



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 107389296 B

(45)授权公告日 2019.09.13

(21)申请号 201710506958.1

(22)申请日 2015.10.28

(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 107389296 A

(43)申请公布日 2017.11.24

(62)分案原申请数据
201510712904.1 2015.10.28

(73)专利权人 中国航空工业集团公司沈阳飞机
设计研究所

地址 110035 辽宁省沈阳市皇姑区塔湾街
40号

专利权人 中国航空工业集团公司沈阳空气
动力研究所

(72)发明人 宗宁 韩江旭 崔青

(74)专利代理机构 北京尚德技研知识产权代理
事务所(普通合伙) 11378

代理人 严勇刚

(51)Int.Cl.
G01M 9/08(2006.01)

审查员 毕凯

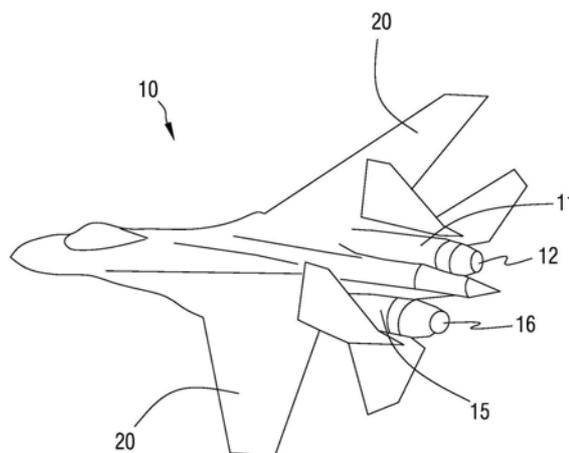
权利要求书1页 说明书5页 附图4页

(54)发明名称

一种用于风洞的飞机模型

(57)摘要

本发明公开了一种用于风洞的飞机模型,用于在风洞中进行吹风试验,所述飞机模型的机身内部设置有一个第一矢量推进喷管和一个第二矢量推进喷管,所述第一矢量推进喷管和第二矢量推进喷管的末端设置有伸出所述飞机模型的机身尾部的可调喷气方向的第一尾喷管和第二尾喷管,所述第一矢量推进喷管和第二矢量推进喷管内设置有流速控制装置。本发明的用于风洞的飞机模型利用压缩空气源的高压空气通过管道向矢量推进喷管释放形成喷气效果以获得喷气动力,模拟出了矢量推进发动机的喷气状态,克服了现有技术无法在风洞中模拟矢量推进飞机模型的空气动力学状况的缺陷。



1. 一种用于风洞的飞机模型,用于在风洞中进行吹风试验,其特征在于,所述飞机模型(10)的机身内部设置有一个第一矢量推进喷管(11)和一个第二矢量推进喷管(15),所述第一矢量推进喷管(11)和第二矢量推进喷管(15)的末端分别设置有伸出所述飞机模型(10)的机身尾部的可调喷气方向的第一尾喷管(12)和第二尾喷管(16),所述第一矢量推进喷管(11)和第二矢量推进喷管(15)内设置有流速控制装置(60);所述流速控制装置(60)包括:围绕所述第一矢量推进喷管(11)和第二矢量推进喷管(15)的内侧壁(61)对称设置的多个口径缩小控制板(62),围绕所述第一矢量推进喷管(11)和第二矢量推进喷管(15)的内侧壁(61)对称设置的多个口径扩大控制板(63),以及覆盖所述口径缩小控制板(62)和所述口径扩大控制板(63)的弹性蒙皮(64);所述口径缩小控制板(62)相对所述口径扩大控制板(63)设置在所述第一矢量推进喷管(11)和第二矢量推进喷管(15)的气流方向的前方;所述口径缩小控制板(62)背离所述第一矢量推进喷管(11)和第二矢量推进喷管(15)的气流方向的后端铰接在第一液压杆(65)上;所述口径扩大控制板(63)朝向所述第一矢量推进喷管(11)和第二矢量推进喷管(15)的气流方向的前端铰接在第二液压杆(66)上。

一种用于风洞的飞机模型

技术领域

[0001] 本发明涉及一种航空空气动力学试验设备,尤其是一种用于风洞的飞机模型。

背景技术

[0002] 风洞试验是依据空气动力学原理,将飞机模型或其部件,例如机身、机翼等固定在风洞中,通过施加人工气流流过飞机模型或其部件,以此模拟空中各种复杂的飞行状态,获取试验数据。风洞是进行空气动力学研究与飞机研制最基本的试验设备,每一种新型飞机的研制都需要在风洞中进行大量的试验。风洞试验的主要目的是要获取飞机模型的各种空气动力参数的变化规律。评价每一种飞机的飞行性能,除了如速度、高度、飞机重量及发动机推力等要素外,最重要的标准之一是飞机的空气动力性能。飞机全机风洞试验需要将整个飞机模型支撑在风洞中,在人工气流环境下通过压力测试设备测量整个飞机模型各部件在特定飞行条件下的压力分布数据,以此获得飞机的动力特征。

[0003] 矢量推进技术是指飞机发动机推力通过喷管或尾喷流的偏转产生的推力分量来替代原飞机的操纵面或增强飞机的操纵功能,对飞机的飞行进行实时控制的技术。矢量推进技术能让发动机推力的一部分变成操纵力,代替或部分代替操纵面,从而大大减少了雷达反射面积;不管迎角多大和飞行速度多低,飞机都可利用这部分操纵力进行操纵,这就增加了飞机的可操纵性。由于直接产生操纵力,并且量值和方向易变,也就增加了飞机的敏捷性,因而可适当地减小或去掉垂尾,也能替代其他一些操纵面。这对降低飞机的可探测性是有利的,也能使飞机的阻力减小,结构重减轻。因此,使用矢量推进技术是解决设计矛盾的最佳选择。

[0004] 然而在进行飞机模型的全机风洞试验的过程中,由于风洞尺寸以及飞机模型大小的限制,不可能在飞机模型内部安装一台真正的发动机,因而对于采用了矢量推进技术的飞机模型来说,尚无法在风洞试验中模拟矢量推进飞机模型的空气动力学状况。也就是说,现有的风洞试验技术中,飞机模型在风洞吹风试验过程中是静态支撑的(有时候也可以调整飞机的姿态,但是无法模拟带有动力的情况),飞机模型本身没有动力,风洞试验的时候是利用流动气流相对飞机模型的速度来模拟飞行状态的。但是对于采用了矢量推进技术的飞机模型来说,当飞机发动机的推进力大小和方向发生改变时,静态情况下的风洞试验只能模拟一种状态下的空气动力学状况。现有的风洞试验系统只能利用大量的静态试验获取离散的状态数据,然后通过插值的方式得到连续调整推进力大小和方向的近似的动态数据,试验量十分巨大,费时费力费钱且试验结果仍然是近似的,准确度较差。

发明内容

[0005] 本发明要解决的技术问题是提供一种用于风洞的飞机模型,以减少或避免前面所提到的问题。

[0006] 具体来说,本发明提供了一种用于风洞的飞机模型,用于在风洞中进行吹风试验,所述飞机模型的机身内部设置有一个第一矢量推进喷管和一个第二矢量推进喷管,所述第

一矢量推进喷管和第二矢量推进喷管的末端设置有伸出所述飞机模型的机身尾部的可调喷气方向的第一尾喷管和第二尾喷管,所述第一矢量推进喷管和第二矢量推进喷管内设置有流速控制装置;所述流速控制装置包括:围绕所述第一矢量推进喷管和第二矢量推进喷管的内侧壁对称设置的多个口径缩小控制板;围绕所述第一矢量推进喷管和第二矢量推进喷管的内侧壁对称设置的多个口径扩大控制板;以及覆盖所述口径缩小控制板和所述口径扩大控制板的弹性蒙皮;所述口径缩小控制板相对所述口径扩大控制板设置在所述第一矢量推进喷管和第二矢量推进喷管的气流方向的前方;所述口径缩小控制板背离所述第一矢量推进喷管和第二矢量推进喷管的气流方向的后端铰接在第一液压杆上;所述口径扩大控制板朝向所述第一矢量推进喷管和第二矢量推进喷管的气流方向的前端铰接在第二液压杆上。

[0007] 本发明的用于风洞的飞机模型利用压缩空气源的高压空气通过管道向矢量推进喷管释放形成喷气效果以获得喷气动力,模拟出了矢量推进发动机的喷气状态,克服了现有技术无法在风洞中模拟矢量推进飞机模型的气动学状况的缺陷,可以通过模拟带有推进力的动态状态下,大大减少了风洞试验的数量,风洞试验更接近真实状况,结果准确度更高。并且,本发明还采用了诸如管道由机翼进入、调整管道、电加热丝、流速控制装置等各种措施进一步降低了试验成本,提高了试验精度。

附图说明

[0008] 以下附图仅旨在于对本发明做示意性说明和解释,并不限定本发明的范围。其中,
[0009] 图1显示的是根据本发明的一个具体实施例的用于风洞的飞机模型的结构示意图;
[0010] 图2显示的是根据本发明的一个具体实施例的用于风洞的飞机模型的侧视图;
[0011] 图3显示的是根据本发明的另一个具体实施例的用于风洞的飞机模型的俯视图;
[0012] 图4显示的是根据本发明的又一个具体实施例的用于风洞的飞机模型中的流速控制装置的放大示意图;
[0013] 图5显示的是图4所示流速控制装置的A-A剖视图。

具体实施方式

[0014] 为了对本发明的技术特征、目的和效果有更加清楚的理解,现对照附图说明本发明的具体实施方式。其中,相同的部件采用相同的标号。
[0015] 图1显示的是根据本发明的一个具体实施例的用于风洞的飞机模型的结构示意图,该飞机模型10的机身内部设置有一个第一矢量推进喷管11和一个第二矢量推进喷管15,所述第一矢量推进喷管11和第二矢量推进喷管15的末端设置有伸出所述飞机模型10的机身尾部的可调喷气方向的第一尾喷管12和第二尾喷管16。也就是说,为了克服现有技术无法在风洞中模拟矢量推进飞机模型的气动学状况的缺陷,本发明提供了一种特殊结构的飞机模型,该模型带有可模拟矢量推进发动机的喷气状态,用以在风洞试验过程中产生喷气动力。即,上述飞机模型10中,设置有两个矢量推进喷管11、15,这两个矢量推进喷管11、15可以像喷气发动机一样产生喷射气流,并且其尾喷管12、16的喷气方向是可以调整的。当然,本领域技术人员应当了解,本发明的矢量推进喷管11、15只是可以类似于喷气发

动机那样喷射气流,其本身不带有旋转部件,并不是真正的喷气发动机,因此两个尾喷管12、16也不是真实结构的可调喷气方向的尾喷管,这两个尾喷管12、16仅仅是固定形状的锥形管道,该锥形管道安装在矢量推进喷管11、15的尾端,可以通过常规的液压或电磁操纵部件(图中未示出)控制其偏转角度,从而控制喷气的方向。关于尾喷管12、16的喷气方向的控制可以采用常规技术,不是本发明关注的重点,在此不再一一赘述。

[0016] 图2显示的是根据本发明的一个具体实施例的用于风洞的飞机模型的侧视图;如图所示,本发明的用于风洞的飞机模型可用于在风洞试验系统的风洞中对图1所示的本发明的飞机模型10进行吹风试验,所述风洞试验系统包括一个与风洞的地板200和顶板300固定连接且垂直设置的支撑柱400以及一个用于支撑所述飞机模型10的支杆500;支杆500的一端与支撑柱400连接,另一端固定在飞机模型10的第一矢量推进喷管11和第二矢量推进喷管15之间的机身上(图3)。

[0017] 进一步地,如图3所示,其显示的是根据本发明的另一个具体实施例的用于风洞的飞机模型的俯视图;其中,所述风洞试验系统进一步包括设置于风洞的外部的压缩空气源4以及用于将所述压缩空气源4分别与所述第一矢量推进喷管11和第二矢量推进喷管15连接的第一管道51和第二管道52。即,为了通过两个矢量推进喷管11、15模拟喷气发动机产生喷射气流,本发明设置了压缩空气源4,利用压缩空气源4的高压空气通过管道51、52向矢量推进喷管11、15释放形成高速气流,形成喷气效果以获得喷气动力。图3中为了清楚显示,画出了两个压缩空气源4,在实际工作过程中,这两个压缩空气源4可以共用,亦即只需一个压缩空气源4即可。当然,本领域技术人员应当理解,在实际风洞试验的时候,关于压缩空气源4的压力大小、管道51、52以及矢量推进喷管11、15的长度、直径等等都需要精确计算和控制,用以形成获得所需流速、流量的喷气气流。本领域技术人员可以在本发明提出的构思的基础上根据实际情况进行进一步的计算和控制,这种计算和控制可以采用现有的常规技术手段,也不是本发明关注的重点,也不再一一赘述。

[0018] 为了避免管道51、52的布置对风洞流场造成过大的干扰,在一个优选实施例中,第一管道51和第二管道52从飞机模型10的两个机翼20的两端进入飞机模型10的机身内部并分别连接第一矢量推进喷管11和第二矢量推进喷管15。从图2中可以看出,通过本实施例的这种布置,在风洞的垂直方向上没有增加任何额外的部件,仅仅在飞机模型10的水平最远端连接有管道51、52(图3),因此对于飞机模型10的气动外形产生的干扰最小,有利于获得更加精确的试验数据。

[0019] 在另一个具体实施例中,如图3所示,第一矢量推进喷管11和第二矢量推进喷管15之间连接有调整管道30,所述调整管道30中设置有调整流量的电磁阀40。这种设置的目的是,通过第一管道51和第二管道52进入第一矢量推进喷管11和第二矢量推进喷管15的空气流量、压力由于管道尺寸、连接紧密性等因素可能存在一定的差异,如果需要模拟两个发动机同等推力的状态,则需要非常精确的控制第一管道51和第二管道52的空气流量和流速,这是非常麻烦的一件事,对设备和人员的要求非常高。而采用本实施例的设置,仅仅需要通过电磁阀40打开调整管道30就可以使得第一矢量推进喷管11和第二矢量推进喷管15中的空气压力达到一致,很容易通过这个小设计达到完全相同的推力控制,降低了控制要求,大大节约了调控时间和成本。

[0020] 在另一个具体实施例中,围绕第一矢量推进喷管11和第二矢量推进喷管15外侧设

置有电加热丝50。通过电加热丝50可以简单模拟喷气发动机的高温状态,当然,更重要的,通过电加热丝50可以对第一矢量推进喷管11和第二矢量推进喷管15进行加热,使得其中的高压气流受热膨胀提高喷射速度。也就是说,仅仅通过压缩空气源4来提供持续的超音速喷气速度是非常困难的,对于产生压缩空气的设备要求很高,本实施例通过电加热丝50的设置可以部分降低压缩空气源4的设备要求,节约了成本。

[0021] 同样的,为了进一步提高第一矢量推进喷管11和第二矢量推进喷管15中的喷气速度,在又一个具体实施例中,本发明还在第一矢量推进喷管11和第二矢量推进喷管15内设置了流速控制装置60,具体结构如图4、5所示。

[0022] 即,图4显示的是根据本发明的又一个具体实施例的用于风洞的飞机模型中的流速控制装置的放大示意图;图5显示的是图4所示流速控制装置的A-A剖视图,从图4和5可以清楚看出本发明的流速控制装置60模拟了拉瓦尔喷管的结构形式,形成了中间收缩两端扩张的加速气流的结构形式,拉瓦尔喷管加速气流速度的原理为本领域所公知,不再描述。

[0023] 具体的,本发明的所述流速控制装置60包括:围绕第一矢量推进喷管11和第二矢量推进喷管15的内侧壁61对称设置的多个口径缩小控制板62;围绕第一矢量推进喷管11和第二矢量推进喷管15的内侧壁61对称设置的多个口径扩大控制板63;以及覆盖口径缩小控制板62和口径扩大控制板63的弹性蒙皮64。图5中的剖视图示意性地显示了围绕内侧壁61对称设置的四块口径扩大控制板63,本领域技术人员据此可以推测,围绕内侧壁61也可以对称设置四块口径缩小控制板62,为了表示清楚,图5中的剖视图中没有显示弹性蒙皮。弹性蒙皮64可以采用弹性较大的金属铝蒙皮,也可以采用回弹更好的橡胶蒙皮,用以覆盖各个控制板62、63之间的空隙,形成更加光滑的喷管内壁,对于避免流速损失,提高气流速度更为有利。

[0024] 进一步地,虽然附图可以很容易看出本发明的流速控制装置60的结构,但是为了文字描述和权利保护的需要,本发明参照附图对于其具体结构进行了进一步的详细描述,即,口径缩小控制板62相对口径扩大控制板63设置在第一矢量推进喷管11和第二矢量推进喷管15的气流方向的前方,其中气流方向在图2-4中用箭头F进行表示。

[0025] 又进一步地,口径缩小控制板62朝向第一矢量推进喷管11和第二矢量推进喷管15的气流方向的前端铰接在内侧壁61上,口径缩小控制板62背离第一矢量推进喷管11和第二矢量推进喷管15的气流方向的后端铰接在第一液压杆65上。

[0026] 更进一步地,口径扩大控制板63背离第一矢量推进喷管11和第二矢量推进喷管15的气流方向的后端铰接在内侧壁61上,口径扩大控制板63朝向第一矢量推进喷管11和第二矢量推进喷管15的气流方向的前端铰接在第二液压杆66上。

[0027] 风洞试验过程中,为了控制第一矢量推进喷管11和第二矢量推进喷管15的气流速度,可以操控第一液压杆65和第二液压杆66调整口径缩小控制板62和口径扩大控制板63的角度,从而控制喷管的拉瓦尔结构的形状,以到达气流速度灵活控制的目的。

[0028] 总之,本发明的用于风洞的飞机模型利用压缩空气源的高压空气通过管道向矢量推进喷管释放形成喷气效果以获得喷气动力,模拟出了矢量推进发动机的喷气状态,克服了现有技术无法在风洞中模拟矢量推进飞机模型的空气动力学状况的缺陷,可以通过模拟带有推进力的动态状态下,大大减少了风洞试验的数量,风洞试验更接近真实状况,结果准确度更高。并且,本发明还采用了诸如管道由机翼进入、调整管道、电加热丝、流速控制装置

等各种措施进一步降低了试验成本,提高了试验精度。

[0029] 本领域技术人员应当理解,虽然本发明是按照多个实施例的方式进行描述的,但是并非每个实施例仅包含一个独立的技术方案。说明书中如此叙述仅仅是为了清楚起见,本领域技术人员应当将说明书作为一个整体加以理解,并将各实施例中所涉及的技术方案看作是可以相互组合成不同实施例的方式来理解本发明的保护范围。

[0030] 以上所述仅为本发明示意性的具体实施方式,并非用以限定本发明的范围。任何本领域的技术人员,在不脱离本发明的构思和原则的前提下所作的等同变化、修改与结合,均应属于本发明保护的范畴。

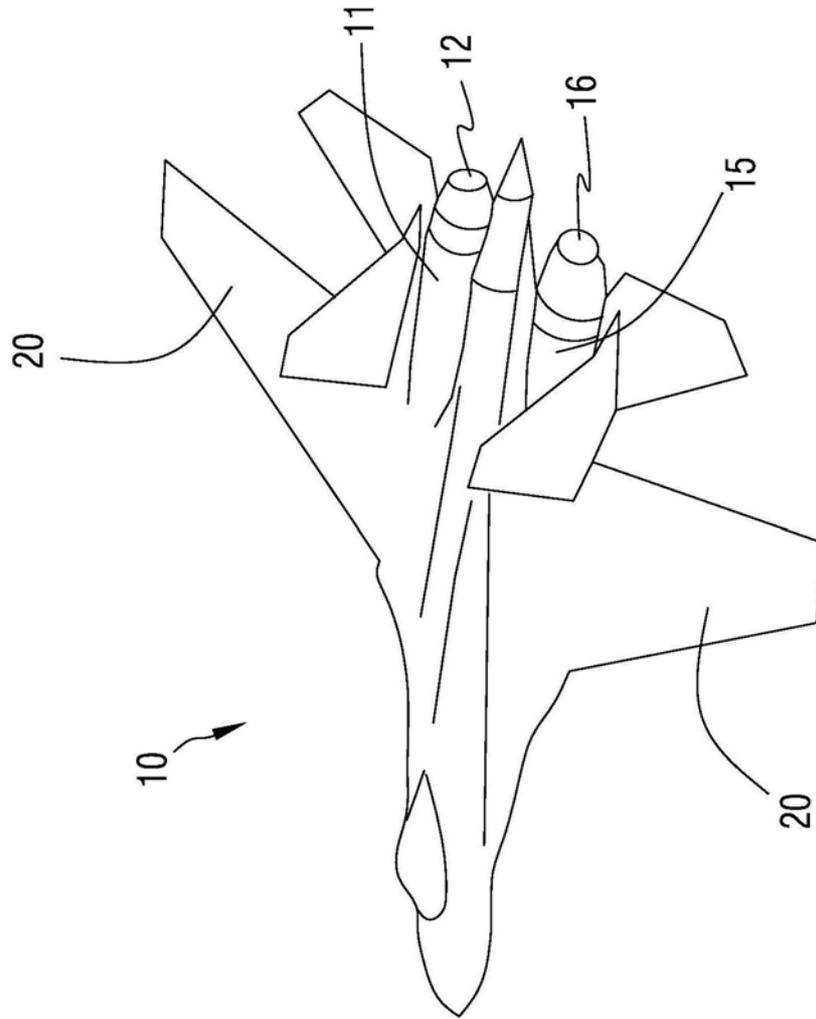


图1

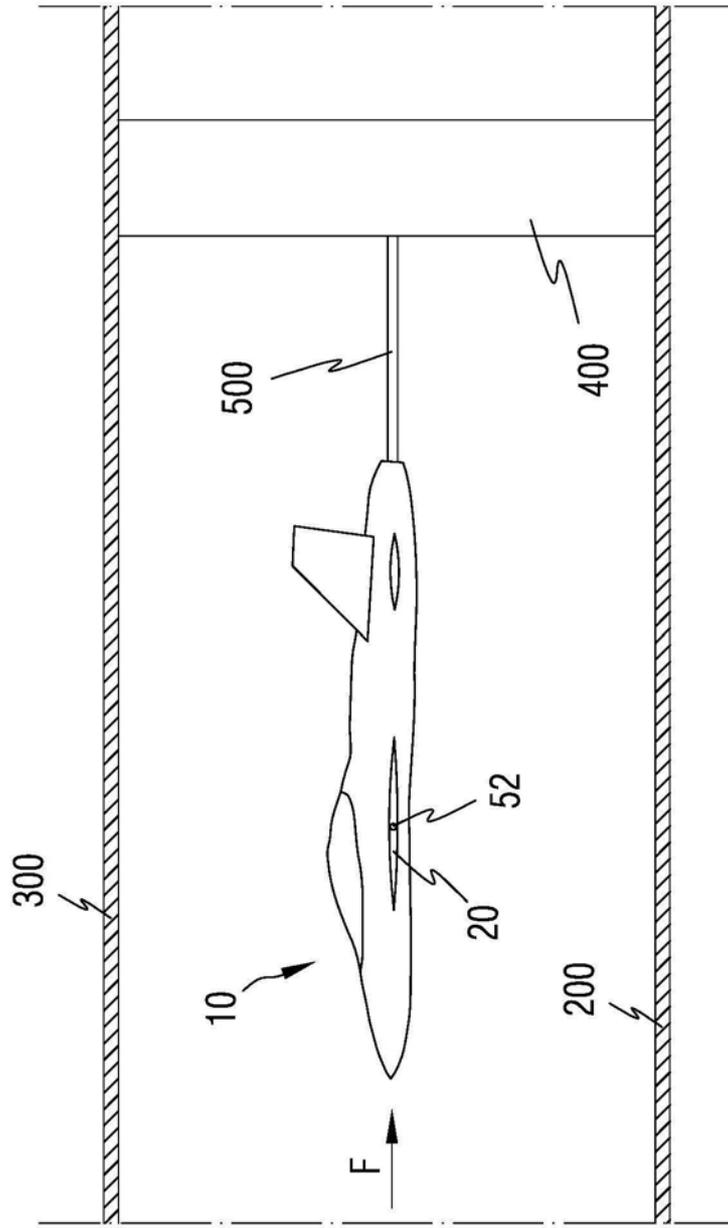


图2

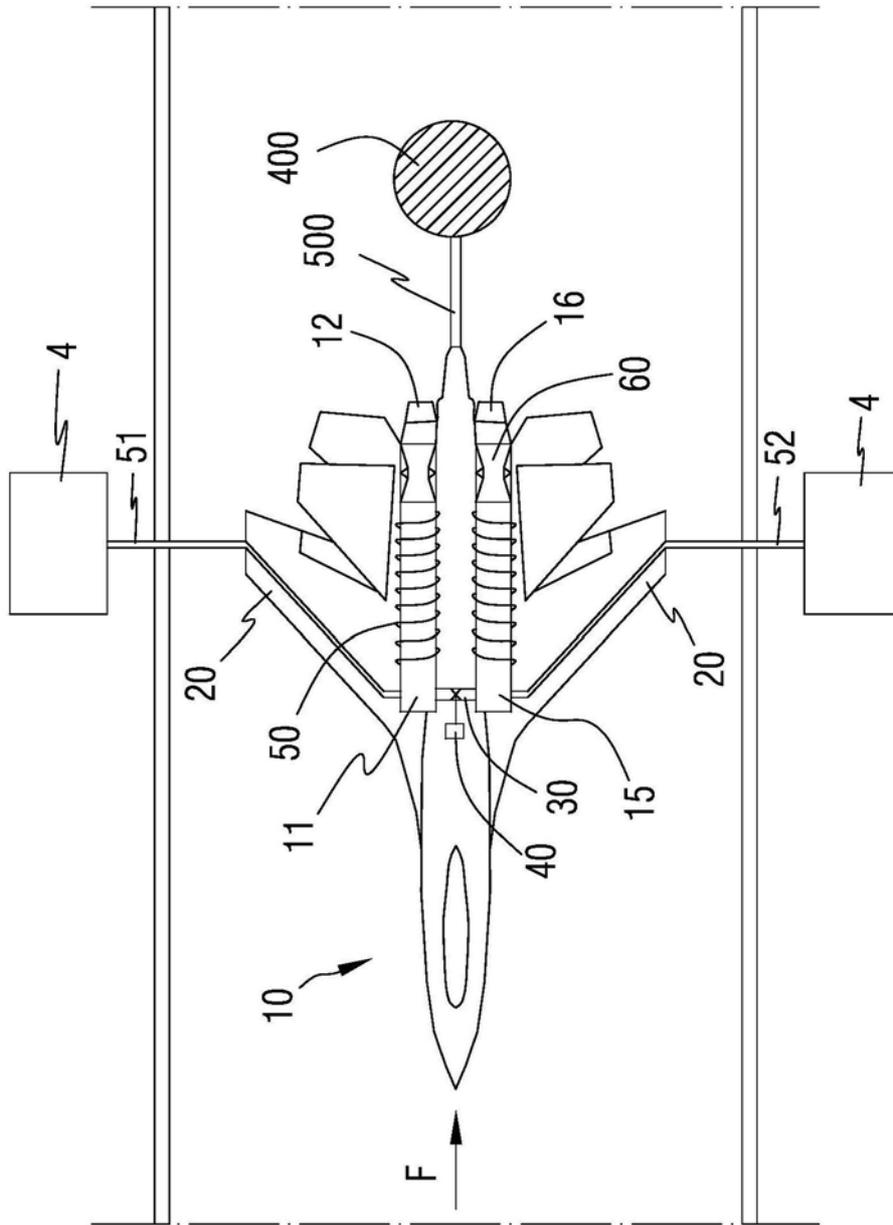


图3

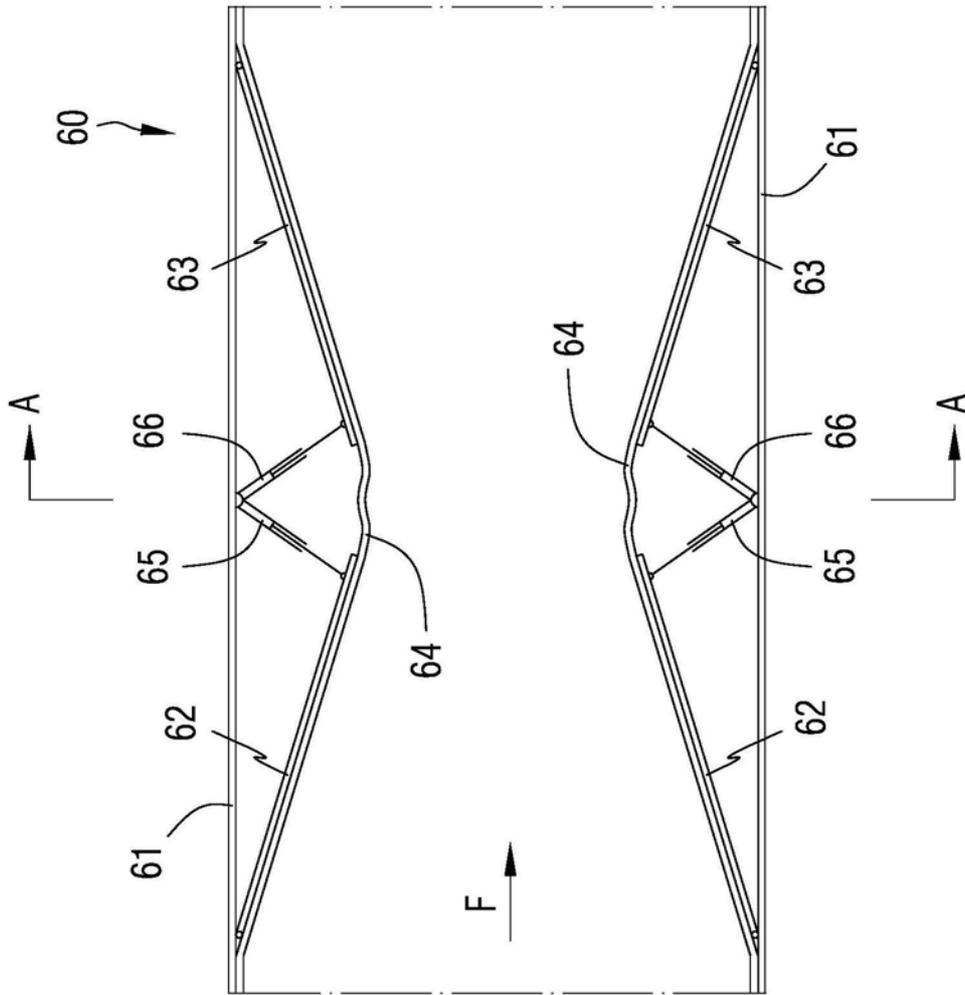


图4

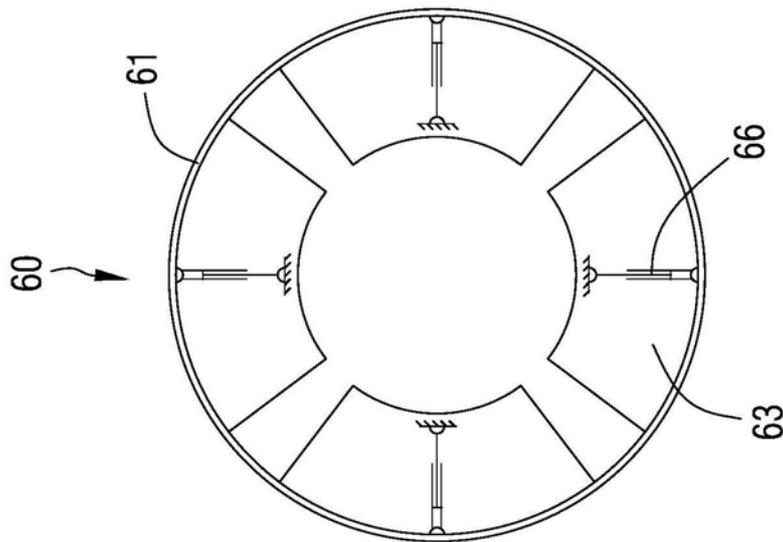


图5