

侧压式进气道附加阻力分析*

骆晓臣, 张堃元

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 以侧压式进气道的附加阻力特性为研究对象, 以流线跟踪得到的捕获流管为分析体, 讨论进气道不同几何设计参数下喉道截面前捕获流管的阻力特性; 以数值模拟为手段, 分析了附加阻力作用表面的形状和变化特征, 讨论了侧压式进气道流线偏转导致溢流的机理, 给出了进气道几何参数变化对附加阻力的影响关系。研究发现, 唇口前的溢流会产生“附加推力”而不是通常情况的附加阻力; 附加推力随收缩比增加而增加, 大小和流管作用的摩擦阻力处于同一水平。

关键词: 侧压式进气道⁺; 附加阻力⁺; 分析

中图分类号: V235.213

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2007) 06-0624-05

Analysis of additive drag in sidewall-compression inlet

LUO Xiao-chen, ZHANG Kun-yuan

(Coll. of Energy and Power, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract The effect of different geometry parameter on the additive drag of sidewall-compression inlet is presented for the requirement of scram jet drag characteristics. Captured stream tubes formed from stream-tracing are used to analyze additive drags. The stream surface on which the additive drag acts is given by numerical investigation. Shape and characteristics of the stream-surface are investigated. The relationship between geometry parameters of inlets to additive drags is discussed. It is surprised that the additive drag becomes the additive thrust in sidewall-compression inlet. It is found that additive thrust increases with contraction ratio. The proportion of additive thrust is similar to that of the friction drag produced by the captured stream tube.

Key words Sidewall-compression inlet⁺; Additive drag⁺; Analysis

1 引 言

高超声速进气道作为超燃冲压发动机的主要阻力部件, 其阻力特性的优劣直接关系着超燃冲压发动机有效推力的大小, 已经引起了人们的广泛关注。为提高超燃冲压发动机推力, 进气道减阻设计首当其冲, 而对进气道阻力特性有足够的了解则是其必要前提^[1]。与机体一体化设计的超燃冲压发动机需要内部几何形状最优, 因而发动机内部流动损失应该被逐项提取并量化, 为讨论发动机内部流动特性, 内部阻力和附加阻力需要分离出来^[2]。

超声速进气道流动中, 摩擦阻力和附加阻力的直接准确测量面临很多困难, 将各阻力项从测量获得的

总阻力中提取出来也并非易事。超声速流动中摩擦阻力测量的难点较多, 目前还难以获得准确可靠的测量数据^[3]。超声速进气道流动附加阻力的测量也很困难, 首先, 超声速流场内部静压的测量本身就面临一系列困难, 其次, 实际的三维超声速流动中准确划分流入与流出进气道气流的分流表面也不很现实。在能够获得准确可靠的实验测量阻力数据前, 利用数值模拟给出各阻力项的量级、特点和变化趋势不失为一种有益的参考。

文献[4]讨论了进气道内部阻力的分类, 给出了不同分类方式的统一性, 并结合文献[2]给出的实验数据, 分析了数值模拟对进气道内部阻力的计算能力, 给出了进气道内部各阻力的分配量级和比例关

* 收稿日期: 2006-09-06 修订日期: 2006-11-28.

基金项目: 国家“八六三”计划 (2005AA723020)。

作者简介: 骆晓臣 (1979—), 男, 博士生, 研究领域为冲压发动机内流气体动力学。E-mail: lxonuaa@163.com

系。文献[4]中的模型尺度较小,且来流为冷流,来流马赫数为 4.1,尚未达到高超声速的马赫数范围。文献[5]针对不同的内部阻力分类方式,讨论了侧板后掠形式的侧压式进气道,当采用不同的侧板后掠角度、不同的收缩比及不同的唇口位置情况下,各内部阻力的变化,提出了侧压式进气道附加阻力为负的概念。文献[5]中分析的是小模型,来流马赫数 5.25,冷流条件下的阻力变化,对附加阻力的变化特点并未深入分析。本文主要针对侧压式进气道附加阻力项,讨论其在不同的进气道设计参数下的特点,即侧板前掠和后掠、不同的侧板前/后掠角度和不同收缩比下,附加阻力的变化趋势。结合国内超燃冲压模型验证发动机的尺度,采用实际飞行的来流条件进行数值模拟,分析在真实飞行状态下附加阻力的变化特点,从而加深对进气道阻力特性的认识,为发动机减阻设计提供参考。

2 物理模型和计算方法

一般意义上的侧压式进气道捕获流管如图 1 所示。为分析受力情况,所取流管控制体如下:流管进口截面由侧板前缘、顶板前缘以及分流表面与进气道进口截面的相贯线组成;流管出口截面为进气道的喉道截面;流管的两个侧面为分流表面与侧板相截且靠近顶板的那部分侧板平面;流管底面为顶板平面;流管上表面为流入、流出进气道喉道气流的分流表面。

作用在捕获流管上的正压力由与自由来流呈一定角度的侧板产生,摩擦力由侧板和顶板共同产生,由于摩擦力同气流流经的浸润面积密切相关,因而保证不同的进气道有相同的流经浸润面积,对于不同进气道捕获流管阻力特性的横向分析对比是重要的。分析所用进气道以一个基准进气道为参考,进口宽度、高度和进气道长度保持一定,其它几何参数则按

一定规律变化。

基准进气道进口宽度为 W ,高/宽比 $H/W = 1.25$,侧板后掠角度 $\alpha = 30^\circ$,侧向压缩角度 6° ,总收缩比 $C = 5$,溢流唇口位于喉道处,喉道前长度与进口宽度之比 $L/W = 3.8$ 如图 2 所示。为分析进气道不同参数对内部阻力特性的影响,进气道几何特征参数做了以下变化:侧板后掠角度 α 分别为 20° , 30° 和 40° ,收缩比 C 分别为 3、4 和 5。同时,对侧板前掠的进气道也做了类似的分析,其前掠角度分别为 20° , 30° 和 40° ,收缩比 C 也分别为 3、4 和 5。

采用商业软件 FLUENT 进行流场计算,数值模拟来流条件为:来流沿 x 正方向,来流马赫数 5.25,来流静压 3.6 kPa,静温 220 K。模型特征尺度雷诺数为 6.53×10^5 ,采用两方程的 $k-\epsilon$ 湍流模型以及绝热壁面条件计算近壁区流动,靠近壁面处采用壁面函数进行修正。由于流场最大静温在 800 K 到 2 000 K 之间,因而利用气体温度和定压比热的多次拟合关系,采用变比热法计算其流动特性。收敛判据为:各主要残差指标下降三个数量级且进出口流量恒定。为减小计算工作量,取进气道的一半来模拟其内部流动。数值模拟所采用的计算域和网格之一如图 3 所示。各阻力项和附加阻力作用表面由 TECPLOT 流场后处理软件提取。由文献[4、6、7]可知,本文采用的数值模拟方法与实验结果符合较好。

3 计算结果与讨论

3.1 附加阻力作用表面分析

典型的侧压式进气道分流表面形状及其上的压力分布如图 4 和图 5 所示,逆来流方向观察。文献[8]通过沿激波流线向上游寻找,由计算程序确定了侧压式进气道的捕获流管形状,靠近溢流窗最外层的捕获流线如图 6 所示,图 4 和图 6 的对照也验证了本

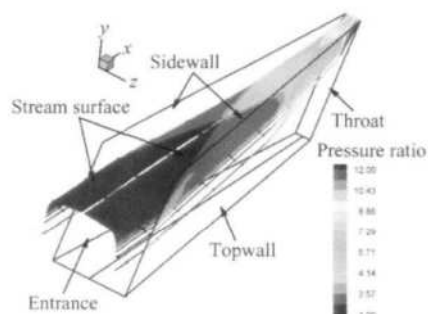


Fig. 1 Captured streamtube used for drag analysis

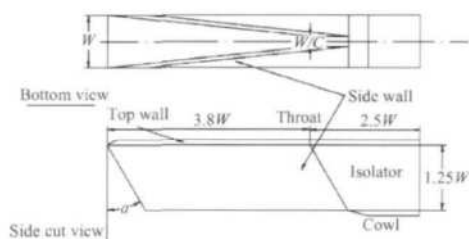


Fig. 2 Inlet model

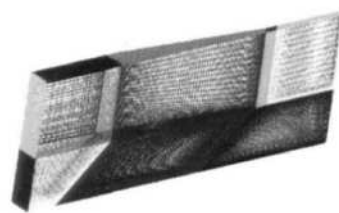


Fig. 3 Computational domain and meshing

文分析所得进气道捕获流管的正确性。

从图 4 和 5 的对照中可以看出侧板后掠的进气道捕获流管明显小于侧板前掠的进气道。究其原因如下:侧压式进气道敞开的溢流窗便于自动溢流,使得固定几何的进气道能够在低马赫数下顺利起动。侧压式进气道的溢流包括压差溢流和几何溢流两部分,压差溢流是始终存在的,而几何溢流的多少则主要取决于侧板的后掠角(或前掠角)大小和来流马赫数的高低,侧板的后掠和前掠对流线偏转的作用恰好相反。侧板后掠的进气道,气流流过侧板前缘后,朝溢流窗方向偏转,来流马赫数降低,则气流偏转角度增加。侧板前掠的进气道,气流流过侧板前缘后,朝顶板方向偏转,来流马赫数降低,则气流偏转角度也相应增加。

对于无限长侧板,如不计端面效应,不同来流马赫数下,溢流角度随侧板后掠角度的变化^[9]如图 7 所示,若侧板前掠,则溢流角为负,即气流朝顶板方向偏转。后掠角越大、来流马赫数越低,则溢流量越大。对于侧板后掠的进气道,几何溢流和压差溢流的双重

作用使得进气道的流量系数偏低;对于侧板前掠的进气道,反向的几何溢流削弱了压差溢流作用,因此,侧板前掠的进气道流量捕获能力明显高于侧板后掠的进气道。正是这一点造成了二者附加阻力方面的明显差异,见 3.2 节讨论。

从图 8 和 9 的分流表面可以看出,无论是前掠还是后掠的进气道,靠近侧板的流线朝溢流窗偏转幅度较大,而靠近对称面的流线朝溢流窗方向偏转幅度较小。

究其原因有以下两点:

首先,对于分流表面上的流线,由进气道进口到唇口间,靠近侧板的流线所经历的压力增加高于靠近对称面的流线所经历的压力增加,见图 10 图中横坐标为沿来流方向的水平距离,以进气道长度做了无因次化;纵坐标为流线的沿程静压分布,以单位面积的进口冲量函数做了无因次化。从中可见,靠近侧板的流线先于靠近对称面的流线承受激波所带来的压力增加,同是从进口到唇口间,靠近侧板的流线相对靠近对称面的流线,经历了更多次的压力突增。

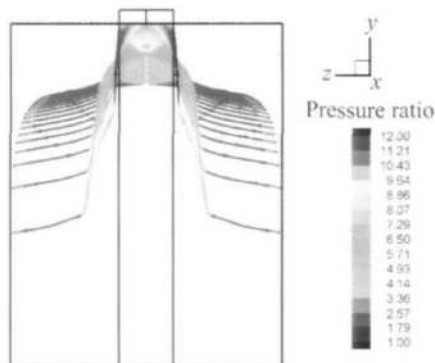


Fig. 4 Stream surface of similar sweep inlet

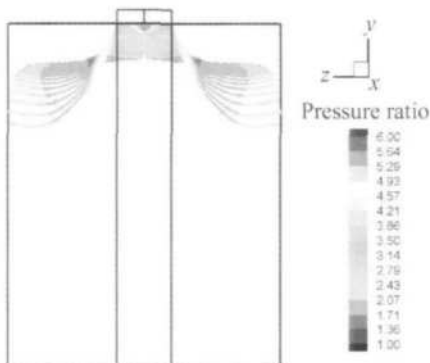


Fig. 5 Stream surface of opposite sweep inlet

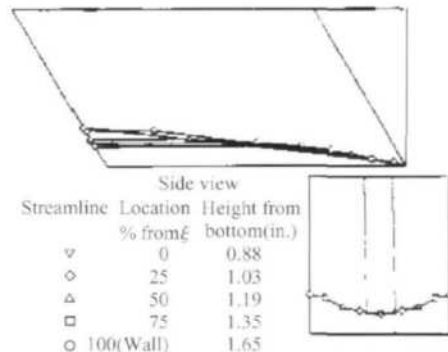


Fig. 6 Last captured streamline

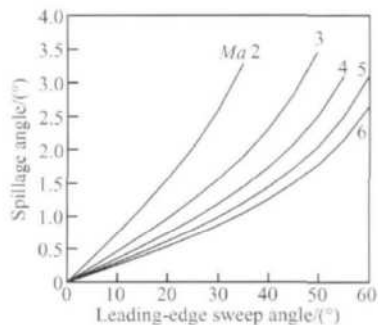


Fig. 7 Spillage angle induced by leading-edge shock

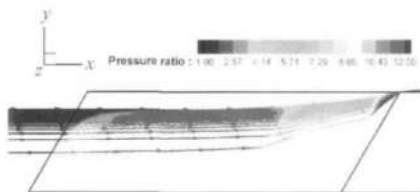


Fig. 8 Stream surface of similar sweep inlet

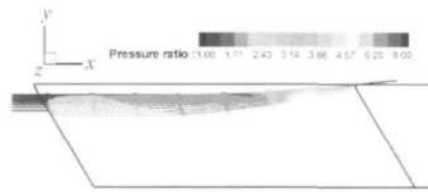


Fig. 9 Stream surface of opposite sweep inlet

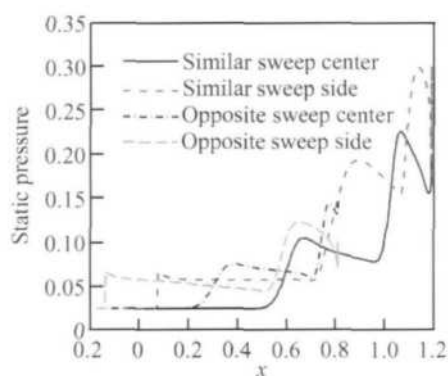


Fig 10 Static pressure on different stream line

其次, 由于侧壁的粘性剪切力作用, 从侧壁到对称面方向, 流体速度由边界层内靠近壁面的零过渡到主流速度, 因此, 不同流线上流体所具有的动量也由靠近侧壁的低动量过渡到靠近对称面的高动量。

相比靠近对称面流线上的流体, 分流表面上靠近侧板流线上的流体更早更多地经历压力增加, 动量亏损大, 流速低, 几何溢流角大。由于溢流是几何溢流和压差溢流的共同结果, 以上两点原因使得靠近侧板的流线相对靠近对称面的流线, 朝溢流窗方向偏转角度更大些。从流过唇口前缘的流线来看, 靠近侧板的流线偏转角度更大, 因此, 在进气道进口截面上, 分流表面两侧靠近顶板, 中间靠近溢流窗, 其形状为朝溢流窗方向凸起的空间对称曲面。对于侧板前掠的进气道, 气流的几何溢流趋向于削弱压力驱动的溢流作用, 而侧板后掠的进气道, 流体的几何溢流加强了压力驱动的溢流作用, 因此, 侧板前掠进气道的分流表面, 其形状朝溢流窗方向凸起的趋势不如侧板后掠进气道那么明显。

3.2 附加阻力分析

令人惊奇的是, 在通常意义下的进气道附加阻力, 在侧压式进气道的情况下, 该附加阻力并非阻力而是推力。仔细分析侧压式进气道溢流形成的分流表面上表面压力积分在来流方向上的合力方向, 就可以得到此结论。这可以从进入进气道流管的分流表面形状中找到答案: 靠近侧板的流线, 其同时向溢流窗方向和对称面方向偏转, 靠近侧板的流面由于侧板的向内压缩, 使得通道变窄, 分流表面从前到后亦呈收缩状, 因此其表面压力作用方向为逆来流方向; 靠近对称面的流面, 其表面压力作用方向为来流方向。由于靠近侧板的流面在来流方向的投影面积远大于靠近对称面的流面在来流方向的投影面积, 因此, 整个分流表面沿来流方向压力积分的方向朝前, 说明离

开进气道的溢流流管对进入进气道的流管在唇口前施加了一个朝前的“推力”, 使得通常意义下的附加阻力变为名副其实的“附加推力”。

进气道捕获流管作用在进气道内壁面的压力阻力 D_p (即与流管接触侧板上正压力积分的 x 方向分量)、摩擦阻力 D_f (与流管接触侧板、顶板上受到的摩擦力在 x 方向的分量) 和进气道的附加阻力 D_{add} 的分配情况见图 11 和图 12 所示, 图中各阻力项均以喉道截面气流的冲量函数为参考做了无因次化处理。图 11 为后掠进气道捕获流管的受力分布, 图 12 为前掠进气道流管受力分布。这两幅图中最显著的特征就是负值的附加阻力 D_{add} , 即“附加推力”。从图中还可看出, 前掠侧板的侧压式进气道由于捕获流量大、溢流量小, 因此作用在流管分流面上的“附加推力”也小; 而后掠侧板进气道的“附加推力”就要大得多, 这是由于后掠形式的进气道, 其分流表面中附加阻力作用方向为负的那部分面积比例较大, 这一点从图 4 和图 5 也可看出。

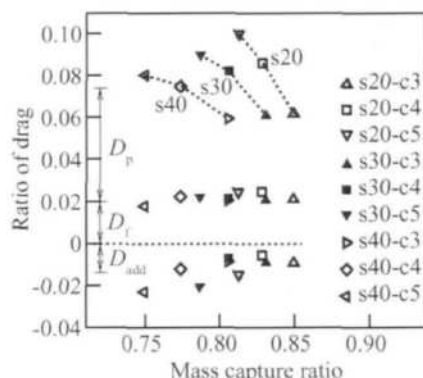


Fig. 11 Ratio of drag on flow tube

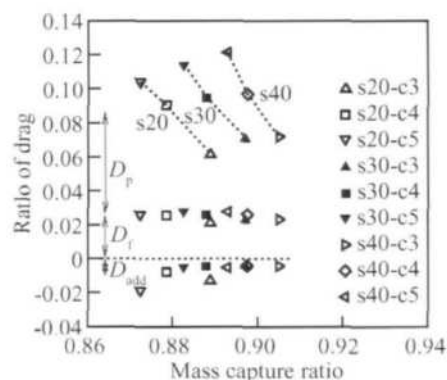


Fig. 12 Ratio of drag on flow tube

为了说明侧板前、后掠角大小和收缩比变化对捕获流管作用的各阻力分量的影响, 图中标注了几种不同前、后掠角和收缩比配置的计算点, 图 11 中相关符

号的含义如下: s20-c3表示侧板后掠角 20° , 收缩比为3的进气道所捕获流管上的受力; s40-c5表示侧板后掠角 40° , 收缩比为5的进气道所捕获流管上的受力。图12中符号含义类似, 只是侧板为前掠形式。可见同一侧板后掠或前掠的角度下, 收缩比为3和4的进气道, 其附加推力的变化不大, 而收缩比为5情况下, 附加推力则有显著的增加。这是由于收缩比加大时, 进气道对气流的压缩程度增加, 压力驱动导致的流线偏转显著, 因此附加阻力为负的那部分面积比例增加, 使得总的“附加推力”变大。

侧板前掠形式的进气道, 前掠角度较大时, “附加推力”随收缩比增加变化幅度不大; 而当前掠角度很小时, “附加推力”随收缩比变化较显著, 其大小大约占喉道截面冲量函数的 $1\% \sim 2\%$ 左右。侧板后掠形式下的进气道, 后掠角度对“附加推力”影响较大, 数值上由收缩比3、4情况下的约 1% 增加为收缩比5下的约 2.5% 。总的看来, 附加推力约占喉道截面气流冲量函数的 1.5% 左右。

通过上面的分析可以看出, 在侧压式进气道唇口截面前, 捕获流管产生的各项阻力中, 真正的阻力只有两项: 即流管作用在进气道压缩面上的压力阻力和摩擦阻力。溢流造成的附加阻力实际上是推力, 它的大小几乎与流管产生的摩擦阻力相当。这就是说, 侧压式进气道由于其奇特的分流面几何构型, 它的“附加推力”可以抵消流管作用在内壁面的大部分的摩擦阻力, 因此侧压式进气道唇口截面前, 捕获流管产生的气动阻力主要是由压力阻力构成。

4 结 论

(1) 侧压式进气道的溢流是几何约束导致的气流偏转所形成的几何溢流和压差溢流共同作用的结果, 侧板前掠的进气道, 向内偏转的流线使得几何溢流削弱了压力驱动的溢流作用; 侧板后掠的进气道, 向外偏转的流线使得其几何溢流加强了压力驱动的溢流作用。

(2) 靠近侧板的流体, 剪切应力使得其动量减小, 且其承受更多更大的压力增加, 因而相对靠近对称面的流体, 其朝溢流窗方向偏转角度更大。

(3) 作用在捕获流管上的附加阻力为负, 并非阻力, 而是推力; “附加推力”随收缩比增加而增加, 随侧板后掠角度增加或侧板前掠角度减小而增加; 数值

上, “附加推力”与捕获流管产生的摩擦阻力处于同一水平, 约占喉道截面气流冲量函数的 2% 左右。“附加推力”几乎可以抵消流管产生的摩擦阻力的作用, 从而使侧压式进气道的总气动阻力显著降低。

参考文献:

- [1] Tanda T, Tani K. Impulse function and drag in scram jet inlet models [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1996, 12(6).
- [2] Mitani T, Hiraiwa T. Drag and total pressure distributions in scram jet engines at Mach 8 flight [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(4).
- [3] Settles G S. Recent skin friction techniques for compressible flows [R]. AIAA 86-1099.
- [4] 骆晓臣, 张堃元. 侧压式进气道内部阻力的分析 [J]. 推进技术, 2007, 28(1). (LUO Xiao-chen, ZHANG Kun-yuan. Analysis of internal drag in sidewall compression inlet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2007, 28(1).)
- [5] 骆晓臣, 张堃元. 侧压式进气道内部阻力的参数分析 [J]. 推进技术, 2007, 28(3). (LUO Xiao-chen, ZHANG Kun-yuan. Parametric analysis of internal drag in sidewall compression inlet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2007, 28(3).)
- [6] 金志光, 张堃元. 带前体压缩的前掠侧压式进气道试验及数值研究 [J]. 推进技术, 2005, 26(6). (JIN Zhiguang, ZHANG Kun-yuan. Experimental and numerical investigation of a forward sweep sidewall compression scram jet inlet with forebody compression [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26(6).)
- [7] 金志光, 张堃元. 高超侧压式进气道高焓脉冲风洞试验 [J]. 推进技术, 2005, 26(4). (JIN Zhiguang, ZHANG Kun-yuan. Test of a generic sidewall compression scram jet inlet in the high-enthalpy impulse wind tunnel [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26(4).)
- [8] Volland Randall T. Method for determining the internal thrusts of scram jet engine modules from experimental data [R]. AIAA 90-2340.
- [9] Holland S D, Perkins J N. Inviscid parametric analysis of three-dimensional inlet performance [J]. *Journal of Aircraft*, 1994, 31(3).

(编辑: 崔永刚)