

# (12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 101497372 B

(45) 授权公告日 2013. 01. 02

(21) 申请号 200910077354. 5

(22) 申请日 2009. 02. 18

(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 崔凯 杨国伟

(74) 专利代理机构 北京中创阳光知识产权代理有限公司 11003

代理人 尹振启

(51) Int. Cl.

F02K 7/14 (2006. 01)

B64D 29/00 (2006. 01)

(56) 对比文件

EP 1818257 A2, 2007. 08. 15,

US 6634594 B1, 2003. 10. 21,

崔凯, 杨国伟. 一种机体 / 发动机一体化构型概念方案. 《第一届高超声速科技学术会

议》. 2008, 74-78.

叶友达等. 高超声速飞行器机体 \_ 推进系统一体化外形的数值模拟研究. 《2003 空气动力学前沿研究文集》. 2003, 544-549.

审查员 张凯

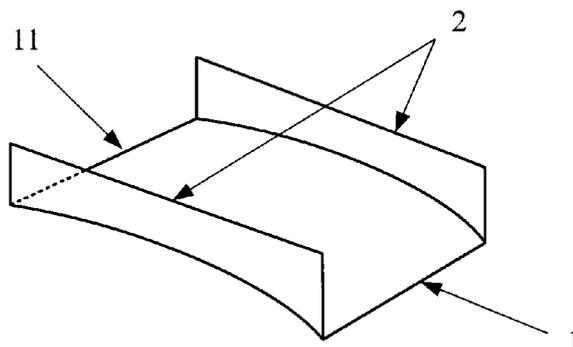
权利要求书 1 页 说明书 4 页 附图 3 页

(54) 发明名称

一种超燃冲压发动机外整流罩的设计方法

(57) 摘要

本发明公开了一种超燃冲压发动机外整流罩及其设计方法, 其主要设计思路为: 首先对高超声速飞行器前体产生的流场进行无粘数值分析。其次在此流场中通过流线追踪方式设计外整流罩下壁面形状, 外整流罩侧壁采用与下壁垂直的平面。之后依据飞行器的飞行攻角和飞行马赫数等信息, 以外整流罩唇口位置为旋转点, 将外整流罩偏转一定角度得到本发明外整流罩。本发明应用了乘波体的设计原理, 充分利用激波后的高压区产生额外升力, 并通过整流罩的偏转减小迎流面积和压差阻力, 使飞行器的整体气动性能显著提高。本发明可直接应用于各类超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器的设计。



1. 一种超燃冲压发动机外整流罩的设计方法,具体步骤为:1) 在高超声速飞行条件下,对飞行器流场进行无粘分析,获得其流场的详细数据以及激波的准确位置;2) 从发动机进气道的唇口出发,沿来流方向根据流线方程进行流线追踪,所有的流线构成的曲面即为发动机外整流罩底板的下壁面;3) 在外整流罩的底板上相对设置与底板的下壁面相垂直的侧壁平面;4) 按照来流条件,将外整流罩沿唇口处逆时针偏转一定角度。

2. 如权利要求 1 所述的一种超燃冲压发动机外整流罩的设计方法,其特征在于,所述来流条件包括飞行器的飞行攻角和飞行马赫数。

3. 如权利要求 1 所述的一种超燃冲压发动机外整流罩的设计方法,其特征在于,步骤 4) 中偏转角度可根据实际情况通过计算或者试验获得。

4. 如权利要求 3 所述的一种超燃冲压发动机外整流罩的设计方法,其特征在于,所述偏转角度在 2-6 度区间范围内。

## 一种超燃冲压发动机外整流罩的设计方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及以超燃冲压发动机为动力系统的高超声速飞行器构型设计的一项技术,特别涉及追求飞行器气动性能的机体/发动机一体化构型设计。

### [0002] 背景技术

[0003] 高超声速飞行器是指以 5 马赫或更高速度在大气层和跨大气层中飞行的飞行器。当飞行器以高超声速飞行时,波阻和摩阻急剧增加,导致气动阻力的增大和发动机推力裕度的减小,产生严重的推阻匹配问题。为减阻增升,确保飞行器的整体工作性能,一般对机体和发动机进行高度的一体化设计,即机身前体与发动机进气道融为一体、机身后体与发动机尾喷管融为一体。

[0004] 随着世界各国对高超声速飞行器相关研究的重视,以美国为首的发达国家自上个世纪八十年代以来,在 NASP、HyFly、Hyper-X 等计划的支持下,相继开展了一系列一体化构型设计研究。研究的主要思路有两条,一条为以未来的空间飞机或入轨工具为目标,机体较长,一般为数十米,如 Strohmeyer 等提出的二级入轨工具构型(见 Strohmeyer D.Eggers T.and Haupt M.Waverider Aerodynamics and Preliminary Design for Two-Stage-to-Orbit Missions, Part 1. Journal of Spacecraft and Rockets.1998.35(4):450-458 和 Strohmeyer D.Eggers T.and Haupt M.Waverider Aerodynamics and Preliminary Design for Two-Stage-to-Orbit Missions, Part 2. Journal of Spacecraft and Rockets.1998.35(4):459-466)、Brien 和 Lewis 提出的以火箭组合循环发动机为动力的全速域高超声速飞机(参见 Timothy F.O'Brien and M J Lewis, Rocket-Based Combined-Cycle Engine Integration on an Osculating Cone Waverider Vehicle. Journal of Aircraft.2001.38(6):1117-1123)、以及 Lobbia 和 Suzuki 提出的高速运载工具(HST)构型方案(Lobbia M.Suzuki K.Numerical Investigation of Waverider-Derived Hypersonic Transport Configurations. AIAA 2003-3804)等。另一条以近期演示验证飞行器或高超声速导弹为目标,尺寸相应较小,如已进行飞行演示试验的美国 X-43A 飞行器(参见 Volland R T.Huebner L D.and McClinton CR.X-43A Hypersonic vehicle technology development. Acta Astronautica.2006.59:181-191),以及目前正在研发的 X-51 飞行器(参见 Graham W, Hyper reality, Aviation Week & Space Technology,2008:62-64)。

[0005] 对于高超声速飞行器而言,无论采用以上哪一条思路,保证飞行器良好的气动性能都是必需的前提,其中最重要的指标就是保证飞行器具有较高的升阻比(即升力系数和阻力系数的比值)。同时从满足飞行器推力和阻力匹配的角度出发,也需尽量减小飞行器的阻力系数。目前一般的做法为采用乘波体做为飞行器的前体,使得激波后的高压区完全包裹于飞行器的下部,上下表面没有流动泄露,利用乘波体良好的气动性能提高飞行器的升阻比,在现有的设计方案中,飞行器的前体和机翼都已大量采用乘波体。但发动机外整流罩部分则一般采用常规的平板方案,影响飞行器的升阻比,并不利于飞行器升阻比的提高。

## 发明内容

[0006] 针对现有技术存在的问题,本发明的目的在于提出一种使整个飞行器能够尽可能保证乘波性能,在飞行器阻力基本不增加的前提下,进一步提高飞行器的升阻比的发动机外整流罩及其设计方法。

[0007] 为实现上述目的,本发明超燃冲压发动机外整流罩,包括侧板和底板,所述底板上相对设置有两侧板,从所述底板的唇口上各点出发,在无粘流场中求解流线方程所得流线构成所述底板的下壁面,该下壁面为曲面。

[0008] 进一步,所述底板为四边形,并且该底板为向上凸起的弧形面。

[0009] 进一步,所述弧形面沿所述唇口至唇口相对边方向凸起。

[0010] 进一步,所述唇口所在边高于唇口相对边。

[0011] 进一步,所述底板为长方形板,所述唇口为长方形的短边。

[0012] 进一步,所述侧板的侧壁面是与所述底板的下壁面相垂直的平面。

[0013] 本发明超燃冲压发动机外整流罩的设计方法,具体步骤为:1) 在高超声速飞行条件下,对飞行器流场进行无粘分析,获得其流场的详细数据以及激波的准确位置;2) 从发动机进气道的唇口出发,沿来流方向根据流线方程进行流线追踪,所有的流线构成的曲面即为发动机整流罩的下壁面;3) 所述外整流罩的侧壁面为与下壁面垂直的平面;4) 按照来流条件,将外整流罩沿唇口处逆时针偏转。

[0014] 进一步,所述来流条件包括飞行器的飞行攻角和飞行马赫数。

[0015] 进一步,步骤4) 中偏转角度可根据实际情况通过计算或者试验获得。

[0016] 进一步,所述偏转角度在2-6度区间范围内。

[0017] 本发明的超燃冲压发动机外整流罩,将外整流罩的底板下壁面采用曲面设计,因此飞行器前体激发激波所产生的高压区基本被包裹于外整流罩的下面,激波后的高压区可对飞行器产生额外的升力。此外,由于外整流罩沿唇口进行偏转,可进一步减小外整流罩部分的迎风面积,可有效减小这一部分的阻力,因此,可以在一定程度上提高整个飞行器的升阻比。本发明的超燃冲压发动机外整流罩的设计方法,能够方便、快捷的制备出具有良好气动性能的超燃冲压发动机外整流罩。

[0018] 附图说明

[0019] 图1a为现有外整流罩的示意图;

[0020] 图1b为本发明的外整流罩的示意图;

[0021] 图2为本发明外整流罩的立体图;

[0022] 图3a为高超声速飞行器的外形示意图;

[0023] 图3b为高超声速飞行器的外形俯视示意图;

[0024] 图3c为高超声速飞行器的外形侧视示意图;

[0025] 图3d为高超声速飞行器的外形后视示意图。

[0026] 具体实施方式

[0027] 实施例1:

[0028] 如图1a和1b所示的高超声速飞行器二维示意图。整个飞行器可以分为前体、发动机和后体三个主要部分。在已有的设计中,发动机的外整流罩部分均采用了图1a中的普通整流罩设计方案,本发明的外整流罩如图1b和图2所示,包括侧板2和底板1,底板1为

长方形板,并且向上凸起形成一弧形罩,该弧形罩沿底板唇口 11 至唇口 11 所对边方向凸起形成,飞行器前体激发激波所产生的高压区基本被包裹于底板 1 形成的弧形罩的下壁面下方,因此激波后的高压区可对飞行器产生额外的升力,两个侧板 2 沿长方形底板长度方向相对设置在底板 1 上,其中,两个侧板 2 的侧壁面是与底板 1 的下壁面相垂直的平面。

[0029] 实施例 2:

[0030] 本发明超燃冲压发动机外整流罩的设计方法,具体步骤为:

[0031] 1) 在高超声速飞行条件下,首先对飞行器流场进行无粘分析,获得其流场的详细数据以及激波的准确位置;

[0032] 2) 从发动机进气道的唇口出发,沿来流方向根据流线方程进行流线追踪,所有的流线形成的曲面构成发动机外整流罩底板的下壁面;

[0033] 3) 外整流罩的两侧板相对设置在底板上,侧板的侧壁面采用与底板的下壁面垂直的平面即可;

[0034] 4) 按照来流条件,将外整流罩沿唇口 A 点处逆时针偏转(见图 1b),具体偏转角度可根据实际情况通过计算或者试验获得(一般在 2-6 度区间范围内);

[0035] 这种流面设计的方法体现了乘波体的设计思想。当下壁面采用曲面设计时,由飞行器前体激发激波所产生的高压区基本被包裹于外整流罩的下面,激波后的高压区可对飞行器产生额外的升力。此外,由于外整流罩沿唇口进行偏转,可进一步减小整流罩部分的迎风面积,可有效减小这一部分的阻力,因此,可以在一定程度上提高整个飞行器的升阻比。

[0036] 本发明方案的有效性通过如下方式检验。

[0037] 依据乘波体设计思想设计了一种高超声速飞行器外形(如图 3a、3b、3c 和 3d 所示),进行比较,外整流罩分别采用了一般外形和本发明外形两种设计方式。之后通过数值分析来比较两种外形的气动性能(环境参数为:飞行高度 25km,飞行马赫数 6)。

[0038] 两种外形的气动性能比较如表 1-表 3 所示。

[0039] 表 1 两种外型在不同飞行攻角下的升力系数比较

[0040]

飞行攻角( $^{\circ}$ )	0	2	4
普通整流罩	0.0117	0.0349	0.0560
本发明外整流罩	0.0124	0.0359	0.0601

[0041] 表 2 两种外型在不同飞行攻角下的阻力系数比较

[0042]

飞行攻角( $^{\circ}$ )	0	2	4
普通整流罩	0.002827	0.00454	0.00779
本发明外整流罩	0.002824	0.00459	0.00813

[0043] 表 3 两种外型在不同飞行攻角下的升阻比比较

[0044]

飞行攻角( $^{\circ}$ )	0	2	4
普通整流罩	4.12	7.7	7.2
本发明外整流罩	4.4	7.81	7.4

[0045] 从表 1-表 3 的数据可以看出,在较大的飞行攻角变化范围内,采用本发明外整流罩的飞行器升力系数和升阻比均明显优于采用普通整流罩外形的飞行器。此外,在设计状态(飞行攻角为 $0^{\circ}$ )及其附近范围内(飞行攻角为 $2^{\circ}$ 时),两种飞行器的阻力基本相等,这说明在设计飞行状态下,采用本发明外整流罩后并不增加飞行器的阻力,可以与发动机的推力较好匹配。以上数据验证了本发明的有效性。

[0046] 本发明发动机的外整流罩仅适用于采用超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器,所涉及的高超声速飞行器可采用尖前缘或钝化前缘,其设计和计算方法相同,对于高超声速导弹等发动机占整个飞行器尺寸比例较大的飞行器,采用本发明的外整流罩将可更有效地提高飞行器的气动性能。

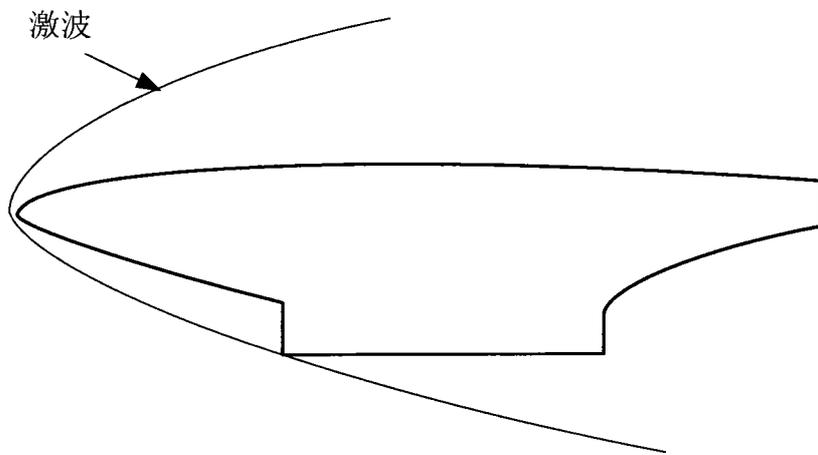


图 1a

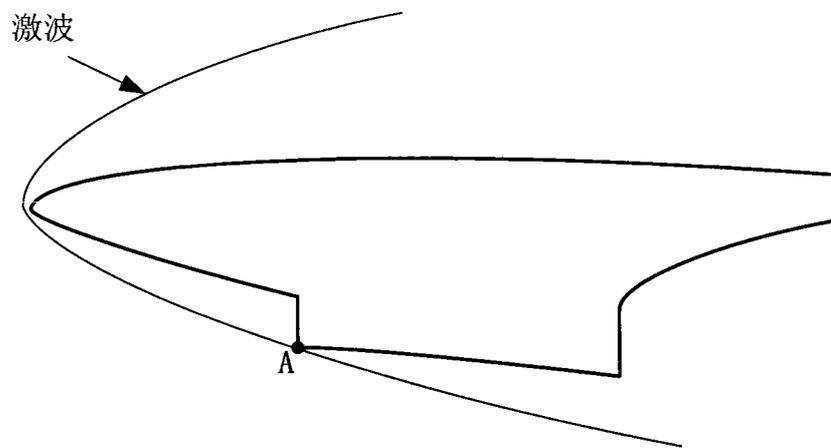


图 1b

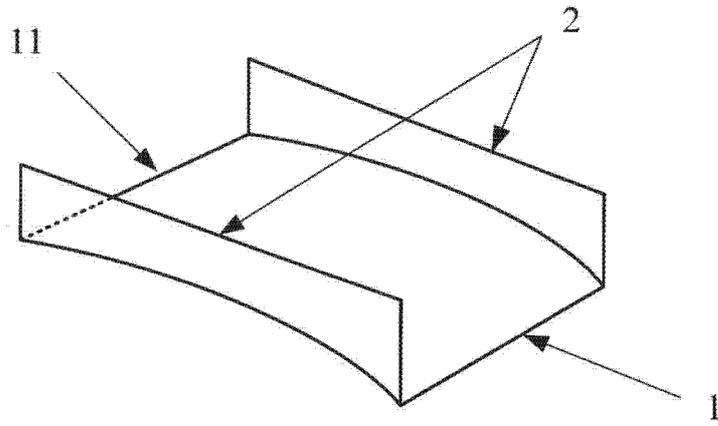


图 2

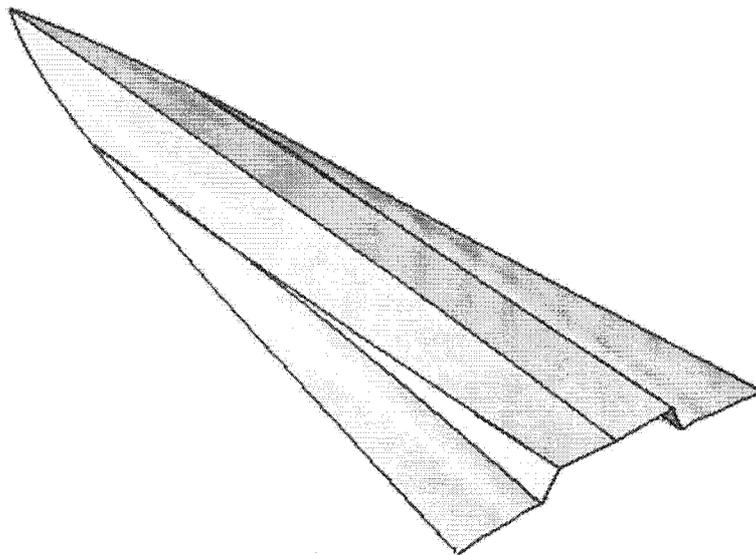


图 3a

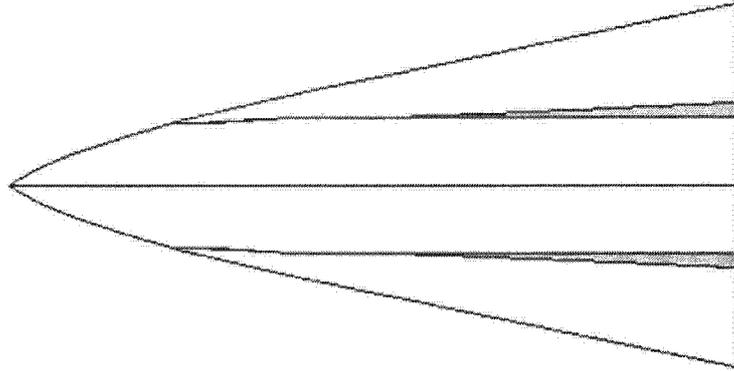


图 3b



图 3c

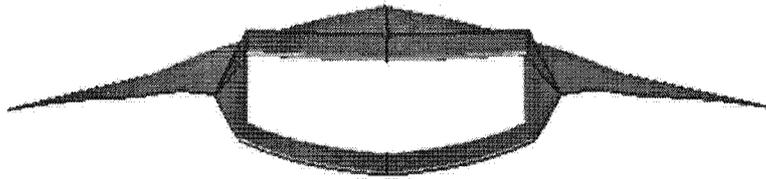


图 3d