三相四区加热方案200中的相应加热分区。例如,自左向右的阴影线的加热条分区对应于图2中同样以自左向右的阴影线示出的1区;自右向左的阴影线的加热条分区对应于图2中同样以自右向左的阴影线示出的2区;十字格阴影线的加热条分区对应于图2中同样以十字格的阴影线示出的3区。

[0038] 如图3A中自上往下,相应的加热条分区分别按照对应于图2中的1区、2区、3区、2区

的顺序分布。

[0039] 如从图3A的示例中所可见,三相电源的C相耦合到连接点1,并且经过3区的蛇形分布的加热条后从连接点2耦合到三相电源的N相。三相电源的A相耦合到连接点3,并且经过下半部分2区的蛇形分布的加热条后,从3区一侧去往上半部分2区,并经上半部分2区的蛇形分布的加热条后也从连接点2耦合到三相电源的N相。三相电源的B相耦合到连接点4,并且经过1区的蛇形分布的加热条后从连接点2耦合到三相电源的N相。

[0040] 图3A中的示例性电路设计300A通过将三相星接线的N相通过加热条走向设计汇集在一起,从而将三个加热区的六个供电线路减少到四个。三相电的加热区被物理上分为四块,即如图2中所示的“1-2-3-2”。

[0041] 根据示例性实施例,通过调整上下两部分2区的布置,可以在满足三相加热平衡的同时,调整防护区的布置,使得功率分布最优。

[0042] 根据示例性实施例,3区的布置位置可靠近防护前缘驻点“S”。该分区一般需求的能量较大。因此,在除冰工作模式时,可以通过预先启动3区加热,使其发挥“热刀”效应,来达到更好的除冰效果。

[0043] 尽管图3A的示例中示出了“1-2-3-2”的三相电加热分区布局,但是本领域普通技术人员可知,本公开并不被限定于四个分区,也不被限定于仅将2区分为上下两部分。例如,根据替换实施例,可以有“1-2-3-2-1”的三相五区布局,其中1区和2区均分别分为上下两部分,等等。

[0044] 图3B示出了根据本公开一示例性方面的三相四区加热方案的加热区展开平面图及电路设计300B的示意图。

[0045] 与图3A类似地,图3B中以不同的阴影线示出的不同加热条可以对应于不同的加热分区。例如,图3B中自左向右的阴影线的加热条分区对应于图2中同样以自左向右的阴影线示出的1区;自右向左的阴影线的加热条分区对应于图2中同样以自右向左的阴影线示出的2区;十字格阴影线的加热条分区对应于图2中同样以十字格的阴影线示出的3区。

[0046] 不同于图2和图3A的是,如图3B中自上往下,相应的加热条分区分别按照对应于2区、1区、3区、2区的顺序分布。

[0047] 如从图3B的示例中所可见,三相电源的C相耦合到连接点1,并且经过1区的蛇形分布的加热条后从连接点2耦合到三相电源的N相。三相电源的A相耦合到连接点3,并且经过下半部分2区的蛇形分布的加热条后,从3区和1区的一侧去往上半部分2区,并经上半部分2区的蛇形分布的加热条后也从连接点2耦合到三相电源的N相。三相电源的B相耦合到连接点4,并且经过3区的蛇形分布的加热条后从连接点2耦合到三相电源的N相。

[0048] 如图3B中布置的3区位置靠近防护前缘驻点“S”以及一侧边缘位置,而2区中连接下半部分2区和上半部分2区的加热条位于另一侧边缘位置。在除冰工作模式时,可以通过预先启动3区加热,使其发挥“热刀”效应,来达到更好的除冰效果。

[0049] 图4示出了根据本公开另一示例性方面的三相四区加热方案的加热区展开平面图及电路设计400的示意图。

[0050] 与图3类似地,图4中以不同的阴影线示出的不同加热条可以对应于例如以上结合图2描述的三相四区加热方案200中的相应加热分区。例如,同样地,图4中自左向右的阴影线的加热条分区对应于图2中同样以自左向右的阴影线示出的1区;自右向左的阴影线的加

热条分区对应于图2中同样以自右向左的阴影线示出的2区；十字格阴影线的加热条分区对应于图2中同样以十字格的阴影线示出的3区。

[0051] 如图4中自上往下，相应的加热条分区域别按照对应于图2中的1区、2区、3区、2区的顺序分布。然而，如在图4的三相四区加热方案的加热区展开平面图及电路设计400中可见，3区的加热条不仅仅是如图3中那样蛇形分布在防护前缘驻点“S”附近，而是还分别沿加热区的左右两侧形成侧方热刀区，以使得侧方热刀区的加热条基本上包围1区、2区、3区、2区的整个侧边。当然，本公开的侧方热刀区不限于两侧，而是也可以根据需要包括仅有一侧热刀的方案。

[0052] 如从图4的示例中所可见，三相电源的C相耦合到连接点1，并且经过1区的蛇形分布的加热条后从连接点2耦合到三相电源的N相。三相电源的A相耦合到连接点6，并且经过下半部分2区的蛇形分布的加热条后，从连接点5连接到连接点4，再经过上半部分2区的蛇形分布的加热条后也从连接点2耦合到三相电源的N相。三相电源的B相耦合到连接点3，并且经过3区的蛇形分布的加热条后从连接点2耦合到三相电源的N相。

[0053] 如图4中布置的3区位置靠近防护前缘驻点“S”以及两侧边缘位置，从而在除冰工作模式时，可以通过预先启动3区加热，使其发挥“热刀”效应，来达到更好的除冰效果。与图3A和图3B中的布局相比，由于添加了侧方热刀区，能够更好地防止侧方的边缘区域结冰，从而提高飞机的安全性。

[0054] 以上结合图3A、图3B和图4描述了本公开的三相四区加热方案的示例加热区展开、加热条布局以及电路连接等。然而本领域普通技术人员可知，可在本申请的以上公开的基础上进行各种变型而不会脱离本公开的范围。例如，可以在本公开的方案的启示下设计三相五区加热方案，也可以设计其他的热刀分布或加热条连接走向（例如，纵向、斜向、回形、交错等）。

[0055] 对于图3A、图3B、图4等不同的设计分区连接形式，可通过使用遮蔽膜或遮蔽胶带进行加热条外形设计，包括控制走向、宽度。对于不同加热膜材料、厚度等可在喷涂过程中进行控制。

[0056] 一般而言，供电触点需在基体结构开孔，降低了局部结构强度，同时由于供电触点附近供电端头、电加热膜、基体结构三者材料属性的差异，电加热膜覆盖在基体和端头表面，容易发生断裂，在工作过程中反复的冷热冲击会加剧这种风险，减少了供电触点数量会提高功能单元寿命。本公开的电防冰/除冰功能单元分区设计在实现对前缘防护区域分区按照需求供给加热的同时，还减少了电加热膜膜供电装置触点的数量。

[0057] 同时，本公开这种加热分区设计提供了“热刀”。通过加热控制，此类热刀能够提供更好的除冰功能，亦可提高除冰工作时的防护效率。但是本公开并不被限定于在飞机缝翼前缘几何驻点所贯穿的位置附近以及加热区的左右两侧形成热刀，而是可以有其他热刀布局。例如，热刀还可以是日字形、田字形、横置的王字形等布局，甚至可以通过加热条的走向设计形成为其他几何形状的布局等。

[0058] 为了精确按照载荷需求提供功率分配，可以调节加热条的局部电阻。例如，可将防护区内每一加热条设计为在通电后具有不同的加热功率密度 $P=I^2R/S$ ，其中P为功率密度，I为电流，R为电阻值，S为面积。通过设计每一加热条的电阻值，可以使其在电流I相同的情况下具有所需的加热功率密度。

[0059] 根据示例性实施例,根据本公开的三相四区加热方案可包括两种改变加热条的加热功率密度的方案。

[0060] 第一种方案可包括通过选择加热膜材料、加热条宽度、加热条厚度、加热条长度、加热条覆盖率等来设计加热膜中的加热条(例如图3中每个单一的加热条)的电阻值。

[0061] 如所可知,改变加热条的尺寸(例如,长度、宽度、高度等或其任何组合)可以相应地改变加热条的电阻值,从而相应地改变加热条的加热功率密度。补充地或替换地,也可以通过改变加热膜材料(例如,合金、碳晶、PCT陶瓷、石墨烯等)、以及加热条覆盖率等来相应地改变加热条的加热功率密度。

[0062] 第二种方案可包括通过设计加热条在展向方向上的形状来改变加热条(例如图3A、图3B、图4中每个单一的加热条)的电阻值。

[0063] 图5示出了根据本公开示例性方面的加热条设计500的示意图。

[0064] 如图5中所示,单个加热条被设计成包括N个区段,即区段A、区段B、……、区段N。每个区段可以包括不同的形状和尺寸。通过不同的加热区段A、B、……、N的尺寸实现了所需的电阻值,进而实现了所需的加热功率密度。

[0065] 在图5的示例中,单个加热条的N个区段被设计成包括若干个不同长度和/或宽度的矩形区段及其两两之间衔接的梯形区段。当然,本申请的加热条设计并不被限定于此,而是可以包括其他的形状、尺寸和设计。

[0066] 根据示例性实施例,加热条的设计可以基于例如飞行期间对机翼温度的监控。例如,在温度较低容易结冰的地方,可适当减小加热条在该区段中的截面积以增大该区段的电阻值并提高该区段的加热功率。

[0067] 尽管图5中示出了示例性的单个加热条的形状和尺寸设计,但是本领域普通技术人员可知,这仅仅是出于示例说明的目的,而不对根据本公开构成任何限定。

[0068] 根据进一步的示例性实施例,还可以通过改变加热条内部加热膜的疏密程度来达到所需的加热功率密度。

[0069] 图6示出了根据本公开的示例性实施例的加热条内部加热膜布局600的示图。如图所示,通过改变加热条内部加热膜的疏密程度,就可以实现所需的加热功率密度。一般而言,较密集的加热膜可以得到较高的加热功率密度;反之,较稀疏的加热膜可以得到较低的加热功率密度。类似地,加热条内部加热膜布局600同样可以基于例如飞行期间对机翼温度的监控来设计。例如,在温度较低容易结冰的地方,可以通过适当增加加热膜的密度来提高该区段的加热功率。

[0070] 图6的改变加热膜疏密程度的方案可以结合上述第一种方案中的加热条使用,也可以结合上述第二种方案中的加热条使用。当在结合第二种方案使用时,可以在同一区段(例如区段A等)内部,通过不同的电路网格疏密程度来决定电阻大小,从而在通过相同的电流时产生不同的功率或功率密度分布。

[0071] 如本领域普通技术人员所知,上述选择加热膜材料、加热条宽度、加热条厚度、加热条长度、加热条覆盖率等来设计加热条的电阻值的方案、设计加热条在展向方向上的形状来改变加热条的电阻值、以及改变加热膜疏密程度的方案可以单独使用也可以结合使用,这些均在本公开的范围之内。

[0072] 图7示出了根据本公开一示例性方面的三相四区加热方案的功率密度设计要求与

设计结果的对照图700。

[0073] 如图7中所示,横轴示出了功率密度,纵轴示出了尺寸。图7的左半部分示出了根据本公开的三相四区加热方案的功率密度设计要求与设计结果的对照,其中虚线示出了设计要求,而实线示出了实际的设计结果。图7的右半部分示出了与左半部分对应的简化计算模型,其中以不同的阴影线示出的不同加热分区,其可以对应于例如以上结合图2、图3A和图4描述的三相四区加热方案中的相应加热分区。例如,自左向右的阴影线的加热条分区对应于图2、图3A和图4中同样以自左向右的阴影线示出的1区;自右向左的阴影线的加热条分区对应于图2、图3A和图4中同样以自右向左的阴影线示出的2区;十字格阴影线的加热条分区对应于图2、图3A和图4中同样以十字格的阴影线示出的3区。

[0074] 如从图7中所可见,根据该示例性设计,最上方的1区的设计长度约为120mm,设计要求功率密度约为 $19.1\text{kW}/\text{m}^2$,实际设计结果达到 $17.9\text{kW}/\text{m}^2$ 。上半部分的2区和下半部分的2区的设计长度分别约为54mm,设计要求功率密度约为 $21.9\text{kW}/\text{m}^2$,实际设计结果达到 $20.7\text{kW}/\text{m}^2$ 。飞机缝翼前缘几何驻点所穿过的3区的设计长度约为42mm,设计要求功率密度约为 $29.8\text{kW}/\text{m}^2$,实际设计结果达到 $29.8\text{kW}/\text{m}^2$ 。

[0075] 如所可见,该示例性设计的三相四区加热方案满足了设计要求,达到了所需的功率密度。

[0076] 本公开的核心之一在于基于前缘防护区的载荷分布需求。通过设计电加热条的走向和加热条的尺寸,本公开的方案实现加热区局部较为精确的能量供给。

[0077] 另一方面,本公开的方案减少了功能单元内部结构供电触点的数量。通过减少功能单元内部结构供电触点的数量,避免由于供电触点的结构脆弱,带来功能单元寿命的降低。

[0078] 以上所述的仅为本发明的示例性具体实施例。但本发明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发明揭露的技术范围内,可轻易想到的变化或替换,都应涵盖在本发明的保护范围之内。

[0079] 将理解,权利要求并不被限于以上所解说的精确配置和组件。可在以上所描述的方法和装置的布局、操作和细节上做出各种改动、更换和变形而不会脱离权利要求的范围。

100

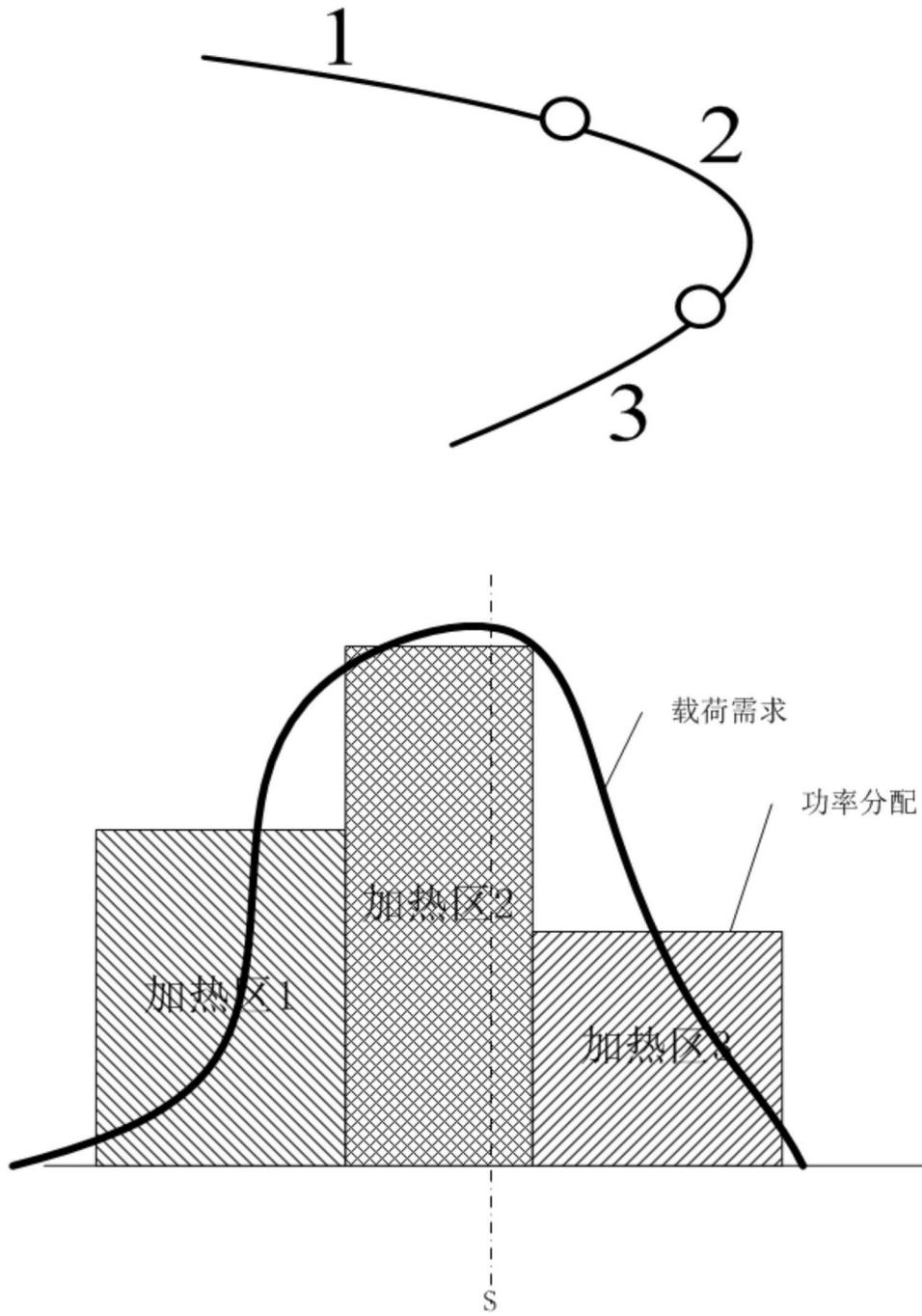


图1

200

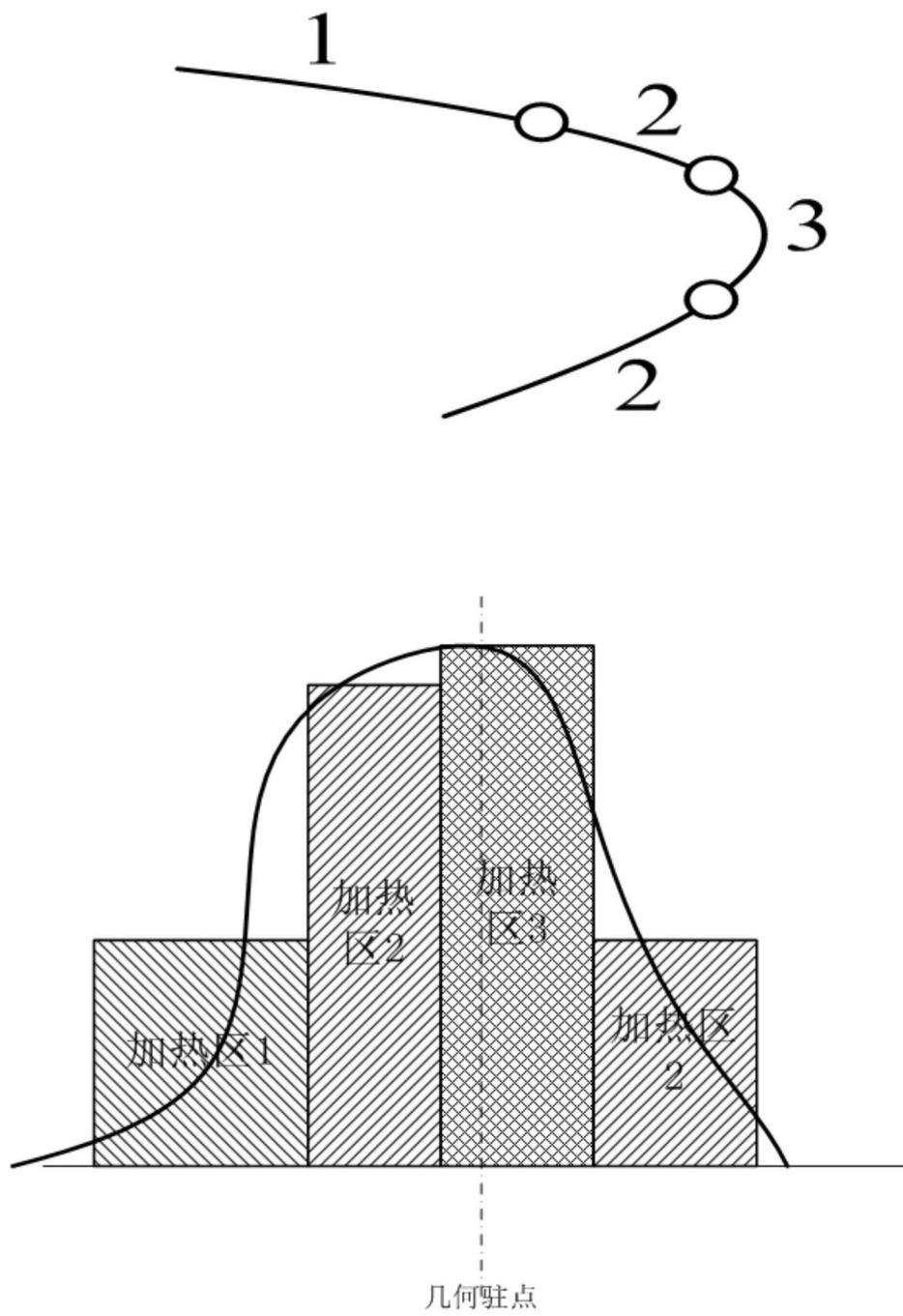


图2

300A

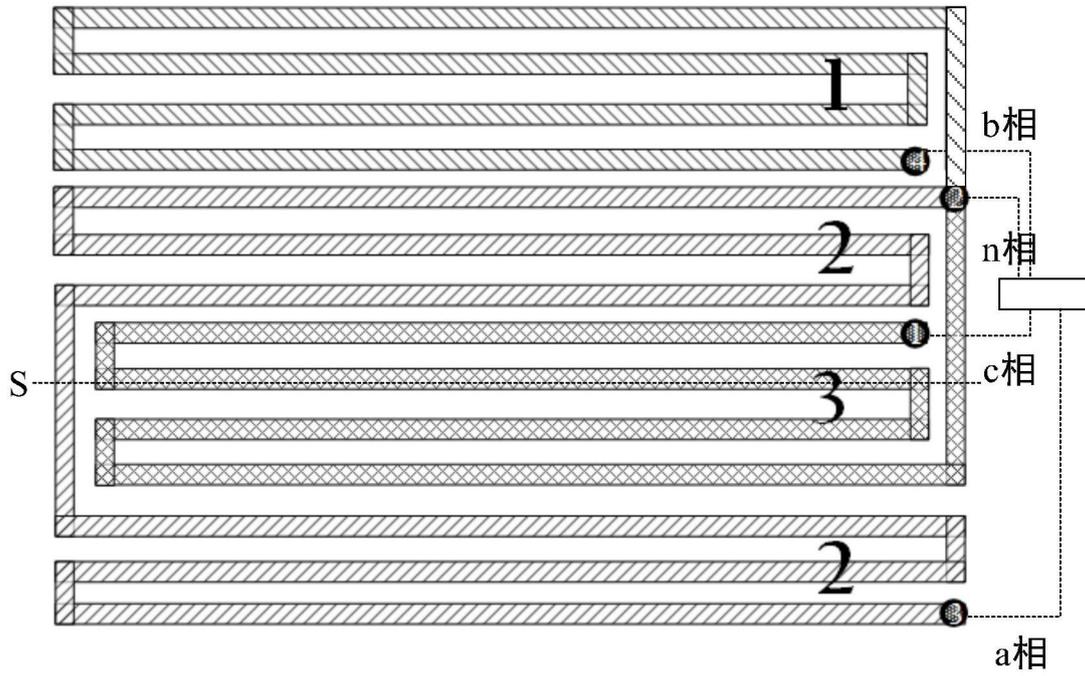


图3A

300B

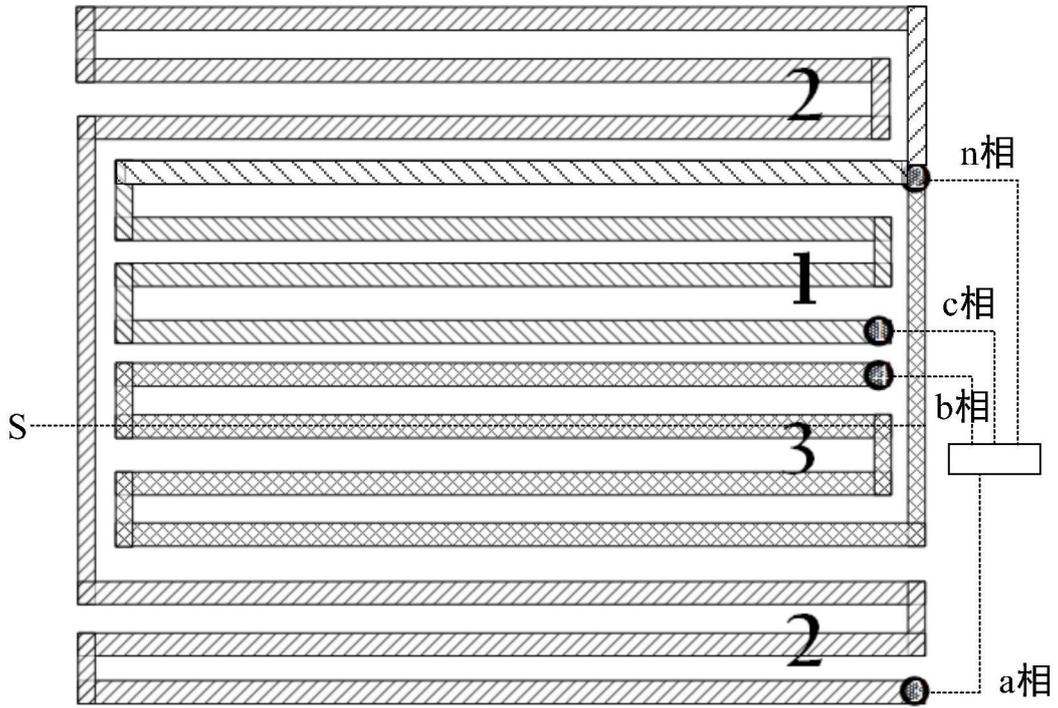


图3B

400

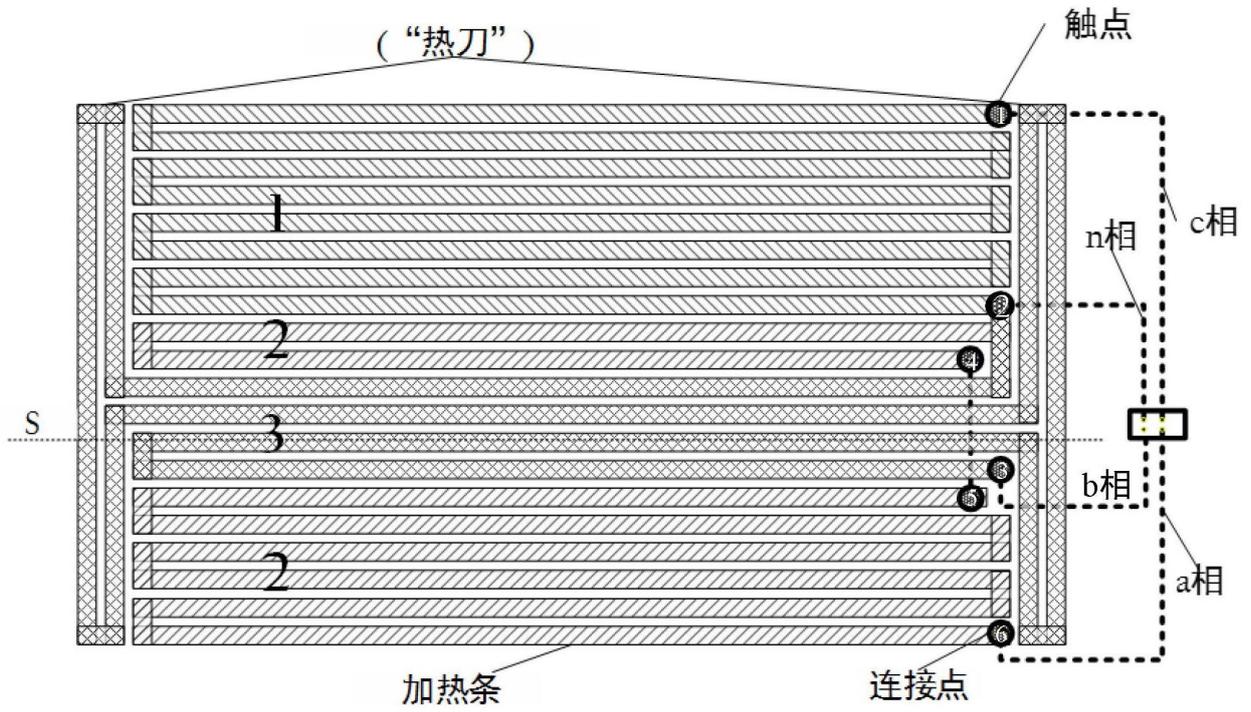


图4

500

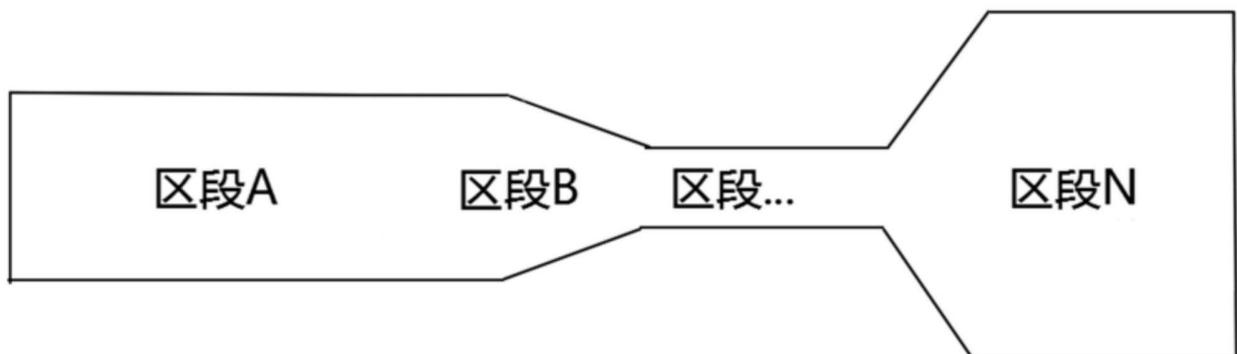


图5

600

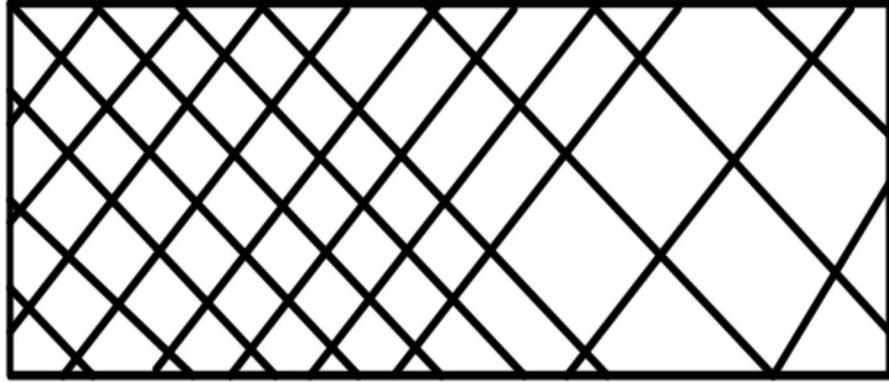


图6

700

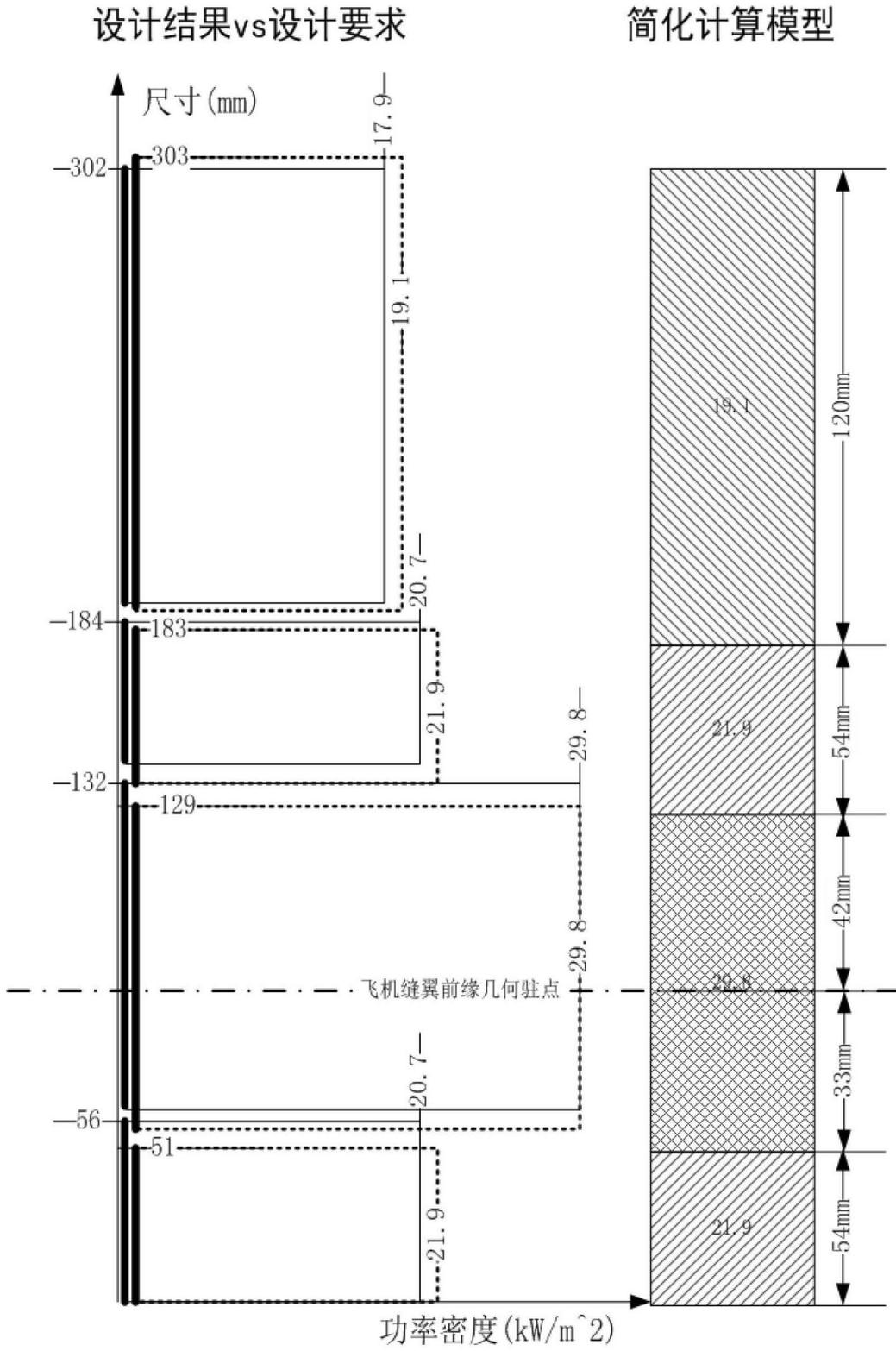


图7