



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112668114 B

(45) 授权公告日 2024. 07. 09

(21) 申请号 202011529965.1

(22) 申请日 2020.12.22

(65) 同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 112668114 A

(43) 申请公布日 2021.04.16

(73) 专利权人 北京空天技术研究所

地址 100074 北京市丰台区云岗北里40号

(72) 发明人 有连兴 刘杰 胡一繁 莫松

孙俊勇 柴雪 李红梅

(51) Int. Cl.

G06F 30/17 (2020.01)

G06F 30/28 (2020.01)

F02C 7/04 (2006.01)

(56) 对比文件

有连兴.临近空间高马赫数无人机概念设计

方法研究.博硕士论文库工程科技Ⅱ.2017,79-95.

审查员 杨雅平

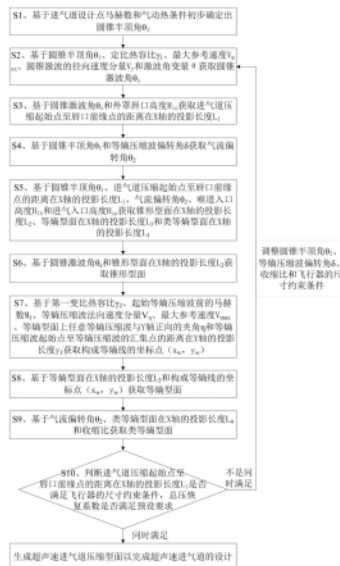
权利要求书2页 说明书6页 附图3页

(54) 发明名称

一种混压式轴对称超声速进气道设计优化方法

(57) 摘要

本发明提供了一种混压式轴对称超声速进气道设计优化方法,所述方法考虑了飞行器的尺寸约束和反映真实气流流动特性的变比热容比参数,先初步确定出圆锥半顶角,再根据该圆锥半顶角获取进气道压缩起始点至唇口前缘点的距离在X轴的投影长度,从而得到锥形型面、等熵型面和类等熵型面,在进气道压缩起始点至唇口前缘点的距离在X轴的投影长度和总压恢复系数均满足预设要求的情况下,生成满足亚燃冲压发动机或超燃冲压发动机使用需求的超声速进气道压缩型面,不仅在理论设计时就可以获得较精确的进气道压缩型面,还可以根据飞行器不同的尺寸约束需求对进气道压缩型面进行快速优化,减少了迭代次数和设计周期。



1. 一种混压式轴对称超声速进气道设计优化方法, 其特征在于, 所述方法包括: 基于进气道设计点马赫数和气动热条件初步确定出圆锥半顶角 θ_1 ;

基于圆锥半顶角 θ_1 、定比热容比 γ_1 、最大参考速度 $V_{\max}$ 、圆锥激波的径向速度分量 V_r 和激波角变量 θ 获取圆锥激波角 θ_s ;

基于圆锥激波角 θ_s 和外罩唇口高度 R_{in} 获取进气道压缩起始点至唇口前缘点的距离在X轴的投影长度 L_1 ;

基于圆锥半顶角 θ_1 和等熵压缩波偏转角 δ 获取气流偏转角 θ_2 ;

基于圆锥半顶角 θ_1 、进气道压缩起始点至唇口前缘点的距离在X轴的投影长度 L_1 、气流偏转角 θ_2 、喉道入口高度 H_{th} 和进气入口高度 H_{cp} 获取锥形型面在X轴的投影长度 L_2 、等熵型面在X轴的投影长度 L_3 和类等熵型面在X轴的投影长度 L_4 ;

基于圆锥激波角 θ_s 和锥形型面在X轴的投影长度 L_2 获取锥形型面;

基于第一变比热容比 γ_2 、起始等熵压缩波前的马赫数 M_1 、等熵压缩波法向速度分量 V_n 、最大参考速度 $V_{\max}$ 、等熵型面上任意等熵压缩波与Y轴正向的夹角 η 和等熵压缩波起始点至等熵压缩波的汇集点的距离在Y轴的投影长度 y_1 获取构成等熵线的坐标点 (x_w, y_w) ;

基于等熵型面在X轴的投影长度 L_3 和构成等熵线的坐标点 (x_w, y_w) 获取等熵型面;

基于气流偏转角 θ_2 、类等熵型面在X轴的投影长度 L_4 和收缩比获取类等熵型面;

基于锥形型面、等熵型面和类等熵型面获取飞行器的总压恢复系数, 并判断进气道压缩起始点至唇口前缘点的距离在X轴的投影长度 L_1 是否满足飞行器的尺寸约束条件, 总压恢复系数是否满足预设要求, 若同时满足, 则生成超声速进气道压缩型面以完成超声速进气道的设计, 若不是同时满足, 则调整圆锥半顶角 θ_1 、等熵压缩波偏转角 δ 、收缩比和飞行器的尺寸约束条件, 并基于调整后的圆锥半顶角、调整后的等熵压缩波偏转角、调整后的收缩比和调整后的飞行器的尺寸约束条件重新对超声速进气道压缩型面进行优化设计;

其中, X轴与气流方向平行, Y轴在右手系下确定;

基于圆锥半顶角 θ_1 、进气道压缩起始点至唇口前缘点的距离在X轴的投影长度 L_1 、气流偏转角 θ_2 、喉道入口高度 H_{th} 和进气入口高度 H_{cp} 获取锥形型面在X轴的投影长度 L_2 、等熵型面在X轴的投影长度 L_3 和类等熵型面在X轴的投影长度 L_4 包括:

基于空气流量和喉道马赫数获取喉道截面积 A_{th} ;

基于喉道截面积 A_{th} 获取喉道入口高度 H_{th} ;

基于第二变比热容比 γ_3 和速度系数 λ 获取收缩比;

基于喉道截面积 A_{th} 和收缩比获取进气道进口截面积 A_{cp} ;

基于进气道进口截面积 A_{cp} 获取进气入口高度 H_{cp} ;

基于圆锥半顶角 θ_1 、进气道压缩起始点至唇口前缘点的距离在X轴的投影长度 L_1 、气流偏转角 θ_2 、喉道入口高度 H_{th} 和进气入口高度 H_{cp} 获取锥形型面在X轴的投影长度 L_2 、等熵型面在X轴的投影长度 L_3 和类等熵型面在X轴的投影长度 L_4 。

2. 根据权利要求1所述的方法, 其特征在于, 通过下式获取收缩比:

$$\frac{A_{th}}{A_{cp}} = \left(\frac{\gamma_3 + 1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma_3 - 1}} \frac{1}{\lambda} \left(1 - \frac{\gamma_3 - 1}{\gamma_3 + 1} \frac{1}{\lambda^2} \right)^{\frac{1}{\gamma_3 - 1}};$$

式中, $\frac{A_{th}}{A_{cp}}$ 为收缩比。

3. 根据权利要求1所述的方法, 其特征在于, 通过下式获取激波角变量 θ :

$$\frac{\gamma_1 - 1}{2} \left[V_{\max}^2 - V_r^2 - \left(\frac{dV_r}{d\theta} \right)^2 \right] \left(2V_r + \frac{dV_r}{d\theta} \cot \theta + \frac{d^2 V_r}{d\theta^2} \right) - \frac{dV_r}{d\theta} \left[V_r \frac{dV_r}{d\theta} + \frac{dV_r}{d\theta} \left(\frac{d^2 V_r}{d\theta^2} \right) \right] = 0。$$

4. 根据权利要求1所述的方法, 其特征在于, 通过下式获取构成等熵线的坐标点 (x_w, y_w) :

$$\begin{cases} \frac{x_w}{|y_1|} = M_1 \left(\frac{\gamma_2 - 1}{2} \right)^{\frac{\gamma_2 + 1}{2(\gamma_2 - 1)}} X_1^{\frac{\gamma_2 + 1}{2(\gamma_2 - 1)}} \left(-\frac{V_\eta}{V_{\max}} \right)^{\frac{\gamma_2 + 1}{\gamma_2 - 1}} \sin \eta \\ \frac{y_w}{|y_1|} = M_1 \left(\frac{\gamma_2 - 1}{2} \right)^{\frac{\gamma_2 + 1}{2(\gamma_2 - 1)}} X_1^{\frac{\gamma_2 + 1}{2(\gamma_2 - 1)}} \left(-\frac{V_\eta}{V_{\max}} \right)^{\frac{\gamma_2 + 1}{\gamma_2 - 1}} \cos \eta \end{cases}$$

式中, $X_1 = 1 + ((\gamma_2 - 1)/2) * M_1^2$ 。

一种混压式轴对称超声速进气道设计优化方法

技术领域

[0001] 本发明涉及飞行器进气道设计技术领域,尤其涉及一种混压式轴对称超声速进气道设计优化方法。

背景技术

[0002] 混压式轴对称超声速进气道是采用吸气式动力系统的超声速/高超声速飞行器常用的进气道,适合飞行马赫数大于3.0以上的飞行器,压缩型面可以由一种或多种压缩型面组合形成。

[0003] 进气道的压缩型面设计是吸气式超声速/高超声速飞行器备受关注的问题,对于以超声速/高超声速飞行的飞行器来说进气道的压缩型面决定了飞行器整个动力系统推力的大小。从最大化工程应用角度考虑,现有的混压式轴对称超声速进气道的第一道压缩波的型面采用圆锥型面,第二道压缩波的型面采用等熵型面。这种型面组合形式,解决了第一道压缩波为等熵压缩波导致的气动热严重的问题和压缩起始点结构强度问题,且提高了进气道的压缩效率。但是,这种型面设计方法并未考虑飞行器尺寸约束,导致进气道设计时迭代次数多,设计周期长。

发明内容

[0004] 本发明提供了一种混压式轴对称超声速进气道设计优化方法,能够解决现有进气道设计方法在设计过程中迭代次数多和设计周期长的技术问题。

[0005] 本发明提供了一种混压式轴对称超声速进气道设计优化方法,所述方法包括:

[0006] 基于进气道设计点马赫数和气动热条件初步确定出圆锥半顶角 θ_1 ;

[0007] 基于圆锥半顶角 θ_1 、定比热容比 γ_1 、最大参考速度 $V_{\max}$ 、圆锥激波的径向速度分量 V_r 和激波角变量 θ 获取圆锥激波角 θ_s ;

[0008] 基于圆锥激波角 θ_s 和外罩唇口高度 R_{in} 获取进气道压缩起始点至唇口前缘点的距离在X轴的投影长度 L_1 ;

[0009] 基于圆锥半顶角 θ_1 和等熵压缩波偏转角 δ 获取气流偏转角 θ_2 ;

[0010] 基于圆锥半顶角 θ_1 、进气道压缩起始点至唇口前缘点的距离在X轴的投影长度 L_1 、气流偏转角 θ_2 、喉道入口高度 H_{th} 和进气入口高度 H_{cp} 获取锥形型面在X轴的投影长度 L_2 、等熵型面在X轴的投影长度 L_3 和类等熵型面在X轴的投影长度 L_4 ;

[0011] 基于圆锥激波角 θ_s 和锥形型面在X轴的投影长度 L_2 获取锥形型面;

[0012] 基于第一变比热容比 γ_2 、起始等熵压缩波前的马赫数 M_1 、等熵压缩波法向速度分量 V_n 、最大参考速度 $V_{\max}$ 、等熵型面上任意等熵压缩波与Y轴正向的夹角 η 和等熵压缩波起始点至等熵压缩波的汇集点的距离在Y轴的投影长度 y_1 获取构成等熵线的坐标点 (x_w, y_w) ;

[0013] 基于等熵型面在X轴的投影长度 L_3 和构成等熵线的坐标点 (x_w, y_w) 获取等熵型面;

[0014] 基于气流偏转角 θ_2 、类等熵型面在X轴的投影长度 L_4 和收缩比获取类等熵型面;

[0015] 基于锥形型面、等熵型面和类等熵型面获取飞行器的总压恢复系数,并判断进气

道压缩起始点至唇口前缘点的距离在X轴的投影长度 L_1 是否满足飞行器的尺寸约束条件,总压恢复系数是否满足预设要求,若同时满足,则生成超声速进气道压缩型面以完成超声速进气道的设计,若不是同时满足,则调整圆锥半顶角 θ_1 、等熵压缩波偏转角 δ 、收缩比和飞行器的尺寸约束条件,并基于调整后的圆锥半顶角、调整后的等熵压缩波偏转角、调整后的收缩比和调整后的飞行器的尺寸约束条件重新对超声速进气道压缩型面进行优化设计;

[0016] 其中,X轴与气流方向平行,Y轴在右手系下确定。

[0017] 优选的,基于圆锥半顶角 θ_1 、进气道压缩起始点至唇口前缘点的距离在X轴的投影长度 L_1 、气流偏转角 θ_2 、喉道入口高度 H_{th} 和进气入口高度 H_{cp} 获取锥形型面在X轴的投影长度 L_2 、等熵型面在X轴的投影长度 L_3 和类等熵型面在X轴的投影长度 L_4 包括:

[0018] 基于空气流量和喉道马赫数获取喉道截面积 A_{th} ;

[0019] 基于喉道截面积 A_{th} 获取喉道入口高度 H_{th} ;

[0020] 基于第二变比热容比 γ_3 和速度系数 λ 获取收缩比;

[0021] 基于喉道截面积 A_{th} 和收缩比获取进气道进口截面积 A_{cp} ;

[0022] 基于进气道进口截面积 A_{cp} 获取进气入口高度 H_{cp} ;

[0023] 基于圆锥半顶角 θ_1 、进气道压缩起始点至唇口前缘点的距离在X轴的投影长度 L_1 、气流偏转角 θ_2 、喉道入口高度 H_{th} 和进气入口高度 H_{cp} 获取锥形型面在X轴的投影长度 L_2 、等熵型面在X轴的投影长度 L_3 和类等熵型面在X轴的投影长度 L_4 。

[0024] 优选的,通过下式获取收缩比:

$$[0025] \quad \frac{A_{th}}{A_{cp}} = \left(\frac{\gamma_3 + 1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma_3 - 1}} \frac{1}{\lambda} \left(1 - \frac{\gamma_3 - 1}{\gamma_3 + 1} \frac{1}{\lambda^2} \right)^{\frac{1}{\gamma_3 - 1}};$$

[0026] 式中, $\frac{A_{th}}{A_{cp}}$ 为收缩比。

[0027] 优选的,通过下式获取激波角变量 θ :

$$[0028] \quad \frac{\gamma_1 - 1}{2} \left[V_{\max}^2 - V_r^2 - \left(\frac{dV_r}{d\theta} \right)^2 \right] \left(2V_r + \frac{dV_r}{d\theta} \cot \theta + \frac{d^2 V_r}{d\theta^2} \right) - \frac{dV_r}{d\theta} \left[V_r \frac{dV_r}{d\theta} + \frac{dV_r}{d\theta} \left(\frac{d^2 V_r}{d\theta^2} \right) \right] = 0。$$

[0029] 优选的,通过下式获取构成等熵线的坐标点 (x_w, y_w) :

$$[0030] \quad \begin{cases} \frac{x_w}{|y_1|} = M_1 \left(\frac{\gamma_2 - 1}{2} \right)^{\frac{\gamma_2 + 1}{2(\gamma_2 - 1)}} X_1^{\frac{\gamma_2 + 1}{2(\gamma_2 - 1)}} \left(-\frac{V_\eta}{V_{\max}} \right)^{\frac{\gamma_2 + 1}{\gamma_2 - 1}} \sin \eta \\ \frac{y_w}{|y_1|} = M_1 \left(\frac{\gamma_2 - 1}{2} \right)^{\frac{\gamma_2 + 1}{2(\gamma_2 - 1)}} X_1^{\frac{\gamma_2 + 1}{2(\gamma_2 - 1)}} \left(-\frac{V_\eta}{V_{\max}} \right)^{\frac{\gamma_2 + 1}{\gamma_2 - 1}} \cos \eta \end{cases}$$

[0031] 式中, $X_1 = 1 + ((\gamma_2 - 1)/2) * M_1^2$ 。

[0032] 应用本发明的技术方案,在设计进气道的过程中,考虑了飞行器的尺寸约束和反映真实气流流动特性的变比热容比参数,先初步确定出圆锥半顶角,再根据该圆锥半顶角获取进气道压缩起始点至唇口前缘点的距离在X轴的投影长度,从而得到锥形型面、等熵型面和类等熵型面,在进气道压缩起始点至唇口前缘点的距离在X轴的投影长度和总压恢复

系数均满足预设要求的情况下,生成满足亚燃冲压发动机或超燃冲压发动机使用需求的超声速进气道压缩型面,不仅在理论设计时就可以获得较精确的进气道压缩型面,还可以根据飞行器不同的尺寸约束需求对进气道压缩型面进行快速优化,减少了迭代次数和设计周期。

附图说明

[0033] 所包括的附图用来提供对本发明实施例的进一步的理解,其构成了说明书的一部分,用于例示本发明的实施例,并与文字描述一起来阐释本发明的原理。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获得其他的附图。

[0034] 图1示出了根据本发明的一种实施例提供的混压式轴对称超声速进气道设计优化方法的流程图;

[0035] 图2示出了根据本发明的一种实施例提供的混压式轴对称超声速进气道构成示意图;

[0036] 图3示出了根据本发明的一种实施例提供的球坐标系中的锥形体结构示意图;

[0037] 图4示出了根据本发明的一种实施例提供的等熵型面设计示意图。

具体实施方式

[0038] 需要说明的是,在不冲突的情况下,本申请中的实施例及实施例中的特征可以相互组合。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。

[0039] 需要注意的是,这里所使用的术语仅是为了描述具体实施方式,而非意图限制根据本申请的示例性实施方式。如在这里所使用的,除非上下文另外明确指出,否则单数形式也意图包括复数形式,此外,还应当理解的是,当在本说明书中使用术语“包含”和/或“包括”时,其指明存在特征、步骤、操作、器件、组件和/或它们的组合。

[0040] 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、数字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。应注意到:相似的标号和字母在下面的附图中表示类似项,因此,一旦某一项在一个附图中被定义,则在随后的附图中不需要对其进行进一步讨论。

[0041] 如图1至图4所示,本发明提供了一种混压式轴对称超声速进气道设计优化方法,所述方法包括:

[0042] S1、基于进气道设计点马赫数和气动热条件初步确定出圆锥半顶角 θ_1 ;

[0043] S2、基于圆锥半顶角 θ_1 、定比热容比 γ_1 、最大参考速度 $V_{\max}$ 、圆锥激波的径向速度分量 V_r 和激波角变量 θ 获取圆锥激波角 θ_s ;

[0044] S3、基于圆锥激波角 θ_s 和外罩唇口高度 R_{in} 获取进气道压缩起始点至唇口前缘点的距离在X轴的投影长度 L_1 ;

[0045] S4、基于圆锥半顶角 θ_1 和等熵压缩波偏转角 δ 获取气流偏转角 θ_2 ;

[0046] S5、基于圆锥半顶角 θ_1 、进气道压缩起始点至唇口前缘点的距离在X轴的投影长度 L_1 、气流偏转角 θ_2 、喉道入口高度 H_{th} 和进气入口高度 H_{cp} 获取锥形型面在X轴的投影长度 L_2 、等熵型面在X轴的投影长度 L_3 和类等熵型面在X轴的投影长度 L_4 ;

[0047] S6、基于圆锥激波角 θ_s 和锥形型面在X轴的投影长度 L_2 获取锥形型面;

[0048] S7、基于第一变比热容比 γ_2 、起始等熵压缩波前的马赫数 M_1 、等熵压缩波法向速度分量 V_n 、最大参考速度 $V_{\max}$ 、等熵型面上任意等熵压缩波与Y轴正向的夹角 η 和等熵压缩波起始点至等熵压缩波的汇集点的距离在Y轴的投影长度 y_1 获取构成等熵线的坐标点 (x_w, y_w) ;

[0049] S8、基于等熵型面在X轴的投影长度 L_3 和构成等熵线的坐标点 (x_w, y_w) 获取等熵型面;

[0050] S9、基于气流偏转角 θ_2 、类等熵型面在X轴的投影长度 L_4 和收缩比获取类等熵型面;

[0051] S10、基于锥形型面、等熵型面和类等熵型面获取飞行器的总压恢复系数,并判断进气道压缩起始点至唇口前缘点的距离在X轴的投影长度 L_1 是否满足飞行器的尺寸约束条件,总压恢复系数是否满足预设要求,若同时满足,则生成超声速进气道压缩型面以完成超声速进气道的设计,若不是同时满足,则调整圆锥半顶角 θ_1 、等熵压缩波偏转角 δ 、收缩比和飞行器的尺寸约束条件,并基于调整后的圆锥半顶角、调整后的等熵压缩波偏转角、调整后的收缩比和调整后的飞行器的尺寸约束条件重新对超声速进气道压缩型面进行优化设计;

[0052] 其中,X轴与气流方向平行,Y轴在右手系下确定。

[0053] 本发明在设计进气道的过程中,考虑了飞行器的尺寸约束和反映真实气流流动特性的变比热容比参数,先初步确定出圆锥半顶角,再根据该圆锥半顶角获取进气道压缩起始点至唇口前缘点的距离在X轴的投影长度,从而得到锥形型面、等熵型面和类等熵型面,在进气道压缩起始点至唇口前缘点的距离在X轴的投影长度和总压恢复系数均满足预设要求的情况下,生成满足亚燃冲压发动机或超燃冲压发动机使用需求的超声速进气道压缩型面,不仅在理论设计时就可以获得较精确的进气道压缩型面,还可以根据飞行器不同的尺寸约束需求对进气道压缩型面进行快速优化,减少了迭代次数和设计周期。

[0054] 在本发明中,外罩唇口高度 R_{in} 根据进气道设计点高度、远方来流马赫数 Ma_∞ 、攻角和空气流量确定。

[0055] 根据本发明的一种实施例,基于圆锥半顶角 θ_1 、进气道压缩起始点至唇口前缘点的距离在X轴的投影长度 L_1 、气流偏转角 θ_2 、喉道入口高度 H_{th} 和进气入口高度 H_{cp} 获取锥形型面在X轴的投影长度 L_2 、等熵型面在X轴的投影长度 L_3 和类等熵型面在X轴的投影长度 L_4 包括:

[0056] 基于空气流量和喉道马赫数获取喉道截面积 A_{th} ;

[0057] 基于喉道截面积 A_{th} 获取喉道入口高度 H_{th} ;

[0058] 基于第二变比热容比 γ_3 和速度系数 λ 获取收缩比;

[0059] 基于喉道截面积 A_{th} 和收缩比获取进气道进口截面积 A_{cp} ;

[0060] 基于进气道进口截面积 A_{cp} 获取进气入口高度 H_{cp} ;

[0061] 基于圆锥半顶角 θ_1 、进气道压缩起始点至唇口前缘点的距离在X轴的投影长度 L_1 、气流偏转角 θ_2 、喉道入口高度 H_{th} 和进气入口高度 H_{cp} 获取锥形型面在X轴的投影长度 L_2 、等熵型面在X轴的投影长度 L_3 和类等熵型面在X轴的投影长度 L_4 。

[0062] 其中,通过下式得到速度系数 λ :

[0063] $\lambda = V/a^*$;

[0064] 式中, V 为当地速度, a^* 为临界声速。

[0065] 根据本发明的一种实施例,通过下式获取收缩比:

$$[0066] \quad \frac{A_{th}}{A_{cp}} = \left(\frac{\gamma_3 + 1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma_3 - 1}} \frac{1}{\lambda} \left(1 - \frac{\gamma_3 - 1}{\gamma_3 + 1} \frac{1}{\lambda^2} \right)^{\frac{1}{\gamma_3 - 1}};$$

[0067] 式中, $\frac{A_{th}}{A_{cp}}$ 为收缩比。

[0068] 根据本发明的一种实施例,通过下式获取激波角变量 θ :

$$[0069] \quad \frac{\gamma_1 - 1}{2} \left[V_{\max}^2 - V_r^2 - \left(\frac{dV_r}{d\theta} \right)^2 \right] \left(2V_r + \frac{dV_r}{d\theta} \cot \theta + \frac{d^2 V_r}{d\theta^2} \right) - \frac{dV_r}{d\theta} \left[V_r \frac{dV_r}{d\theta} + \frac{dV_r}{d\theta} \left(\frac{d^2 V_r}{d\theta^2} \right) \right] = 0。$$

[0070] 其中,上述公式在图3所示的球坐标系下得出,再通过数值解法进行求解,得到激波角变量 θ 。

[0071] 图4示出了等熵型面设计示意图,根据等熵压缩波原理求解得到等熵型面。在图4中,坐标系原点 O 为等熵压缩波的汇集点,X轴与气流方向平行,Y轴在右手系下确定, r_m 为等熵型面上任意点到原点 O 的距离。

[0072] 根据本发明的一种实施例,通过下式获取构成等熵线的坐标点 (x_w, y_w) :

$$[0073] \quad \begin{cases} \frac{x_w}{|y_1|} = M_1 \left(\frac{\gamma_2 - 1}{2} \right)^{\frac{\gamma_2 + 1}{2(\gamma_2 - 1)}} X_1^{\frac{\gamma_2 + 1}{2(\gamma_2 - 1)}} \left(-\frac{V_\eta}{V_{\max}} \right)^{\frac{\gamma_2 + 1}{\gamma_2 - 1}} \sin \eta \\ \frac{y_w}{|y_1|} = M_1 \left(\frac{\gamma_2 - 1}{2} \right)^{\frac{\gamma_2 + 1}{2(\gamma_2 - 1)}} X_1^{\frac{\gamma_2 + 1}{2(\gamma_2 - 1)}} \left(-\frac{V_\eta}{V_{\max}} \right)^{\frac{\gamma_2 + 1}{\gamma_2 - 1}} \cos \eta \end{cases}$$

[0074] 式中, $X_1 = 1 + ((\gamma_2 - 1)/2) * M_1^2$,同时,等熵型面上任意等熵压缩波与Y轴正向的夹角 η 的取值范围为 $[\mu_1, 180^\circ + (90^\circ - \mu_1)]$,其中, $\mu_1 = 180^\circ + (90^\circ - \mu_2 - \delta)$, μ_1 为起始等熵压缩波与X轴的夹角,根据等熵压缩波之前的马赫数确定; μ_2 为终止等熵压缩波与X轴的夹角,根据等熵压缩波之前的马赫数和终止等熵压缩波之后的马赫数确定。

[0075] 本发明的设计方法在考虑飞行器的尺寸约束和变比热容比影响的情况下,基于一维无粘流动理论建立了由圆锥激波、等熵压缩波和类等熵压缩波构成的超声速进气道压缩型面。该方法不仅在理论设计时就可以获得较精确的进气道压缩型面,还可以根据飞行器不同的尺寸约束需求对进气道压缩型面进行快速优化,减少了迭代次数和设计周期。本发明为超声速/高超声速飞行器进气道的设计提供一种更加合理的方法,最大化的实现了使用该方法设计出的进气道在工程上的应用。

[0076] 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),并且对这里所使用的空间相对描述作出相应解释。

[0077] 此外,需要说明的是,使用“第一”、“第二”等词语来限定零部件,仅仅是为了便于对相应零部件进行区别,如没有另行声明,上述词语并没有特殊含义,因此不能理解为对本发明保护范围的限制。

[0078] 以上所述仅为本发明的优选实施例而已,并不用于限制本发明,对于本领域的技术人员来说,本发明可以有各种更改和变化。凡在本发明的精神和原则之内,所作的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

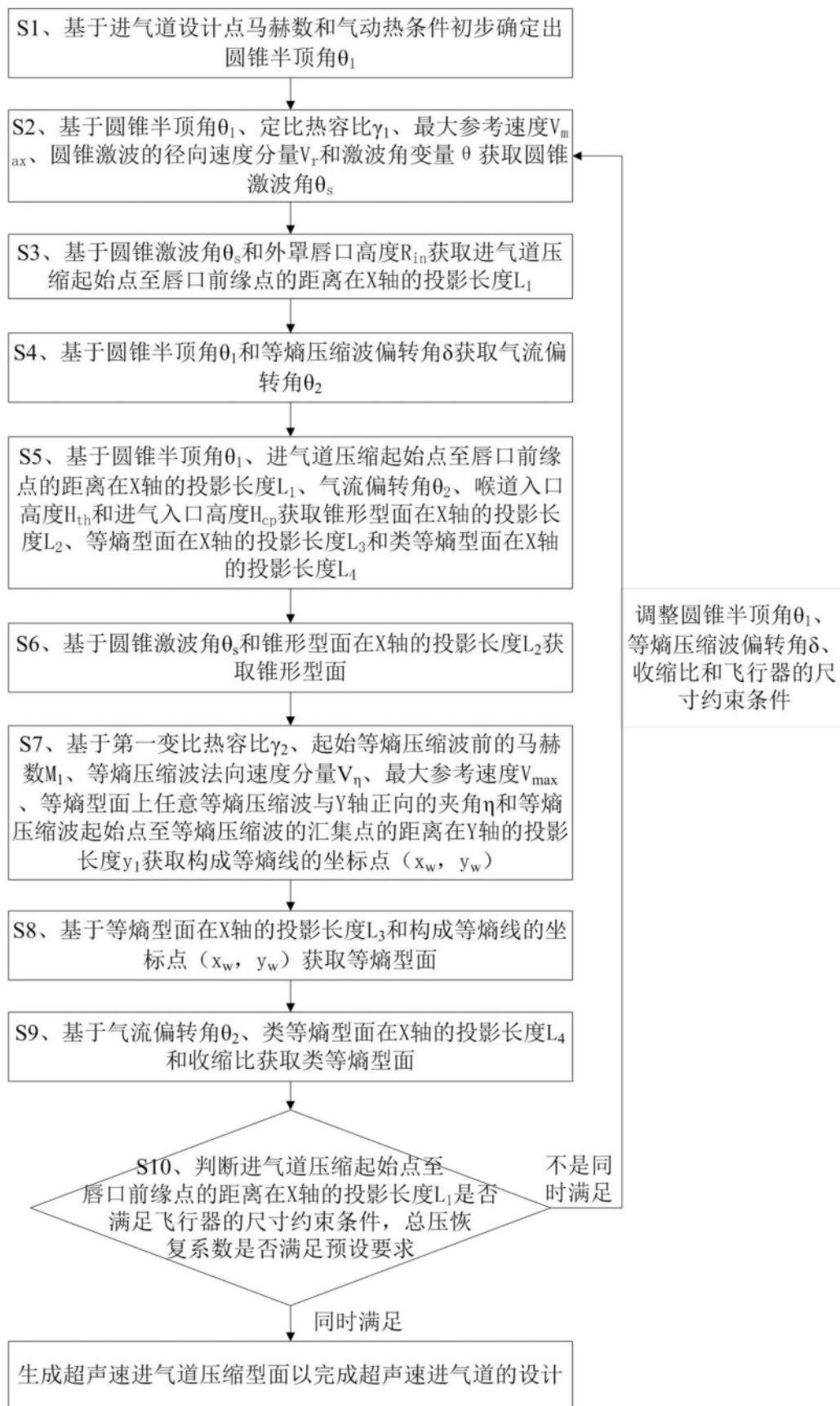


图1

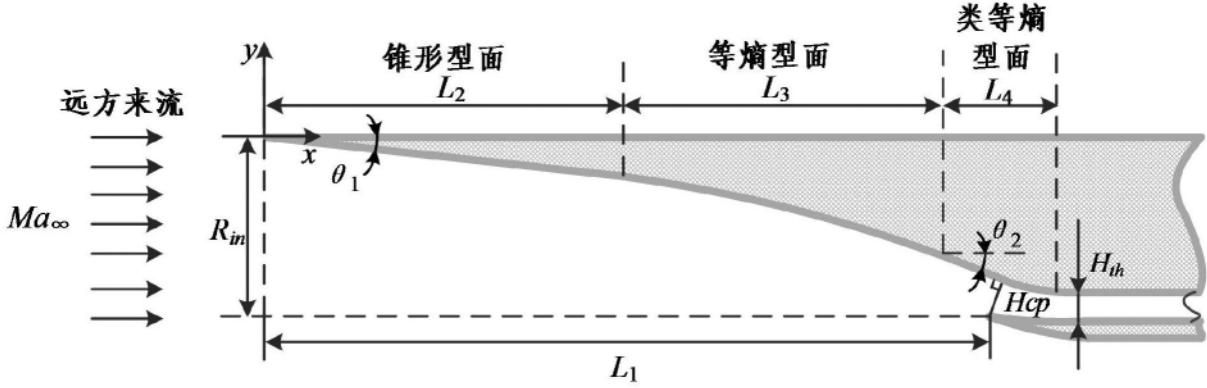


图2

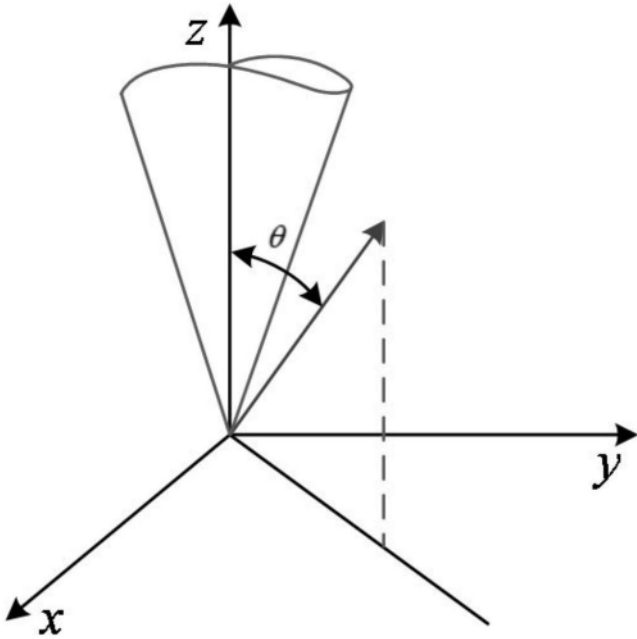


图3

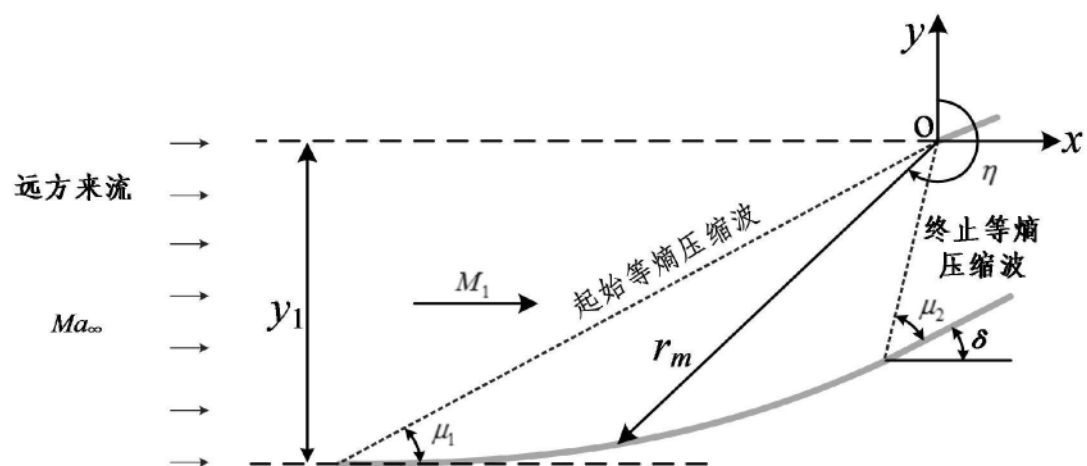


图4