

(12) 按照专利合作条约所公布的国际申请

(19) 世界知识产权组织
国际局

(43) 国际公布日
2020 年 7 月 2 日 (02.07.2020)



(10) 国际公布号
WO 2020/134005 A1

(51) 国际专利分类号:
F02K 1/82 (2006.01)

(21) 国际申请号: PCT/CN2019/094322

(22) 国际申请日: 2019 年 7 月 2 日 (02.07.2019)

(25) 申请语言: 中文

(26) 公布语言: 中文

(30) 优先权:
201811579093.2 2018 年 12 月 24 日 (24.12.2018) CN

(71) 申请人: 南京航空航天大学 (NANJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS) [CN/CN]; 中国江苏省南京市秦淮区御道街 29 号, Jiangsu 210016 (CN)。

(72) 发明人: 黄帅 (HUANG, Shuai); 中国江苏省南京市秦淮区御道街 29 号, Jiangsu 210016 (CN)。徐惊雷 (XU, Jinglei); 中国江苏省南京市秦淮区御道街 29 号, Jiangsu 210016 (CN)。汪阳生 (WANG, Yangsheng); 中国江苏省南京市秦淮区御道街 29 号, Jiangsu 210016 (CN)。蒋晶晶 (JIANG, Jingjing); 中国江苏省南京市秦淮区御道街 29 号, Jiangsu 210016 (CN)。陈匡世 (CHEN, Kuangshi); 中国江苏省南京市秦淮区御道街 29 号, Jiangsu 210016 (CN)。汪丰 (WANG, Feng); 中国江苏省南京市秦淮区御道街 29 号, Jiangsu 210016 (CN)。

(74) 代理人: 南京经纬专利商标代理有限公司 (NANJING JINGWEI PATENT & TRADEMARK)

(54) **Title:** THROAT OFFSET PNEUMATIC VECTOR NOZZLE HAVING ASYMMETRIC REAR BODY PROFILE

(54) 发明名称: 具有非对称后体型面的喉道偏移式气动矢量喷管

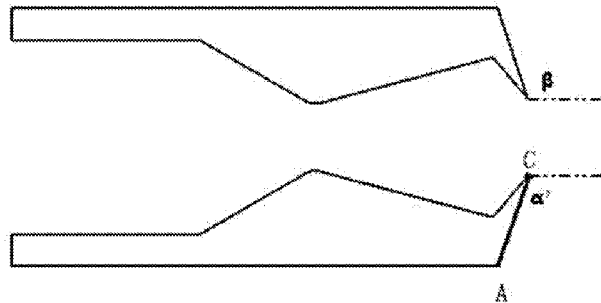


图 1

(57) **Abstract:** Provided is a throat offset pneumatic vector nozzle having an asymmetric rear body profile, comprising a nozzle body, the rear body profile of the nozzle body being arranged as an asymmetric structure. Under normal circumstances, upper and lower body profiles are asymmetrical outside the nozzle outlet; the low-pressure area created by the interaction between the main flow flowing out of the nozzle outlet and the asymmetric nozzle rear body induces the main flow to come into close proximity with the nozzle rear body wall, thus increasing the nozzle vector angle. At the same time, the wall of the asymmetric nozzle rear body interacts with the main flow of the nozzle at unequal strength and different ranges, causing the nozzle pitch vector angle to be unequal. By means of the design of the asymmetric nozzle rear body profile, the vector angle of the throat offset pneumatic vector nozzle is further increased and the pitch vector angle is not equally large, and the infrared stealth performance of the nozzle is improved, satisfying the practical requirements of an aircraft.

(57) **摘要:** 一种具有非对称后体型面的喉道偏移式气动矢量喷管, 包括喷管本体, 喷管本体的后体型面设置为非对称结构。在一般情况下, 喷管出口外上下后体型面不对称, 通过流出喷管出口的主流与非对称喷管后体相互作用产生的低压区, 促进主流进一步贴近喷管后体壁面, 实现了喷管矢量角的增加。同时, 非对称的喷管后体壁面与喷管主流产生了强度不等、范围不同的相互作用, 使得喷管俯仰矢量角不等。通过非对称的喷管后体型面设计, 喉道偏移式气动矢量喷管的矢量角实现进一步增大, 且俯仰矢量角不等大, 并提高了喷管的红外隐身性能, 满足了飞行器实际需求。

AGENCY CO., LTD)：中国江苏省南京市鼓楼区中山路179号12楼B座, Jiangsu 210005 (CN)。

(81) 指定国 (除另有指明，要求每一种可提供的国家保护)：AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW。

(84) 指定国 (除另有指明，要求每一种可提供的地区保护)：ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), 欧亚 (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), 欧洲 (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG)。

本国际公布：

— 包括国际检索报告 (条约第21条(3))。

具有非对称后体型面的喉道偏移式气动矢量喷管

技术领域

[0001] 本发明针对喉道偏移式气动矢量喷管的增大并提供不等矢量角的后体结构,主要是通过改变喷管出口的附近的后体型面,为喉道偏移式气动矢量喷管增大矢量角,同时,为飞行器提供不等的抬头和低头矢量角(即俯仰矢量角)。

背景技术

[0002] 随着科学技术的发展和实际需求的提高,未来飞行器将越来越多地使用推力矢量航空发动机。推力矢量航空发动机实现推力矢量功能的核心是推力矢量喷管。传统机械式推力矢量喷管结构复杂,可靠性差,维护麻烦。因此开发一种结构简单、重量轻、维护性好的推力矢量喷管迫在眉睫。

[0003] 当下,流体推力矢量喷管逐渐以其结构简单、重量轻的特点成为各国的研究重点和研究热点,并将在不远的未来进入工程应用。同时,如何在尽可能少改变喷管结构的前提下为流体推力矢量喷管赋予更多的功能成为推力矢量喷管新的领域研究方向之一。

[0004] 而喉道偏移式气动矢量喷管是近年来兴起的一种新型流体推力矢量喷管,凭借结构简单、重量轻、矢量性能好等特点,受到越来越多的青睐。常见的喉道偏移式气动矢量喷管为双喉道结构,以二喉道面积略微比一喉道面积大最为常见。一般可以将喉道偏移式气动矢量喷管分为主动有源型和自适应无源型,其中主动有源型产生推力矢量气源的来源多为外置的压缩器、气瓶或者从航空发动机高压部件(多为压气机)中引气,其特点时推力矢量角随喷管工作落压比变化小,但对整台航空发动机来说推力损失较大;而自适应无源型则是设置自适应旁路通道将喷管入口位置的高压气流引至喷管的指定位置注入,自适应产生扰动并最终实现推力矢量,其克服了主动有源型的缺点,对航空发动机整机推力影响较小,矢量角也较为稳定。

[0005] 常见的喉道偏移式气动矢量喷管多为固定几何喷管,仅仅能产生约 20° 左右的单一方向矢量角(如俯仰方向),常见用于飞行器俯仰方向的控制。但从用途需求来说,世界各国目前大力发展的短距起降具有效率更高、结构更为简单、对于飞行器飞行控制系统的要求较低,更加受到世界各国的追捧。

[0006] 一般来说,现役喷管内型面及外型面(含后体)均为二元上下对称或三元轴对称。但在未来,随着对于飞行器红外隐身要求的提高,型面不对称的二元喷管构型逐渐出现,但具有推力矢量功能的非对称航空发动机喷管少之又少。同时,型面不对称的喷管构型大多数是变形的拉瓦尔喷管(即收敛-扩张喷管)的扩张段非均匀,极少数也有收敛段非均匀,造成发动机喷流的非均匀。而本发明通过改变喷管后体型面,利用非对称的喷管后体型面与发动机喷流的相互作用,实现了对于喷管推力矢量角的放大,同时,抬头矢量角和低头矢量角(即俯仰矢量角)并不相等。

发明内容

[0007] 本发明针对现有技术的不足,基于喉道偏移式气动矢量喷管现有的设计方案,在

喷管内型面不变的情况下,改变喷管后体型面并使其型面不对称,通过发动机喷流和后体作用产生的低压,放大矢量角。同时,后体型面的不对称产生了不同的低压区,进而产生了不相等的矢量角,实现了对于喉道偏移式气动矢量喷管性能的进一步提升。

[0008] 为实现以上技术目的,本发明将采取以下的技术方案:

[0009] 一种具有非对称后体型面的喉道偏移式气动矢量喷管,包括喷管本体,所述喷管本体的后体型面呈非对称设置。

[0010] 作为本发明的一个优选实施例,所述喷管本体的后体型面,其中的一侧型面为型面a,另一侧型面则为型面b;型面a、型面b关于喷管本体的轴线呈非对称结构设置,且型面a与水平方向的夹角 α 不大于 90° 。

[0011] 作为本发明的一个优选实施例,型面b与水平方向的夹角 β 大于 90° 。

[0012] 作为本发明的一个优选实施例,型面a与水平方向的夹角 α 的取值范围为 $45^\circ \leq \alpha \leq 75^\circ$ 。

[0013] 作为本发明的一个优选实施例,型面a位于喷管本体的下侧。

[0014] 作为本发明的一个优选实施例,所述喷管本体的非对称后体型面,以具有对称后体型面的既有矢量喷管本体为基础,通过延长该既有矢量喷管本体一侧的喷管外壁面型线,将该侧后体型面与喷管外壁面型线的连接位点从点A后移至点B,并保持该侧后体型面与喷管内壁面的连接位点C不变而形成。

[0015] 作为本发明的一个优选实施例,所述的喷管本体在既有矢量喷管本体一侧,所延长的喷管外壁面型线为喷管延长段AB,该侧后体型面为斜面BC;所述斜面BC与水平方向的夹角 α 可调,所述喷管延长段AB的长度可调。

[0016] 作为本发明的一个优选实施例,所述喷管本体的斜面BC与水平方向的夹角 α 选取准则为: $\gamma + 8 \leq \alpha \leq \gamma + 12$;其中:既有矢量喷管本体的斜面AC与水平方向的夹角 $\alpha' = 90^\circ$, γ 为该既有矢量喷管本体的气动矢量角。

[0017] 作为本发明的一个优选实施例,斜面BC与水平方向的夹角 α 的取值范围为 $45^\circ \leq \alpha \leq 75^\circ$;此时,所述喷管本体与既有矢量喷管本体处于相同喷管工作落压比时,所述喷管本体的气动矢量角较既有矢量喷管本体的气动矢量角大 $2^\circ - 5^\circ$ 。作为本发明的一个优选实施例,斜面BC与喷管内壁面相邻的型面为平直型面,而斜面BC与喷管外壁面型线相邻的型面为外突曲面,且平直型面与外突曲面之间光滑过渡。

[0018] 本发明与现有技术相比,具有以下优点:

[0019] (1) 相比传统的喉道偏移式气动矢量喷管,本发明通过改变后体型面,实现了喷管推力性能特别是机动性的提高,结构简单;

[0020] (2) 通过对于喉道偏移式气动矢量喷管后体的改变,其原理可以应用在几乎全部喉道偏移式气动矢量喷管的改型以及其他类型具有相似几何形状的矢量喷管中,用途广泛;

[0021] (3) 通过非对称后体设计,为飞行器赋予了更好的隐身特别是红外隐身性能。

附图说明

[0022] 图1是既有对称后体型面的喉道偏移式气动矢量喷管示意图。

[0023] 图2是本发明所述具有非对称后体型面的喉道偏移式气动矢量喷管示意图。

[0024] 图3是本发明所述具有非对称后体型面的喉道偏移式气动矢量喷管示意图(无附图标记)。

[0025] 其中:喷管进口1、一喉道前部收敛段2、一喉道3、二喉道前部扩张段4、二喉道前部收敛段5、二喉道(喷管出口)6,后体7。

[0026] 图4是本发明所述具有非对称后体型面的喉道偏移式气动矢量喷管,在抬头状态下推力系数和推力矢量角计算结果;

[0027] 图5是本发明所述具有非对称后体型面的喉道偏移式气动矢量喷管,在低头状态下推力系数和推力矢量角计算结果。

具体实施方式

[0028] 下面将结合本发明实施例中的附图,对本发明实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例仅仅是本发明一部分实施例,而不是全部的实施例。以下对至少一个示例性实施例的描述实际上仅仅是说明性的,决不作为对本发明及其应用或使用的任何限制。基于本发明中的实施例,本领域普通技术人员在没有作出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本发明保护的范围。除非另外具体说明,否则在这些实施例中阐述的部件和步骤的相对布置、表达式和数值不限制本发明的范围。同时,应当明白,为了便于描述,附图中所示出的各个部分的尺寸并不是按照实际的比例关系绘制的。对于相关领域普通技术人员已知的技术、方法和设备可能不作详细讨论,但在适当情况下,所述技术、方法和设备应当被视为授权说明书的一部分。在这里示出和讨论的所有示例中,任何具体值应被解释为仅仅是示例性的,而不是作为限制。因此,示例性实施例的其它示例可以具有不同的值。

[0029] 为了便于描述,在这里可以使用空间相对术语,如“在……之上”、“在……上方”、“在……上表面”、“上面的”等,用来描述如在图中所示的一个器件或特征与其他器件或特征的空间位置关系。应当理解的是,空间相对术语旨在包含除了器件在图中所描述的方位之外的在使用或操作中的不同方位。例如,如果附图中的器件被倒置,则描述为“在其他器件或构造上方”或“在其他器件或构造之上”的器件之后将被定位为“在其他器件或构造下方”或“在其他器件或构造之下”。因而,示例性术语“在……上方”可以包括“在……上方”和“在……下方”两种方位。该器件也可以其他不同方式定位(旋转90度或处于其他方位)。

[0030] 如图2、图3所示,本发明所述的具有非对称后体型面的喉道偏移式气动矢量喷管,在原有的喉道偏移式气动矢量喷管内型面不变的基础上,将其对称的后体型面改变为非对称的后体型面,其中,一侧型面与水平方向的夹角不大于 90° ,另外一侧的型面角度结合实际需求来改变。一般来说,斜面尾端与喷管外壁面连线与喷管外壁面型线过渡连续,具体型面由飞行器决定。

[0031] 具有非对称后体型面的喉道偏移式气动矢量喷管,其矢量角放大且不等的核心是后体型面的不对称,通过发动机射流与不对称后体型面之间相互作用形成的大小、强度均不同的低压区,促进发动机射流进一步贴近壁面,从而实现矢量角的放大。一般来说,射流与出口壁面越接近,在壁面附近形成的低压区强度也大,压力也越低,对于发动机出口射流矢量角的放大也就越大。但考虑到矢量喷管固有的矢量角大小,对于固定几何后体喷管的后体角度不能无限制,且考虑到矢量角随控制变量(无源型:自适应旁路的开度,有源型:一

喉道附近注入的次流流量)变化而变化的线性程度,最优范围是固定的。为了兼具平飞、抬头矢量和低头矢量三个工作状态的不同要求,所述喷管本体的斜面BC与水平方向的夹角 α 选取准则为: $\gamma+8\leq\alpha\leq\gamma+12$;其中:既有矢量喷管本体(具有对称后体的喷管构型)的斜面AC与水平方向的夹角 $\alpha'=\beta=90^\circ$, γ 为该既有矢量喷管本体的气动矢量角。对于典型的喉道偏移式气动矢量喷管构型来说,一侧后体型面与水平方向的夹角 α 的较优取值范围为 $45^\circ\leq\alpha\leq75^\circ$,此时,非对称后体的喷管矢量性能能处于较优值,所述喷管本体的气动矢量角较对称后体的气动矢量角大 $2^\circ-5^\circ$ 。

[0032] 进一步地,喉道偏移式气动矢量喷管的后体可以分为固定几何后体和可变几何后体。对于固定几何后体来说,一般情况下,一侧后体与水平方向夹角为锐角,另外一侧没有特殊要求, β 多为钝角,以减少阻力。综合考虑飞行器隐身、机动性等需求,一般来说喷管上侧后体与水平方向夹角(即 β)为钝角,下侧后体与水平方向夹角(即 α)为锐角。对于可变几何后体来说,通过设置作动筒、铰链等简单的机械结构,使得其后体的几何角度可以随着发动机和喷管的工作状态进行调节,以兼顾推力矢量性能、隐身性能等。

[0033] 进一步地,为了兼具平飞、抬头矢量和低头矢量三个工作状态的不同要求,以下侧后体型面与水平方向的夹角 α 的较优取值范围为 $45^\circ\leq\alpha\leq75^\circ$,上侧后体型面要求光滑即可,优选的角度为 $\alpha>90^\circ$ 。

[0034] 进一步地,上侧后体型面可以使用更详细的设计方法将后体型面设计成光滑曲线,而下侧后体型面与出口(二喉道)附近的初始型面以直线为宜,以避免平飞状态和低头矢量状态下由于气流附壁流动等造成的初始矢量角较大或矢量调节阶跃的问题。之后的型面可以设计成外突曲面。

[0035] 本发明实现俯仰方向控制的原理、注气位置、注气角度等与常规喉道偏移式气动矢量喷管一致,在此不再赘述。同时,本发明适用范围同时满足主动有源型和自适应无源型的喉道偏移式气动矢量喷管。

[0036] 对于可变几何后体的构型来说,驱动部件的方式很多,包括但不限于液压做动、导轨驱动、伺服装置驱动等。

[0037] 以下将结合附图详细地说明本发明的技术方案。

[0038] 如图2-图3所示,本实施例所述的具有非对称后体型面的喉道偏移式气动矢量喷管,包括喷管本体,所述喷管本体的后体型面呈非对称设置。具体地,所述喷管本体的后体型面中,处于上侧的型面为型面a,处于下侧的型面则为型面b;型面a与水平方向的夹角 α 不大于 90° ,型面b与水平方向的夹角 β 大于 90° ,因此,型面a、型面b关于喷管本体的轴线呈非对称结构设置。

[0039] 型面a与水平方向的夹角 α 的取值范围为 $45^\circ\leq\alpha\leq75^\circ$ 。

[0040] 设计时,所述喷管本体的非对称后体型面,以具有对称后体型面的既有矢量喷管本体(如图1所示)为基础,通过延长该既有矢量喷管本体一侧,附图中为下侧的喷管外壁面型线,将该侧后体型面与喷管外壁面型线的连接位点从点A后移至点B,并保持该侧后体型面与喷管内壁面的连接位点C不变而形成,具体如图2所示。所述的喷管本体在既有矢量喷管本体一侧,所延长的喷管外壁面型线为喷管延长段AB,该侧后体型面为斜面BC;所述斜面BC与水平方向的夹角 α 可调,所述喷管延长段AB的长度可调。为了兼具平飞、抬头矢量和低头矢量三个工作状态的不同要求,所述喷管本体的斜面BC与水平方向的夹角 α 选取准则为:

$\gamma + 8 \leq \alpha \leq \gamma + 12$; 其中:既有矢量喷管本体(具有对称后体的喷管构型)的斜面AC与水平方向的夹角 $\alpha' = \beta = 90^\circ$, γ 为该既有矢量喷管本体的气动矢量角;综合喷管的不同工作条件,调节要求等限制,一般来说,斜面BC与水平方向的夹角 α 的取值范围为 $45^\circ \leq \alpha \leq 75^\circ$ 时,能够取得宽范围内较优的矢量性能,此时,所述喷管本体的气动矢量角较具有对称后体的既有矢量喷管的气动矢量角大 $2^\circ - 5^\circ$ 。斜面BC与喷管内壁面相邻的型面为平直型面,而斜面BC与喷管外壁面型线相邻的型面为外突曲面,且平直型面与外突曲面之间光滑过渡。

[0041] 针对典型构型的无源型喉道偏移式气动矢量喷管进行计算,其中上侧后体角度为 90° ,另一侧后体角度变化。其抬头状态下推力系数和推力矢量角计算结果如图4所示:当 $\alpha \geq 45^\circ$,在 $NPR \geq 6$ 时,推力系数基本没有差别;但是在 $NPR \leq 4$ 时,推力系数变化趋势不同,总的来说,对于 $\alpha \geq 90^\circ$ 的构型推力系数基本没有差别; $\alpha < 90^\circ$ 的构型在 $NPR \leq 2$ 时推力系数较 $\alpha = 90^\circ$ 的构型来说更低,随后都出现推力系数随 NPR 增加而增加的情况,都在 $NPR = 3$ 处达到推力系数最大,随后逐渐降低。

[0042] 其低头状态下,推力系数和推力矢量角计算结果如图5所示:当 $\alpha \leq 90^\circ$ 的构型都不同程度会出现射流在下侧型面上贴壁膨胀的现象,此时矢量角、推力系数会受到下侧型面角度的影响;特别在 $NPR = 1.5$ 和 $4 \leq NPR \leq 10$ 时, 45° 的构型矢量角最大。因此, 45° 为较好的型面角度。

1. 一种具有非对称后体型面的喉道偏移式气动矢量喷管, 包括喷管本体, 其特征在于, 所述喷管本体的后体型面呈非对称设置。

2. 根据权利要求1所述的具有非对称后体型面的喉道偏移式气动矢量喷管, 其特征在于, 所述喷管本体的后体型面, 其中的一侧型面为型面a, 另一侧型面则为型面b; 型面a、型面b关于喷管本体的轴线呈非对称结构设置, 且型面a与水平方向的夹角 α 不大于 90° 。

3. 根据权利要求2所述的具有非对称后体型面的喉道偏移式气动矢量喷管, 其特征在于, 型面b与水平方向的夹角 β 大于 90° 。

4. 根据权利要求3所述的具有非对称后体型面的喉道偏移式气动矢量喷管, 其特征在于, 型面a与水平方向的夹角 α 的取值范围为 $45^\circ \leq \alpha \leq 75^\circ$ 。

5. 根据权利要求3所述的具有非对称后体型面的喉道偏移式气动矢量喷管, 其特征在于, 型面a位于喷管本体的下侧。

6. 根据权利要求1所述的具有非对称后体型面的喉道偏移式气动矢量喷管, 其特征在于, 所述喷管本体的非对称后体型面, 以具有对称后体型面的既有矢量喷管本体为基础, 通过延长该既有矢量喷管本体一侧的喷管外壁面型线, 将该侧后体型面与喷管外壁面型线的连接位点从点A后移至点B, 并保持该侧后体型面与喷管内壁面的连接位点C不变而形成。

7. 根据权利要求6所述的具有非对称后体型面的喉道偏移式气动矢量喷管, 其特征在于, 所述的喷管本体在既有矢量喷管本体一侧, 所延长的喷管外壁面型线为喷管延长段AB, 该侧后体型面为斜面BC; 所述斜面BC与水平方向的夹角 α 可调, 所述喷管延长段AB的长度可调。

8. 根据权利要求6所述的具有非对称后体型面的喉道偏移式气动矢量喷管, 其特征在于, 所述喷管本体的斜面BC与水平方向的夹角 α 选取准则为: $\gamma + 8 \leq \alpha \leq \gamma + 12$; 其中: 既有矢量喷管本体的斜面AC与水平方向的夹角 $\alpha' = 90^\circ$, γ 为该既有矢量喷管本体的气动矢量角。

9. 根据权利要求6所述的具有非对称后体型面的喉道偏移式气动矢量喷管, 其特征在于, 斜面BC与水平方向的夹角 α 的取值范围为 $45^\circ \leq \alpha \leq 75^\circ$; 此时, 所述喷管本体与既有矢量喷管本体处于相同喷管工作落压比时, 所述喷管本体的气动矢量角较既有矢量喷管本体的气动矢量角大 $2^\circ - 5^\circ$ 。

10. 根据权利要求6所述的具有非对称后体型面的喉道偏移式气动矢量喷管, 其特征在于, 斜面BC与喷管内壁面相邻的型面为平直型面, 而斜面BC与喷管外壁面型线相邻的型面为外突曲面, 且平直型面与外突曲面之间光滑过渡。

1/3

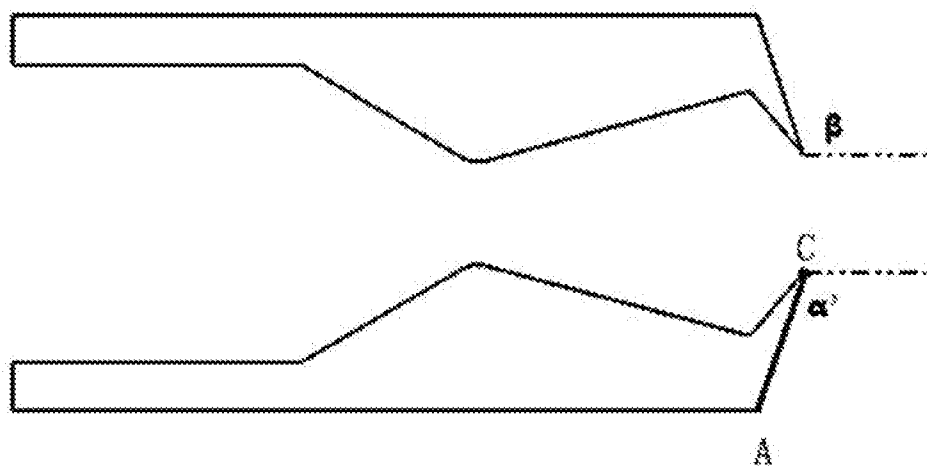


图1

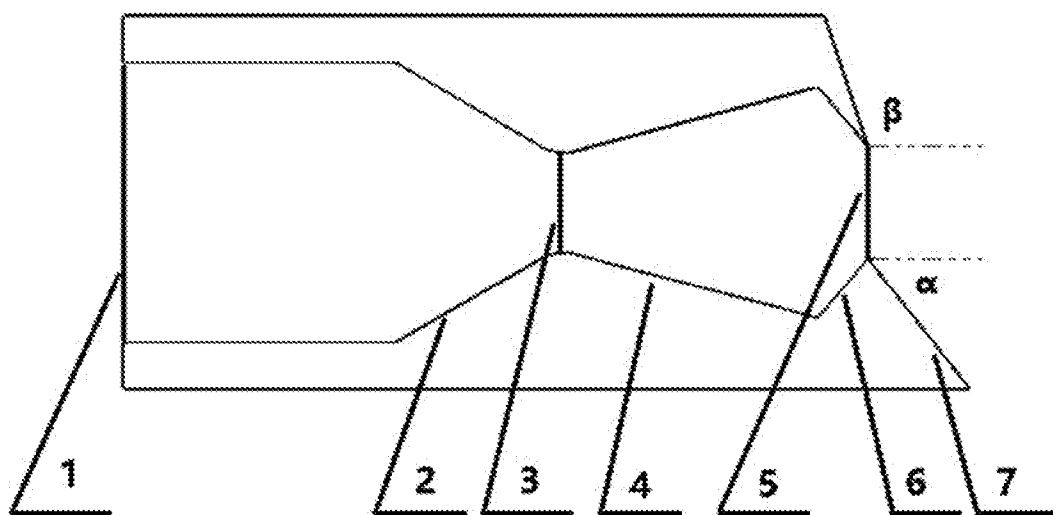


图2

2/3

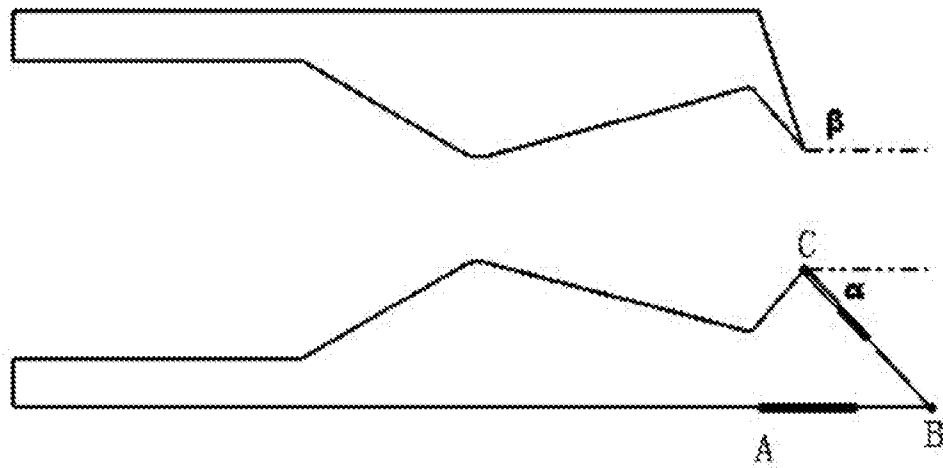


图3

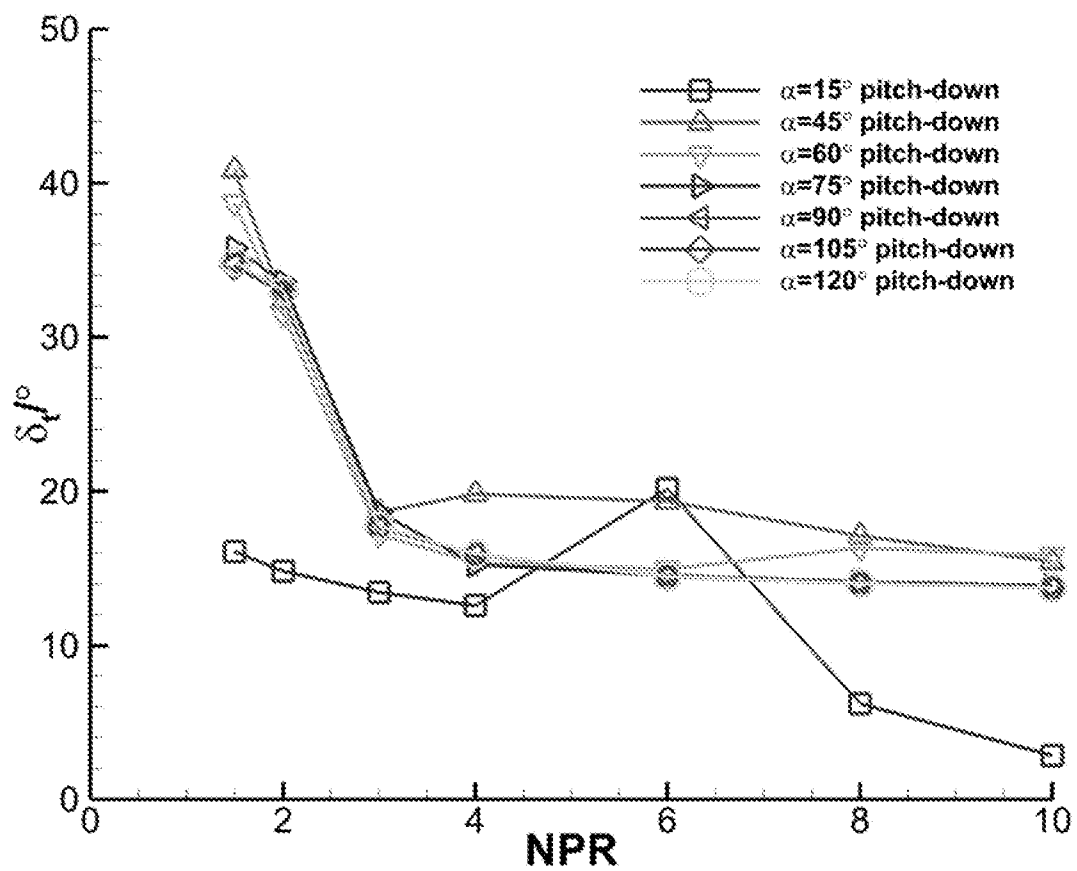


图4

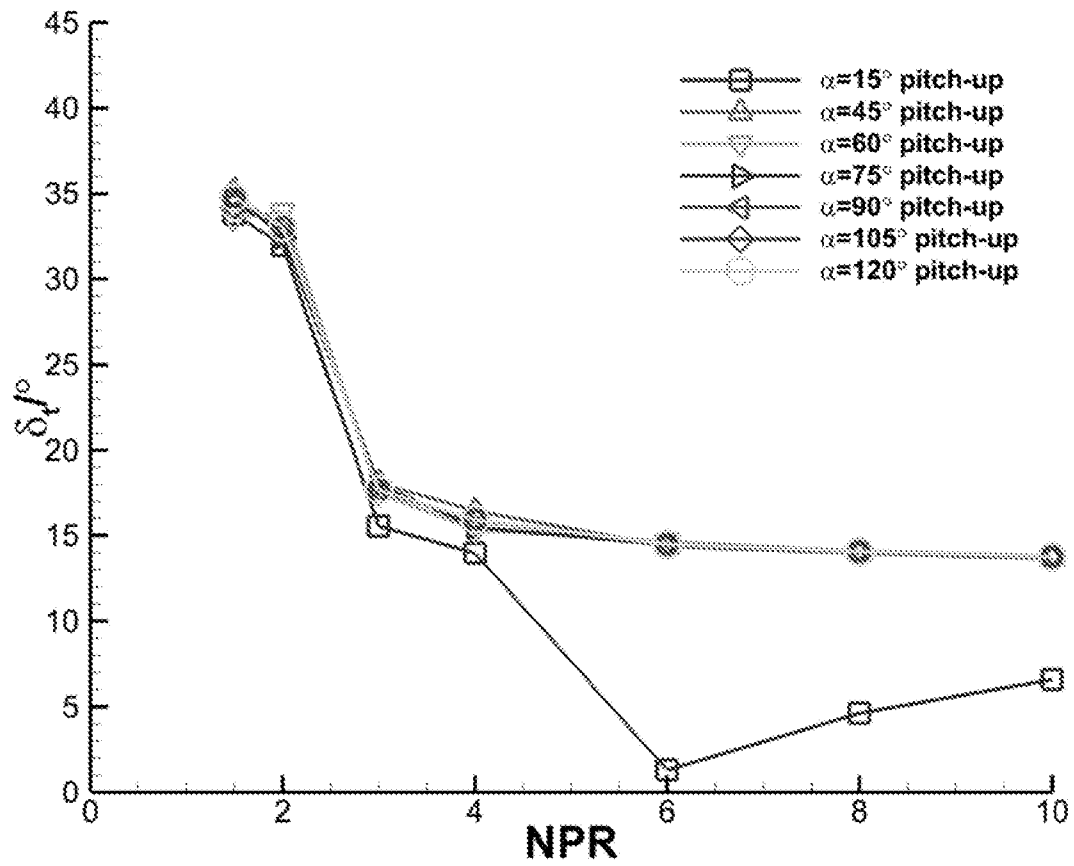


图5

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2019/094322

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

F02K 1/82(2006.01)i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

F02K; F02C

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

CNMED, CNABS, CNKI, VEN: 矢量, 喷管, 非对称, 角, 喉道, 涡轮, 后体, 型面; vector, nozzle, asymmetrical, angle, throat, turbine, rear, body, profile

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
PX	CN 109723570 A (NANJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS) 07 May 2019 (2019-05-07) claims 1-10	1-10
X	CN 106593696 A (NANJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS) 26 April 2017 (2017-04-26) description, pages 1-3, and figures 1-3	1-5
A	CN 104033279 A (SHENYANG ENGINE DESIGN AND RESEARCH INSTITUTE OF AVIATION INDUSTRY OF CHINA CORP.) 10 September 2014 (2014-09-10) entire document	1-10
A	CN 108104974 A (AECC SHENYANG ENGINE RESEARCH INSTITUTE) 01 June 2018 (2018-06-01) entire document	1-10
A	CN 203335272 U (SHENYANG ENGINE DESIGN AND RESEARCH INSTITUTE OF AVIATION INDUSTRY OF CHINA CORP.) 11 December 2013 (2013-12-11) entire document	1-10
A	US 5335489 A (UNITED TECHNOLOGIES CORP.) 09 August 1994 (1994-08-09) entire document	1-10

☒ Further documents are listed in the continuation of Box C.☒ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

“A” document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

“E” earlier application or patent but published on or after the international filing date

“L” document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

“O” document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

“P” document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

“T” later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

“X” document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

“Y” document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

“&” document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

06 September 2019

Date of mailing of the international search report

11 October 2019

Name and mailing address of the ISA/CN

China National Intellectual Property Administration
No. 6, Xitucheng Road, Jimenqiao Haidian District, Beijing
100088
China

Facsimile No. (86-10)62019451

Authorized officer

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2019/094322

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 5511376 A (UNITED TECHNOLOGIES CORP.) 30 April 1996 (1996-04-30) entire document	1-10

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.

PCT/CN2019/094322

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)	Publication date (day/month/year)
CN	109723570	A	07 May 2019	None	
CN	106593696	A	26 April 2017	None	
CN	104033279	A	10 September 2014	CN 104033279 B	30 March 2016
CN	108104974	A	01 June 2018	None	
CN	203335272	U	11 December 2013	None	
US	5335489	A	09 August 1994	None	
US	5511376	A	30 April 1996	None	

国际检索报告

国际申请号

PCT/CN2019/094322

A. 主题的分类

F02K 1/82 (2006.01) i

按照国际专利分类 (IPC) 或者同时按照国家分类和 IPC 两种分类

B. 检索领域

检索的最低限度文献 (标明分类系统和分类号)

F02K; F02C

包含在检索领域中的除最低限度文献以外的检索文献

在国际检索时查阅的电子数据库 (数据库的名称, 和使用的检索词 (如使用))

CNMED, CNABS, CNKI, VEN: 矢量、喷管、非对称、角、喉道、涡轮、后体、型面; vector, nozzle, asymmetrical, angle, throat, turbine, rear, body, profile

C. 相关文件

类 型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求
PX	CN 109723570 A (南京航空航天大学) 2019年 5月 7日 (2019 - 05 - 07) 权利要求1-10	1-10
X	CN 106593696 A (南京航空航天大学) 2017年 4月 26日 (2017 - 04 - 26) 说明书第1-3页和附图1-3	1-5
A	CN 104033279 A (中国航空工业集团公司沈阳发动机设计研究所) 2014年 9月 10日 (2014 - 09 - 10) 全文	1-10
A	CN 108104974 A (中国航发沈阳发动机研究所) 2018年 6月 1日 (2018 - 06 - 01) 全文	1-10
A	CN 203335272 U (中国航空工业集团公司沈阳发动机设计研究所) 2013年 12月 11日 (2013 - 12 - 11) 全文	1-10
A	US 5335489 A (UNITED TECHNOLOGIES CORP) 1994年 8月 9日 (1994 - 08 - 09) 全文	1-10
A	US 5511376 A (UNITED TECHNOLOGIES CORP) 1996年 4月 30日 (1996 - 04 - 30) 全文	1-10

☐ 其余文件在C栏的续页中列出。☒ 见同族专利附件。

* 引用文件的具体类型:

“A” 认为不特别相关的表示了现有技术一般状态的文件

“E” 在国际申请日的当天或之后公布的在先申请或专利

“L” 可能对优先权要求构成怀疑的文件, 或为确定另一篇引用文件的公布日而引用的或者因其他特殊理由而引用的文件 (如具体说明的)

“O” 涉及口头公开、使用、展览或其他方式公开的文件

“P” 公布日先于国际申请日但迟于所要求的优先权日的文件

“T” 在申请日或优先权日之后公布, 与申请不相抵触, 但为了理解发明之理论或原理的在后文件

“X” 特别相关的文件, 单独考虑该文件, 认定要求保护的发明不是新颖的或不具有创造性

“Y” 特别相关的文件, 当该文件与另一篇或者多篇该类文件结合并且这种结合对于本领域技术人员为显而易见时, 要求保护的发明不具有创造性

“&” 同族专利的文件

国际检索实际完成的日期

2019年 9月 6日

国际检索报告邮寄日期

2019年 10月 11日

ISA/CN的名称和邮寄地址

中国国家知识产权局 (ISA/CN)
中国北京市海淀区蓟门桥西土城路6号 100088

传真号 (86-10)62019451

授权官员

张炜

电话号码 62085300

国际检索报告
关于同族专利的信息

国际申请号

PCT/CN2019/094322

检索报告引用的专利文件			公布日 (年/月/日)	同族专利	公布日 (年/月/日)
CN	109723570	A	2019年 5月 7日	无	
CN	106593696	A	2017年 4月 26日	无	
CN	104033279	A	2014年 9月 10日	CN 104033279 B	2016年 3月 30日
CN	108104974	A	2018年 6月 1日	无	
CN	203335272	U	2013年 12月 11日	无	
US	5335489	A	1994年 8月 9日	无	
US	5511376	A	1996年 4月 30日	无	