



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 110990955 A

(43)申请公布日 2020.04.10

(21)申请号 201911271114.9

(22)申请日 2019.12.12

(71)申请人 中国人民解放军国防科技大学
地址 410073 湖南省长沙市开福区德雅路
109号

(72)发明人 王翼 徐尚成 王振国 范晓樯
苏丹 周芸帆 巢根明 李鹤松

(74)专利代理机构 长沙国科天河知识产权代理
有限公司 43225
代理人 邱轶

(51)Int.Cl.
G06F 30/15(2020.01)

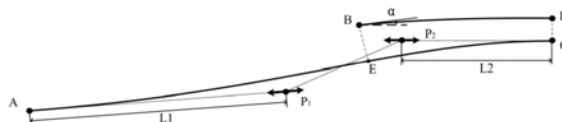
权利要求书2页 说明书6页 附图2页

(54)发明名称

一种高超声速Bump进气道设计方法及系统

(57)摘要

本发明公开一种高超声速Bump进气道设计方法及系统,该方法包括:对高超声速轴对称进气道型面展开参数化优化,以进气道流量系数范围为约束、以进气道喉部总压恢复系数最大及内收缩比最小为优化目标,通过优化获得一系列具有不同内收缩比的二维轴对称进气道在流向切面的壁面线;通过多项式函数驱动,将得到的二维轴对称进气道在流向切面的壁面线在周向进行布置,形成Bump型面;所述多项式函数以进气道中心角为自变量、以内收缩比为函数值。解决现有技术中进气道总压恢复性能不高,起动能力差等问题。



1. 一种高超声速Bump进气道设计方法,其特征在于,包括:

对高超声速轴对称进气道型面展开参数化优化,以进气道流量系数范围为约束、以进气道喉部总压恢复系数最大及内收缩比最小为优化目标,通过优化获得一系列具有不同内收缩比的二维轴对称进气道在流向切面的壁面线;

通过多项式函数驱动,将得到的二维轴对称进气道在流向切面的壁面线在周向进行布置,形成Bump型面;所述多项式函数以进气道中心角为自变量、以内收缩比为函数值。

2. 如权利要求1所述的高超声速Bump进气道设计方法,其特征在于,所述参数化优化的步骤包括:

基于设计条件在二维坐标系下对进气道流向切面内的壁面进行建模,采用三阶有理B样条曲线构造进气道壁面线,获得进气道壁面线几何构型;

根据进气道壁面线几何构型获得进气道内收缩比,通过对进气道壁面线几何构型进行流场数值仿真计算获得进气道喉部总压恢复系数和进气道流量系数;

以给定的进气道流量系数范围为约束条件,以进气道喉部总压恢复系数最大和进气道内收缩比最小为优化目标进行多目标全局优化,获得若干二维轴对称进气道在流向切面的壁面线。

3. 如权利要求2所述的高超声速Bump进气道设计方法,其特征在于,所述二维轴对称进气道在流向切面的壁面线包括进气道壁面线AC和唇罩线BD,A、B、C、D任两点相对坐标以及唇罩线BD的线型均已知;A为进气道壁面线起始点、B为唇口点、C为进气道下喉部点、D为进气道上喉部点;

以A点为坐标原点,以水平方向为x轴,以竖直方向为r轴建立二维坐标系,并将B、C、D点及唇罩线BD置于所述二维坐标系中;

通过改变位于A、C中间的P₁、P₂点的位置,构建进气道壁面线AC几何构型,其中P₁点靠近A点、P₂点靠近C点,AP₁角度以及CP₂角度确定。

4. 如权利要求3所述的高超声速Bump进气道设计方法,其特征在于,进气道内收缩比CR_{in}可通过以下公式获得:

$$CR_{in} = r_B^2 - r_E^2 / \cos\alpha (r_D^2 - r_C^2)$$

其中r代表下标点的竖直方向坐标,E为曲线AC上的点,BE为经过点B并与进气道壁面线AC垂直的直线, α 为BE与r轴方向的夹角。

5. 如权利要求4所述的高超声速Bump进气道设计方法,其特征在于,通过遗传算法进行多目标全局优化,在以进气道喉部总压恢复系数为水平坐标、以进气道内收缩比为纵坐标的二维坐标系中形成一条Pareto前缘;

以Pareto前缘点拟合趋势线形成Pareto前缘线;

根据Pareto前缘线上进气道喉部总压恢复系数、进气道内收缩比分布,找到对应的进气道壁面线AC,即获得二维轴对称进气道在流向切面的壁面线。

6. 如权利要求5所述的高超声速Bump进气道设计方法,其特征在于,以进气道中心角 θ 为自变量、以内收缩比CR_{in}为函数值的多项式函数为:

$$CR_{in} = \begin{cases} \frac{CR_{in,max} - CR_{in,min}}{\theta_1} \theta^2 + CR_{in,min} & 0 \leq \theta < \theta_1 \\ CR_{in,max} & \theta_1 \leq \theta \end{cases}$$

其中 θ 为进气道中心角,表示流向切面与对称面之间的角度; θ_1 为给定值,表示Bump在周向的分布范围, $CR_{in,max}$ 和 $CR_{in,min}$ 为优化的进气道壁面线中选取的进气道内收缩比范围。

7.如权利要求6所述的高超声速Bump进气道设计方法,其特征在于,将进气道壁面线按照内收缩比由小到大的顺序在流向切面上自靠近对称面向远离对称面的方向布置;

对在周向布置的所有流向切面内的进气道壁面进行曲面放样,最终得到中间高两侧低的三维Bump型面。

8.一种高超声速Bump进气道设计系统,其特征在于,包括存储器和处理器,所述存储器存储有高超声速Bump进气道设计程序,所述处理器在运行所述高超声速Bump进气道设计程序时,执行权利要求1~7任一项所述方法的步骤。

一种高超声速Bump进气道设计方法及系统

技术领域

[0001] 本发明涉及飞行器技术领域,具体是一种高超声速Bump进气道设计方法及系统。

背景技术

[0002] 上世纪九十年代美国洛克希德·马丁公司提出Bump进气道的概念,它通过在进气道入口处加入一个三维凸包状的装置,实现对边界层气流的横向排移,从而使得高能量气流进入进气道内。Bump进气道一直是国内外研究者的重要研究方向。目前对Bump进气道的研究主要集中在超声速来流条件下Bump对边界层的排移性能上,已应用在包括F-35、J-20在内的多种战斗机中。另一方面,Bump型面设计一直是Bump进气道研究的重点,现在普遍的做法是采用乘波原理,即在基准流场中流线追踪出一个乘波型面,作为Bump构型,然后贴合或直接安置在进气道上。

[0003] 然而目前对高超声速来流条件下Bump进气道的设计方法的研究还比较少。而超声速Bump设计方法直接应用于高超声速进气道设计会造成严重的流动损失,导致捕获气流的品质很低。因此提出Bump进气道在高超声速条件下设计方法对扩宽Bump的应用范围,对提高高超声速进气道性能具有重要作用,是目前亟待开展的一个重要研究领域。专利“一种带边界层排移的轴对称预压缩前体的设计方法,专利号:ZL201710784957.3”提出一种适用于高超声速条件的带边界层排移的预压缩前体设计方法,这种方法实现了Bump和进气道的一体化设计,有效减小了流动损失,同时设计得到的Bump型面对边界层产生排移作用。但是这种方法只提出Bump/前体一体化设计思路,并没有对Bump进气道型面进行细致设计,进气道总压恢复性能不高。

发明内容

[0004] 本发明提供一种高超声速Bump进气道设计方法及系统,用于克服现有技术中进气道总压恢复性能不高,起动性能差等缺陷,实现高超声速来流条件下对Bump型面及进气道的一体化设计,提高进气道总压恢复性能和起动性能。

[0005] 为实现上述目的,本发明提供一种高超声速Bump进气道设计方法,包括:

[0006] 对高超声速轴对称进气道型面展开参数化优化,以进气道流量系数范围为约束、以进气道喉部总压恢复系数最大及内收缩比最小为优化目标,通过优化获得一系列具有不同内收缩比的二维轴对称进气道在流向切面的壁面线;

[0007] 通过多项式函数驱动,将得到的二维轴对称进气道在流向切面的壁面线在周向进行布置,形成Bump型面;所述多项式函数以进气道中心角为自变量、以内收缩比为函数值。

[0008] 为实现上述目的,本发明还提供一种高超声速Bump进气道设计系统,包括存储器和处理器,所述存储器存储有高超声速Bump进气道设计程序,所述处理器在运行所述高超声速Bump进气道设计程序时,执行所述方法的步骤。

[0009] 本发明提供的高超声速Bump进气道设计方法及系统,针对高超声速来流条件和

设计条件确定的进气道型面进行参数化优化以进气道流量系数范围为约束、以进气道喉部总压恢复系数最大及内收缩比最小为优化目标对进气道壁面线进行优化设计,获得一系列具有不同内收缩比的二维轴对称进气道在流向切面的壁面线,然后根据进气道中心角与内收缩比的函数关系驱动,将上述获得的二维轴对称进气道在流向切面的壁面线在周向展开布置,最终获得Bump型面。该型面流向切面上的进气道壁面线均是在高超声速条件下以进气道流量系数范围为约束、以进气道喉部总压恢复系数最大及内收缩比最小为优化目标获得的,因此能够实现高总压恢复能力和高起动性能的Bump进气道设计。

附图说明

[0010] 为了更清楚地说明本发明实施例或现有技术中的技术方案,下面将对实施例或现有技术描述中所需要使用的附图作简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图仅仅是本发明的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据这些附图示出的结构获得其他的附图。

[0011] 图1为本发明实施例一提供的高超声速Bump进气道设计中二维轴对称进气道在流向切面的壁面线参数化优化示意图;

[0012] 图2为实施例一中优化得到可用样本点在目标空间的分布;

[0013] 图3为实施例一中通过周向布置得到的高超声速Bump进气道的前视示意图。

[0014] 本发明目的的实现、功能特点及优点将结合实施例,参照附图做进一步说明。

具体实施方式

[0015] 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的一部分实施例,而不是全部的实施例。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。

[0016] 需要说明,本发明实施例中所有方向性指示(诸如上、下、左、右、前、后……)仅用于解释在某一特定姿态(如附图所示)下各部件之间的相对位置关系、运动情况等,如果该特定姿态发生改变时,则该方向性指示也相应地随之改变。

[0017] 另外,在本发明中如涉及“第一”、“第二”等的描述仅用于描述目的,而不能理解为指示或暗示其相对重要性或者隐含指明所指示的技术特征的数量。由此,限定有“第一”、“第二”的特征可以明示或者隐含地包括至少一个该特征。在本发明的描述中,“多个”的含义是至少两个,例如两个,三个等,除非另有明确具体的限定。

[0018] 在本发明中,除非另有明确的规定和限定,术语“连接”、“固定”等应做广义理解,例如,“固定”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,还可以是物理连接或无线通信连接;可以是直接相连,也可以通过中间媒介间接相连,可以是两个元件内部的连通或两个元件的相互作用关系,除非另有明确的限定。对于本领域的普通技术人员而言,可以根据具体情况理解上述术语在本发明中的具体含义。

[0019] 另外,本发明各个实施例之间的技术方案可以相互结合,但是必须是以本领域普通技术人员能够实现为基础,当技术方案的结合出现相互矛盾或无法实现时应当认为这

种技术方案 的结合不存在,也不在本发明要求的保护范围 之内。

[0020] 实施例一

[0021] 如附图1-3所示,一种高超声速Bump进气道设计方法,包括:

[0022] 步骤S1,对高超声速轴对称进气道型面展开参数化优化,以进气道流量 系数范围为约束、以进气道喉部总压恢复系数最大及内收缩比最小为优化目 标,通过优化获得一系列具有不同内收缩比的二维轴对称进气道在流向切面 的壁面线;这里的二维轴对称进气道在流向切面的壁面线指的是进气道的二 维型面,进气道整体型面由若干二维型面构成;

[0023] 基于优化算法对进气道型面展开优化计算,得到具有不同内收缩比的高性 能进气道。进气道型面优化包括进气道型面参数化方法、优化目标和优化约 束确定、以及基于优化平台的进气道型面优化历程。

[0024] 对轴对称进气道展开参数化优化。由于进气道构型具有轴对称性,因此 可只求解流向切面内的进气道二维型面(即二维轴对称进气道在流向切面的 壁面线),进气道的完整轴对称型面可通过对得到的二维型面进行旋转变换 得到。

[0025] 步骤S1包括:

[0026] 步骤S11,基于设计条件在二维坐标系下对进气道流向切面内的壁面进行 建模,采用三阶有理B样条曲线构造进气道壁面线,获得进气道壁面线几何 构型;

[0027] 参见图1,进气道在流向切面上的壁面线包括进气道壁面线AC和唇罩线 BD,A、B、C、D任两点相对坐标以及唇罩线BD的线型均已知;A为进气道壁 面线起始点、B为唇口点、C为进气道下喉部点、D为进气道上喉部点;上述 点均为给定点,唇罩线BD是给定的。

[0028] 以A点为坐标原点,以水平方向为x轴,以竖直方向为r轴建立二维坐 标系,并将B、C、D点及唇罩线BD置于所述二维坐标系中;

[0029] 通过改变位于A、C中间的P₁、P₂点的位置,构建进气道壁面线AC几何构 型,其中P₁点靠近A点、P₂点靠近C点,AP₁角度以及CP₂角度确定。

[0030] 作为本发明一实施例:

[0031] 以A为坐标系原点,水平方向为x轴,竖直方向为r轴。C的坐标 (1200,162),B点坐 标为(750,197),D点坐标为(1200,212)。唇罩的B 点和D点为给定点,BD段采用圆弧型线,曲 线在B点处与水平方向呈 $\alpha=4^\circ$,在D点处与水平方向相切,由此可确定出唇罩BD的型线。

[0032] 本发明步骤S1需要解决的就是进气道壁面线AC的优化设计问题。

[0033] AC曲线采用3阶有理B样条进行构造。有理B样条为公有技术,3阶有理 B样条可通过给定四个驱动点,形成一条光滑的曲线。在AC曲线参数化中,点A和点C为固定点,可通过改变中间点P₁和P₂的位置,实现不同的曲线形 状。P₁的移动方向与水平方向呈 δ 。 δ 为给定值,是前体在点A的切线方向,从而保证飞行器前体和进气道型面之间光滑过渡。定义AP₁ 的长度为L₁。P₂与点C等高,在水平方向移动,从而保证进气道壁面线在出口处水平,定义 P₂C的长度为L₂。在AC曲线的参数化中,L₁和L₂为变量。给定L₁和L₂的 变化范围,AC曲线可在一定范围内灵活调整。一个实例: $\delta=6.5^\circ$,L₁范围为 [100,450],L₂的范围为[560,770]。

[0034] 步骤S12,根据进气道壁面线几何构型获得进气道内收缩比,通过对进气 道壁面线几何构型进行流场数值仿真计算获得进气道喉部总压恢复系数和进 气道流量系数;

[0035] 进气道内收缩比CR_{in}可通过以下公式获得:

[0036]
$$CR_{in} = r_B^2 - r_E^2 / \cos\alpha (r_D^2 - r_C^2) \quad (1)$$

[0037] 其中BE为经过点B并与进气道壁面线AC垂直的直线,r为下标点的竖直方向坐标, α 为BE与r轴方向的夹角,与上面曲线BD在B点处与水平方向夹角的含义相同,这里 $\alpha=4^\circ$ 。

[0038] 步骤S13,以给定的进气道流量系数范围为约束条件,以进气道喉部总压恢复系数最大和进气道内收缩比最小为优化目标进行多目标全局优化,获得若干二维轴对称进气道在流向切面的壁面线。

[0039] 确定优化目标和优化约束:

[0040] 在轴对称进气道构型优化中,本发明综合考虑进气道的气流流量、品质和进气道起动特性。在参数化得到的几何构型中计算出进气道内收缩比,在数值仿真计算得到的流场中分别读取进气道喉部总压恢复系数,进气道流量系数。以进气道喉部总压恢复系数 σ 最大和进气道内收缩比 CR_{in} 最小为优化目标,同时给定进气道流量系数范围作为约束。进气道总压恢复系数和进气道流量系数可直接在流场计算软件中直接读出, CR_{in} 可通过公式(1)计算得到,E为曲线AC上的点,BE为经过点B并与进气道壁面线AC垂直的直线,线CD的长度是进气道喉部的高度。

[0041] 作为该步骤一实施方式:

[0042] 因此本发明的优化问题可以描述为:

[0043] 优化目标:总压恢复系数最大,内收缩比最小;

[0044] 优化约束1: $L1[100,450],L2[560,770]$;

[0045] 优化约束2:流量系数不小于0.95;

[0046] 其中优化约束1是对优化变量的约束,优化约束2是对优化目标的约束,符合优化约束2的样本点称为可用样本。

[0047] 优选地,通过遗传算法进行多目标全局优化,在以进气道喉部总压恢复系数为水平坐标、以进气道内收缩比为纵坐标的二维坐标系中形成一条Pareto前缘;

[0048] 以Pareto前缘点拟合趋势线形成Pareto前缘线;

[0049] 根据Pareto前缘线上进气道喉部总压恢复系数、进气道内收缩比分布,找到对应的进气道壁面线AC,即获得二维轴对称进气道在流向切面的壁面线。

[0050] 基于优化平台对二维轴对称进气道在流向切面的壁面线(二维型面)进行优化:

[0051] 在商业软件ISIGHT中搭建优化平台,ISIGHT是优化领域成熟的软件,软件内提供多种优化算法,并且可以在软件中通过脚本文件调用其他软件。在本发明中,优化平台包括以下几个模块:几何构型生成模块,网格划分和计算仿真模块,数据提取模块。几何构型生成模块是指通过上述参数化方法生成进气道几何构型;网格划分和计算仿真模块是指对生成的几何构型进行网格划分,并展开数值仿真计算,得到进气道流场。网格划分和数值计算方法是本领域成熟的公知技术,本发明采用公开商业软件ANSYS公司下的ICEM进行网格划分,FLUENT进行流场的数值计算。通过以上软件可获得进气道流场的数值结果;数据提取模块是指在获得的进气道流场中读取进气道喉部CD的流量系数和总压恢复系数,在生成的几何构型中通过公式(1)得到进气道内收缩比 CR_{in} ,对进气道喉部流量进行统计,得到进气道流量系数。

[0052] 采用多目标全局优化算法(如遗传算法)对上述优化问题展开多目标优化。

[0053] 作为该步骤一个实例:采用遗传算法中的NSGA-II算法,种群数为20,代数为30,交叉率为0.9。通过优化计算,得到共600个样本点。

[0054] 对于多目标优化问题,在优化中会形成一条Pareto前缘,处于前缘上的点对其他点具有支配作用,而前缘上的点之间是非支配解的关系。也就是说 Pareto前缘上的样本点可以认为是在不同内收缩比水平下,最大总压恢复性能所对应的型面。

[0055] 对优化得到的一系列二维轴对称进气道在流向切面的壁面线(二维型面)进行周向布置,形成Bump型面。

[0056] 在本发明的优化问题中,位于Pareto前缘上的点,其参数化几何变量L1和L2也是连续变化的,意味着Pareto前缘上的样本构型是连续过渡的。

[0057] 以进气道中心角 θ 为自变量,以内收缩比为函数,通过多项式函数驱动不同内收缩比的高性能进气道构型在周向的分布,从而实现不同的进气道流向构型在周向的分布。通过多项式函数,将内收缩比小的二维轴对称进气道在流向切面的壁面线(二维型面)置于对称面附近,将内收缩比大的二维轴对称进气道在流向切面的壁面线(二维型面)置于两侧,这样就在进气道处形成了中间高两侧低的Bump构型。由于Pareto前缘上的样本点自变量分布是光滑连续的,因此得到的Bump进气道沿周向也是光滑连续的。

[0058] 作为该步骤一个实例:通过二次函数驱动不同内收缩比的进气道构型在周向分布。其中 θ_1 为给定值,表示Bump在周向的分布范围,实例中给定为 50° 。 $CR_{in,max}$ 和 $CR_{in,min}$ 为在Pareto前缘中选取的进气道范围,实例中选取 $CR_{in,max}=1.85$, $CR_{in,min}=1.65$ 。

[0059] 图2为优化得到可用样本点在目标空间的分布,图中三角形点为普通样本点,圆形点代表pareto前缘点,黑色实线为pareto前缘点进行四次多项式拟合得到的pareto前缘线。

[0060] 步骤S2,通过多项式函数驱动,将得到的二维轴对称进气道在流向切面的壁面线在周向进行布置,形成Bump型面;所述多项式函数以进气道中心角为自变量、以内收缩比为函数值。

[0061] 步骤S2中,以进气道中心角 θ 为自变量、以内收缩比为函数值的多项式函数为:

$$[0062] \quad CR_{in} = \begin{cases} \frac{CR_{in,max} - CR_{in,min}}{\theta_1} \theta^2 + CR_{in,min} & 0 \leq \theta < \theta_1 \\ CR_{in,max} & \theta_1 \leq \theta \end{cases} \quad (2)$$

[0063] 其中 θ 为进气道中心角,表示流向切面与对称面之间的角度; θ_1 为给定值,表示Bump在周向的分布范围, $CR_{in,max}$ 和 $CR_{in,min}$ 为优化的进气道壁面线中选取的进气道内收缩比范围。

[0064] 将进气道壁面线按照内收缩比由小到大的顺序在流向切面上自靠近对称面向远离对称面的方向布置;对在周向布置的所有流向切面内的进气道壁面线进行曲面放样,最终得到中间高两侧低的三维Bump型面。

[0065] 图3为Bump进气道前视图,其中S0所在的竖直的平面为对称面,S1至Sn所在平面为密切面, θ 即为对称面到不同密切面的角度,也称为进气道中心角。S0至Sn的流向切面内的壁面形状为按照公式(2)驱动的不同内收缩比的高性能二维轴对称进气道在流向切面的壁面线(二维型面);图3为通过周向布置得到的高超声速Bump进气道前视示意图,图3中S0、S1、S2、……至Sn曲线(图3中弧形边缘点在流向切面内的曲线)即为优化得到高性能不同内收缩比的二维轴对称进气道在流向切面内的进气道壁面线。 θ 为不同流向切面与竖直

的对称面 S_0 之间的夹角。 S_0 至 S_n 所在的平面即为流向切面。CL为图1中C点按对称面 S_0 旋转 θ_1 所得,DL为图1中D点按照对称面 S_0 旋转进气道中心角度所得。将 S_0 至 S_n 曲线放样,即可得到完整的高超声速Bump型面。

[0066] 本发明提供了一种Bump进气道的优化设计方法。首先通过优化设计得到了一系列具有不同内收缩比的高性能二维轴对称进气道在流向切面的壁面线(二维型面),然后通过函数驱动,将这些不同内收缩比的二维轴对称进气道在流向切面的壁面线(二维型面)沿周向进行布置,使进气道形成中间高两侧低的Bump型面。Bump构型与前体型面光滑过渡,即Bump进气道与前体完全一体化,减少了流场中不必要的波系和阻力,有利于提高飞行器的气动性能。由于每个流向切面内的进气道二维型面都具有良好的总压恢复性能,因此得到的Bump进气道具有很高的总压恢复性能。

[0067] 实施例二

[0068] 基于上述实施例一,本发明提供一种高超声速Bump进气道设计系统,包括存储器和处理器,所述存储器存储有高超声速Bump进气道设计程序,所述处理器在运行所述高超声速Bump进气道设计程序时,执行任意实施例一方法的步骤。

[0069] 以上所述仅为本发明的优选实施例,并非因此限制本发明的专利范围,凡是在本发明的发明构思下,利用本发明说明书及附图内容所作的等效结构变换,或直接/间接运用在其他相关的技术领域均包括在本发明的专利保护范围内。

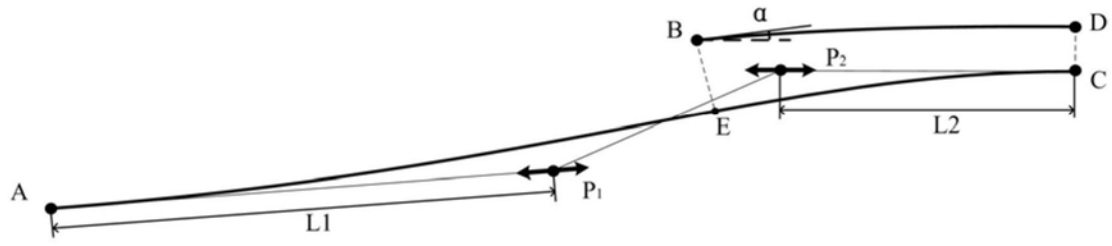


图1

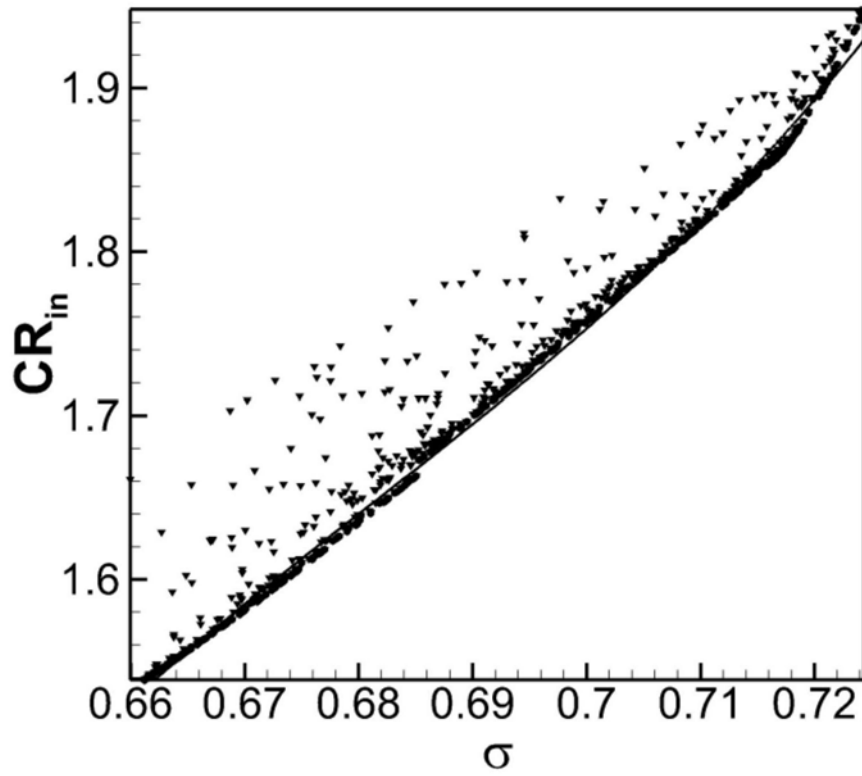


图2

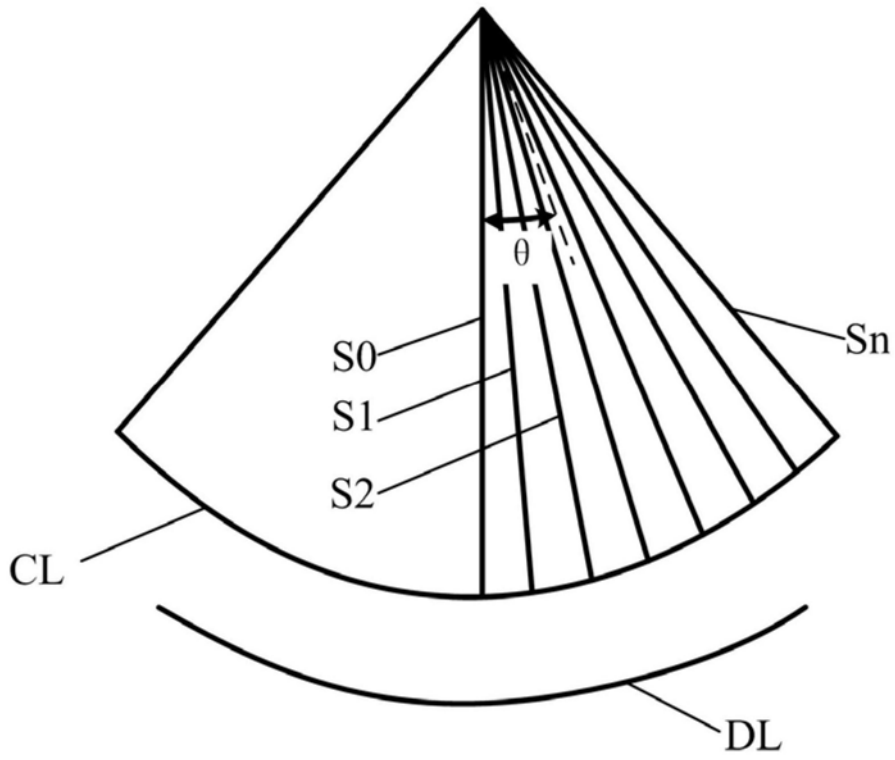


图3