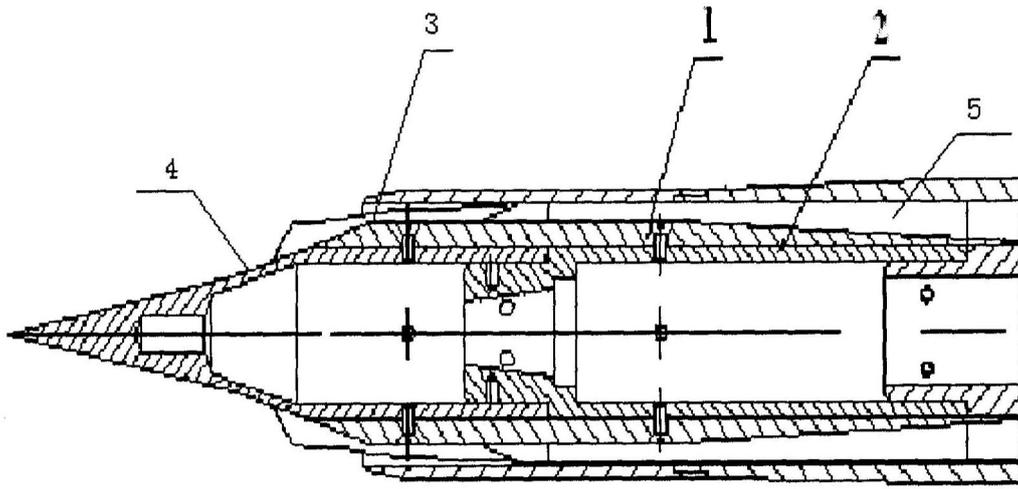


[0001] 本发明涉及一种吸气式高超声速缩比模型设计方法,包括一、计算全尺寸模型隔离段边界层厚度 $d_0$ ;二、计算缩比模型隔离段边界层厚度 $d_1$ ;三、缩比模型隔离段高度 $h_1 = R \cdot (h_0 - d_0) + d_1$ ;四、计算流量调节片理论高度 $d$ ;五、计算流量调节片最大厚度 $D_{\max} = d \cdot c$ ,  $c = 1.5 \sim 3$ ;六、流量调节片高度变化范围为 $d \sim d_{\max}$ ;其下表面为平面,安装在进气道底座上;其前端与进气道压缩面的斜度一致;隔离段部分是等高的,在燃烧室部分的上表面与实际飞行器燃烧室的流道几何相似。本发明提高缩比模型测力试验时进气道的起动性能和内阻测量精度,使缩比模型的测力实验结果和高超声速飞行器的实际性能一致。



1. 一种吸气式高超声速缩比模型设计方法,包括以下步骤:

步骤一、计算全尺寸模型隔离段(3)边界层厚度 $d_0$ ;

步骤二、计算缩比模型隔离段(3)边界层厚度 $d_1$ ;

步骤三、根据几何相似理论设计缩比模型隔离段高度 $h_1$ ;

$$h_1 = R * (h_0 - d_0) + d_1$$

全尺寸模型隔离段高度为 $h_0$ ,缩比模型的缩放比例为 $R$ ,

步骤四、计算流量调节片(1)理论高度 $d = h_1 - h_0 * R = d_1 - R * d_0$ ;

步骤五、计算流量调节片(1)最大厚度 $D_{max}$ ;

$$D_{max} = d * c, c = 1.5 \sim 3$$

步骤六、加工具有不同厚度的流量调节片,流量调节片高度变化范围为 $d \sim D_{max}$ ;

流量调节片(1)的下表面为平面,直接安装在进气道底座(2)上;流量调节片(1)的前端与进气道压缩面(4)的斜度一致;流量调节片(1)的长度跨越模型发动机的隔离段和燃烧室,在隔离段(3)部分是等高的,流量调节片(1)在燃烧室(5)部分的上表面与实际飞行器燃烧室的流道几何相似。

## 一种吸气式高超声速缩比模型设计方法

### 技术领域

[0001] 本发明属于高超声速风洞试验技术领域,具体涉及一种吸气式高超声速缩比模型设计方法。

### 背景技术

[0002] 以超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器具有机体/发动机一体化的特征,在进行地面风洞试验时必须对飞行器机体/发动机一体进行考核。开展全流道高度的全尺寸地面风洞试验最能考核飞行器在通流状态下的一体化特征,但为了满足将飞行器模型安装在风洞菱形区内的要求,对风洞喷管直径要求较高。根据Ferlemann等人的文章“Hyper-X Mach 7 Scramjet Design, Ground Test and Flight Results. AIAA 2005-3322”,美国在进行X-43A Ma7飞行试验前,分别在激波脉冲风洞HYPULSE、电弧加热风洞AHSTF和8英尺高温风洞中,开展了710次发动机地面试验,其中所有试验模型的流道高度都是全尺寸的,部分试验模型对长度和宽度进行了截断,获得了大量的发动机通流状态下试验数据,确保了飞行试验的圆满成功。

[0003] 鉴于国内风洞试验条件,目前最大的常规测力风洞的喷管出口直径为1米,在马赫数6条件下其菱形区一半的长度为1.48米,难以满足2米及以上量级长度高超声速飞行器的全尺寸测力试验需求,必须进行缩比模型一体化测力试验。

[0004] 发动机缩比模型的流道高度也同比例缩小,流道高度对进气道起动性能有较大影响。如何在此状态下进行地面风洞试验,存在以下技术问题:(1)超燃冲压发动机隔离段高度通常较小,在进行模型缩比之后,缩比流道高度过低往往会导致进气道不起动;(2)发动机内流道存在激波/激波干扰、激波/边界层干扰等流动现象,同时激波在发动机内流道不断反射,壁面边界层的发展影响激波反射位置,缩比模型流道边界层流态与全尺寸模型不符,导致内阻测量误差较大。

### 发明内容

[0005] 本发明针对现有技术的不足,提供一种吸气式高超声速飞行器缩比模型设计方法,提高缩比模型测力试验时进气道的起动性能和内阻测量精度,使缩比模型的测力实验结果和高超声速飞行器的实际性能一致。

[0006] 本发明一种吸气式高超声速缩比模型设计方法,包括以下步骤:

[0007] 步骤一、计算全尺寸模型隔离段边界层厚度 $d_0$ ;

[0008] 步骤二、计算缩比模型隔离段边界层厚度 $d_1$ ;

[0009] 步骤三、根据几何相似理论设计缩比模型隔离段高度 $h_1$ ;

[0010]  $h_1 = R \cdot (h_0 - d_0) + d_1$

[0011] 全尺寸模型隔离段高度为 $h_0$ ,缩比模型的缩放比例为 $R$ ,

[0012] 步骤四、计算流量调节片理论高度 $d = h_1 - h_0 \cdot R = d_1 - R \cdot d_0$ ;

[0013] 步骤五、计算流量调节片最大厚度 $D_{max}$ ;

[0014]  $D_{max}=d*c, c=1.5\sim 3$

[0015] 步骤六、加工具有不同厚度的流量调节片,流量调节片高度变化范围为 $d\sim d_{max}$ ;

[0016] 流量调节片的下表面为平面,直接安装在进气道底座上;流量调节片的前端与进气道压缩面的斜度一致;流量调节片的长度跨越模型发动机的隔离段和燃烧室,在隔离段部分是等高的,流量调节片在燃烧室部分的上表面与实际飞行器燃烧室的流道几何相似。

[0017] 本发明的有益效果:

[0018] (1)通过安装不同的流量调节片实现进气道流量可调,确保缩比模型进气道能够正常起动、提高内阻测量精度。

[0019] (2)本发明已在多次气动测力试验中得到应用,获得的地面试验数据已经通过了飞行试验考核,验证了缩比模型一体化测力试验方法的有效性。

### 附图说明

[0020] 图1本发明试验模型结构示意图。

[0021] 图2本发明流量调节片外形示意图

[0022] 图3本发明全尺寸流道内流动特征图。

[0023] 图4本发明缩比模型流道内流动特征图。

[0024] 图5利用本发明开展试验所得到的不同高度片试验模型轴向力系数试验结果对比。

### 具体实施方式:

[0025] 下面结合附图对本发明做详细的描述。

[0026] 一、本发明的技术方案,包括以下步骤

[0027] 步骤一、计算全尺寸模型隔离段边界层厚度;

[0028] 采用数值模拟方法或商业计算流体软件,如fluent、fastran商业软件,计算全尺寸模型隔离段3边界层厚度 $d_0$ 。该方法为本领域通用方法。

[0029] 步骤二、计算缩比模型隔离段边界层厚度;

[0030] 采用数值模拟方法或商业计算流体软件,如fluent、fastran商业软件,计算缩比模型隔离段3边界层厚度 $d_1$ 。该方法为本领域通用方法。

[0031] 步骤三、根据几何相似理论设计缩比模型隔离段高度;

[0032] 设全尺寸模型隔离段高度为 $h_0$ ,缩比模型的缩放比例为 $R$ ,缩比模型隔离段高度为 $h_1$ 。

[0033] 则根据几何相似理论,有:

[0034]  $(h_1-d_1)/(h_0-d_0)=R$

[0035] 可计算出缩比模型隔离段高度为

[0036]  $h_1=R*(h_0-d_0)+d_1$

[0037] 步骤四、计算流量调节片1理论高度;

[0038] 流量调节片1理论厚度 $d=h_1-h_0*R=d_1-R*d_0$

[0039] 步骤五、计算流量调节片最大厚度;

[0040] 为了消除理论计算误差,在风洞试验中加工不同高度的流量调节片,流量调节片

厚度变化范围为理论厚度 $d$ 到最大厚度 $D_{max}$ ,通过风洞试验进行检验,确保进气道能够正常起动。其中

[0041]  $D_{max}=d*c$

[0042]  $c$ 为常数,本发明根据经验选取为 $1.5\sim 3$ ,最佳取 $c=2$ 。

[0043] 步骤六、加工具有不同厚度的流量调节片,流量调节片高度变化范围为 $d\sim d_{max}$ 。

[0044] 流量调节片1的下表面为平面,直接安装在进气道底座2上;流量调节片1的前端与进气道压缩面4的斜度一致,不影响流道平面的几何形状。

[0045] 流量调节片1的长度跨越模型发动机的隔离段和燃烧室,在隔离段3部分是等高的,流量调节片1在燃烧室5部分的上表面与实际飞行器燃烧室的流道几何相似。

[0046] 二、原理性分析:

[0047] 在常规风洞试验中,缩比模型隔离段高度与全尺寸模型隔离段高度之比与全机缩比尺度相同。但由于粘性的影响,缩比模型隔离段边界层厚度与全尺寸模型隔离段边界层厚度之比与全机缩比尺度不同,导致缩比模型流动特征与全尺寸模型出现差异。

[0048] 通过设计流量调节片,使缩比模型隔离段无粘部分理论高度 $h_0-d_0$ 与全尺寸模型隔离段无粘部分理论高度 $h_1-d_1$ 具有关系

[0049]  $(h_1-d_1)/(h_0-d_0)=R$

[0050] 确保了缩比模型流动特征与全尺寸模型保持一致,使缩比模型进气道流量具有相似性,如图3和图4所示。

[0051] 三、试验验证

[0052] 通过开展风洞试验,对本发明进行了验证。

[0053] 在本发明中,按模型缩放比例缩放后进气道高度为 $5.5\text{mm}$ ,分别设计了厚度为 $6、4、3\text{mm}$ 的流量调节片,在进气道底座2上挖槽,挖槽的深度为 $6\text{mm}$ ,流量调节片固定在槽内。进气道高度的变化依靠安装不同厚度的流量调节片实现,当进气道高度为 $11.5\text{mm}$ 时不加流量调节片,当进气道高度为 $8.5\text{mm}$ 时安装厚度为 $3\text{mm}$ 流量调节片,当进气道高度为 $7.5\text{mm}$ 时安装厚度为 $4\text{mm}$ 流量调节片,当进气道高度为 $5.5\text{mm}$ 时安装厚度为 $6\text{mm}$ 流量调节片。

[0054] 图5给出了不同进气道高度的通气流量变化及对试验模型轴向力特性的影响,可以看出,进气道高度 $h=5.5\text{mm}$ 时,轴向力明显大于其它进气道高度时的轴向力,说明此条件下进气道入口溢流较大,没有建立发动机工况所需的流场,进气道不起动;进气道高度 $h=7.5\text{mm}、8.5\text{mm}$ 时,小迎角范围( $\alpha \leq 6^\circ$ )内进气道处于通流状态, $\alpha > 6^\circ$ 以后,轴向力出现较大的增加,说明进气道出现壅塞;而进气道高度 $h=11.5\text{mm}$ 时,轴向力随迎角变化较小,可以认为进气道基本上处于全通流状态,能建立超声速流场,验证了本发明的有效性。

[0055] 各种举例说明不对发明的实质内容构成限制,所属技术领域的普通技术人员在阅读了说明书后可以对以前所述的具体实施方式作修改或变形,不背离发明的实质和范围。

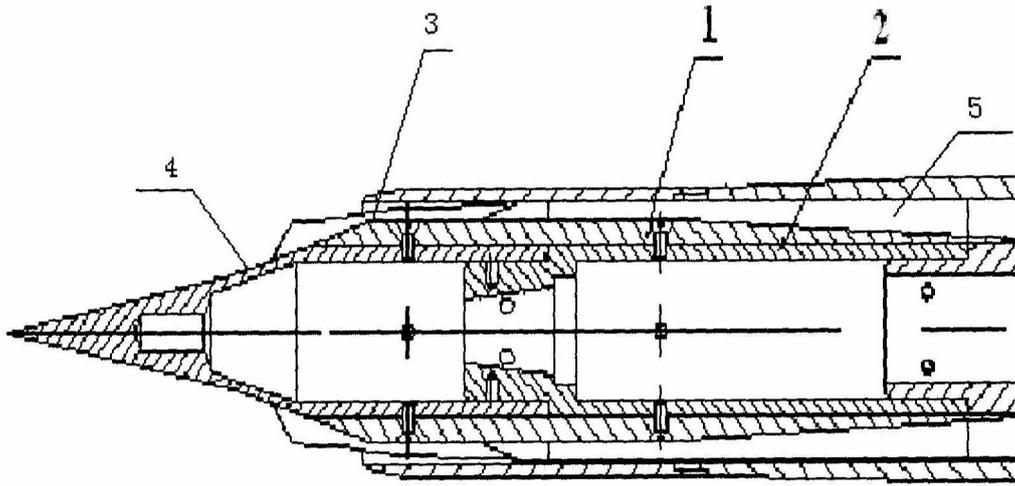


图1



图2

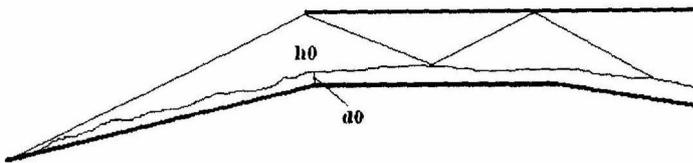


图3

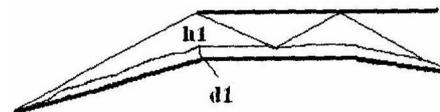


图4

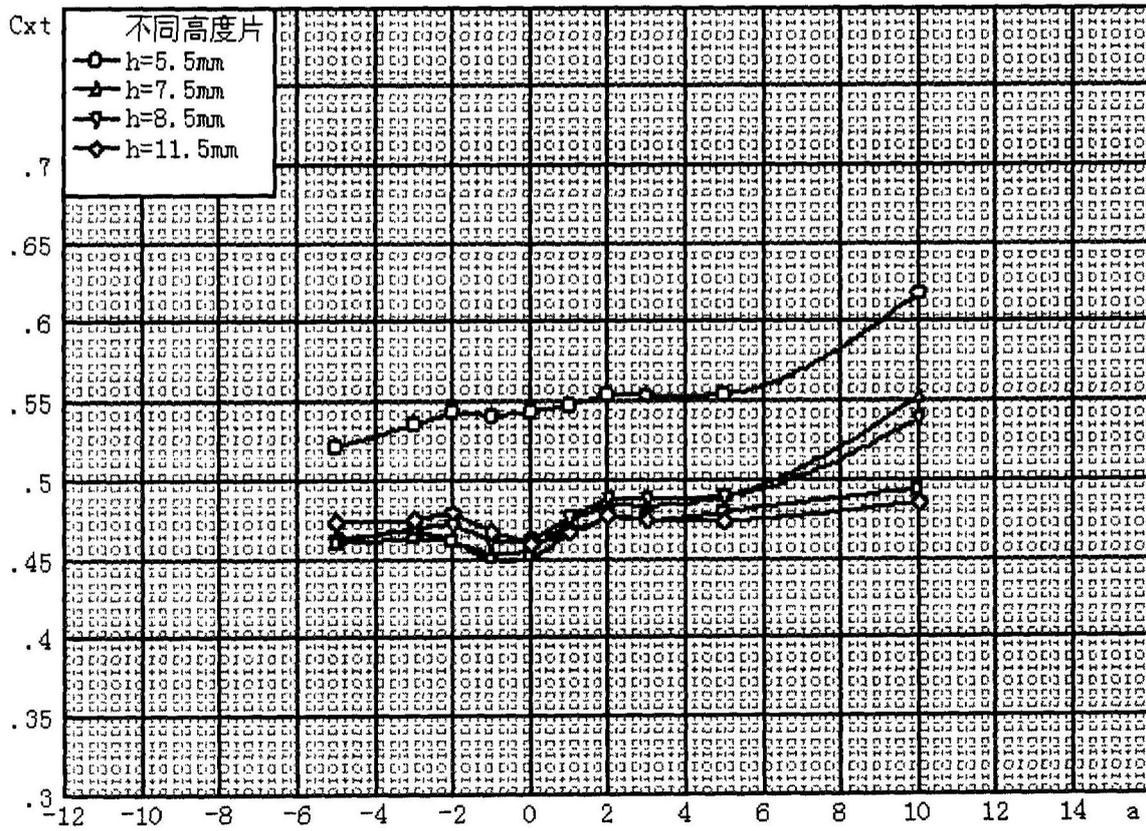


图5