

# 高超声速飞行器一体化设计的新选择 ——缩颚进气道

邢菲 邢盼 张帅

**摘要** 介绍了一种应用于高超声速飞行器的新型三维内乘波进气道,即缩颚进气道(Jaws Inlet)的国外研究进展。对比基准进气道设计,分析了这种进气道的设计方法、流场特征和性能特点。国外研究结果表明,这种进气道通过四道激波面的设计,改善了激波/边界层以及激波/激波的相互作用,提高了进气捕获量,减少了溢流损失,有效地提高了推阻比。因此,可望通过对缩颚进气道的进一步研究,使其成为高超声速飞行器一体化设计的新选择。

**关键词** 高超声速 一体化设计 三维内收缩  
缩颚进气道 超燃冲压发动机 激波

## 引言

19世纪10 km/h的马车,20世纪100 km/h的火车,21世纪1 000 km/h的飞机,然后是10 000 km/h的高超声速飞行器,因为人类对速度执着的追求,使得21世纪必将是高超声速技术蓬勃发展的时代。高超声速飞行器由于飞行马赫数高,对飞行姿态和气流参数改变更加敏感,同时冲压超燃燃烧产生的净推力小,因此,对进气道启动和流量捕获要求更高。美国相关研究表明,以往对进气道研究的重视不够,目前已经确定进气道设计和进气道与机体的一体化等技术是高超声速飞行器一体化设计的关键技术之一。

2005年,在美国佛罗里达州奥兰多召开的热流体年会上,美国莱特帕特森空军实验室的Malo-Molina等人提出了一种新型三维内乘波高超声速进气道,根据其外形命名为Jaws Inlet(本文译为缩颚进气道)。目前,关于缩颚进气道,国内外的相关研究涉及很少,相关设计方法和理论尚无公开,但这种新型进气道的优越性能值得关注。

## 1 缩颚进气道的产生

缩颚进气道从超燃冲压发动机基准结构设计的基础发展而来。基准结构设计属于传统的设计方法,如图1所示。矩形进口设计从20世纪50年代以来就广泛使用了,代表了当前进气道设计的特征。

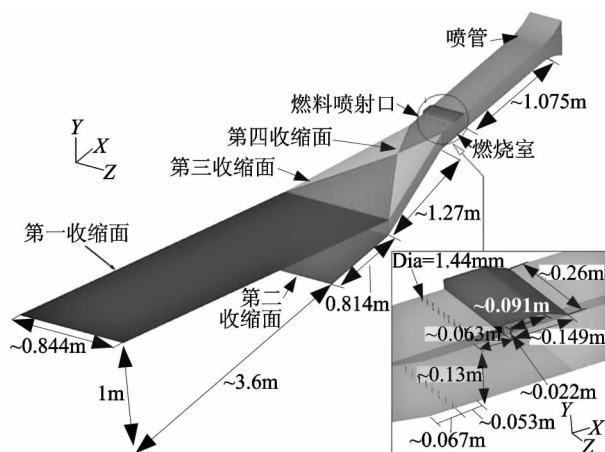


图1 基准结构进气道波系结构及超燃冲压发动机结构示意图

采用基准方法设计的超燃冲压发动机由一个双压缩面的进气道、矩形截面的燃烧室,以及喷管组成。整个设计基于无粘流线追踪方法,气流从进气道进入后,经过四道斜激波进行内压缩,追踪进入到隔离段和燃烧室。

然而,这种矩形进气道在进行有粘研究时发现容易出现边界层分离的现象,并且边界层分离后不容易重新附着。同时,进气道唇口的尖锐结构也会增加气动负荷和热负荷(见图2),对进气道的性能和整个发动机的寿命周期维护都带来了负面的影响。

本文2013-03-07收到,邢菲、邢盼分别系厦门大学副教授、硕士生

飞航导弹 2013年第7期

· 83 ·

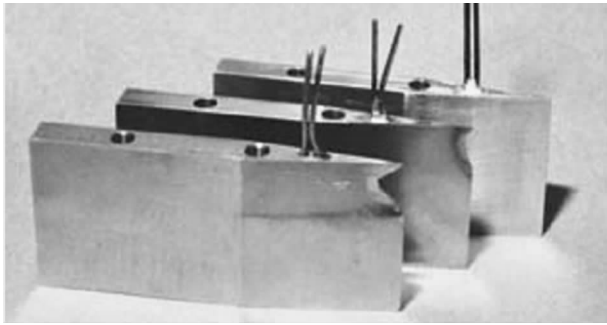


图2 基准结构进气道试验件在马赫数8  
工况下的烧蚀照片

基于基准设计方法的弊端，Kutschenreuter 和 Malo-Molina 设计了新型的缩颚进气道。设计初衷是通过改变内流通道截面型线，改善激波/边界层以及激波/激波的相互作用，进而提升发动机总体性能。

## 2 缩颚进气道的特点

缩颚进气道属于内乘波流线追踪类进气道，进气道后连接环形的隔离段、燃烧室和喷管，如图3所示。气流在进气道内通过四道平面斜激波进行压缩和气流偏转，形成三维流场。四道平面斜激波中前两道实现俯仰方向的压缩(分别为入射和反射两道激波，下同)，后两道在偏航方向对来流进行压缩。为了保证进入到燃烧室内气流的稳定性，俯仰和偏航两个方向的压缩角和压缩率设计为相等。缩颚进气道由于将三维压缩分为两个方向分别进行，其构型特点使得进气道内部复杂波系间的交叉反射大为减弱，从而使得进气道内附面层增长较为缓慢，优点是减少了流动损失，不利是削弱了气流与燃料的掺混。

双重压缩产生连续的多重激波的设计可以减轻传统进气道存在的一些如干扰阻力过大、唇口帽罩相互作用明显、溢流损失过大、流量捕获低等问题。这种新型的进气道具有良好的工作性能，主要是因为以下三方面的原因：

1) 进气道设计时就考虑了从外唇口前缘产生一系列的平面波，相对于基准设计的进气道，这种设计可以减少干扰阻力和溢流。

2) 从第一收缩面形成的两道斜激波在进入

第二收缩面之前就相互影响和作用，与基准设计的进气道相比，基本上消除了唇口和帽罩的相互作用对后面流场的影响。

3) 基准设计方法中，在进气道流道矩形边缘以及隔离段(燃烧室与进气道间的连接段)壁面形成的垂直流场结构完全被圆柱形流线所取代。

## 3 缩颚进气道性能

Malo-Molina 对具有相同无粘流场的基准结构进气道和缩颚进气道开展了包括进气道-隔离段-燃烧室-尾喷管部件的全内流道设计，并分析了进气道设计点和非设计点的内流场结构和总体性能，其中包括下游燃烧室内气流和燃料掺混过程的对比分析，得到了以下结论：

1) 双重压缩形成俯仰方向和偏航方向共四个对称区域的波系结构，减弱了进气道内激波和附面层的相互干扰；

2) 相对于基准结构进气道，缩颚进气道从流量捕获和推阻比两方面都略优，缩颚进气道出口温度比基准结构进气道更低；

3) 缩颚进气道由于激波和边界层相互作用产生了流场畸变。虽然设计点粘性数值模拟的结果表明流动损失增大，但这增强了隔离段的湍流强度，有利于燃料喷入后更好地混合。混合率的提升对燃烧室内进行化学反应，以及增强发动机整体的性能都是有益的；

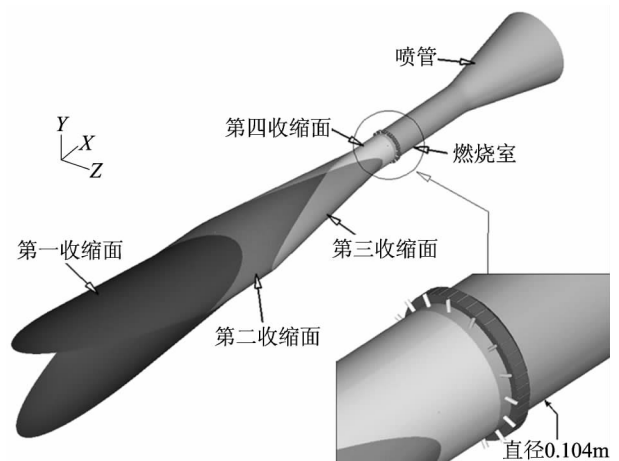


图3 缩颚进气道波系结构超燃冲压发动机结构示意图

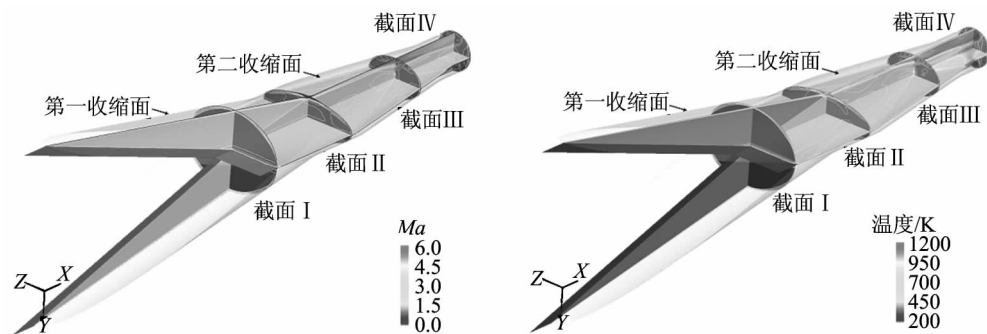


图4 设计点状态狭缩颧进气道马赫数和温度数值计算结果

4) 在设计点的条件下, 缩颧进气道表现出了比基准结构进气道更加显著的优越性能, 但是非设计点条件下由于总压损失过小, 造成了下游燃烧室内气流和燃料混合的不充分。

Malo-Molina 在 2005 年公开的文献中对上述两种进气道进行的初步研究中发现, 缩颧进气道在设计点条件下可以多捕获 20% 的来流流量, 同时能保持较低的进气道摩擦阻力。来流流量的增加换算成燃烧室进口马赫数提高 22.75%, 推进系统的推力提高 24.87%。

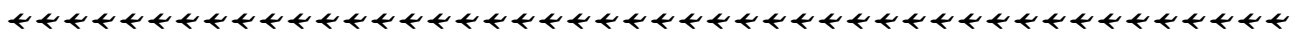
#### 4 结束语

本文通过介绍缩颧进气道的发展过程、特点和性能, 为吸气式高超声速技术的研究以及未来发展提供了一种新的选择。未来的缩颧进气道有可能发展成为既能为超燃冲压发动机提供稳定的进气整流作用, 同时又能结合高超声速飞行器机体一体化的设计, 提供部分升力并防止气流分离, 使得高超声

速飞行器能在宽裕的飞行状态下获得优越的性能。

#### 参考文献

- [1] Fry Ronald S. A century of ramjet propulsion technology evolution. *Journal of Propulsion and Power*, 2004( 1)
- [2] Heiser W, Pratt D. Hypersonic airbreathing propulsion. AIAA Education Series, Washington, DC, 1994
- [3] Malo-Molina F J, Kutschenreuter P H, Ebrahimi H B. Analysis of an innovative inward turning inlet with hydrocarbon fuel at Mach 7. 16th Annual Thermal and Fluids Analysis Workshop, 2005, Orlando, Florida
- [4] Malo-Molina F J, Ebrahimi H B. Numerical investigation of a 3 D chemically reacting scramjet engine at high altitudes using JP8-air mixtures. 41th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005, AIAA 2005-3988
- [5] Malo-Molina F J. Numerical study of innovative scramjet inlets coupled to combustors using hydrocarbon-air mixture. Georgia Institute of Technology, 2010



(上接第 58 页)

#### 4 结束语

超声速反舰导弹已成为世界主要海军国家发展的重点, 并先后有多个型号进入现役部队。日本航空自卫队根据反舰导弹的发展方向, 重点将资金投入超超声速反舰导弹方面, 大大加快了日本超超声速反舰导弹的研制进程。可以预见, 随着 ASM-3 空舰导弹的服役, 日本自卫队的对海打击能力将得到极大的提升。

飞航导弹 2013 年第 7 期

#### 参考文献

- [1] 刘桐林. 世界导弹大全. 北京: 军事科学出版社, 1998
- [2] 苏鑫鑫, 王永寿. 日本积极研制弹用固体冲压发动机. 飞航导弹, 2010( 10)
- [3] 苏鑫鑫, 胡志臣. 日本近年来导弹武器的发展. 飞航导弹, 2008( 2)

• 85 •