

不同入口马赫数对超燃冲压发动机 尾喷管的性能影响研究

文 科, 李旭昌, 马岑睿, 马海英, 宋亚飞
(空军工程大学 导弹学院, 陕西 三原 713800)

摘 要: 针对采用多目标优化方法设计的超声速燃烧冲压发动机非对称喷管, 采用 RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型和有限体积方法数值求解有组分的守恒形式 Navier-Stokes 方程, 数值模拟喷管不同入口马赫数条件下的喷管流场和性能。计算结果表明: 喷管入口马赫数的变化会对喷管内流参数带来一定影响, 导致喷管的推力和升力同时增大或减小, 飞行器的配平性能可能会受到一定影响。

关键词: 超燃冲压发动机; 非对称喷管; 喷管入口马赫数; 数值模拟

中图分类号: V235-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2011) 03-0018-04

Influence of nozzle inlet Mach number on performance of scramjet nozzle

WEN Ke, LI Xu-chang, MA Cen-rui, MA Hai-ying, SONG Ya-fei

(Missile Institute, Air Force Engineering University, Sanyuan 713800, China)

Abstract: The RNG $k-\varepsilon$ turbulence models and finite volume method were used to solve the conservative Reynolds-averaged Navier-Stokes equations and simulate the flow field and performance of the scramjet asymmetric ramp-nozzle designed with multi-target optimization method. The characteristics of the nozzle were numerically studied under the condition of various nozzle inlet Mach number. The simulation result shows that the variation of the nozzle inlet Mach number may influence the internal flow parameter of the nozzle, the increased or reduced inlet Mach number leads to up or down in thrust and lift force simultaneously, and maybe affects the stabilization of hypersonic air vehicle.

Keywords: scramjet; asymmetric ramp-nozzle; nozzle inlet Mach number; numerical simulation

收稿日期: 2011-01-04; 修回日期: 2011-01-28

作者简介: 文科 (1987—), 男, 硕士, 研究领域为发动机内流场仿真与计算

0 引言

以超燃发动机为动力的吸气式高超声速飞行器往往需要跨大马赫数范围飞行, 工况变化范围很大, 喷管的膨胀比极高, 通常采用机体/推进一体化设计。此时, 飞行器后体壁面作为超燃冲压发动机的外喷管膨胀面来使用, 形成非对称喷管。尾喷管是超燃冲压发动机产生推力的主要部件, 如在飞行马赫数 $Ma=6$ 时, 尾喷管产生的推力可达到发动机总推力的 70% 左右^[1]。尾喷管的性能既取决于其几何构型, 又取决于沿飞行轨道的 Ma 、动压、飞行攻角、进气道和燃烧室性能等, 对尾喷管性能的影响规律研究已成为超燃冲压发动机领域的重要研究方向。文献 [2-7] 分别研究了 SERN 的主要几何参数、化学非平衡、热非平衡、湍流模型、壁面催化、静压比以及外流对其流场和性能的影响。由于喷管入口截面之前流场的不确定影响因素非常多, 必然引起入口截面流体状态参数的变化, 本文初步研究了不同入口马赫数对超燃冲压发动机尾喷管的性能影响规律。

1 物理模型与计算模型

1.1 物理模型

本文计算的物理模型采用的是文献 [8] 中采用多目标优化方法设计的超声速燃烧冲压发动机尾喷管, 设计状态下的飞行高度为 25 km, 飞行马赫数为 6, 喷管入口静压为 1.2795×10^5 Pa, 入口马赫数为 1.543, 总温 2000 K。喷管型面如图 1 所示, 以喷管型线的起始点为坐标原点, 主流的流动方向为 x 的正方向, 垂直于主流指向尾喷管面罩的方向为正方向。图 2 为尾喷管计算网格, 对壁面以及流动参数变化剧烈的地方采用边界层网格和网格局部进行加密, 网格总数 62820。

1.2 数值计算方法

参考文献 4 和 9 分别验证了 Fluent 软件用于超燃冲压发动机尾喷管冷流流场计算的可靠性。本文应用 Fluent 软件进行了不同入口马赫数条件

下的无化学反应的粘性流场计算, 采用有限体积法全隐式格式对有组分的守恒形式的二维雷诺时均 Navier-Stokes 方程进行求解, 并采用两方程 RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型和非平衡壁面函数对控制方程进行求解。喷管进口边界条件取总压、总温、静压, 出口选在喷管下游足够远处, 外场自由流(流体为空气) 取给定远场条件, 壁面采用无滑移绝热边界条件。计算收敛条件为残差下降到 1×10^{-5} 以下, 进出口质量流率保持稳定。

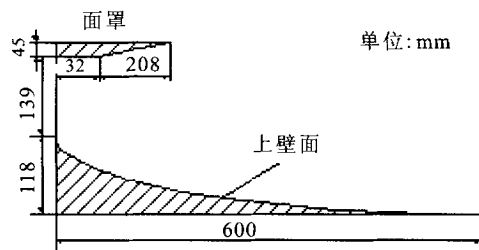


图 1 非对称喷管模型几何尺寸

Fig. 1 Geometric dimension of asymmetric ramp-nozzle

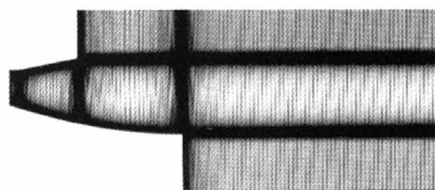


图 2 喷管计算网格

Fig.2 Computational mesh of nozzle

2 入口马赫数对尾喷管性能的影响分析

由于超燃冲压发动机工作在超声速条件下, 为观察不同入口马赫数对喷管性能的影响, 围绕设计马赫数分别选取 1, 1.25, 1.5, 1.75 和 2 这五个参考点进行研究, 其他参数值保持不变。按照上述数值计算方法对五种不同工况的喷管流场进行了数值仿真计算。由于产生推力和升力的主要型面是喷管的上膨胀面, 因此考察独立膨胀边的静压分布。图 3 为五种不同工况条件下喷管上壁内表面静压分布图。

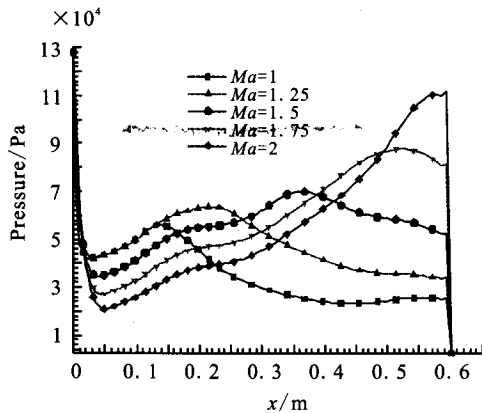


图3 喷管上壁内表面静压分布

Fig. 3 Static pressure distribution on internal surface of nozzle upper wall

从图3可以发现,在入口马赫数为1,1.25,1.5和1.75这四种工况条件下,上壁内表面静压

分布图形状相似,但是具体的拐点及相对应的数值有差别。而入口马赫数为2的上壁内表面静压分布图与入口马赫数为1,1.25,1.5和1.75的上壁内表面静压分布图的前半段形状相似。随着喷管入口马赫数的增加,流体在喷管入口处的快速膨胀引起的压降逐渐增大,气流分离点向喷管上壁面下游移动,上壁内表面压强逐渐增大,同样通过图3可以观察到沿着上壁内表面有静压峰值的出现,暂且称其为二次压峰,产生二次压峰的点逐渐向膨胀面下游移动,产生的二次压峰值也随着马赫数的增加而增大。

为了便于分析喷管流场结构,图4中分别给出了入口马赫数为1.25,1.5和2条件下的压强和马赫数等值线分布图。

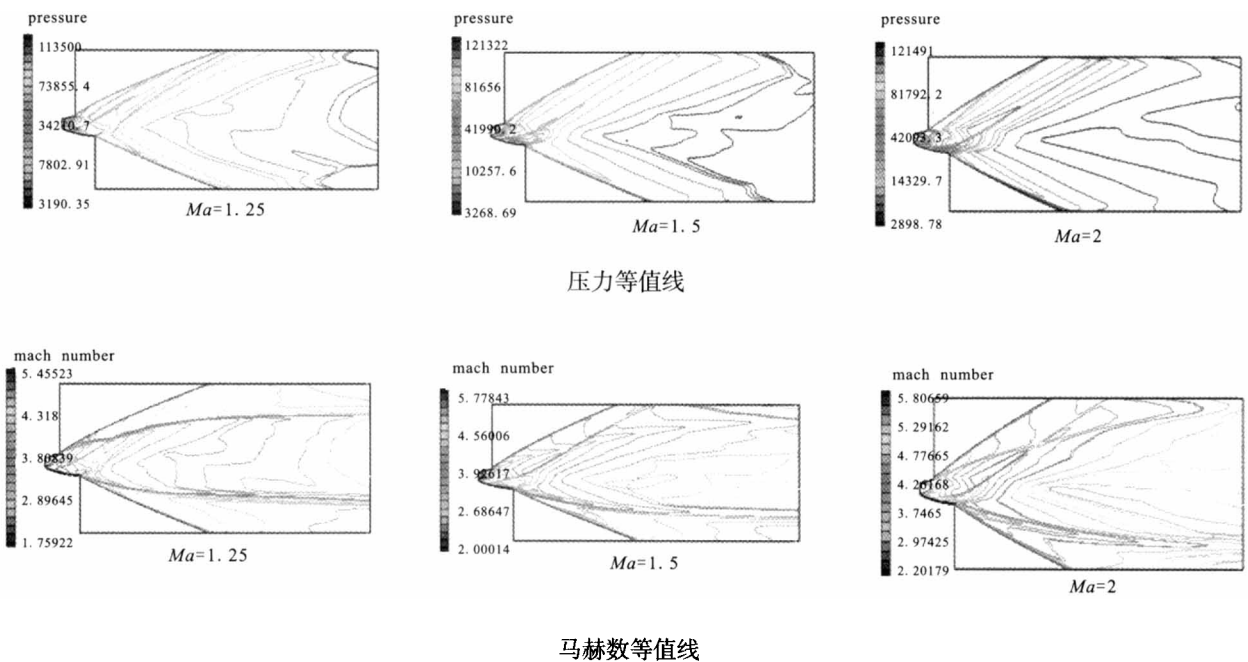


图4 喷管内外流场轮廓图

Fig. 4 Contours of scramjet nozzle flowfield

以入口马赫数为1.5的压力分布图作为参考分析流场结构。从燃烧室出来的高温高压气体,在喷管入口处快速膨胀,产生膨胀波,使尾喷管上壁内表面的压力沿 x 轴正方向迅速降低,由于型面继续扩张,造成气流分离,分离气流由于与喷管内表面的高压流体,在分离气流与上壁内表面之间形成一个相对独立的流场,压力升高,进行

二次膨胀,在喷管唇口处由于内部流场与外部流场进行交汇,因而压力有所微升。入口马赫数为1,1.25和1.75这三种工况条件下的流场结构分析与入口马赫数为1.5的流场结构相似,在这里不再赘述。从入口马赫数为2的压力分布图可以观察到,此工况条件下同样也有气流分离的现象,不同的是在喷管上壁内表面长度范围内没有

出现二次膨胀。

表 1 列举了喷管在不同入口马赫数条件下的推力和升力性能。从表 1 可以看出, 随着喷管入口马赫数的升高, 喷管的推力性能和升力性能均有不同幅度的提高, 推力的增幅较升力的增幅大。结合图 3 不难分析出, 随着入口马赫数的增大, 上壁面的静压在相同的坐标均有不同程度的增大, 作用在上壁面的推力也相应的增大, 同时升力也增大。面罩内表面的静压分析和力的分析与上膨胀面类似。也就造成了推力和升力随着入口马赫数的增大而同时增大的现象。

表 1 喷管推力/升力性能对比
Tab. 1 Preparison of thrust and lift force of scramjet
nozzle under different working conditions

马赫数	推力N	升力N
1	136983.46	7952.41
1.25	185867.27	9643.12
1.5	229842.35	11084.53
1.75	290236.54	13273.66
2	337328.18	15862.58

3 结论

运用 Fluent 软件对自行设计的喷管进行仿真分析, 研究了尾喷管不同入口马赫数对尾喷管性能的影响规律, 得出以下结论: 当喷管入口马赫数增大时, 推力和升力都有所增大, 但推力的增

幅较大, 由升力变化所引起的俯仰力矩的振荡可能会影响到飞行器的配平。在高超声速飞行器的实际飞行中, 我们希望在能够配平飞行器的升力的前提条件下, 能够为飞行器提供尽可能大的动力。总之, 在进行飞行器一体化设计时, 应该尽量避免因流动不稳定而造成的喷管入口马赫数的变化, 以免影响飞行稳定性。

参考文献:

[1] EDWARDS C L W, SMALL W J, WEIDNER J P, et al. Studies of scramjet/airframe integ-ration techniques for hypersonic aircraft, AIAA 75-58 [R]. USA: AIAA, 1975.

[2] PERRIER P, RAPUC M, ROSTAND P. Nozzle and afterbody design for hypersonic airbreathing vehicles, AIAA 96-4548 [R]. USA: AIAA, 1996.

[3] GRONLAND T A, CAMBIER J L. Sensitivity to physical modeling for nozzle/afterbody flowfields, AIAA 96-4547 [R]. USA: AIAA, 1996.

[4] 晏至辉, 刘卫东. 超燃冲压发动机尾喷管数值分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2006(5): 50-52.

[5] 张艳慧, 徐惊雷, 张堃元. 超燃冲压发动机非对称喷管设计点性能 [J]. 推进技术, 2007, 28(3): 282-286.

[6] 徐惊雷, 张艳慧, 张堃元. 超燃冲压发动机非对称喷管非设计点性能计算[J]. 推进技术, 2007, 28(3): 287-290.

[7] 汪维娜, 王占学, 乔渭阳. 单斜面膨胀喷管几何参数对流场和性能的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 280-284.

[8] 晏至辉. 超燃冲压发动机尾喷管仿真和试验研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2005.

[9] 李建平, 宋文艳, 陈亮. 超燃冲压发动机尾喷管性能研究 [J]. 机械设计与制造, 2008(6): 95-97.

(编辑: 王建喜)