



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 108331665 B

(45)授权公告日 2019.09.06

(21)申请号 201810269911.2

G06F 17/50(2006.01)

(22)申请日 2018.03.29

审查员 牛亚楠

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 108331665 A

(43)申请公布日 2018.07.27

(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 肖鸿文 岳连捷 肖雅彬 张启帆
张新宇

(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

代理人 胡剑辉

(51)Int.Cl.

F02C 7/042(2006.01)

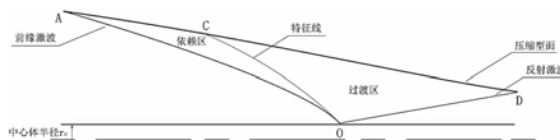
权利要求书1页 说明书5页 附图2页

(54)发明名称

全流量捕获的高超声速变截面内转式进气道快速设计方法

(57)摘要

本发明提供了一种能够实现全流量捕获、同时可满足进出口形状自由设计,并且能保持一定基准流场性能的高超声速内转式进气道快速设计方法,既可以实现进气道进出口形状自由定制,也解决了由于使用数学函数加权过渡方法改变了前缘激波形状、使得进气道不能完全乘波的问题,实现了全流量捕获。本发明设计过程简捷,易于实现软件自动化设计,极大缩短了设计周期,为在大量进气道实例的基础上开展进一步研究工作提供了基础。



1. 全流量捕获的高超声速变截面内转式进气道快速设计方法,其特征在于,包括以下步骤:

步骤一、在给定的基准流场中,借助特征线法计算出所述给定基准流场前缘激波的依赖域,通过特征线将整个所述基准流场划分为前缘激波的依赖区和加权过渡区;

步骤二、在设计所述基准流场的形状轮廓线的进口轮廓线和出口轮廓线上分别取点,与所在轮廓线的形心所成夹角相等的点构成点对;

步骤三、使用流线追踪法获得所述点对在流场中追踪得到的两条流线,并按照流线所在区域划分为依赖区流线和加权过渡区流线;

步骤四、离散所述加权过渡区流线,确定两条流线在所述基准流场的加权过渡区的起始点,并按照流线与所在基准流场中心的角度,使用样条插值方法将所述起始点之间的流线进行离散,得到所述加权过渡区的流线坐标;

步骤五、选择合适的加权函数,对所述加权过渡区的流线坐标进行加权融合,得到由所述点对所对应的一条型线;

步骤六、将其他点对按照上述方法进行处理,得到一组型线并生成样条曲面,最终得到所需的进气道内流通道构型。

2. 根据权利要求1所述的设计方法,其特征在于,步骤一中,所述基准流场的划分具体包括:

计算出过前缘激波与中心体交点的右行特征线,所述右行特征线将所述基准流场分为前后两区,前段为所述前缘激波的依赖区,后段为所述加权过渡区。

3. 根据权利要求1所述的设计方法,其特征在于,步骤二中,

所述形状轮廓线,根据确定的基准流场的进出口的截面形状做出预期的形状轮廓线。

4. 根据权利要求3所述的设计方法,其特征在于,步骤二中,检测确定形状的所述基准流场的进出口的截面,距离所述基准流场中心的最大距离,是否超过所述基准流场的半径,若未超出,则确所述形状的截面为所述基准流场的进出口截面。

5. 根据权利要求1所述的设计方法,其特征在于,步骤二中,

所述取点包括:分别以所述进口轮廓线和出口轮廓线的形心为中心,按照角度将所述进口轮廓线和出口轮廓线分别离散成点,将两条轮廓线上与形心夹角相同的点记为一组点对。

6. 根据权利要求1所述的设计方法,其特征在于,步骤四中,离散所述起始点之间的流线,具体包括:

每条所述流线分别与所述特征线以及反射激波相交,使用样条插值将两个交点之间的流线重新离散成 m 个坐标点,包括起始点在内,所述加权过渡区流线被离散成 $m+1$ 个点。

7. 根据权利要求1所述的设计方法,其特征在于,步骤五中,

所述加权函数为 $\text{func}(k)$,满足 $\text{func}(0) = 0, \text{func}(1) = 1$ 。

全流量捕获的高超声速变截面内转式进气道快速设计方法

技术领域

[0001] 本发明涉及飞行器发动机进气道的设计领域,具体涉及一种用于超燃冲压发动机的全流量捕获的高超声速变截面内转式进气道快速设计方法。

背景技术

[0002] 高超声速进气道是超燃冲压发动机的重要部件,承担了为发动机捕获来流、减速增压的任务,其设计性能好坏直接影响到发动机的工作效率。来流捕获率、增压比、总压恢复系数等参数为评价高超声速进气道性能的重要指标。

[0003] 自上世纪50年代以来,伴随着超燃冲压发动机及超声速燃烧等方面的研究,各国在高超声速进气道设计及性能分析等方面都取得了显著进展,诞生了一系列高超声速进气道,如二元进气道、侧压式进气道、轴对称进气道以及内转式进气道。与其它传统的高超声速进气道相比,由三维设计方法获得内转式进气道具有来流捕获率高、压缩效率高、总压损失低等特点,已成为科研人员研究的热点。

[0004] 内转式进气道通常采用流线追踪法进行设计。在给定的基准流场的入口处取一封闭形状为捕获轮廓线,将其离散成若干个点,将每个点从流场入口向下游进行追踪得到一组流线,这些流线组成的流管作为进气道流道壁面。在设计点状态,进气道前缘激波紧贴进气道入口,实现全流量捕获。同时,在无粘条件下进气道具有和基准流场相同的性能,若采用性能优良的基准流场,进气道具有很高的总压恢复。在进气道设计中,使用截面过渡技术可以使得进气道进出口形状同时可控,既可以自由定制进口轮廓线形状,便于实现飞发一体化设计,同时能够满足出口圆形燃烧室的匹配需求。美国NASA Langley中心的M.K.Smart提出矩形转圆形(REST)的变截面进气道设计方法,基于倒置喷管流场,采用流线追踪技术,分别根据矩形入口和圆形入口获得进气道型面,在垂直于来流方向的一系列截面上采用数学加权函数将两个型面融合获得变截面进气道的型面。美国Johns Hopkins大学的T.M.Taylor等以Busemann流场为基准流场,以流场等马赫线为特征方向,选用数学加权函数,在该特征方向上将两条流线进行数学加权,实现流线过渡和截面变化。采用数学函数加权方式实现进气道截面过渡具有方法简单、设计周期极短的特点,同时数值计算的结果表明加权得到的进气道仍然能够保持基准流场的部分性能。

[0005] 但采用数学函数的加权过渡方法改变了基准流场的结构,特别是改变了产生前缘弯曲激波的压缩型面部分,使得前缘弯曲激波发生变化,最终导致以原流场为基准设计的进气道前缘不能完全乘波,造成一定的流量损失。若能够在进气道进行截面过渡同时保持原基准流场前缘激波形状,则可以很大改善进气道前缘激波贴口的情况,实现全流量捕获。

[0006] 在国内,南京航空航天大学的尤延铖博士提出了基于吻切轴对称的内乘波进气道设计方法,由一系列共轴的、具有相同母线和不同中心体半径的轴对称内收缩流场组成基准流场,在不同周向位置上进行流线追踪叠加形成流面。中国科学院力学研究所的肖雅彬提出了局部收缩比一致的内转式进气道设计方法,确定进气道入口和出口形状后,将流场划分为若干个子流管,设计子流管的收缩比与整个流场收缩比大体相等,将所有子流管组

成整个进气道内流场。

[0007] 这些设计方法均能够实现进气道进出口形状同时可控,也能保证进气道前缘完全乘波,实现全流量捕获,但也都存在实现过程非常复杂、设计周期长等问题。如何在保证高流量捕获率的前提下实现变截面进气道的快速设计,是对高超声速进气道开展进一步研究工作的重要基础。

发明内容

[0008] 本发明的目的在于提供一种能够实现全流量捕获、同时可满足进出口形状自由设计,并且能保持一定基准流场性能的高超声速内转式进气道快速设计方法。

[0009] 为了达到上述目的,本发明的具体技术方案如下:

[0010] 全流量捕获的高超声速变截面内转式进气道快速设计方法,包括以下步骤:

[0011] 步骤一、在给定的基准流场中,借助特征线法计算出所述给定基准流场前缘激波的依赖域,通过特征线将整个所述基准流场划分为前缘激波的依赖区和加权过渡区;

[0012] 步骤二、在设计所述基准流场的形状轮廓线的进口轮廓线和出口轮廓线上分别取点,与所在轮廓线的形心所成夹角相等的点构成点对;

[0013] 步骤三、使用流线追踪法获得所述点对在流场中追踪得到的两条流线,并按照流线所在区域划分为依赖区流线和加权过渡区流线;

[0014] 步骤四、离散所述加权过渡区流线,确定两条流线在所述基准流场的加权过渡区的起始点,并按照流线与所在基准流场中心的角度,使用样条插值方法将所述起始点之间的流线进行离散,得到所述加权过渡区的流线坐标;

[0015] 步骤五、选择合适的加权函数,对所述加权过渡区的流线坐标进行加权过渡处理,得到由所述点对所对应的一条型线;

[0016] 步骤六、将其他点对按照上述方法进行处理,得到一组型线并生成样条曲面,最终得到所需的进气道内流通道构型。

[0017] 进一步地,步骤一中,所述基准流场的划分具体包括:

[0018] 计算出过前缘激波与中心体交点的右行特征线,所述右行特征线将所述基准流场分为前后两区,前段为所述前缘激波的依赖区,后段为所述加权过渡区。

[0019] 进一步地,步骤二中,

[0020] 所述形状轮廓线,根据确定的流场的进出口的截面形状做出预期的形状轮廓线。

[0021] 进一步地,步骤二中,检测确定形状的所述基准流场的进出口的截面,距离所述基准流场中心的最大距离,是否超过所述基准流场的半径,若未超出,则确定所述形状的截面为所述基准流场的进出口截面。

[0022] 进一步地,步骤二中,

[0023] 所述取点包括:分别以所述进口轮廓线和出口轮廓线的形心为中心,按照角度将所述进口轮廓线和出口轮廓线分别离散成点,将两条轮廓线上与形心夹角相同的点记为一组点对。

[0024] 进一步地,步骤四中,离散所述起始点之间的流线,具体包括:

[0025] 每条所述流线分别与所述特征线以及反射激波相交,使用样条插值将两个交点之间的流线重新离散成 m 个坐标点,包括起始点在内,所述加权过渡区流线被离散成 $m+1$ 个点。

[0026] 进一步地,步骤五中,

[0027] 所述加权函数为 $\text{func}(k)$,满足 $\text{func}(0) = 0, \text{func}(1) = 1$ 。

[0028] 本发明提供的全流量捕获的高超声速变截面内转式进气道快速设计方法,既可以实现进气道进出口形状自由定制,也解决了由于使用数学函数加权过渡方法改变了前缘激波形状、使得进气道不能完全乘波的问题,实现了全流量捕获。本发明设计过程简捷,易于实现软件自动化设计,极大缩短了设计周期,为在大量进气道实例的基础上开展进一步研究工作提供了基础。

附图说明

[0029] 图1是通过特征线将给定的基准流场划分为依赖区和加权过渡区的示意图;

[0030] 图2是分别从矩形出口轮廓线和圆形入口轮廓线上按照相同角度取点对的示意图;

[0031] 图3是点对追踪出的流线分别在依赖区和加权过渡的俯视图;

[0032] 图4是所设计的矩形入口转圆形出口的进气道构型图的主视图;

[0033] 图5是图4的俯视图;

[0034] 图6是图4的左视图;

[0035] 1.进气道前缘,2.进气道压缩段,3.进气道出口隔离段。

具体实施方式

[0036] 通过参考示范性实施例阐明本发明技术问题、技术方案和优点。然而,本发明并不受限于以下所公开的示范性实施例,可以通过不同形式来对其加以实现。

[0037] 本发明公开了一种高超声速内转式进气道的快速设计方法,图1为该设计方法的通过特征线将给定的基准流场划分为依赖区和加权过渡区的示意图,根据该图,其具体设计步骤如下:

[0038] 101、在给定的基准流场中,借助特征线法计算出给定基准流场前缘激波的依赖域,首先计算出过前缘激波与基准流场的中心体交点的右行特征线,右行特征线将基准流场分为前后两区,前段为前缘激波的依赖区,后段为加权过渡区。

[0039] 102、在设计基准流场的形状轮廓线的进口轮廓线和出口轮廓线上分别取点,与所在轮廓线的形心所成夹角相等的点构成点对。

[0040] 检测确定形状的基准流场的进出口的截面,距离基准流场中心的最大距离,是否超过基准流场的半径,若未超出,则确定该形状的截面为所述基准流场的进出口截面。

[0041] 基准流场的进出口截面的形状轮廓线可以为三角形、矩形、多边形或者圆形。

[0042] 取点时,分别以进口轮廓线和出口轮廓线的形心为中心,按照角度将进口轮廓线和出口轮廓线分别离散成点,将两条轮廓线上与形心夹角相同的点记为一组点对。

[0043] 103、使用流线追踪法获得点对在流场中追踪得到的两条流线,并按照流线所在区域划分为依赖区流线和加权过渡区流线。

[0044] 104、离散加权过渡区流线,确定两条流线在基准流场的加权过渡区的起始点,并按照流线与所在基准流场中心的角度,使用样条插值方法将起始点之间的流线进行离散,得到加权过渡区的流线坐标。

[0045] 离散起始点之间的流线,具体包括:每条流线分别与特征线以及反射激波相交,使用样条插值将两个交点之间的流线重新离散成 m 个坐标点,包括起始点在内,加权过渡区流线被离散成 $m+1$ 个点。

[0046] 105、选择合适的加权函数, $\text{func}(k)$, 满足 $\text{func}(0) = 0, \text{func}(1) = 1$, 对加权过渡区的流线坐标进行处理, 得到由点对所对应的一条型线。

[0047] 106、将其他点对按照上述方法进行处理, 得到一组型线并生成样条曲面, 最终得到所需的进气道内流通道构型。

[0048] 本发明提供的设计方法的主要原理在于: 超声速流场中扰动只能在两条特征线范围之内影响区传播, 而流场中某点也只能受两条特征线所限定的依赖区中流动的影响, 通过特征线法找出基准流场前缘激波的依赖区, 在依赖区之外进行加权过渡和截面变换, 可以保证前缘激波形状不变, 使得流线追踪法所获得的进气道前缘依然能够乘波, 实现全流量捕获。

[0049] 给定来流条件、基准流场的压缩型面和中心体半径, 那么包括前缘激波形状在内的整个流场流动特征就可以被完全确定。根据特征线理论, 前缘激波后某一点的右行特征线与压缩型面、前缘激波形成的封闭区域为该点的依赖域, 即该点参数只受依赖域影响, 区域之外的参数改变不会影响该点的流动特征。

[0050] 由此推广, 过前缘激波与中心体的交点作右行特征线, 与压缩型面、前缘激波形成的封闭区域作为依赖域, 那么前缘激波形状只受来流参数和依赖域中压缩型面的影响, 依赖域之外的型面改变不会影响激波形状。这为我们提供了一种进气道截面过渡的思路, 即在前缘激波的依赖域中保持原有的压缩型面不作变化, 将依赖域之外流场型面做加权过渡, 实现进气道截面形状变化的同时保持原有的前缘激波形状, 以此实现进气道乘波和全流量捕获。

[0051] 该设计方法能够实现进出口形状自由定制、进气道前缘乘波和全流量捕获, 此外, 本发明还具有实现方法简捷、设计周期极短等特点, 为高超声速内转式进气道的进一步研究奠定基础。

[0052] 实施例1:

[0053] 参照图1至图6, 内转式进气道的选择入口为矩形、出口为圆形, 对其详细步骤进行叙述:

[0054] 如图1所示, 是给定的基准流场的处理方式示意图, 通过特征线将其划分为依赖区和加权过渡区。

[0055] 对于已知压缩型面、中心体半径的基准流场和来流参数, 使用特征线法计算基准流场的流动情况, 获得其前缘激波、结尾激波也叫反射激波, 以及过前缘激波与中心体交点的特征线。该特征线OC将基准流场划分为两个区, 依赖区和加权过渡区。

[0056] 如图2所示, 确定矩形入口截面形状, 检测其距原点最大距离是否超过基准流场半径; 若无误, 取其形心 O_i , 将轮廓线上的点按照与其形心的夹角, 以某一给定角度步长将其离散成点集 $P_i(i), i=1, 2 \cdots n$, 表示入口轮廓线上第 i 个点的坐标。

[0057] 确定出口的圆形截面形状, 做流场大小匹配检测, 若无误则取其形心为 O_o , 并以形心为中心, 按照相同的角度步长将轮廓线离散成点集 $P_o(i), i=1, 2 \cdots n$, 表示出口轮廓线上第 i 个点的坐标。

[0058] 视下标相同的点 $P_i(i)$ 和 $P_o(i)$ 为一组点对,该点对应该满足如下特征:每个点与其所在轮廓线的形心所成夹角相等,即 $P_i(i)$ 与 O_i 所成角度 θ_1 等于 $P_o(i)$ 与 O_o 所成角度 θ_2 。

[0059] 如图3所示,将 $P_i(i)$ 向流场进行追踪,可以借助特征线法计算出追踪得到的流线 $P_iC_1D_1$,并按照流线所在区域分为前后两段,前段 P_iC_1 表示处在依赖区的部分的流线上点的坐标,后端 C_1D_1 表示处在加权过渡区部分的流线上点的坐标。

[0060] 同理将 $P_o(i)$ 向流场追踪,得到流线 $P_2C_2D_2$ 并按照流线所在区域划分为依赖区 P_2C_2 和加权过渡区 C_2D_2 。

[0061] 如图3所示,离散加权过渡区的流线。记流线上的点 C_1 与基准流场中心夹角 θ 为 θ_{s1} , D_1 与基准流场中心夹角为 θ_{s2} ,以点到基准流场中心角度为基准,取步长 $\Delta\theta_s = (\theta_{s2} - \theta_{s1}) / m$,使用样条插值将加权过渡区流线 C_1D_1 重新离散成坐标点 $C_1D_1(j)$, $j=0,1,\dots,m$,包括起止点在内,将加权过渡区流线离散成 $m+1$ 个点。

[0062] 相同的方法处理加权过渡区流线 C_2D_2 ,将其按照角度离散成 $m+1$ 个点。

[0063] 选择合适的加权函数 $\text{func}(k)$,满足 $\text{func}(0) = 0$, $\text{func}(1) = 1$,这里选择线性函数 $\text{func}(k) = k$ 。

[0064] 使用加权函数将加权过渡区的流线坐标进行处理:

[0065] $C_1D_2(j).x = C_1D_1(j).x * (1 - \text{func}(j)) + C_2D_2(j).x * \text{func}(j)$

[0066] $C_1D_2(j).y = C_1D_1(j).y * (1 - \text{func}(j)) + C_2D_2(j).y * \text{func}(j)$

[0067] $C_1D_2(j).z = C_1D_1(j).z * (1 - \text{func}(j)) + C_2D_2(j).z * \text{func}(j)$

[0068] 其中 $j=0,1,\dots,m$ 。

[0069] 得到由点对 $P_i(i)$ 和 $P_o(i)$ 所对应的一条型线 $P_iC_1D_2$ 。

[0070] 之后,将确定的其他点对按照上述方法进行处理,将得到的一组型线 $P_iC_1D_2$ 生成样条曲面,最终得到所需的进气道内流通道构型。

[0071] 如图4是根据本发明所提供的设计方法得到的矩形入口转圆形出口的进气道构型图,图5为图4的俯视图,图6为图4的左视图。该进气道构型图的前端为进气道前缘1,中间为进气道压缩段2,后段为进气道出口隔离段3。

[0072] 本发明的关键在于提出了一种应用于高超声速飞行器、能够实现全流量捕获和进出口形状自由定制的内转式进气道快速设计方法。其主要原理在于:超声速流场中扰动只能在两条特征线范围之内影响区传播,而流场中某点也只能够受两条特征线所限定的依赖区中流动的影响,通过特征线法找出基准流场前缘激波的依赖区,在依赖区之外进行加权过渡和截面变换,可以保证前缘激波形状不变,使得流线追踪法所获得的进气道前缘依然能够乘波,实现全流量捕获。

[0073] 以上,虽然说明了本发明的几个实施方式,但是这些实施方式只是作为例子提出的,并非用于限定本发明的范围。对于这些新的实施方式,能够以其他各种方式进行实施,在不脱离本发明的要旨的范围内,能够进行各种省略、置换、及变更。这些实施方式和其变形,包含于本发明的范围和要旨中的同时,也包含于权利要求书中记载的发明及其均等范围内。

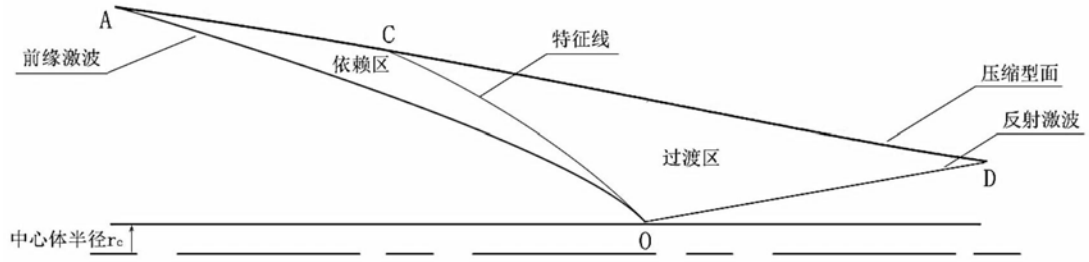


图1

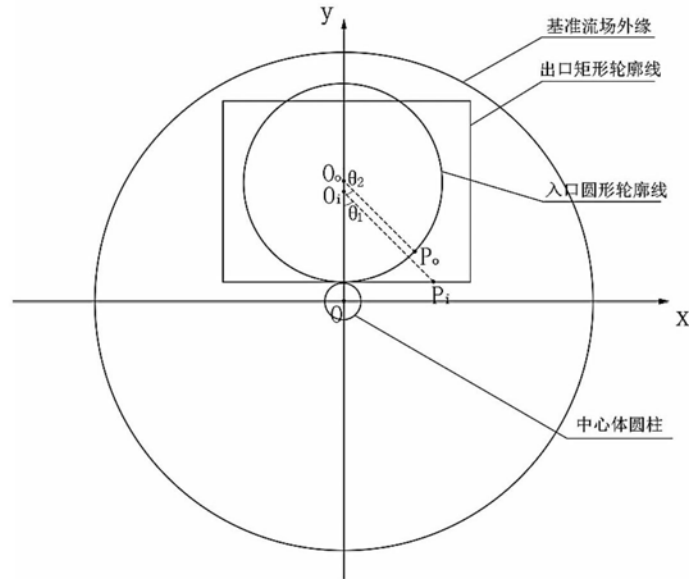


图2

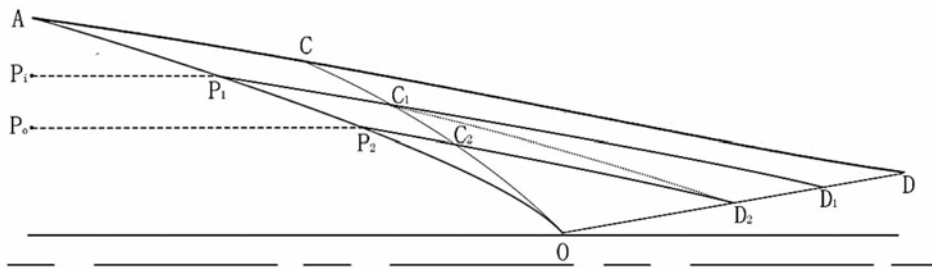


图3



图4

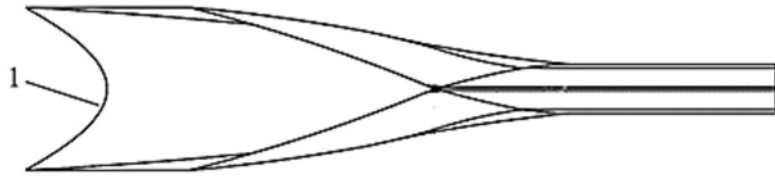


图5

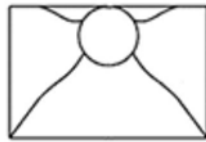


图6