

(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 103303469 A

(43) 申请公布日 2013. 09. 18

(21) 申请号 201310282649. 2

(22) 申请日 2013. 07. 05

(71) 申请人 上海交通大学

地址 200240 上海市闵行区东川路 800 号

(72) 发明人 李伟鹏

(74) 专利代理机构 上海交达专利事务所 31201

代理人 王毓理 王锡麟

(51) Int. Cl.

B64C 23/06 (2006. 01)

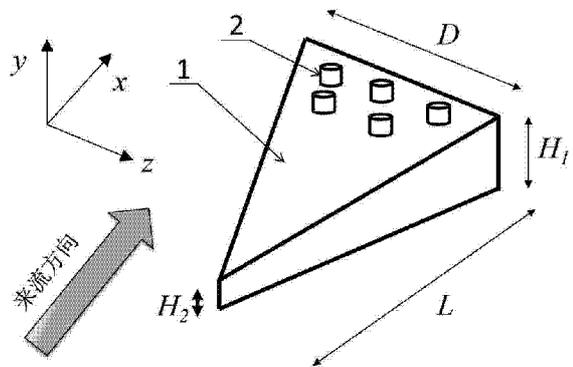
权利要求书1页 说明书4页 附图3页

(54) 发明名称

控制高马赫数激波与附面层干扰流动分离的装置

(57) 摘要

一种在高超声速飞行器技术领域的用于控制激波与附面层干扰流动分离的装置,该装置包括:基部分流楔与尾缘微型涡流发生器,其中:后仰楔形结构的基部分流楔设置于激波与附面层干扰区的前端且距离(具体为尾缘到激波入射点的距离)小于等于3个附面层的厚度,尾缘微型涡流发生器设置于基部分流楔尾缘的上表面。本装置能够在飞流楔的侧缘产生脱落涡结构带走干扰区的低能流体,并且尾缘的强湍流度剪切层起到缓冲带作用,该发明可控制激波/附面层干扰导致的流动分离,实现马赫数在4~10的条件下的分离流动控制,具有结构简单、性能稳定等特点。



1. 一种用于控制高马赫数激波与附面层干扰流动分离的装置,其特征在于,包括:基部分流楔与尾缘微型涡流发生器,其中:后仰楔形结构的基部分流楔设置于激波与附面层干扰区的前端且距离,即后缘到激波入射点的距离,小于等于3个附面层的厚度,尾缘微型涡流发生器设置于基部分流楔的尾缘。

2. 根据权利要求1所述的装置,其特征是,所述基部分流楔的前、后缘高度 H_2 、 H_1 以及宽度 D 和长度 L 分别满足的条件为: $0 \leq H_2 \leq H_1 \leq \delta$; $2H_1 \leq D \leq 5H_1$; $4H_1 \leq L \leq 10H_1$; 其中: δ 为来流附面层的厚度。

3. 根据权利要求1所述的装置,其特征是,所述的尾缘微型涡流发生器采用一个涡流发生单元或多个涡流发生单元排列构成,其中:每个涡流发生单元的水平最大高度 h 和轴向最大长度 l 满足: $0 \leq h \leq 0.3H_1$; $0 \leq l \leq 0.5H_1$, 其中: H_1 为基部分流楔的后缘高度。

4. 根据权利要求3所述的装置,其特征是,所述的涡流发生单元的形状采用圆柱形、锯齿形、后仰型楔形或前倾型楔形结构。

5. 根据权利要求3所述的装置,其特征是,所述的排列采用中心轴对称的方式。

6. 根据权利要求3所述的装置,其特征是,所述的排列采用轴向垂直的单排多个方式、轴向垂直的双排对齐方式或双排交错等排列方式。

控制高马赫数激波与附面层干扰流动分离的装置

技术领域

[0001] 本发明涉及的是一种在高超声速飞行器技术领域,控制激波与附面层干扰流动分离的装置,具体是一种分流式、带有复合涡流发生器的控制高马赫数激波与附面层干扰流动分离的装置。

背景技术

[0002] 高超声速飞行器是实现军事快速打击、快速反应的战略装备之一,近年来颇受国内外研究人员的关注。激波与附面层干扰广泛存在于高超声速飞行器的内流和外流中,当飞行器在高马赫数飞行时,强激波与附面层干扰常常导致附面层的大尺度流动分离,伴随产生较强的附加阻力与总压损失,同时激波后的湍流强度和导热系数剧增,并具有低频振荡特性,诱发的动态气动力/热载荷可能导致飞行器的结构破坏或热防护系统的实效。由此可见,高马赫数下的激波/附面层干扰引发的流动分离现象是高超声速飞行器的安全隐患,是影响飞行器整体及其关键部件安全性的重要因素,并给飞行器的材料选择、结构装配和热防护设计带来困难和挑战。

[0003] 涡流发生器是一种延缓或抑制激波/附面层干扰流动分离的被控控制方法,但在高马赫数下($4 < M < 10$),由于激波强度的增加,传统的涡流发生器难以发挥很好的控制效果,其主要原因是传统涡流发生器产生的涡扰动难以克服强激波导致的逆压梯度。因此提出一种简单可靠、易实现的控制高马赫数条件下的激波/附面层干扰流动分离的装置与方法是亟待解决的问题。

[0004] 经过对现有技术的检索发现,中国专利文献号 CN201210319468,公开日 2013-01-09,记载了一种用于使流体流过表面期间的流动分离衰减的涡流发生器,所述涡流发生器被构造成用于邻近表面产生至少两个涡旋。但该技术与本发明相比的缺陷在于:不适用于高超声速流体,其涡流发生器的结构可产生较强的激波阻力;不能加强涡流发生器后缘的剪切层混合,难以较好的控制激波与附面层干扰的流动分析现象。

[0005] 中国专利文献号 CN201110322560,公开日 2012-05-16,记载了一种包含涡流发生器的风力涡轮机叶片,所述涡流发生器的构造和布置为对所述叶片的空气动力特性有贡献,所述涡流发生器包括平台和延伸部,平台固定在所述凹陷中。但在高马赫数条件下,该涡流发生器不能产生较好的涡扰动,不能起到控制激波流动分离的作用。

发明内容

[0006] 本发明针对现有技术存在的上述不足,提出一种控制高马赫数激波与附面层干扰流动分离的装置,能够控制高超音速激波/附面层干扰导致的流动分离,实现马赫数在 4~10 条件下的分离流动控制,具有结构简单、性能稳定等特点。

[0007] 本发明是通过以下技术方案实现的,本发明包括:基部分流楔与尾缘微型涡流发生器,其中:基部分流楔为后仰楔形结构,设置于激波与附面层干扰区的前端,其尾缘与激波入射点的距离小于等于 3 个附面层的厚度,尾缘微型涡流发生器设置于基部分流楔尾缘

的上表面。

[0008] 所述的基部分流楔的前、后缘高度 H_2 、 H_1 以及宽度 D 和长度 L 分别满足的条件为：
 $0 \leq H_2 \leq H_1 \leq \delta$ ； $2H_1 \leq D \leq 5H_1$ ； $4H_1 \leq L \leq 10H_1$ ；其中： δ 为来流附面层的厚度。

[0009] 所述的尾缘微型涡流发生器采用一个涡流发生单元或多个涡流发生单元排列构成，其中：每个涡流发生单元的水平最大高度 h 和轴向最大长度 l 满足： $0 \leq h \leq 0.3H_1$ ； $0 \leq l \leq 0.5H_1$ ；并可根据具体尾缘涡流发生器不同结构进行调节。

[0010] 所述的尾缘涡流发生单元的形状采用但不限于圆柱形、锯齿形、后仰型楔形、前倾型楔形结构。

[0011] 所述的尾缘涡流发生单元的排列形式采用中心轴对称的方式，进一步优选为轴向垂直的单排多个方式、双排对齐方式、双排交错等排列方式。

技术效果

[0012] 相对于传统的涡流发生器，本发明涉及的分流式、复合涡流发生器的技术效果包括：

[0013] 1) 由于分流效应，在基部分流楔的侧缘形成非稳态涡旋结构，可周期性的与激波 / 附面层干扰引发的分离涡发生相互作用，卷走干扰区附近的低能流体，增大激波 / 附面层干扰区的抗逆压强度；

[0014] 2) 由于尾缘涡流发生器的作用，来流经过分流楔的尾缘后，形成三维、强混合的湍流剪切层，湍流剪切层起到很好的“缓解带”作用，用于减弱激波直接入射到壁面上的强逆压梯度，同时分流楔尾缘形成的膨胀波系，有利于加速湍流剪切层，克服激波前后的动量差。

[0015] 相对于传统的涡流发生器，本发明具有三种优点：

[0016] 1) 分流式、复合涡流发生器具有较强分流效应，增强了湍流边界层的不均匀度和抗逆压强度，分流作用的强度可通过基部分流楔的前缘高度进行调节；

[0017] 2) 基部分流楔的侧缘形成的大尺度、周期性振荡的漩涡结构，有利于带走干扰区的低能流体；

[0018] 3) 通过分流楔与微型涡流发生器的组合，大幅增强了尾缘剪切层的湍流强度，使得抗干扰强度增强。

附图说明

[0019] 图 1 为实施例 1 中涡流发生器结构示意图。

[0020] 图 2 为实施例 2 中涡流发生器结构示意图。

[0021] 图 3 为实施例 3 中涡流发生器结构示意图。

[0022] 图 4 为实施例 4 中涡流发生器结构示意图。

[0023] 图 5 为实施例 5 中涡流发生器结构示意图。

[0024] 图 6 为实施例 6 中涡流发生器结构示意图。

具体实施方式

[0025] 下面对本发明的实施例作详细说明，本实施例在以本发明技术方案为前提下进行实施，给出了详细的实施方式和具体的操作过程，但本发明的保护范围不限于下述的实施

例。

实施例 1

[0026] 如图 1 所示,本实施例装置包括:基部分流楔 1 与尾缘微型涡流发生器 2,其中:后仰楔形结构的基部分流楔 1 设置于激波与附面层干扰区的前端且距离(具体分流楔后缘到激波入射点距离)小于等于 3 个附面层的厚度,尾缘微型涡流发生器 2 设置于基部分流楔 1 的尾缘。

[0027] 所述的基部分流楔 1 的前、后缘高度 H_2 、 H_1 以及宽度 D 和长度 L 分别满足: $0 \leq H_2 \leq H_1 \leq \delta$; $2H_1 \leq D \leq 5H_1$; $4H_1 \leq L \leq 10H_1$;其中: δ 为来流附面层的厚度。

[0028] 如图 1 所示,本实施例中的尾缘微型涡流发生器 2 采用三个涡流发生单元 2 轴向垂直,即沿 Z 轴方向单排排列。

[0029] 所述的涡流发生单元 3 采用圆柱形结构,每个涡流发生单元 2 的水平最大高度 h 和轴向最大长度 l 满足: $0 \leq h \leq 0.3H_1$; $0 \leq l \leq 0.5H_1$;并可根据具体尾缘涡流发生器不同结构进行调节。

[0030] 在高马赫数条件下由于激波强度的增强,导致在激波入射点附件产生附面层的大尺度流动分离,利用图 1 所示装置的流动控制作用,在分流楔的侧缘及尾缘产生的涡结构可消除流动分离现象,避免由于流动分离导致的诸多负面效果。

实施例 2

[0031] 如图 2 所示,本实施例与实施例 1 的区别在于:所述的尾缘微型涡流发生器 2 采用两个涡流发生单元 2 轴向垂直,即沿 Z 轴方向单排排列;且所述的涡流发生单元 2 采用前倾楔形结构。

[0032] 该涡流发生单元 2 的形状结构技术要求细节为:所述的涡流发生单元 2 的后缘高度 h 、宽度 d 和长度 l 分别满足: $0 \leq h \leq 0.3H_1$; $h \leq d \leq 2h$; $h \leq l \leq 3h$ 。

[0033] 本实施例在高马赫数条件下的控制效果与实施例 1 相似。

实施例 3

[0034] 如图 3 所示,本实施例与实施例 1 的区别在于:所述的尾缘微型涡流发生器 2 采用两个涡流发生单元 2 轴向垂直,即沿 Z 轴方向单排排列;且所述的涡流发生单元 2 采用后仰楔形结构。

[0035] 该涡流发生单元 2 的形状结构技术要求细节为:所述的涡流发生单元 2 的前缘高度 h 、宽度 d 和长度 l 分别满足: $0 \leq h \leq 0.3H_1$; $h \leq d \leq 2h$; $h \leq l \leq 3h$ 。

[0036] 本实施例在高马赫数条件下的控制效果与实施例 1 相似。

实施例 4

[0037] 如图 4 所示,本实施例与实施例 1 的区别在于:所述的尾缘微型涡流发生器 2 采用两个涡流发生单元 2 轴向垂直,即沿 Z 轴方向单排排列;且所述的涡流发生单元 2 采用凹陷锯齿结构。

[0038] 该涡流发生单元 2 的形状结构技术要求细节为:所述的涡流发生单元 2 的后缘高度 h 、宽度 d 和长度 l 分别满足: $0 \leq h \leq 0.3H_1$; $h \leq d \leq 2h$; $h \leq l \leq 3h$ 。

[0039] 本实施例在高马赫数条件下的控制效果与实施例 1 相似。

实施例 5

[0040] 如图 5 所示,本实施例与实施例 1 的区别在于:所述的尾缘微型涡流发生器 2 采用

6 个涡流发生单元 2 轴向垂直,即沿 Z 轴方双排对齐排列;

[0041] 双排涡流发生单元 2 之间的轴心距离 DX 的参数要求为 : $1 \leq DX \leq 21$ 。

[0042] 本实施例相比于实施例 1,可增强对分流楔尾缘的剪切层混合效果,更好的抑制激波导致的流动分析现象,但可能导致相比于实施例 1 较大的阻力。

实施例 6

[0043] 如图 6 所示,本实施例与实施例 1 的区别在于 :所述的尾缘微型涡流发生器 2 采用 5 个涡流发生单元 2 轴向垂直,即沿 Z 轴方双排交错排列;

[0044] 双排涡流发生单元 2 之间的轴心距离 DX 的参数要求为 : $1 \leq DX \leq 31$ 。

[0045] 本实施例相比于实施例 1,可增强对分流楔尾缘的剪切层混合效果,更好的抑制激波导致的流动分析现象,但可能导致相比于实施例 1 较大的阻力。

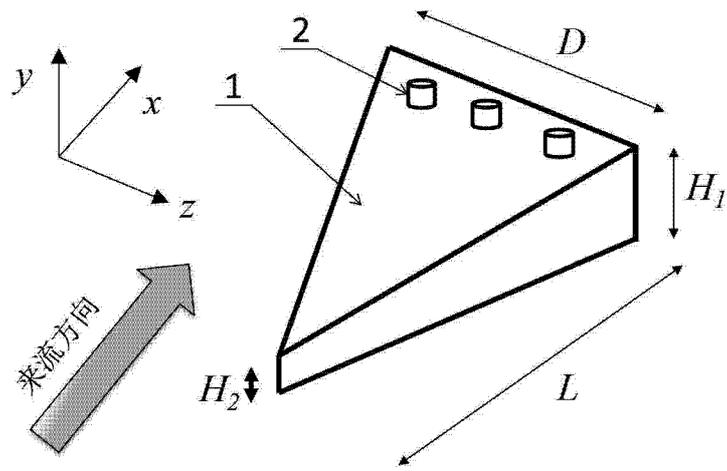


图 1

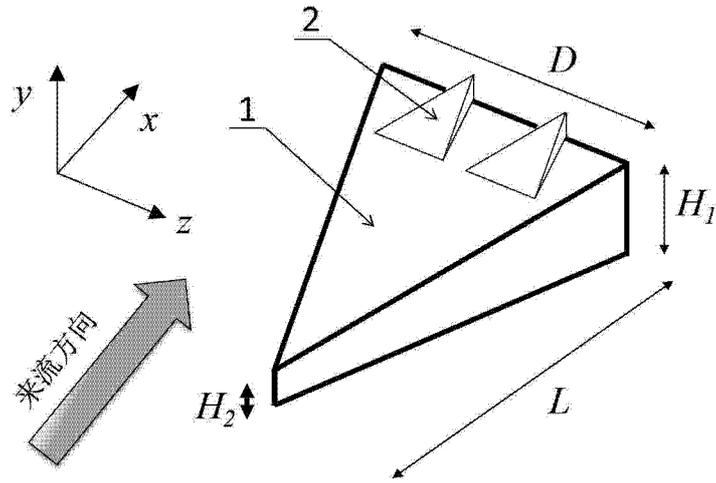


图 2

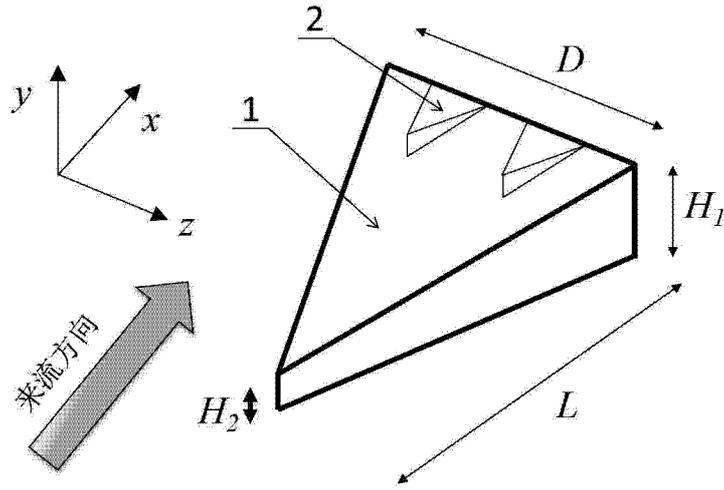


图 3

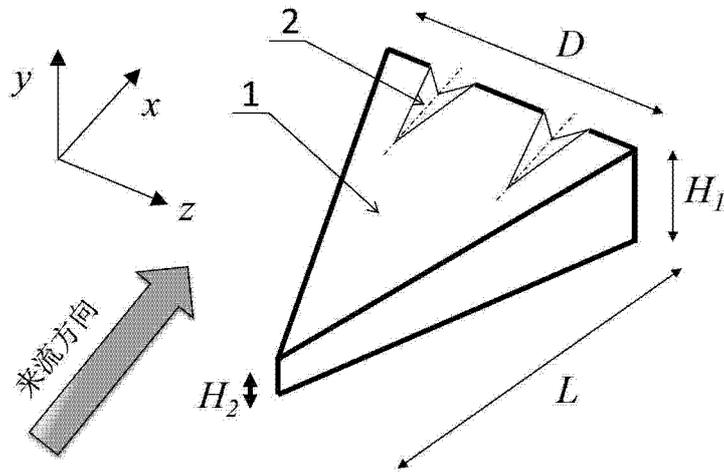


图 4

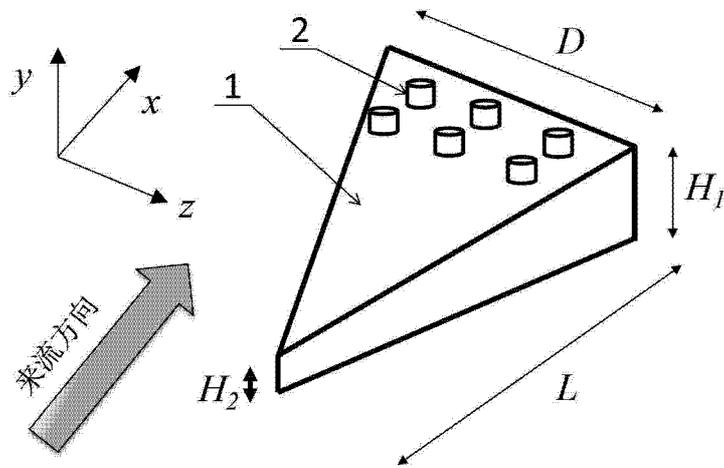


图 5

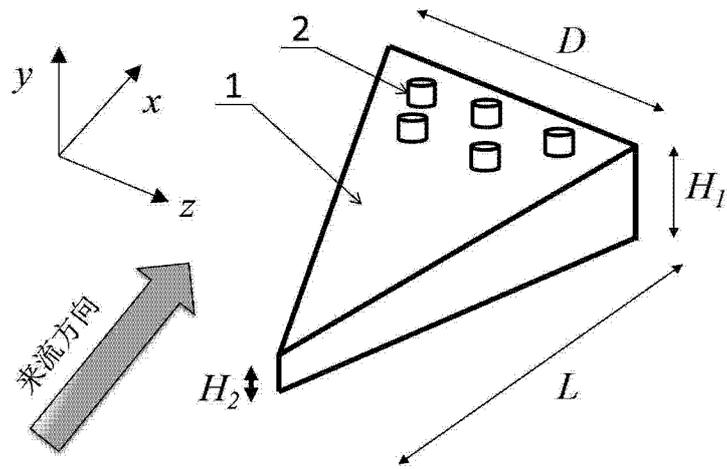


图 6