



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 113154447 B

(45) 授权公告日 2024. 08. 09

(21) 申请号 202110285065.5

(22) 申请日 2021.03.17

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 113154447 A

(43) 申请公布日 2021.07.23

(73) 专利权人 南京航空航天大学
地址 210016 江苏省南京市秦淮区御道街
29号

(72) 发明人 靳雅婷 刘云鹏 颜应文 田泽民

(74) 专利代理机构 江苏圣典律师事务所 32237
专利代理师 王慧颖

(51) Int. Cl.
F23R 3/18 (2006.01)

(56) 对比文件

BE 682403 A, 1966.11.14

CN 105402769 A, 2016.03.16

审查员 高扬

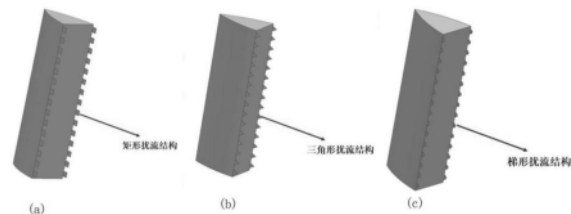
权利要求书2页 说明书4页 附图5页

(54) 发明名称

一种用于加力燃烧室强化燃烧的支板稳定器

(57) 摘要

本发明公开了一种用于加力燃烧室强化燃烧的支板稳定器,属于航空发动机的燃烧领域,本发明在原有的支板稳定器尾沿沿高度方向设计不同结构型式的扰流装置,并沿高度方向均匀排列,加力燃烧室进口高速来流流经支板稳定器尾沿,由于扰流装置的作用,在稳定器后端沿高度方向形成具有强烈卷吸作用的复杂涡系结构,加快支板后缘剪切层发展并促进燃料在主流中的掺混,增强支板尾沿高速主流和高温回流区气流之间的质量、动量和热量交换,从而加快湍流燃烧速度,因此本发明可以有效提高加力燃烧室的燃烧效率、缩短加力燃烧室的长度,拓宽加力燃烧室点熄火边界,达到在加力燃烧室中强化燃烧的效果。



1. 一种用于加力燃烧室强化燃烧的支板稳定器,其特征在于,所述的支板稳定器的尾部设置扰流装置,所述的扰流装置沿高度方向均匀排列,所述的扰流装置的叶片结构型式对剪切掺混效果和支板尾沿主流和高温回流之间质量、动量和热量的交换强度具有影响;所述的扰流装置的叶片结构采用多种型式,包括矩形、等腰三角形、等腰梯形;扰流装置的叶片包括直叶片、弯曲叶片;加力燃烧室进口高速来流流经支板稳定器的尾部,由于支板稳定器尾部设置的扰流装置的作用,在稳定器后端沿高度方向形成具有强烈卷吸作用的复杂涡系结构,加快支板稳定器后缘剪切层发展,并促进燃料在主流中的掺混,增强支板尾沿高速主流和高温回流区气流之间的质量、动量和热量交换。

2. 根据权利要求1所述的一种用于加力燃烧室强化燃烧的支板稳定器,其特征在于,设定支板稳定器的尾部宽度为 W ,扰流装置的叶片高度为 h ,扰流装置的叶片宽度为 L ,所述的支板稳定器的尾部宽度 W 、扰流装置的叶片高度、宽度比 h/L 对稳定器总压损失和回流区大小具有影响,从而对加力燃烧室效率有所影响;所述的矩形、等腰三角形、等腰梯形构型的支板稳定器尾部的宽度 W 范围均为 $5 \sim 40\text{mm}$;矩形构型的扰流装置的叶片高度、宽度比 h/L 范围为 $0.1 \sim 5$;等腰三角形构型的扰流装置的叶片高度、宽度比 h/L 范围为 $0.1 \sim 6$;等腰梯形构型的扰流装置的叶片高度、宽度比 h/L 范围为 $0.1 \sim 5.5$,对于等腰梯形构型的扰流叶片,设定上底宽度为 R ,其叶片高度与上底宽度之比 h/R 对稳定器总压损失及回流区大小也有影响, h/R 比值范围为 $0.1 \sim 10$ 。

3. 根据权利要求1所述的一种用于加力燃烧室强化燃烧的支板稳定器,其特征在于,设定扰流装置的叶片与轴向气流之间的角度为支板稳定器尾沿扰流叶片安装角度,所述的支板稳定器尾沿扰流叶片安装角度对回流区尺寸和加力燃烧室进口高速来流与稳定器尾部高温回流之间质量、动量以及热量的交换强度具有影响,从而影响强化燃烧效果;所述的扰流装置的叶片为直叶片时,扰流叶片安装角度 θ_1 范围为 $-60^\circ \sim 60^\circ$;所述的扰流装置的叶片为弯曲叶片时,扰流叶片安装角度 θ_2 范围为 $-70^\circ \sim 70^\circ$ 。

4. 根据权利要求1所述的一种用于加力燃烧室强化燃烧的支板稳定器,其特征在于,设定支板稳定器在加力燃烧室截面上的正投影面积与燃烧室截面积之比为支板稳定器阻塞比,所述的支板稳定器阻塞比的参数决定支板稳定器的阻塞损失,从而影响支板稳定器的压力损失系数;所述的矩形、等腰三角形、等腰梯形构型的支板稳定器阻塞比范围均为 $10\% \sim 50\%$ 。

5. 根据权利要求1所述的一种用于加力燃烧室强化燃烧的支板稳定器,其特征在于,设定扰流装置的叶片高度为 h ,支板稳定器的长度为 n ,扰流装置的叶片高度与支板稳定器的长度之比 h/n 对回流区长度和剪切掺混效果具有影响,从而影响到强化燃烧效果;所述的矩形、等腰三角形、等腰梯形构型的支板稳定器尾部扰流叶片高度与支板稳定器的长度之比 h/n 分别为 $0.01 \sim 0.8$ 、 $0.01 \sim 0.9$ 及 $0.01 \sim 0.85$ 。

6. 根据权利要求1所述的一种用于加力燃烧室强化燃烧的支板稳定器,其特征在于,所述的扰流装置的叶片结构型式采用等腰三角形、等腰梯形时,设定等腰三角形和等腰梯形扰流叶片的底角角度分别为 α_1 和 α_2 , α_1 和 α_2 对回流区尺寸和稳定器总压损失具有影响,从而影响加力燃烧室效率;等腰三角形构型的扰流叶片底角角度 α_1 范围为 $5 \sim 85^\circ$,等腰梯形构型的扰流叶片底角角度 α_2 范围为 $5 \sim 85^\circ$ 。

7. 根据权利要求1所述的一种用于加力燃烧室强化燃烧的支板稳定器,其特征在于,所

述的支板稳定器工作方法为：

设定加力燃烧室火焰稳定器两侧来流速度分别为Ⅰ和Ⅱ，两侧来流经过支板稳定器尾沿时，由于粘性力的作用，支板稳定器后遮蔽区内的气体被卷吸，形成局部的低压区Ⅲ；当气流流过Ⅲ的尾部时，气流速度减慢，静压提高，从而与前面的负压区形成压差；

在前后压差的作用下，有一部分气体以与主流相反的流动方向流向支板稳定器后方的遮蔽区；由于整个过程是连续的，即支板稳定器后方的气流不断被带走，同时不断被后方的气体逆流补充，于是在支板稳定器后方形成对称的漩涡，并不停地旋转，称为回流区；

回流区内气流速度较低，实现火焰稳定，此处发生湍流燃烧，形成高温回流区；由于支板稳定器尾沿处沿高度方向设计不同型式的扰流结构，高速气流在经过火焰稳定器尾沿时，沿高度方向不同位置的气流速度差别较大，使得速度脉动急剧增强，从而湍流度增加，湍流燃烧速度加快，稳定器后方高温回流区和加力燃烧室进口来流之间质量、动量和热量交换增强，燃烧完全度增加，加力燃烧室点熄火边界拓宽，燃烧效率提高。

一种用于加力燃烧室强化燃烧的支板稳定器

技术领域

[0001] 本发明属于航空发动机的燃烧领域,具体是一种用于加力燃烧室强化燃烧的支板稳定器。

背景技术

[0002] 由于军用飞机在起飞、爬升及机动飞行时,需要更大的推力。目前常采用安装加力燃烧室的方法短时间内增大推力。但是,在二代机及之前的发动机中,加力燃烧室的喷油装置和火焰稳定器是分开设置的,由于处在高速高温气流中,容易造成喷油装置结焦、稳定器烧蚀。为了避免上述问题的发生,在三代机的加力燃烧室中,稳定器由径向和周向稳定器组成,两部分稳定器中均设置喷油装置。周向稳定器起传焰作用及传导外涵气流,从而冷却径向稳定器。四代机采用涡轮后框架一体化的加力燃烧室,将加力燃烧室火焰稳定器和涡轮后承力支架结合并取消周向稳定器,从而大大缩短了加力燃烧室长度,同时能够有效避免喷嘴结焦和烧蚀的发生。但是,由于加力燃烧室进口气流速度过大,使得燃烧室主流与高温区气流质量、动量、热量交换较少,导致加力燃烧室燃烧效率普遍较低、点熄火边界较窄。

发明内容

[0003] 本发明针对现有技术中存在的问题,公开了一种用于增加燃烧区气流掺混度的一体化加力燃烧室支板型火焰稳定装置,在稳定装置尾沿布置不同结构型式的扰流装置,沿高度方向均匀排列,该发明可加强加力燃烧室高速来流与高温回流区气流之间质量、动量以及热量的交换,提高燃烧完全度,拓宽加力燃烧室点熄火边界,达到在加力燃烧室中强化燃烧的效果,从而提高加力燃烧室的燃烧效率、缩短加力燃烧室的长度。

[0004] 本发明是这样实现的:

[0005] 一种用于加力燃烧室强化燃烧的支板稳定器,其特征在于,所述的支板稳定器的尾部设置扰流装置,所述的扰流装置沿高度方向均匀排列,所述的扰流装置的叶片结构型式对剪切掺混效果和支板尾沿主流和高温回流之间质量、动量和热量的交换强度具有影响;所述的扰流装置的叶片结构采用多种型式,包括矩形、等腰三角形、等腰梯形;扰流装置的叶片包括直叶片、弯曲叶片;加力燃烧室进口高速来流流经支板稳定器的尾部,由于支板稳定器尾部设置的扰流装置的作用,在稳定器后端沿高度方向形成具有强烈卷吸作用的复杂涡系结构,加快支板稳定器后缘剪切层发展,并促进燃料在主流中的掺混,增强支板尾沿高速主流和高温回流区气流之间的质量、动量和热量交换。

[0006] 进一步,设定支板稳定器的尾部宽度为 W ,扰流装置的叶片高度为 h ,扰流装置的叶片宽度为 L ,所述的支板稳定器的尾部宽度 W 、扰流装置的叶片高度、宽度比 h/L 对稳定器总压损失和回流区大小具有影响,从而对加力燃烧室效率有所影响;所述的矩形、等腰三角形、等腰梯形构型的支板稳定器尾部的宽度 W 范围均为 $5 \sim 40\text{mm}$;矩形构型的扰流装置的叶片高度、宽度比 h/L 范围为 $0.1 \sim 5$;等腰三角形构型的扰流装置的叶片高度、宽度比 h/L 范围为 $0.1 \sim 6$;等腰梯形构型的扰流装置的叶片高度、宽度比 h/L 范围为 $0.1 \sim 5.5$,对于等腰梯

形构型的扰流叶片,设定上底宽度为R,其叶片高度与上底宽度之比 h/R 对稳定器总压损失及回流区大小也有影响, h/R 比值范围为 $0.1 \sim 10$ 。

[0007] 进一步,设定扰流装置的叶片与轴向气流之间的角度为支板稳定器尾沿扰流叶片安装角度,所述的支板稳定器尾沿扰流叶片安装角度对回流区尺寸和加力燃烧室进口高速来流与稳定器尾部高温回流之间质量、动量以及热量的交换强度具有影响,从而影响强化燃烧效果;所述的扰流装置的叶片为直叶片时,扰流叶片安装角度 θ_1 范围为 $-60^\circ \sim 60^\circ$;所述的扰流装置的叶片为弯曲叶片时,扰流叶片安装角度 θ_2 范围为 $-70^\circ \sim 70^\circ$ 。

[0008] 进一步,设定支板稳定器在加力燃烧室截面上的正投影面积与燃烧室截面积之比为支板稳定器阻塞比,所述的支板稳定器阻塞比的参数决定支板稳定器的阻塞损失,从而影响支板稳定器的压力损失系数;所述的矩形、等腰三角形、等腰梯形构型的支板稳定器阻塞比范围均为 $10\% \sim 50\%$ 。

[0009] 进一步,设定扰流装置的叶片高度为 h ,支板稳定器的长度为 n ,扰流叶片高度与支板稳定器的长度比值 h/n 对回流区长度和剪切掺混效果具有影响,从而影响到强化燃烧效果;所述的矩形、等腰三角形、等腰梯形构型的支板稳定器尾部扰流叶片高度与支板稳定器的长度比值 h/n 分别为 $0.01 \sim 0.8$ 、 $0.01 \sim 0.9$ 及 $0.01 \sim 0.85$ 。

[0010] 进一步,所述的扰流装置的叶片结构型式采用等腰三角形、等腰梯形时,设定等腰三角形和等腰梯形扰流叶片的底角角度分别为 α_1 和 α_2 , α_1 和 α_2 对回流区尺寸和稳定器总压损失具有影响,从而影响加力燃烧室效率;等腰三角形构型的扰流叶片底角角度 α_1 范围为 $5 \sim 85^\circ$,等腰梯形构型的扰流叶片底角角度 α_2 范围为 $5 \sim 85^\circ$ 。

[0011] 进一步,所述的支板稳定器工作方法为:

[0012] 设定加力燃烧室火焰稳定器两侧的来流速度分别为I和II,两侧的来流经过支板稳定器尾沿时,由于粘性力的作用,支板稳定器后遮蔽区内的气体被卷吸,形成局部的低压区III;当气流流过III的尾部时,气流速度减慢,静压提高,从而与前面的负压区形成压差;

[0013] 在前后压差的作用下,有一部分气体以与主流相反的流动方向流向支板稳定器后方的遮蔽区;由于整个过程是连续的,即支板稳定器后方的气流不断被带走,同时不断被后方的气体逆流补充,于是在支板稳定器后方形成对称的漩涡,并不停地旋转,称为回流区;

[0014] 回流区内气流速度较低,实现火焰稳定,此处发生湍流燃烧,形成高温回流区;由于支板稳定器尾沿处沿高度方向设计不同型式的扰流结构,高速气流在经过火焰稳定器尾沿时,沿高度方向不同位置的气流速度差别较大,使得速度脉动急剧增强,从而湍流度增加,湍流燃烧速度加快,稳定器后方高温回流区和加力燃烧室进口来流之间质量、动量和热量交换增强,燃烧完全度增加,加力燃烧室点熄火边界拓宽,燃烧效率提高。

[0015] 本发明与现有技术相比的有益效果在于:

[0016] 1) 本次发明的用于增加燃烧区气流湍流度和掺混度的加力燃烧室支板型火焰稳定装置,通过在支板稳定器尾沿处沿高度方向设计不同结构型式的扰流装置,使得加力燃烧室进口高速来流与火焰稳定器后方的高温回流区气流之间质量、动量以及热量的交换加强,从而达到加力燃烧室燃烧效率提高的目的,提高燃烧室的燃烧性能,降低污染物的排放;

[0017] 2) 由于加力燃烧室燃烧效率提高,燃烧更加完全,因此不需要通过增加燃烧室长度来加强燃烧,可以进一步缩短加力燃烧室的长度,降低燃烧室重量,提高其推重比;

[0018] 3) 本次发明能够使加力燃烧室的燃烧区气流湍流度和掺混度提高,从而拓宽加力燃烧室点熄火边界,达到拓宽军机飞行包线范围的目的。

附图说明

- [0019] 图1是带加力燃烧室的涡扇发动机典型结构图;
[0020] 图2是涡轮后框架一体化加力燃烧室典型结构图;
[0021] 图3是带有不同结构型式的扰流装置的支板稳定器三维结构图;
[0022] 图4是支板稳定器后视图;
[0023] 图5是带有矩形扰流叶片的支板稳定器侧视图;
[0024] 图6是带有等腰三角形扰流叶片的支板稳定器侧视图;
[0025] 图7是带有等腰梯形扰流叶片的支板稳定器侧视图;
[0026] 图8是带有不同安装角度扰流叶片的支板稳定器结构图;
[0027] 图9是支板稳定器附近气流掺混效果图。

具体实施方式

[0028] 为使本发明的目的及效果更加清楚明确,以下参照附图对本发明进一步详细说明。应当指出此处所描述的具体实施仅用以解释本发明,并不用于限定本发明。

[0029] 图1是带加力燃烧室的涡扇发动机典型结构图,图2是涡轮后框架一体化加力燃烧室典型结构图,本发明安装位置即如图2所示的支板稳定器。图3是本发明的支板型火焰稳定结构,在支板稳定器尾部安装了不同结构型式的扰流装置,其结构型式可分别设计为矩形、等腰三角形和等腰梯形,用来增大燃烧区气流湍流度和掺混度。图4是支板稳定器的后视图,图5~图7是带有三种不同结构型式扰流装置的稳定器侧视图,其中支板稳定器尾部宽度 W 、扰流叶片高宽比 h/L 、等腰梯形扰流叶片高度与上底宽度之比 h/R 、扰流叶片高度与稳定器长度之比 h/n 及等腰三角形和梯形扰流叶片底角角度 α_1 和 α_2 的参数值对支板稳定器的压力损失、湍流度、掺混效果等有影响,因此需要进行合理选取。图8是带有不同安装角度扰流叶片的支板稳定器结构图,其中叶片安装角度 θ_1 和 θ_2 ,以及叶片是直叶片还是弯曲叶片等均对回流区尺寸和掺混效果等具有影响,因此同样需要进行合理选取。图9是支板稳定器附近的气流掺混效果图,加力燃烧室火焰稳定器两侧的来流速度 I 和 II 较大(一般可达 $500 \sim 600\text{m/s}$),经过支板稳定器尾沿时,由于粘性力的作用,稳定器后遮蔽区内的气体被卷吸,形成局部的低压区 III 。当气流流过 III 的尾部时,气流速度减慢,静压提高,从而与前面的负压区形成压差。在前后压差的作用下,有一部分气体以与主流相反的流动方向流向稳定器后方的遮蔽区。由于整个过程是连续的,即支板稳定器后方的气流不断被带走,同时不断被后方的气体逆流补充,于是在稳定器后方形成大致对称的漩涡,并不停地旋转,称为回流区。回流区内气流速度较低,可以实现火焰稳定,此处发生湍流燃烧,形成高温回流区;由于支板稳定器尾沿处沿高度方向设计不同型式的扰流结构,高速气流在经过火焰稳定器尾沿时,沿高度方向不同位置的气流速度差别较大,使得速度脉动急剧增强,从而湍流度增加,湍流燃烧速度加快,稳定器后方高温回流区和加力燃烧室进口来流之间质量、动量和热量交换增强,燃烧完全度增加,因此加力燃烧室点熄火边界拓宽,燃烧效率提高。

[0030] 以上所述仅是本发明的优选实施方式,应当指出,对于本技术领域的普通技术人

员来说,在不脱离本发明原理的前提下,还可以做出若干改进,这些改进也应视为本发明的保护范围。

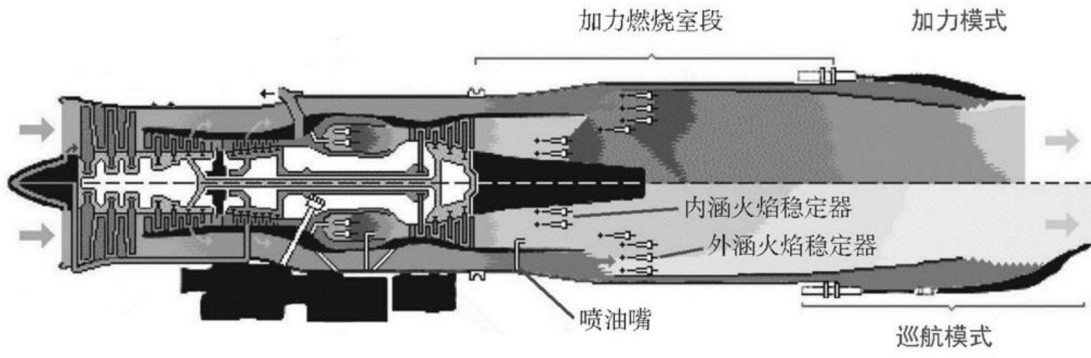


图1

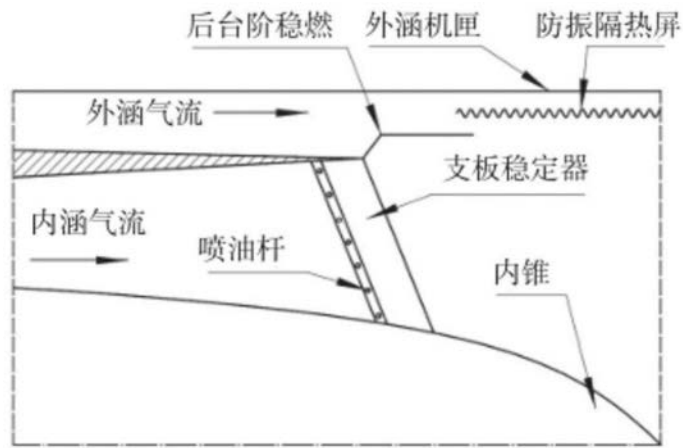


图2

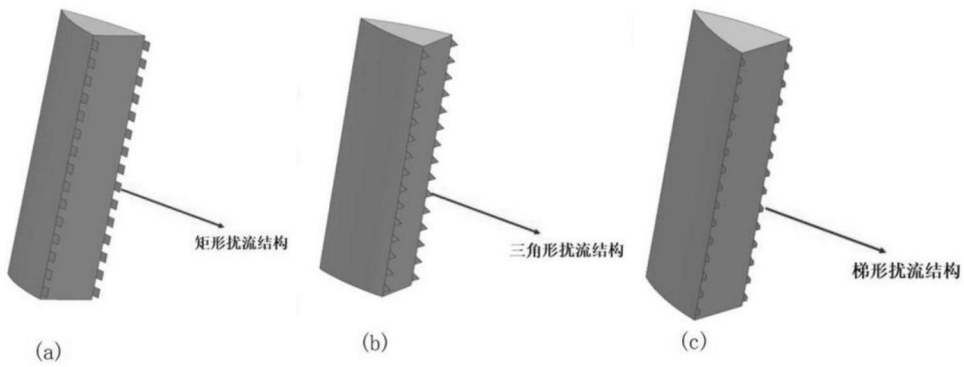


图3



图4

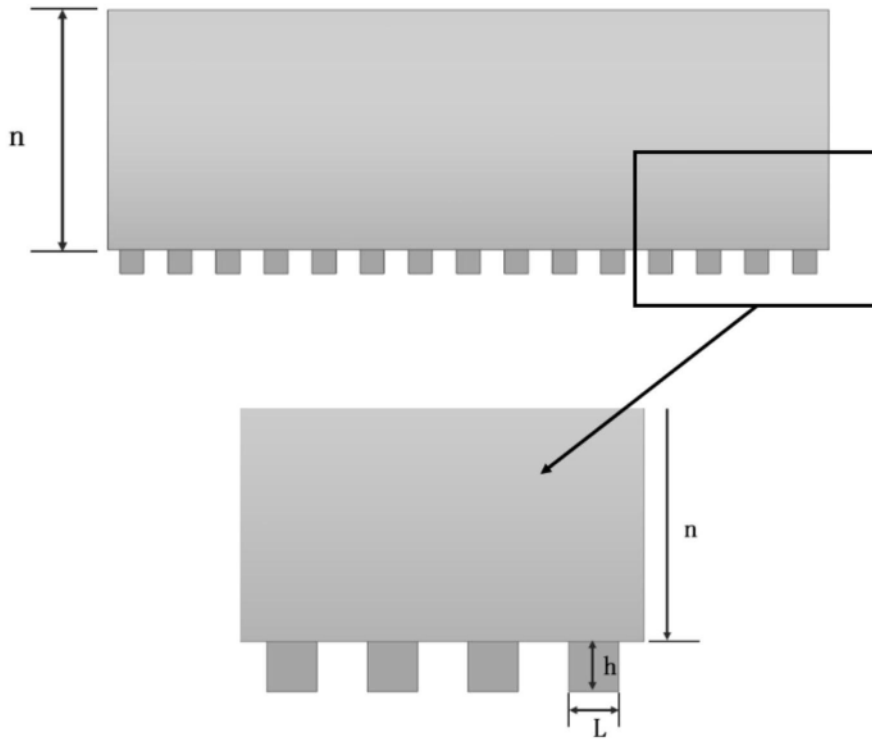


图5

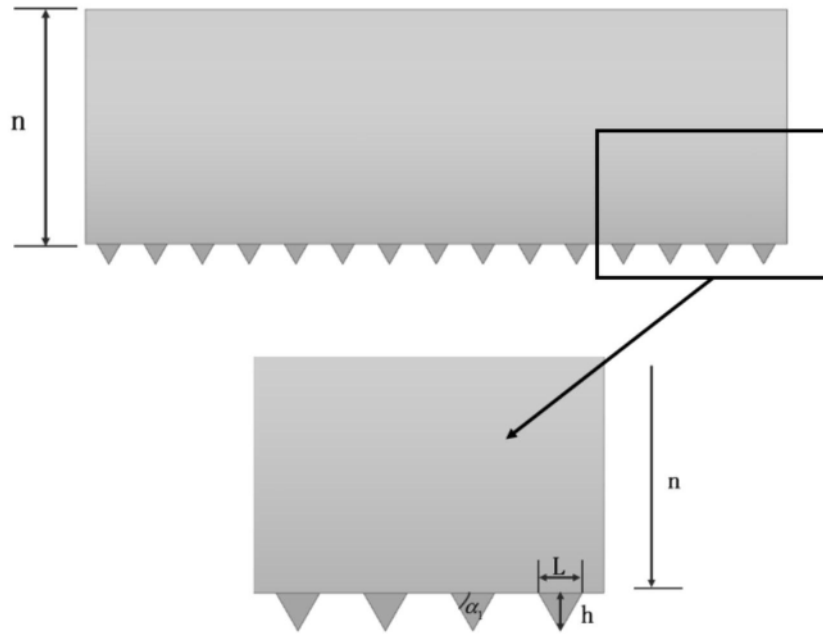


图6

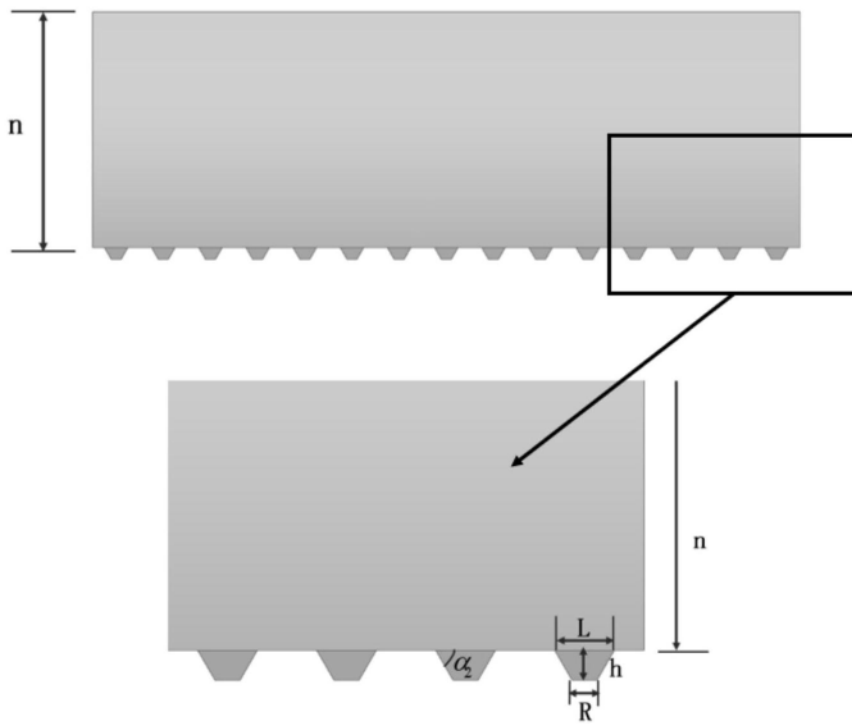


图7

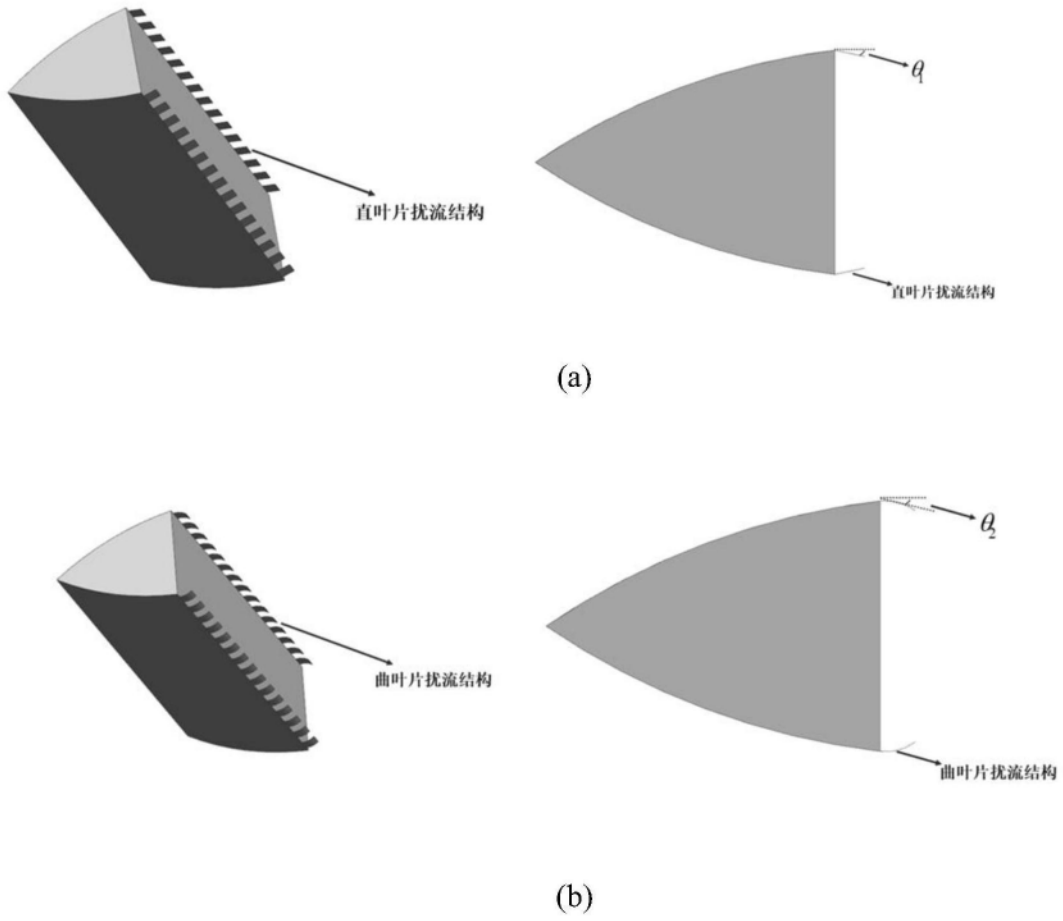


图8

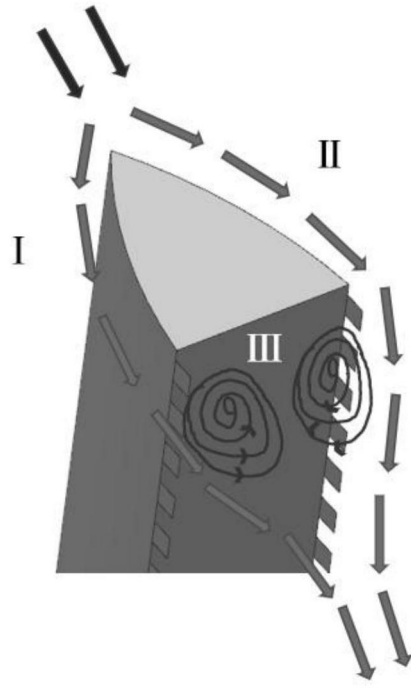


图9