



# (12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 114109649 B

(45) 授权公告日 2022. 11. 22

(21) 申请号 202111347088.0

(22) 申请日 2021.11.15

(65) 同一申请的已公布的文献号  
申请公布号 CN 114109649 A

(43) 申请公布日 2022.03.01

(73) 专利权人 中国科学院力学研究所  
地址 100190 北京市海淀区北四环西路15号

(72) 发明人 仝晓通 岳连捷 张启帆 陈昊  
杨理

(74) 专利代理机构 北京和信华成知识产权代理  
事务所(普通合伙) 11390  
专利代理师 吴迪

(51) Int. Cl.  
F02K 7/12 (2006.01)

(56) 对比文件

CN 109026442 A, 2018.12.18

CN 112761817 A, 2021.05.07

CN 113048516 A, 2021.06.29

CN 106837603 A, 2017.06.13

US 5072581 A, 1991.12.17

审查员 胡浩

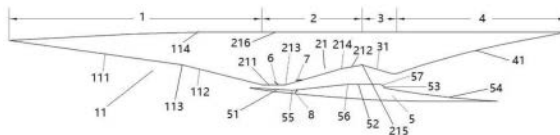
权利要求书1页 说明书6页 附图1页

(54) 发明名称

一种超高速冲压发动机

(57) 摘要

本发明涉及吸气式高超声速推进装置技术领域,提供了一种超高速冲压发动机,发动机本体包括依次连接的进气道、混合段、燃烧室和尾喷管,进气道上设置有第一楔面单元,混合段上设置有第二楔面单元,燃烧室上设置有用诱导产生驻定的斜爆震波的燃烧室楔面,尾喷管上设置有尾喷管楔面,第二楔面单元上设置有用以喷出推进剂喷雾的喷孔单元,进气道边缘与混合段边缘为非水平直线;本发明减小燃料喷注器阻力,增强推进剂与空气的混合及稳定性,同时使燃料喷注高度不受限,并且避免在混合段入口附近组织爆震燃烧,从而避免爆震波与边界层干扰导致进气道不起动,不需要设置边界层抽吸装置,在保证发动机本体结构强度的同时可有效降低飞行器结构重量。



1. 一种超高速冲压发动机,包括发动机本体,所述发动机本体包括依次连接的进气道、混合段、燃烧室和尾喷管,其特征在于,

所述进气道上设置有第一楔面单元,所述混合段上设置有第二楔面单元,所述燃烧室上设置有用以诱导产生驻定的斜爆震波的燃烧室楔面,所述尾喷管上设置有尾喷管楔面;

所述第二楔面单元上设置有用以喷出推进剂喷雾的喷孔单元;

远离所述第一楔面单元侧的所述进气道的边缘为进气道边缘,远离所述第二楔面单元侧的所述混合段的边缘为混合段边缘,所述进气道边缘与所述混合段边缘的连线为非水平直线,

所述第一楔面单元包括与所述进气道边缘相连接的第一楔面,靠近所述第二楔面单元侧的所述第一楔面的端部连接有第二楔面,

所述第一楔面和所述第二楔面之间设置有大于 $90^\circ$ 的第一夹角,

所述第二楔面单元包括与所述第一楔面单元相连接的第三楔面,远离所述第一楔面单元侧的所述第三楔面的端部连接有第四楔面,

所述第三楔面和所述第四楔面之间设置有大于 $90^\circ$ 的第二夹角;

所述第四楔面与所述燃烧室楔面之间设置有大于 $90^\circ$ 的第三夹角,

所述喷孔单元包括设置在所述第三楔面上的第一喷孔,以及设置在所述第四楔面上的第二喷孔;

所述第一喷孔和所述第二喷孔喷出推进剂喷雾与所述进气道的气流混合,

所述发动机本体还包括用于减小飞行阻力的整流罩,靠近所述混合段侧的所述整流罩上依次设置有第五楔面和第六楔面,远离所述第五楔面侧的所述第六楔面的端部连接有第七楔面,远离所述第六楔面侧的所述第七楔面的端部连接有第八楔面;

靠近所述喷孔单元侧的所述第六楔面上设置有第三喷孔。

2. 根据权利要求1所述的超高速冲压发动机,其特征在于,所述第五楔面与所述第六楔面之间设置有第四夹角,所述第六楔面与所述第七楔面之间设置有第五夹角,所述第七楔面与所述第八楔面之间设置有第六夹角。

3. 根据权利要求1所述的超高速冲压发动机,其特征在于,

所述第一喷孔的喷射方向与所述第三楔面之间的夹角为 $15^\circ$ 至 $45^\circ$ ;

所述第二喷孔的喷射方向与所述第四楔面之间的夹角为 $15^\circ$ 至 $45^\circ$ ;

所述第三喷孔的喷射方向与所述第六楔面之间的夹角为 $15^\circ$ 至 $45^\circ$ 。

4. 根据权利要求1所述的超高速冲压发动机,其特征在于,

所述混合段和所述燃烧室为非轴对称结构;

所述进气道和所述燃烧室中均不设置喷孔。

## 一种超高速冲压发动机

### 技术领域

[0001] 本发明涉及吸气式高超声速推进装置技术领域,具体涉及一种超高速冲压发动机。

### 背景技术

[0002] 冲压发动机的结构简单,比冲一般高于火箭,制造成本低,适用于大气层内超声速飞行。随着对临近空间安全、低成本太空运输和太空资源开发的日益重视,高超声速飞机、高超声速巡航导弹、跨大气层运载飞行器的研发越显重要,从而对冲压发动机技术提出了更高的要求。现有冲压发动机可实现马赫数10以下的飞行,飞行马赫数10以上的高超声速冲压发动机还未实用化。马赫数15以上的飞行为超高速飞行,是冲压发动机的重要发展方向。高超声速冲压发动机可分为超燃冲压发动机、斜爆震发动机和激波诱燃发动机三种类型。

[0003] 超燃冲压发动机的技术难点在于高效混合燃料以及组织燃烧,以获得足够大的推力以抵消飞行阻力。目前制约超燃冲压发动机性能提升的因素主要有两点:一是高超声速燃烧的实现。目前绝大多数超燃冲压发动机的燃烧室入口气流马赫数在4以下,然而如果飞行马赫数超过10,燃烧室入口气流马赫数将超过5,即为高超声速气流。马赫数5以上的气流流经燃烧室的时间更短,燃料混合、高效释热、火焰稳定的难度显著提高,现有超声速燃烧室技术难以满足需求。二是大尺寸发动机的实现。为了使飞行器具有更强的运载能力,必须增大发动机推力,根据喷气式发动机的一般原理可知,必须提升发动机的气流流量,这必然要求放大发动机尺寸,这造成两个技术问题。一方面问题是由于大尺寸发动机的截面高度较大,而壁面燃料喷雾的穿透深度有限,因此需要采用侵入式燃料喷注器,例如支板和悬臂喷注器,这将导致喷注器冷却困难和内流道阻力增大。另一方面的问题在于发动机横截面高度大,而凹腔稳焰装置的作用高度有限,因此在远离壁面的区域没有火焰,火焰向燃烧室的核心流动区域释放的热量太少,发动机的推力性能很差。

[0004] 由于传统超燃冲压发动机的技术局限性,近年来应用爆震燃烧的斜爆震发动机和激波诱燃发动机受到高度关注。激波诱燃发动机可以视为介于超燃冲压发动机和斜爆震发动机之间的技术路线,由于爆震燃烧固有的自点火、燃烧迅速、增压燃烧特点,这两类发动机相比超燃冲压发动机具有结构简单(无需点火装置),燃烧室长度短,推力效率高的优点。然而,目前这两种发动机仍然存在缺陷。

[0005] 现有技术中的斜爆震发动机的第一个缺陷在于燃料喷注与掺混。绝大多数斜爆震发动机为前体预喷注方案,前体预喷注的掺混效果可能不理想,由于喷注器的喷注压力有限,燃料喷雾的穿透高度有限,燃料很可能集中于喷注器所在的前体壁面附近,难以到达对侧壁面。预喷注需使用悬臂式喷注器,冷却困难,阻力大。而且前体壁面的气动加热很严重,喷出的燃料可能被高温壁面过早点燃。另一方面,斜爆震发动机需解决进气道不起动问题。现有斜爆震发动机在进气道的喉道附近组织爆震燃烧,爆震波与边界层相互作用产生的大分离区很容易导致进气道不起动。

[0006] 现有技术中的激波诱燃发动机同样存在燃料喷注和混合问题。目前多数方案采用等直或轴对称混合段以及侵入式燃料喷注器,其掺混效率与超燃冲压发动机相比并无优势,难以大幅缩短发动机总长度,还存在喷注器气动阻力大、冷却困难的问题。而且高马赫数飞行时,燃料和空气混合效率较低,燃烧室入口的燃料浓度分布不均匀,燃烧效率低,甚至难以满足起爆条件。此外,爆震波引起的边界层分离使得尾喷管气流不均匀,导致推力和比冲降低。

[0007] 综上所述,现有技术中的高超声速冲压发动机存在燃料喷注器阻力大、燃料喷注高度有限、燃料混合效率低、燃烧稳定性差、爆震波/边界层干扰严重等共性问题。如何有效地解决前述技术问题,是目前本领域技术人员需解决的问题。

## 发明内容

[0008] 为了解决上述技术问题或者至少部分地解决上述技术问题,本发明提供了一种超高速冲压发动机。

[0009] 超高速冲压发动机包括发动机本体,所述发动机本体包括依次连接的进气道、混合段、燃烧室和尾喷管,所述进气道上设置有第一楔面单元,所述混合段上设置有第二楔面单元,所述燃烧室上设置有用于诱导产生驻定的斜爆震波的燃烧室楔面,所述尾喷管上设置有尾喷管楔面;

[0010] 所述第二楔面单元上设置有用于喷出推进剂喷雾的喷孔单元;

[0011] 远离所述第一楔面单元侧的所述进气道的边缘为进气道边缘,远离所述第二楔面单元侧的所述混合段的边缘为混合段边缘,所述进气道边缘与所述混合段边缘的连线为非水平直线。

[0012] 进一步地,所述第一楔面单元包括与所述进气道边缘相连接的第一楔面,靠近所述第二楔面单元侧的所述第一楔面的端部连接有第二楔面。

[0013] 进一步地,所述第一楔面和所述第二楔面之间设置有大于 $90^\circ$ 的第一夹角。

[0014] 进一步地,所述第二楔面单元包括与所述第一楔面单元相连接的第三楔面,远离所述第一楔面单元侧的所述第三楔面的端部连接有第四楔面。

[0015] 进一步地,所述第三楔面和所述第四楔面之间设置有大于 $90^\circ$ 的第二夹角;

[0016] 所述第四楔面与所述燃烧室楔面之间设置有大于 $90^\circ$ 的第三夹角。

[0017] 进一步地,所述喷孔单元包括设置在所述第三楔面上的第一喷孔,以及设置在所述第四楔面上的第二喷孔;

[0018] 所述第一喷孔和所述第二喷孔喷出推进剂喷雾与所述进气道的气流混合。

[0019] 进一步地,所述发动机本体还包括用于减小飞行阻力的整流罩,靠近所述混合段侧的所述整流罩上依次设置有第五楔面和第六楔面,远离所述第五楔面侧的所述第六楔面的端部连接有第七楔面,远离所述第六楔面侧的所述第七楔面的端部连接有第八楔面;

[0020] 靠近所述喷孔单元侧的所述第六楔面上设置有第三喷孔。

[0021] 进一步地,所述第五楔面与所述第六楔面之间设置有第四夹角,所述第六楔面与所述第七楔面之间设置有第五夹角,所述第七楔面与所述第八楔面之间设置有第六夹角。

[0022] 进一步地,所述第一喷孔的喷射方向与所述第三楔面之间的夹角为 $15^\circ$ 至 $45^\circ$ ;

[0023] 所述第二喷孔的喷射方向与所述第四楔面之间的夹角为 $15^\circ$ 至 $45^\circ$ ;

[0024] 所述第三喷孔的喷射方向与所述第六楔面之间的夹角为 $15^{\circ}$ 至 $45^{\circ}$ 。

[0025] 进一步地,所述混合段和所述燃烧室为非轴对称结构;

[0026] 所述进气道和所述燃烧室中均不设置喷孔。

[0027] 在本发明中,第一楔面单元、第二楔面单元和喷孔单元、燃烧室楔面、尾喷管楔面,以及进气道边缘与混合段边缘为非水平直线,共同实现了减小燃料喷注器阻力,增强推进剂与空气的混合及稳定性,同时使燃料喷注高度不受限,并且避免在混合段入口附近组织爆震燃烧,从而避免爆震波与边界层干扰导致进气道不起动,不需要设置边界层抽吸装置,在保证发动机本体结构强度的同时可有效降低飞行器结构重量。

## 附图说明

[0028] 图1是本发明提供的发动机本体的剖视结构简图;

[0029] 图2是本发明提供的发动机本体工作状态内部流动的示意简图;

[0030] 附图标记:

[0031] 1、进气道;11、第一楔面单元;111、第一楔面;112、第二楔面;113、第一夹角;114、进气道边缘;

[0032] 2、混合段;21、第二楔面单元;211、第三楔面;212、第四楔面;213、第二夹角;214、第七夹角;215、第三夹角;216、混合段边缘;

[0033] 3、燃烧室;31、燃烧室楔面;

[0034] 4、尾喷管;41、尾喷管楔面;

[0035] 5、整流罩;51、第五楔面;52、第六楔面;53、第七楔面;54、第八楔面;55、第四夹角;56、第八夹角;57、第九夹角;

[0036] 6、第一喷孔;

[0037] 7、第二喷孔;

[0038] 8、第三喷孔。

## 具体实施方式

[0039] 为了能够更清楚地理解本发明的上述目的、特征和优点,下面结合附图和实施例对本发明作进一步的详细说明。可以理解的是,所描述的实施例是本发明的一部分实施例,而不是全部的实施例。以下实施例仅用于解释本发明,而非对本发明的限定。基于所描述的本发明的实施例,本领域普通技术人员所获得的所有其他实施例,都属于本发明保护的范围。若未特别指明,实施例中所用的技术手段为本领域技术人员所熟知的常规手段。

[0040] 需要说明的是,在本文中,诸如“第一”和“第二”等之类的关系术语仅仅用来将一个实体或者操作与另一个实体或操作区分开来,而不一定要求或者暗示这些实体或操作之间存在任何这种实际的关系或者顺序。术语“连接”、“相连”等术语应作广义理解,例如,可以是固定连接,也可以是可拆卸连接,或成一体;可以是机械连接,也可以是电连接;可以是直接连接,也可以是通过中间媒介间接相连。术语“包括”、“包含”或者其任何其他变体意在涵盖非排他性的包含,从而使得包括一系列要素的过程、方法、物品或者设备不仅包括那些要素,而且还包括没有明确列出的其他要素,或者是还包括为这种过程、方法、物品或者设备所固有的要素。在没有更多限制的情况下,由语句“包括……”限定的要素,并不排除在包

括所述要素的过程、方法、物品或者设备中还存在另外的相同要素。

[0041] 本发明提供的一实施例,如图1所示,一种超高速冲压发动机包括发动机本体,发动机本体包括依次连接的进气道1、混合段2、燃烧室3和尾喷管4,进气道1上设置有第一楔面单元11,混合段2上设置有第二楔面单元21,燃烧室3上设置有用于诱导产生驻定的斜爆震波的燃烧室楔面31,尾喷管4上设置有尾喷管楔面41。

[0042] 第二楔面单元21上设置有用于喷出推进剂喷雾的喷孔单元。

[0043] 远离第一楔面单元11侧的进气道1的边缘为进气道边缘114,远离第二楔面单元21侧的混合段2的边缘为混合段边缘216,进气道边缘114与混合段边缘216的连线为非水平直线。

[0044] 在本实施例中,第一楔面单元11、第二楔面单元21和喷孔单元、燃烧室楔面31、尾喷管楔面41,以及进气道边缘114与混合段边缘216为非水平直线,共同实现了减小燃料喷注器阻力,增强推进剂与空气的混合及稳定性,同时使燃料喷注高度不受限,并且避免在混合段入口附近组织爆震燃烧,从而避免爆震波与边界层干扰导致进气道不起动,不需要设置边界层抽吸装置,在保证发动机本体结构强度的同时可有效降低飞行器结构重量。

[0045] 空气与推进剂的混合气体在燃烧室3中发生爆震燃烧,燃烧产物经尾喷管4排出产生推力。

[0046] 本发明提供的又一实施例,如图1所示,第一楔面单元11包括与进气道1边缘相连接的第一楔面111,靠近第二楔面单元21侧的第一楔面111的端部连接有第二楔面112。

[0047] 在本实施例中,第一楔面111和第二楔面112相连。

[0048] 进气道1捕获并压缩高速气流,进气道1与混合段2相通。

[0049] 第一楔面111与气流的来流之间夹角为 $8^{\circ}$ ,第二楔面112在第一楔面111的基础上再朝远离进气道边缘114侧偏移 $6^{\circ}$ ,进气道1的气流捕获面积为混合段2入口面积的12.4倍,从而保证对高超声速气流进行充分压缩,减少气动阻力和总压损失,提升发动机推力效率。

[0050] 利用第一楔面单元11的流道弯折导致的离心效应提升喷孔单元的推进剂喷雾的等效穿透深度,使燃烧室3整个入口截面的推进剂浓度满足燃烧条件。

[0051] 如图2所示,在飞行马赫数为15的条件下,气流经进气道1压缩后,在混合段2的入口处减速至马赫数5.5,在渐扩的混合段2中加速。也就是说,混合段2横截面沿流向增大使得超声速气流逐渐加速,从而使得燃烧室3入口气流参数满足驻定斜爆震条件。

[0052] 本发明的飞行马赫数不限于15,飞行马赫数可以为更低或更高。

[0053] 为了进一步地说明第一楔面单元11的结构,本发明提供的又一实施例,如图1所示,第一楔面111和第二楔面112之间设置有大于 $90^{\circ}$ 的第一夹角113。

[0054] 在本实施例中,第一夹角113能够抑制斜爆震波导致的边界层分离。

[0055] 本发明提供的又一实施例,如图1所示,第二楔面单元21包括与第一楔面单元11相连接的第三楔面211,远离第一楔面单元11侧的第三楔面211的端部连接有第四楔面212。

[0056] 在本实施例中,混合段2具有弯折的渐扩通道,并且混合段2与燃烧室3相通。

[0057] 远离第四楔面212侧的第三楔面211的端部与第二楔面112相连接。

[0058] 第四楔面212上还设置有第七夹角214,第七夹角214能够抑制斜爆震波导致的边界层分离。

[0059] 本发明提供的又一实施例,如图1所示,第三楔面211和第四楔面212之间设置有大

于90°的第二夹角213；

[0060] 第四楔面212与燃烧室楔面31之间设置有大于90°的第三夹角215。

[0061] 在本实施例中，第二夹角213和第三夹角215既可以提供足够强度的膨胀波，同时又不因为角度过大而造成边界层分离。

[0062] 为了进一步地说明喷孔单元，本发明提供的又一实施例，如图1所示，喷孔单元包括设置在第三楔面211上的第一喷孔6，以及设置在第四楔面212上的第二喷孔7；

[0063] 第一喷孔6和第二喷孔7喷出推进剂喷雾与进气道1的气流混合。

[0064] 本发明提供的又一实施例，如图1所示，发动机本体还包括用于减小飞行阻力的整流罩5，靠近混合段2侧的整流罩5上依次设置有第五楔面51和第六楔面52，远离第五楔面51侧的第六楔面52的端部连接有第七楔面53，远离第六楔面52侧的第七楔面53的端部连接有第八楔面54；

[0065] 靠近喷孔单元侧的第六楔面52上设置有第三喷孔8。

[0066] 在本实施例中，第三喷孔8喷出的推进剂喷雾补充了第三喷孔8附近的推进剂浓度，并与第一喷孔6和第二喷孔7喷出的推进剂喷雾相互作用，使得第一喷孔6和第二喷孔7及第三喷孔8喷出推进剂喷雾与进气道1的气流充分扩散和掺混。

[0067] 第六楔面52上还设置有第八夹角56，第七楔面53上还设置有第九夹角57，第八夹角56和第九夹角57能够抑制斜爆震波导致的边界层分离。

[0068] 本发明提供的又一实施例，如图1所示，第五楔面51与第六楔面52之间设置有第四夹角55，第六楔面52与第七楔面53之间设置有第五夹角，第七楔面53与第八楔面54之间设置有第六夹角。

[0069] 第二夹角213和第八夹角56均为膨胀拐角，第四夹角55和第七夹角214均为压缩拐角。

[0070] 混合段2中，边界层以外的气流马赫数大于5。

[0071] 为了使喷射方向倾斜，以减小气动阻力，本发明提供的又一实施例，如图1所示，第一喷孔6的喷射方向与第三楔面211之间的夹角为15°至45°；

[0072] 第二喷孔7的喷射方向与第四楔面212之间的夹角为15°至45°；

[0073] 第三喷孔8的喷射方向与第六楔面52之间的夹角为15°至45°。

[0074] 第一喷孔6、第二喷孔7和第三喷孔8在一次飞行中可根据实际需要切换喷出燃料的种类，燃料包括甲烷和氢气。

[0075] 在不同高度和速度飞行时，应考虑发动机的经济性，因此可通过推进剂供应系统的管路和控制装置来实现。在低空以较低速度飞行时，冲压发动机使用甲烷燃料有助于降低飞行成本，而在高空高速状态应使用氢气以获得高比冲。由于煤油等大分子燃料容易因燃烧不充分而结焦，影响内流道气动性能，且降低发动机的可重复使用性，因此本发明不采用煤油作为燃料。

[0076] 第一喷孔6是多个喷孔成一排或多排分布，形成第一喷孔6。第二喷孔7也是多个喷孔成一排或多排分布，形成第二喷孔7。第三喷孔8也是多个喷孔成一排或多排分布，形成第三喷孔8。

[0077] 第一喷孔6、第二喷孔7和第三喷孔8中的部分喷孔可喷注氧化剂，以满足在大气层边缘的稀薄空气中飞行的需要。飞行器在大气层边缘飞行时，由于空气非常稀薄，难以从空

气中获得足够的氧气以支持爆震燃烧,可在飞行器自身携带少量氧化剂,以拓宽飞行高度范围。

[0078] 其中,氧化剂为液氧或过氧化氢,具体的氧化剂种类应根据燃料供应系统和斜爆震燃烧的实际情况来选择。

[0079] 为了增强混合,并缩短发动机长度,本发明提供的又一实施例,如图1所示,混合段2和燃烧室3为非轴对称结构。

[0080] 进气道1和燃烧室3中均不设置喷孔。

[0081] 本发明提供的又一实施例,如图1所示,燃烧室3入口的横截面高度为混合段2入口的横截面高度的4倍至6倍。使得气流在混合段2中加速,有利于充分掺混以及斜爆震波驻定。

[0082] 燃烧室3楔面与气流的来流之间夹角为 $26^{\circ}$ ,从而提供足够强度的斜激波以诱导驻定斜爆震,同时避免楔角过大造成显著的边界层分离。

[0083] 高超声速气流被进气道1捕获并压缩后进入混合段2。

[0084] 在本发明的混合段2中,结合图1和图2,第一喷孔6、第二喷孔7和第三喷孔8中喷出的推进剂喷雾与来自进气道1的气流充分混合,利用流道弯折导致的离心效应增大喷孔单元处壁面推进剂喷雾的等效穿透深度,降低了推进剂喷注压力需求。在扩张拐角附近设置组合式喷注,利用膨胀拐角的加速效应和第一喷孔6、第二喷孔7和第三喷孔8喷出的喷雾相互作用增强掺混,并减小混合段2内的总压损失。

[0085] 混合段2中的两处膨胀拐角发出激波,两处压缩拐角发出膨胀波,激波和膨胀波的压力梯度作用于推进剂喷雾形成的剪切层,增强了推进剂与空气的混合。从而使燃烧室3的整个入口截面的燃料浓度满足燃烧条件。混合段2横截面沿流向增大使得超声速气流逐渐加速,使得燃烧室3入口气流的压力、温度等参数满足驻定斜爆震条件,同时避免发生流动壅塞。

[0086] 空气与推进剂的混合气体在燃烧室3中发生爆震燃烧,燃烧产物经尾喷管4排出产生推力,实现大气层内马赫数12-18的长时间有动力高超声速飞行。

[0087] 以上所述并非是对本发明的限制,最后应说明的是:以上实施例仅用以说明本发明的技术方案,而非对其限制。尽管参照前述实施例对本发明进行了详细的说明。本领域的普通技术人员应当理解:其依然可以对前述各实施例所记载的技术方案进行修改,或者对其中部分技术特征进行等同替换,在不偏离本发明精神的基础上所做的修改或替换,均属于本发明要求保护的范围。



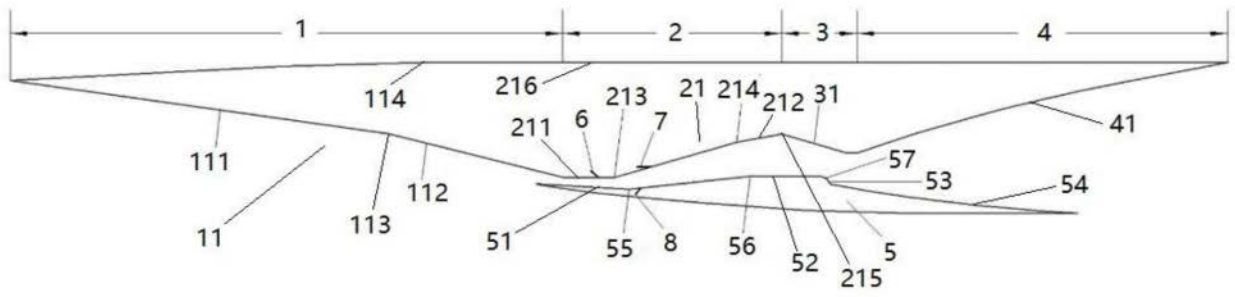


图1

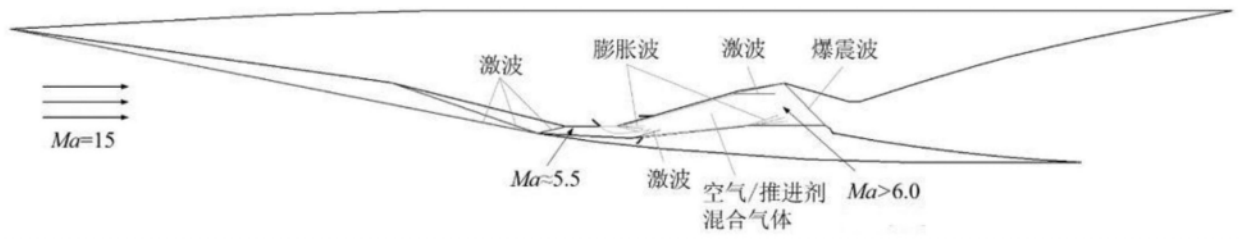


图2