

文章编号: 1000-8055(2009)07-1594-07

三维侧压式高超声速进气道阻力特性分析

卫永斌, 张堃元

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为了研究三维侧压式高超声速进气道(取喉道以前)的内部阻力特性, 采用了数值模拟、流线追踪技术和等动载条件($Ma=4.65\sim 6.65$), 结果表明: ①压差阻力、总阻力均随马赫数的增加而减小; 摩擦阻力则随马赫数的增加而增加, 其所占比重的最大值不超过20%; ②推力效率、推阻比都随马赫数的增加而增大, 它们分别增加了13.8%和2.73; ③附加阻力随马赫数的增加而减小, 在高马赫数下, 附加阻力会变成实际意义上的“附加推力”。

关 键 词: 三维侧压式高超声速进气道; 压差阻力; 摩擦阻力; 附加阻力; 推力效率; 推阻比

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Analysis of drag trait in three-dimensional sidewall hypersonic inlet

WEI Yong bin, ZHANG Kun yuan

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The internal drag trait of three-dimensional sidewall hypersonic inlet (before the throat) has been investigated by numerical simulation, streamline tracing and constant dynamic pressure of incoming flow (variation of $Ma=4.65\sim 6.65$). The results show that: 1) Pressure drag and total drag on the internal walls decrease when the Ma increases, but the friction drag on the internal walls increases when the Ma increases and the ratio of friction drag is less than 20%. 2) Thrust efficiency and thrust and drag ratio increase with the increase of Ma . Thrust efficiency increases by 13.8% and thrust and drag ratio increase by 2.73. 3) Additive drag decreases when the Ma increases and the additive drag actually becomes “additive thrust” at high Mach number.

Key words: three-dimensional sidewall hypersonic inlet; pressure drag; friction drag; additive drag; thrust efficiency; thrust and drag ratio

三维侧压式高超声速进气道能够在固定几何的前提下, 随着马赫数的变化能自动溢流, 适合宽马赫数范围工作, 便于与机身一体化设计, 并且比较容易处理前体来流边界层。因此, 高超声速三维侧压式进气道在世界范围内引起了各国业内人士更加的重视, 其阻力特性也伴随着它良好的气动特性日益引起各国研究人员的关注。

三维侧压式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到超燃冲压发动机有效推力的大小。为提高超燃冲压发动机推力, 三维侧压式高超声速进气道减阻设计首当其冲, 而对三维侧压式高超声速进气道阻力特性有足够的了解则是其必要前提^[1]。

在超声速流动中, 摩擦阻力和附加阻力直接

收稿日期: 2008-07-17; 修订日期: 2008-12-21

基金项目: 国家 863 基金(2008AA7050404)

作者简介: 卫永斌(1983—), 男, 陕西华阴人, 硕士生, 研究领域为冲压发动机内流气体动力学。

Email: zhezhen.2008@yahoo.com.cn

准确的测量面临很多困难, 将各阻力项从测量获得的总阻力中提取出来也很不易. 超声速流动中摩擦阻力测量的难点很多, 目前很难获得准确可靠的测量数据^[2,3]. 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.

本文就以三维侧压式高超声速进气道为研究对象, 主要以数值模拟为手段, 来分析与研究其阻力特性随飞行马赫数的变化规律.

1 模型介绍

图 1 为所采用的顶压与侧压相结合的三维混压式进气道的三维造型图, 图 2 为反映它气动布局的平面视图, 进气道进口宽为 $W = 37.6\text{ mm}$, 高为 $H = 55.2\text{ mm}$. 矩形隔离段宽为 $W_1 = 13.6\text{ mm}$, 高为 $H_1 = 22.4\text{ mm}$. 进气道侧向收缩比 $CR_1 = W/W_1 = 2.77$, 垂直方向收缩比 $CR_2 = H/H_1 = 2.46$, 进气道总收缩比 $CR = CR_1 \cdot CR_2 = 6.8$.

采用图中所示的平唇口, 进气道内收缩比 $NCR = 1.28$, 以保证马赫数 4 能实现自起动, 其他参数如图 2 所示.

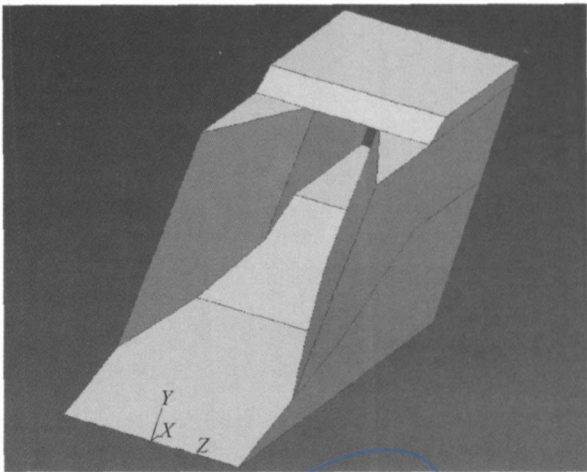


图 1 三维侧压式高超声速进气道的三维造型
Fig 1 Three dimensional figure of the three dimensional sidewall hypersonic inlet

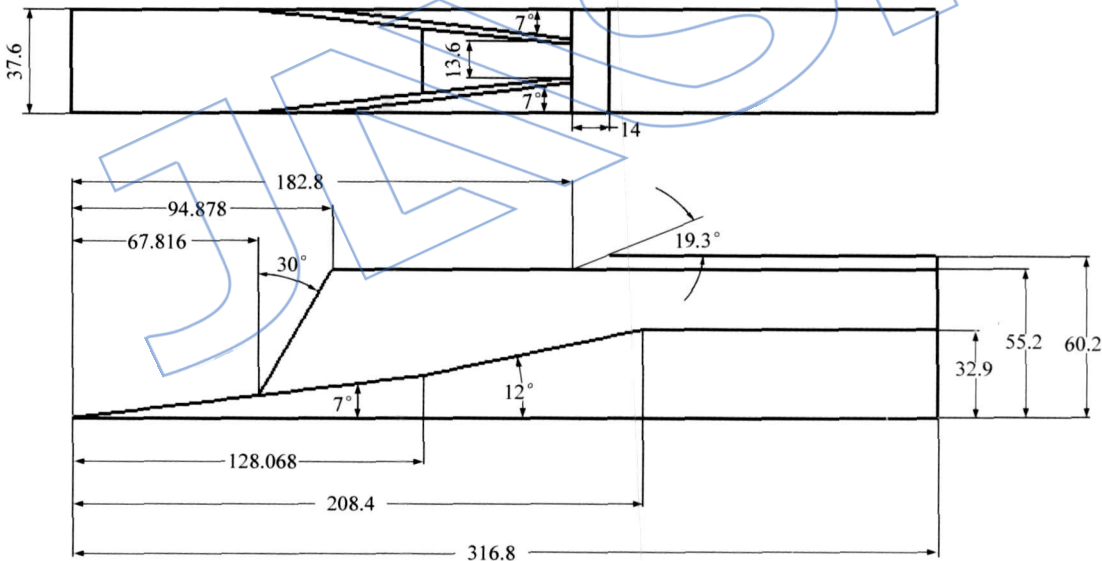


图 2 三维侧压式高超声速进气道的气动布局(单位:mm)
Fig. 2 Layout figure of the three dimensional sidewall hypersonic inlet (unit:mm)

2 数值模拟方法与边界设定

采用 FLUENT 商业计算软件进行数值模拟, 紊流模型采用 RNG $k-\epsilon$ 模型, 近壁处采用壁面函数进行修正. 求解选用 Coupled 求解器中的 Implicit 格式进行定常求解. 计算中密度变化按理想气体规律, 粘性系数的计算采用 Sutherland 公式. 收敛判据为: 各主要残差指标下降 3 个数量

级且进出口流量恒定. 数值模拟所采用的网格如图 3 所示.

壁面附近采用等比加密的附面层网格, 其中第一层网格距壁面 $0.02 \sim 0.08\text{ mm}$, 以确保近壁面 y^+ 大部分在 10 以下. 有研究表明: 采用 $k-\epsilon$ 模型计算阻力时, y^+ 在 10 以下比较合适^[4]. 数值模拟所用基准来流条件为: 来流沿 X 正方向, 来流马赫数 5.25, 飞行高度为 18 km , 来流静压

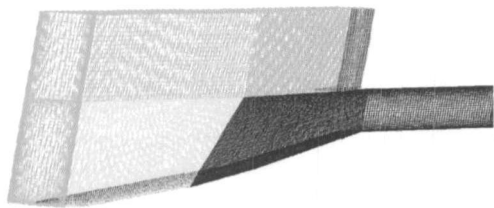


图 3 三维侧压式高超声速进气道数值模拟所用网格
Fig 3 Computational grids of the three dimensional sidewall hypersonic inlet

7565 2 Pa, 静温为 216.7 K, 总温 1411.3 K. 为了使阻力分析更具可比性, 在等动载条件下

$$0.5 \rho_{\infty} v_{\infty}^2 = 0.5 \gamma p_{\infty} Ma_{\infty}^2 = \text{const}$$

改变来流条件, 并研究不同来流条件下该进气道的阻力随马赫数的变化.

3 三维侧压式进气道内壁面上阻力特性的分析

在研究中, 为更具一般性和可比性, 三维侧压式高超声速进气道所受各种阻力变化的规律是通过它们无因次化后的系数随马赫数 Ma 变化的图形体现的. 三维侧压式进气道内壁面上的压差阻力系数 C_p 、摩擦阻力系数 C_f 随马赫数的变化如图 4 和图 5 所示.

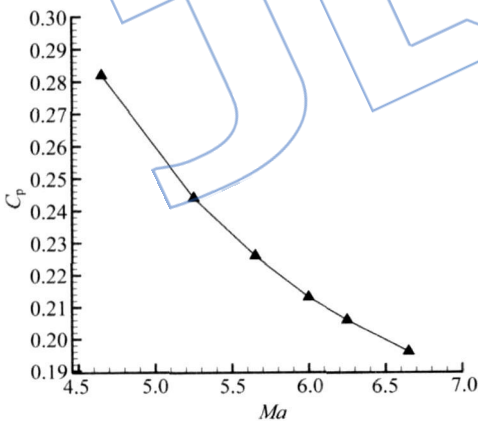


图 4 压差阻力系数随马赫数的变化
Fig 4 Variation of pressure drag coefficient

由图 4 可知, 三维侧压式高超声速进气道内壁面上的压差阻力系数随马赫数的增加而减小, 并且其减速先快后慢. 当马赫数从 4.65 增加到 6.65 时, 压差阻力系数从 0.282 减小到 0.196, 减小了 0.086; 而压差阻力从 85.3 N 减小到 59.5 N, 减小了 25.8 N. 由此可见, 当马赫数从 4.65 增加到 6.65 时, 压差阻力减小的幅度很大. 在等动

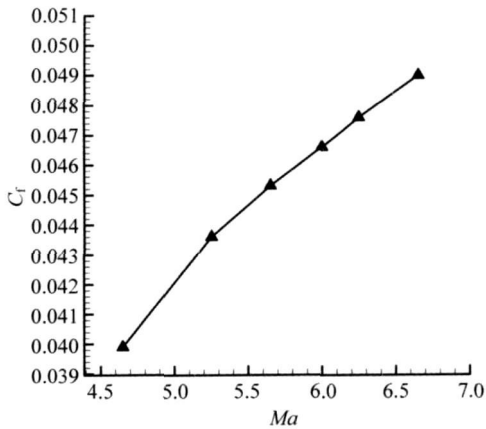


图 5 摩擦阻力系数随马赫数的变化
Fig 5 Variation of friction drag coefficient

载条件下, 随着马赫数的增加, 来流气体的静压会大幅度的下降. 虽然来流马赫数的增加可以使得该三维侧压式高超声速进气道的激波变强, 增压比变大, 但波前来流气体的静压大幅下降, 导致了随来流马赫数的增加进气道壁面上静压减小, 其沿来流方向的分量——压差阻力也减小.

由图 5 可知, 三维侧压式高超声速进气道内壁面上的摩擦阻力系数随着马赫数的增加而增大, 并且增速先快后慢. 当马赫数从 4.65 增加到 6.65 时, 摩擦阻力系数从 0.0399 增加到 0.049, 增加了 0.0091; 而摩擦阻力从 12.1 N 增加到 14.9 N, 增加了 2.8 N. 由此可见, 当马赫数从 4.65 增加到 6.65 时, 摩擦阻力增加的幅度很小. 因气体与进气道内壁面之间的摩擦力由层流黏性切应力和雷诺应力组成, 随着马赫数的增加, 三维侧压式高超声速进气道内激波大幅增强, 顶压与侧压激波之间、激波与附面层之间的相互作用均大幅增强, 这就使得激波后气体的温度大幅增加, 气体分子的热运动和附面层内流体微团的湍流脉动加剧, 激波后气体的密度增加, 从而导致激波后气体的黏性应力和雷诺应力均增加, 所以它们之和——摩擦力增加. 而摩擦阻力就是摩擦力沿来流方向的分量, 所以随着马赫数的增加, 三维侧压式高超声速进气道内壁面出的摩擦阻力也增加.

三维侧压式高超声速进气道内壁面上的总阻力系数 C_d 、摩擦阻力所占比重 (C_f/C_d) 随马赫数的变化如图 6 和图 7 所示.

由图 6 可知, 三维侧压式高超声速进气道内壁面上的总阻力系数随马赫数的增加而减小, 并且其减速先快后慢. 当马赫数从 4.65 增加到 6.65 时, 总阻力系数从 0.321 减小到 0.245, 减小了 0.076; 而总阻力从 97.4 N 减小到 74.4 N, 减

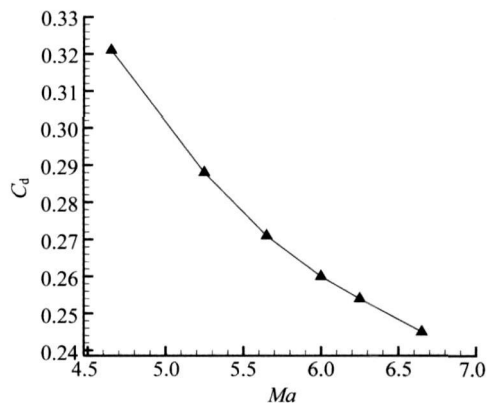


图 6 内壁面上的总阻力系数随马赫数的变化
Fig. 6 Variation of total drag coefficient on walls

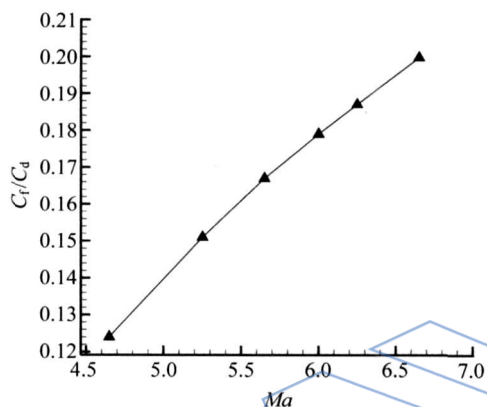


图 7 摩擦阻力所占比重随马赫数的变化
Fig. 7 Variation of ratio of friction drag

小了 23 N. 由此可见, 总阻力的减小幅度也很大, 但小于压差阻力减小的幅度. 这是由于总阻力为压差阻力与摩擦阻力之和, 当马赫数从 4.65 增加到 6.65 时, 压差阻力大幅下降, 摩擦阻力小幅度增加所至.

由图 7 可知, 摩擦阻力所占比重随着马赫数的增加而大幅增加. 当马赫数从 4.65 增加到 6.65 时, 摩擦阻力所占比重从 10.3% 增加到 20.0%. 这是由于摩擦阻力随马赫数的增加而增加, 而压差阻力系数随总阻力随马赫数的增加而大幅减小所至.

4 三维侧压式进气道推力效率和推阻比的分析

在研究中仍以整个进气道内壁面为研究对象. 为更准确的评价进气道的阻力特性, 下面采用气道推力效率和推阻比两个概念.

定义 1: 进气道喉道处的冲量(用 I_{th} 表示)与该进气道最大捕获面积内的来流冲量(用 I_c 表示)的比值为进气道的推力效率(用 η 表示). 用公

式表示为

$$\eta = \frac{I_{th}}{I_c} \tag{1}$$

公式 (1) 的意义为: 实际有效冲量在来流总冲量中所占比重, 反映进气道产生推力的效率.

定义 2: 进气道喉道处的冲量(用 I_{th} 表示)与该进气道内壁面上总阻力(用 D 表示)的比值为进气道的推阻比(用 k 表示). 用公式表示为

$$k = \frac{I_{th}}{D} \tag{2}$$

公式 (2) 的意义为: 实际有效冲量与内壁面总阻力的比, 反映进气道克服阻力的能力. 三维侧压式高超声速进气道的推力效率和推阻比随马赫数的变化如图 8 和图 9 所示.

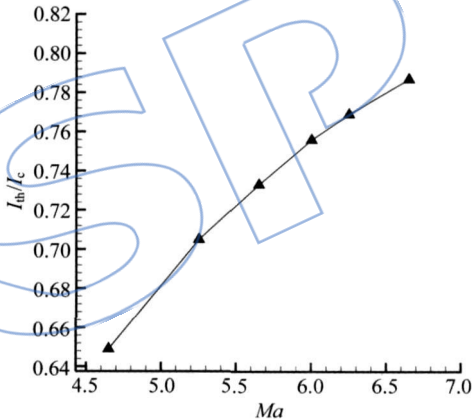


图 8 推力效率随马赫数的变化
Fig. 8 Variation of thrust efficiency

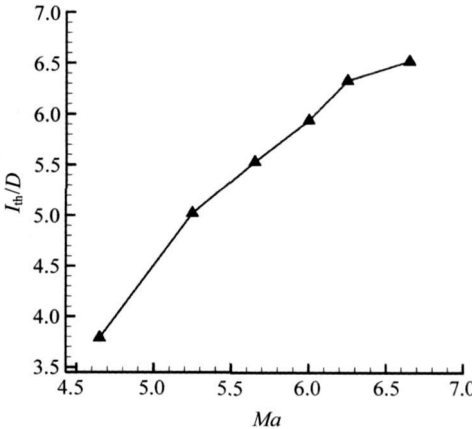


图 9 推阻比随马赫数的变化
Fig. 9 Variation of thrust and drag ratio

由图 8 可知, 进气道的推力效率随着马赫数的增加而增加, 并且增速先快后慢. 当马赫数从 4.65 增加到 6.65 时, 三维侧压式高超声速进气

道的推力效率从 64.9% 增加到 78.7%，增加了 13.8%。这就意味着随着马赫数的增加，通过进气道气体的实际有效冲量所占比重增加，这就能使发动机产生更多的推力。随着马赫数的增加，该三维侧压式高超声速进气道进口前的溢流量减小，实际进入进气道气体的量增加，又因为该部分气体的马赫数和静压均较大，致使进气道的有效冲量增加，而来流总冲量又是一定的，所以该有效冲量在来流总冲量中所占的比重——推力效率也增加。

由图 9 可知，三维侧压式进气道的推阻比随马赫数的增加而增大，并且增速先快后慢。当马赫数从 4.65 增加到 6.65 时，三维侧压式进气道的推阻比从 3.79 增加到 6.52，增加了 2.73。这就意味着三维侧压式高超声速进气道随马赫数的增加，克服阻力的能力会大幅增强。由于随着马赫数增加，三维侧压式高超声速进气道的有效冲量增加，而该进气道内壁面上的总阻力在减小，所以使得进气道的推阻比增加，克服阻力的能力增强。

5 三维侧压式进气道捕获流管上阻力特性的分析

以三维侧压式高超声速进气道的捕获流管为控制体，来分析和研究其受力随马赫数变化的规律，特别是附加阻力变化的规律。三维侧压式进气道的捕获流管，如图 10 所示。

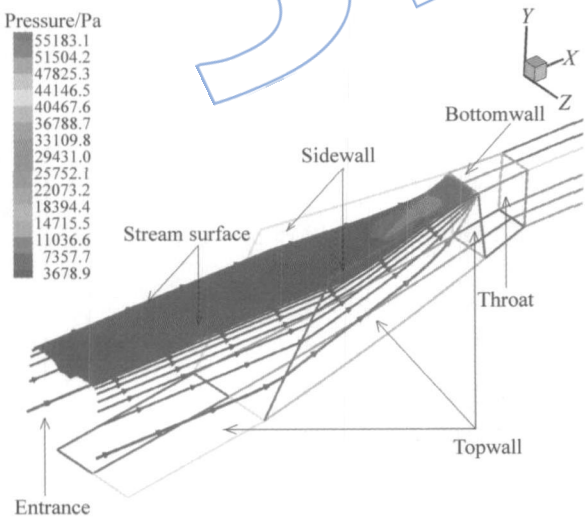


图 10 三维侧压高超声速进气道的捕获流管
Fig 10 Capture flow tub of the three dimensional sidewall hypersonic inlet

三维侧压式进气道的捕获流管(取喉道前的部分)如图 10 所示。它由分流面、顶板、侧板与分

流面相贯线以下和以后的部分，以及喉道和分流面与顶板组成的进口组成。与纯侧压式进气道的分流面不同，三维侧压式进气道的分流面顶部是“凹”型，而纯侧压式进气道的分流面顶部是水平面^[5]。

接下来就以该捕获流管为研究对象，通过数值模拟提取捕获流管顶板处、底板处所受的压差阻力和摩擦阻力，通过自编程序提取捕获流管侧板处所受的压差阻力和摩擦阻力，应用动量定理来研究作用在捕获流管分流面上的附加阻力。由上面的分析可知，捕获流管上所受的总阻力等于捕获流管上所受的压差阻力、摩擦阻力与附加阻力之和，所以捕获流管上的总阻力系数(用 C_t 表示)就等于捕获流管上各阻力项的系数之和。

三维侧压式高超声速进气道捕获流管上的压差阻力系数、摩擦阻力系数随马赫数变化如图 11 和图 12 所示。

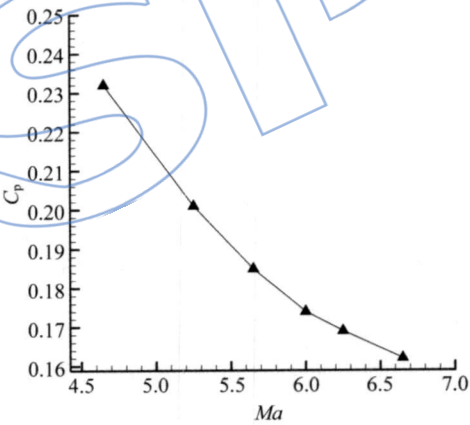


图 11 捕获流管上的压差阻力系数随马赫数的变化
Fig. 11 Variation of pressure drag coefficient acted on the capture flow tub

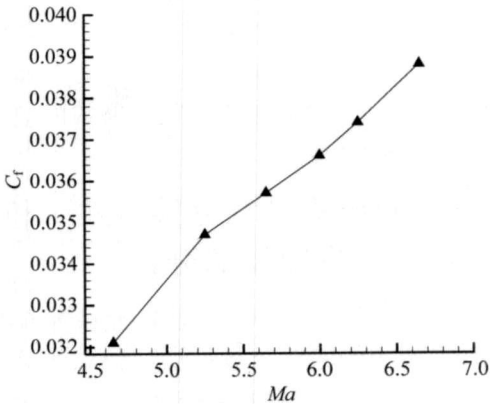


图 12 捕获流管上的摩擦阻力系数随马赫数的变化
Fig. 12 Variation of friction drag coefficient acted on the capture flow tub

由图 11 可知, 捕获流管上压差阻力系数随马赫数的增加而减小, 并且减速先快后慢. 当马赫数从 4.65 增加到 6.65 时, 压差阻力系数从 0.232 减小到 0.162, 减小了 0.07; 而压差阻力从 70.4 N 减小到 49.1 N, 减小了 21.3 N.

由图 12 可知, 捕获流管上摩擦阻力系数随马赫数的增加而增大, 并且增速先快后慢. 当马赫数从 4.65 增加到 6.65 时, 摩擦阻力系数从 0.0321 增加到 0.0338, 增加了 0.0017; 而摩擦阻力从 9.7 N 增加到 11.8 N, 增加了 2.1 N.

三维侧压式高超声速进气道捕获流管上的附加阻力系数、以及总阻力系数随马赫数的变化如图 13 和图 14 所示.

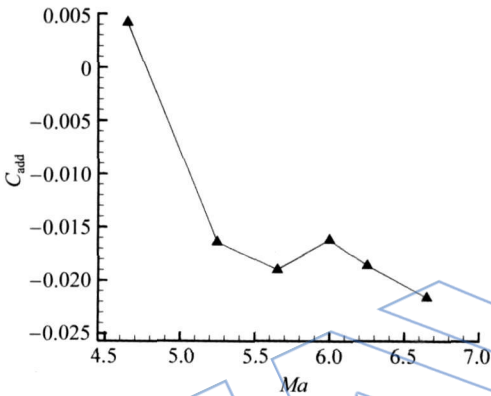


图 13 捕获流管上的附加阻力系数随马赫数的变化
Fig. 13 Variation of additive drag coefficient acted on the capture flow tub

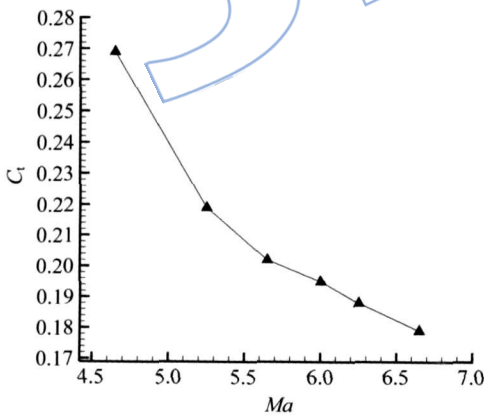


图 14 捕获流管上的总阻力系数随马赫数的变化
Fig. 14 Variation of total drag coefficient acted on the capture flow tub

由图 13 可知, 三维侧压式进气道的附加阻力在低马赫数下为正值, 即为名符其实的附加阻力, 并且逐渐减小. 在高马赫数下, 附加阻力逐渐变为负值, 这就意味着附加阻力变成了实际意义上的

推力, 即所谓的“附加推力”, 并且随着马赫数的增加, “附加推力”呈增大趋势, 但在马赫数 6.0 时, “附加推力”突然减小, 但减幅很小. 当马赫数从 4.65 变化到 6.65 时, 附加阻力系数从 0.0042 减小到 -0.022; 而附加阻力则从 3.3 N 减小到 -7.4 N. 此外, 从图 13 与图 12 的对比可知, 附加阻力的数值较小, 只相当于摩擦阻力一半的水平, 并且随着马赫数的增加, 其变化的幅度也很小.

由于靠近侧板的流线, 其同时向溢流窗方向和对称面方向偏转, 如图 10 所示. 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, 高超声速气流在收缩通道里减速增压, 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. 在低马赫数时, 由于靠近侧板的流面在来流方向的投影面积小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后, 即压力积分为正值, 又由于分流面上沿来流方向压力的积分就是所谓附加阻力, 所以, 此时附加阻力名符其实. 但在高马赫数下, 靠近侧板的流面在来流方向的投影面积大于靠近对称面的流面在来流方向的投影面积, 并且随着马赫数的增加, 靠近侧板的分流面面积越大, 此时整个分流面沿来流方向压力积分的方向就变为朝前, 该压力的积分为负值, 附加阻力就变成了实际上所谓的“附加推力”.

由图 14 可知, 捕获流管上的总阻力随马赫数的增加而逐渐减小, 并且减速先快后慢. 当马赫数从 4.65 增加到 6.65 时, 总阻力系数从 0.269 减小到 0.179, 减小量为 0.09; 而总阻力则从 81.4 N 减小到 54.3 N. 在捕获流管上的总阻力中, 捕获流管上的压差阻力占主导地位, 它的变化趋势决定着捕获流管上总阻力的变化趋势. 由于捕获流管上的压差阻力随马赫数的增加逐渐减小, 使得捕获流管上的总阻力也随马赫数的增加而减小.

6 结 论

由以上对三维侧压式高超声速进气道内部阻力的分析, 所得结论如下:

- 1) 在等动载条件下, 三维侧压式高超声速进气道整个内壁面上的压差阻力、总阻力均随马赫数的增加而大幅减小; 而进气道整个内壁面上的摩擦阻力则随马赫数的增加而增加, 但增幅较小; 摩擦阻力在总阻力所占比重随马赫数的增加而增

加,并且增幅较大,但其最大值不超过 20%。

2) 在等动载条件下,三维侧压式高超声速进气道的推力效率、推阻比均随马赫数的增加而大幅增加,当马赫数从 4.65 增到 6.65 时,三维侧压式高超声速进气道的推力效率增加了 13.8%,推阻比增加了 2.73。

3) 在等动载条件下,三维侧压式高超声速进气道捕获流管上的压差阻力、总阻力均随马赫数的增加而大幅减小,而捕获流管上的摩擦阻力则随马赫数的增加而小量的增加;在总阻力中压差阻力占主导地位,其变化规律决定着总阻力的变化规律。

4) 在等动载条件下,三维侧压式高超声速进气道的附加阻力随马赫数的增大而减小,在高马赫数下附加阻力会变成负值,即实际意义上的“附加推力”;然而附加阻力的数值较小,相当于摩擦阻力一半的水平。

参考文献:

[1] Mitani T, Hiraiwa T. Drag and total pressure distributions in scramjet engines at Mach 8 flight [J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(4):953-960.

[2] Jonathan W N. Modern skin friction measurement techniques: description, use and what to do with the data [R]. AIAA 2000-2521.

[3] Jonathan W N, Mark S. Modern development in shear stress measurement [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 38(6-7): 515-570.

[4] 骆晓臣. 高超声速进气道内部阻力的分析和研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.

LUO Xiaochen. Analysis and investigation of internal drags in hypersonic inlets[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)

[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): 273-277.

LUO Xiaochen, ZHANG Kunyuan. Parametric analysis of internal drag in sidewall compression inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(3): 273-277. (in Chinese)