

文章编号: 1000-8055(2009)09-2063-06

考虑附面层影响的二元混压式进气道设计

骆广琦^{1,2}, 郑九州², 宋嶝源²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2 空军工程大学 工程学院, 西安 710038)

摘 要: 采用等激波强度的方法, 考虑附面层修正, 设计了一种飞行马赫数 $Ma = 3.0$ 的二元混压式进气道. 通过数值仿真, 模拟了激波-边界层的相互影响, 研究了附面层抽吸对内流场的影响, 获得了进气道内部复杂的流场分布, 以及不同背压下进气道的起动特性. 计算表明所设计的进气道性能较好, 附面层抽吸对稳定正激波有明显的作用, 提高了进气道抗反压能力. 给出的方法可用于二元混压式进气道的初步设计和验证.

关 键 词: 混压式进气道; 进气道设计; 数值模拟; 附面层抽吸; 起动特性

中图分类号: V211.48

文献标识码: A

Design of a two dimensional mixed compression supersonic inlet with boundary layer consideration

LUO Guang-qi^{1, 2}, ZHENG Jiu-zhou², SONG Di-yuan²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2 The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Based on constant shock intensity method, a two dimensional mixed compression supersonic inlet was designed for flight at Mach number of 3.0. The correction was made for the effects of boundary layer. Quasi one dimensional analysis shows that the designed inlet has a good performance. By two dimensional viscous simulation of inlet flows with terminal shocks, flow status of complicated flow field was presented in two dimensional mixed compression supersonic inlet. The reflections and intersections of various shock waves inside the inlet and the separation flows induced by shock wave/boundary layer interaction were displayed reasonably. Boundary layer bleed was considered to minimize separation and provide uniform flow at the engine face station. Starting characteristic was obtained through numerical simulation under various outflow back pressure. Calculations with bleed indicate that boundary layer bleed can be used to stabilize the terminal shock location and prevent choking of the inlet, which is beneficial to resist outflow back pressure. The presented method is applicable to preliminary inlet design and numerical simulation.

Key words: mixed compression inlet; inlet design; numerical simulation; boundary layer bleed; starting characteristic

进入 21 世纪, 空间载荷的低成本高效投送、对超远程目标的快速打击以及全球范围的快速运

输, 种种诸如此类的渴望都使得人们对远程、高空高速飞行器的需求日益膨胀, 而实现高速飞行的

收稿日期: 2008-09-04; 修订日期: 2009-04-10

作者简介: 骆广琦(1971-), 男, 陕西泾阳人, 副教授, 博士生, 主要研究方向: 飞机推进系统气动热力理论.

关键是动力系统. 对飞行包线范围十分宽广的高速飞行器来说, 目前还没有任何一种单一类型的发动机能独立完成推进任务, 因此国外提出了利用两种以上的发动机组合起来作为高超声速推进动力的构想^[1-2]. 涡轮基组合循环(turbine based combined cycle, TBCC)动力方案采用涡轮发动机和冲压发动机(包括亚燃冲压发动机和超燃冲压发动机)进行组合, 使得发动机在整个飞行马赫数范围内都具有较高的性能, 是一种比较有前途的动力方案^[3].

作为TBCC动力系统的重要组成部分, 进气道的主要作用是将流入的高速气流减速增压, 并提供给发动机所需的流量和出口流场, 其设计好坏直接影响推进系统和整机的性能^[4]. 由于气动和机械方面的约束, TBCC动力系统的进气道设计是十分复杂的^[5].

本文针对上下并联结构的TBCC动力方案, 考虑其低速涡轮进气系统, 计入附面层位移厚度, 给出了二元混压式超声速进气道一维型面完整的设计方法. 考虑附面层抽吸, 对进气道流场进行了二维黏性数值模拟, 获得了清晰的激波结构, 真实地反映了附面层抽吸对进气道流场的影响.

1 进气道型面设计

假定飞行器的飞行方案如下: 飞行器由地面起飞, 按等马赫数爬升至 $H = 11 \text{ km}$, 然后加速到 $Ma = 3.0$, 涡轮发动机关闭, 双模态超燃冲压发动机以亚燃模式开始工作, 飞行器沿等动压轨迹继续爬升、加速, 在 $Ma = 5.0$ 转换为超燃模式工作. 对低速涡轮进气系统, 以马赫数 $Ma = 3.0$, 飞行高度 $H = 11 \text{ km}$ 为设计点, 对前体/进气道进行一体化设计.

1.1 超声速扩压段

前体长度要综合考虑飞行器对发动机尺寸的限制和对发动机性能的要求来折衷选取, 一般选接近整个发动机长度的 $1/2$. 参考相关文献, 取前体预压缩楔角 $\delta_1 = 6^\circ$, 外罩唇口的内压缩角 $\alpha = 5^\circ$. 根据设计压比确定进气道总转折角 $\delta = 19^\circ$.

设计状态下, 体外压缩产生的波系均交于唇口, 根据前体/进气道产生的波系情况, 沿流程将计算域划分为5个区域(见图1). 根据来流马赫数 Ma_0 和气流转折角 δ , 利用变比热容激波前后关系式迭代计算出第一道激波角及波后气流参数. 根据等激波强度设计原则, 可由变比热容激波前后关系方程组依次迭代计算出2, 3区的各气

流参数. 4区气流方向平行于外罩内壁面, 所以气流转折角 $\delta_4 = \delta_1 + \delta_2 + \delta_3 - \alpha$ 在已知气流转折角的情况下, 计算出4, 5区的气流参数. 已知前体的长度 L_4 , 在给定喉部高度 H_5 时, 通过几何关系即可确定其它尺寸.

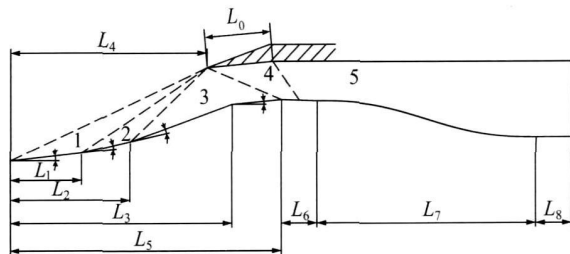


图1 超声速进气道结构示意图

Fig. 1 Schematic of the supersonic inlet structure

进气道设计过程中, 需要判断激波是否脱体. 对确定的来流马赫数 Ma , 存在一个最大的气流转折角 $\delta_{\max}$ 和相应的激波角 $\beta_{\max}$, 当斜板转折角 $\delta > \delta_{\max}$ 时, 斜激波脱体. $\beta_{\max}$ 由下式确定^[6]

$$\sin^2 \beta_{\max} = \frac{1}{\gamma \cdot Ma^2} \left\{ \frac{\gamma+1}{4} Ma^2 - 1 + \left[(\gamma+1) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 + \frac{\gamma+1}{16} Ma^4 \right) \right]^{1/2} \right\} \quad (1)$$

超声速进气道设计必须考虑其在低飞行马赫数下的起动问题. 当进气道过分收缩使其喉部出现壅塞, 或压气机引起的反压过高时, 进气道将处于不起动状态. 本文采用不壅塞设计, 在 $Ma = 2.5$ 时按流量平衡确定喉部高度. 在设计的飞行马赫数范围内, 采用 Kantrowitz 收缩比限制线对内收缩比进行初步校核. 该方法假定一道正激波位于内收缩段入口, 按照一维等熵流动计算喉部产生声速的面积比. 对理想气体, Kantrowitz 收缩比公式^[7]如下:

$$\left(\frac{A_2}{A_4} \right)_{\text{Kantrowitz}} = \frac{1}{Ma_2} \left[\frac{(\gamma+1)Ma_2^2}{(\gamma-1)Ma_2^2 + 2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \cdot \left[\frac{\gamma+1}{2\gamma \cdot Ma_2^2 - (\gamma-1)} \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \left[\frac{2 + (\gamma-1)Ma_2^2}{\gamma+1} \right]^{\frac{\gamma}{2(\gamma-1)}} \quad (2)$$

设计条件下, 计算得到的 Kantrowitz 收缩比为 1.249, 实际进气道的内收缩比为 1.136, 满足自起动收缩比要求.

1.2 亚声速扩压段

气流通过喉部在亚声速扩压段进一步减速增压. 扩压段的设计要求是在保证出口速度满足设

计要求的情况下, 尽可能减小附面层分离, 减少流场畸变, 从而减少总压损失. 反映在结构设计上就是有效圆锥角(扩张角)不能太大, 型面过渡光滑. 文献[8]的研究表明, 保证亚声速扩压器不分离的扩张角度在 8° 以下. 本文取扩张角 $\theta_{\text{eff}} \approx 5^\circ$, 计算发现局部最大扩张角控制在 10° 左右.

参考文献[9]的方法, 基于简化设计的考虑, 亚声速扩压段采用等宽度设计, 并且假定喉部到扩压器出口的下表面是水平的. 扩压段设计分为三部分: 二维来流扩压段 L_6 、三维过渡段 L_7 和等截面稳定段 L_8 , 如图 2 所示. 在 L_6 段通过将上表面沿轴向抬高 2° 来使正激波稳定在喉部附近, 并将喉部进口的四个方形角转变为圆形角. 过渡段 L_7 的形状是通过迪卡尔坐标下的超椭圆方程来控制的, 即

$$\left(\frac{Y}{R}\right)^n + \left(\frac{Z}{b}\right)^n = 1 \tag{3}$$

其中 n, b 是 X 的 5 次多项式. 椭圆方程的指数 n 控制过渡段截面四个角的形状(前面二维来流扩压段出口的圆角形状通过 $x/R = 0$ 的方程确定), n 值减小, 对应的圆角半径增大, $n = 2$ 时截面就变成圆了. n 的表达式系数是通过迭代拟和基准截面形状得到的. 本文以美国 NASA 格林研究中心(GRC)的 td118 作为参考扩压器, td118 是其 HSR(high speed research) 计划研究的一种接近失速线工作的无分离亚声速扩压器, 后来的系列测试也验证了这一点. 图 3 是 td118 沿轴向的无因次面积图. 为了达到同样的性能, 通过调整 n 值, 使三维过渡段的面积与 td118 的面积匹配. 等截面稳定段 L_8 的长度按经验取值, 一般等于扩压器出口半径.

1.3 附面层修正

考虑气体的黏性作用, 附面层的存在使得进气道实际的流通能力下降, 需要对进气道的型面进行修正, 修正量等于附面层的位移厚度. 修正型

面的计算方法^[10]为

$$\delta_{\infty} = \frac{(1.3 + 0.43Ma^2)\delta_0}{10.4 + 0.5Ma^2(1 + 2 \times 10^{-8}Re)^{\frac{1}{3}}} \tag{4}$$

式中

$$\delta_0 = S \left\{ 0.37Re^{-0.2} \left[1 + \left(\frac{Re}{6.9 \times 10^7} \right)^2 \right]^{0.1} \right\}$$

S 为从前缘开始沿物面的距离(文中取斜板长度), Re 为雷诺数(以 S 为特征尺寸).

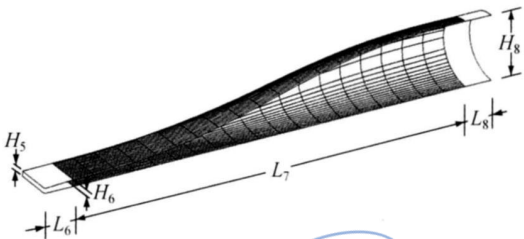


图 2 亚声速扩压段的剖面图
Fig. 2 Cutaway view of the diffuser section

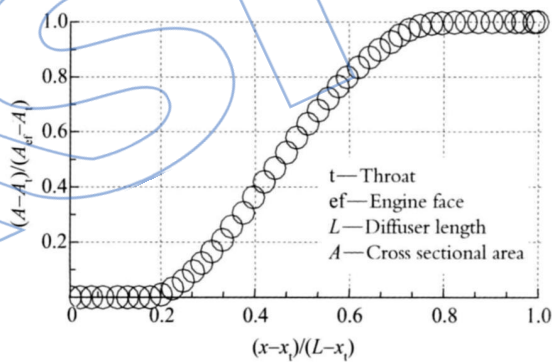


图 3 td118 的无因次面积图
Fig. 3 3-D transitioning diffuser section of the td118 diffuser

设计的前体/进气道的几何参数列于表 1. 进气道设计点和非设计点性能参数的准一维数值计算结果见表 2, 可以看到所设计的进气道性能较好.

表 1 前体/进气道的几何尺寸(单位:mm)

Table 1 Geometry details of forebody/inlet (units: mm)

Length	L_1	L_2	L_3	L_4	L_5	L_6	L_7	L_8
	434.99	729.99	1352.86	1200.00	1652.94	216.79	1324.91	216.79
Height	H_1	H_2	H_3	H_4	H_5	H_6	H_7	H_8
	45.72	109.53	324.00	532.73	217.47	225.04	433.59	433.59

表 2 进气道设计点和非设计点性能参数

Table 2 Performance parameter of the inlet at design and off design condition based on quasi one dimensional analysis

马赫数	流量系数	总压恢复系数	冲压比	动能效率
Ma	φ_i	σ_s	π_v	η_k
2.5	0.856	0.947	8.78	0.985
2.8	0.941	0.917	16.81	0.978
3.0	1.0	0.878	23.11	0.971

2 数值模拟

2.1 计算模型

本文采用商业计算流体力学(CFD)软件进行黏性 Navier-Stokes 方程数值求解. 用代数法分区生成计算网格, 为保证计算准确性, 在斜激波两端简单加密. 采用隐式耦合求解二维定常流场, 湍流模型选 S-A (Spalart-Allmaras) 模型, 二阶迎风格式离散. 进口设定压力远场条件, 壁面采用黏性绝热固壁条件, 出口为压力出口条件. 为更准确模拟超声速流动情况, 采用了考虑真实气体效应的变比热模型.

在激波与附面层强烈干扰的区域设置抽吸系统. 文献[11]的研究表明, 最有利的抽吸位置在激波的反射点后以及正激波后. 文中参照文献[12]的方法, 将抽吸系统简化为简单的容腔, 结构如图4所示. 容腔出口静压设定为来流静压, 使抽吸孔内流动达到堵塞状态. 抽吸孔宽度 $D = 1.0\text{cm}$.

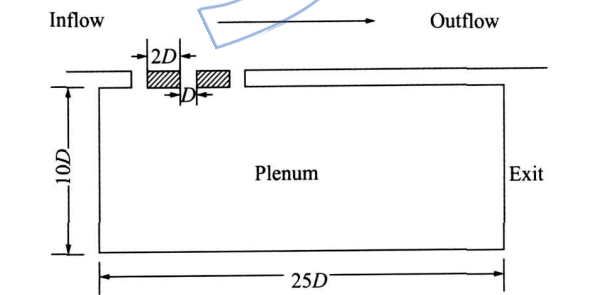


图 4 抽吸空腔结构示意图

Fig 4 Schematic of the bleed plenum

2.2 模型验证

以文献[13]给定的超声速二维混压式进气道(图5)为例, 利用本文数值模拟方法计算了该进气道在进口马赫数 $Ma_\infty = 3.0$, 静压 $p_\infty = 3.914\text{Pa}$, 静温 $T_\infty = 338.7\text{K}$ 的内外流场, 附面层抽吸位置和数目保持和原实验方案一致. 从图中可以看到,

前缘激波交于唇口, 正激波位于喉道下游. 沿上、下壁面的压力分布与该进气道的风洞实验结果比较, 两者吻合较好(图6、图7), 表明本方法可用于超声速进气道流场的数值验证.

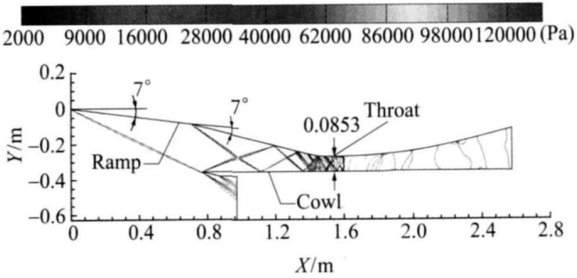


图 5 进气道压力等值线

Fig. 5 Pressure contours in two-dimensional supersonic inlet($Ma_\infty = 3.0$, $\alpha = 0^\circ$, $p_b/p_\infty \approx 32$)

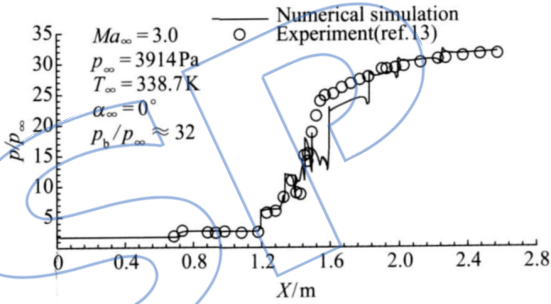


图 6 进气道上壁面相对压力分布

Fig. 6 Relative pressure distributions on the ramp of the two-dimensional supersonic inlet

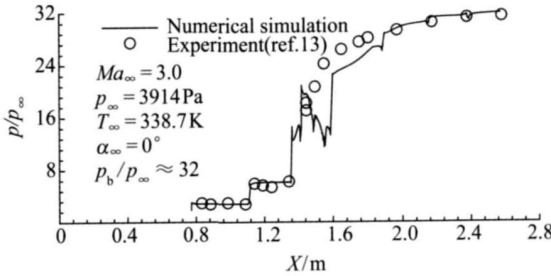


图 7 进气道下壁面相对压力分布

Fig. 7 Relative pressure distributions on the cowl of the two-dimensional supersonic inlet

2.3 计算结果分析

在设计状态下, 对设计进气道的数值模拟结果如图8~图10所示. 图8显示了进气道内部流场情况, 激波结构清晰, 比较真实描述了激波在壁面的反射以及激波的交叉现象. 此时前体三道斜激波均交于唇口, 正激波稳定在喉道下游位置. 图9给出了沿进气道上、下壁面的相对压力变化情况. 需要指出的是, 由于文中暂时没有考虑抽吸数量及抽吸率的影响, 使得抽吸不够均匀, 个别抽吸位置流场

变化较大, 壁面压力在抽吸孔前后位置出现较大的波动. 进气道出口的马赫数分布如图 10 所示. 从上述各图可以看到, 数值模拟的结果是合理的.

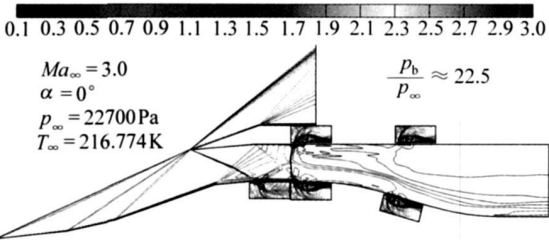


图 8 设计点马赫数等值线

Fig. 8 Mach number contours in two-dimensional inlet ($Ma_\infty=3.0$, $\alpha=0^\circ$, $p_b/p_\infty\approx 22.5$)

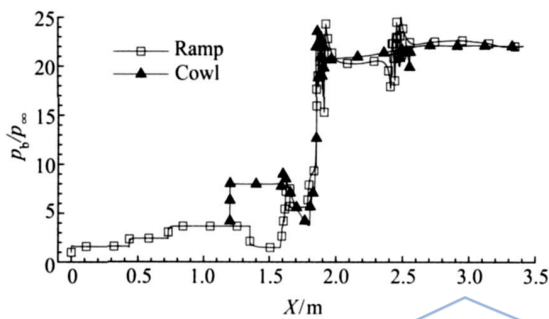


图 9 沿上、下壁面的相对压力分布

Fig. 9 Relative pressure distributions on the ramp and cowl of the inlet ($Ma_\infty=3.0$, $\alpha=0^\circ$, $p_b/p_\infty\approx 22.5$)

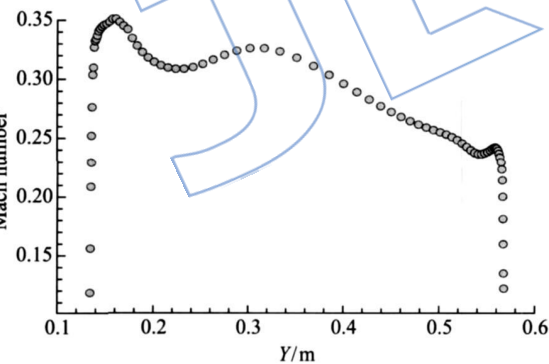


图 10 设计点出口马赫数分布

Fig. 10 Mach number distributions at the inlet exit section on design condition

图 11 为 $Ma_\infty=3.0$ 时无抽吸条件下进气道的流场分布, 计算工况为 $p_\infty=22\,700\text{ Pa}$, $T_\infty=216.7\text{ K}$. 采取逐步增大背压的办法, 得到进气道不起动的临界背压 $p_b/p_\infty\approx 15$. 从图中可以看到, 唇口斜激波与下壁面附面层的相互干扰以及吸入的前体附面层, 使得喉道前的附面层迅速增厚, 造成了一个气动压缩角, 并在第三道压缩波后形成了一道压缩波, 气流在进气道下壁面发生了分离,

形成了一个很大的分离包, 造成喉部气流壅塞, 正激波被推出唇口, 进气道不起动. 计算表明, 此时进气道再起动的相对背压为 $p_b/p_\infty\approx 13.5$.

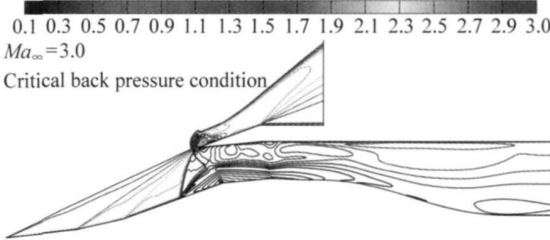


图 11 $p_b/p_\infty\approx 15$, 无抽吸时马赫数等值线

Fig. 11 Mach number contours in two-dimensional supersonic inlet without bleed ($Ma_\infty=3.0$, $p_b/p_\infty\approx 15$)

图 12~ 图 14 为采取抽吸措施后, 不同来流马赫数下进气道的流场分布. 为使流动有比较性, 调整背压大小, 保证各工况下的进气道处于临界工作状态, 正激波能够在喉道附近稳定下来. 从图中可以看出, 当来流马赫数小于设计马赫数时, 前体激波位于唇口外, 唇口处出现不同程度的溢流; 当来流马赫数大于设计马赫数时, 前体激波交于唇口内部, 并与唇口斜激波相互影响, 使唇口前缘出现较小的气流分离. 比较各图可以发现, 采用附面层抽吸措施后, 有效地提高了进气道的起动特性. 随进口来流 Ma 数增加, 临界出口背压提高.

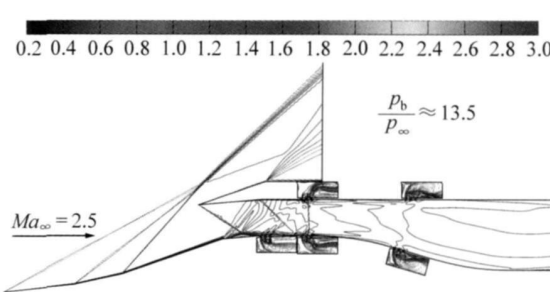


图 12 $Ma_\infty=2.5$, $p_b/p_\infty\approx 13.5$ 时马赫数等值线

Fig. 12 Mach number contours in two-dimensional supersonic inlet ($Ma_\infty=2.5$, $\alpha=0^\circ$, $p_b/p_\infty\approx 13.5$)

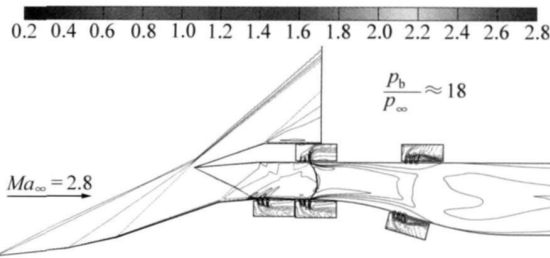


图 13 $Ma_\infty=2.8$, $p_b/p_\infty\approx 18$ 时马赫数等值线

Fig. 13 Mach number contours in two-dimensional supersonic inlet ($Ma_\infty=2.8$, $\alpha=0^\circ$, $p_b/p_\infty\approx 18$)

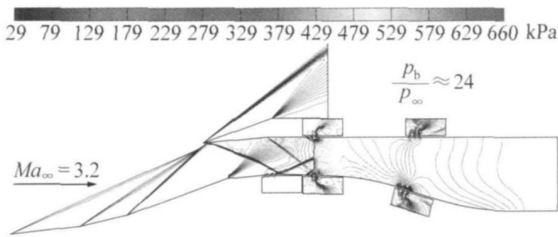


图 14 $Ma_\infty = 3.2$, $p_b/p_\infty \approx 24$ 时压力等值线
Fig 14 Pressure contours in two dimensional supersonic inlet ($Ma_\infty = 3.2$, $\alpha = 0^\circ$, $p_b/p_\infty \approx 24$)

图 15 给出了二维数值模拟得到的设计进气道特性. 可以看到, 由于考虑了抽吸以及内部波系的复杂影响, 总压恢复系数和流量系数较表 2 的一维计算结果有明显减小.

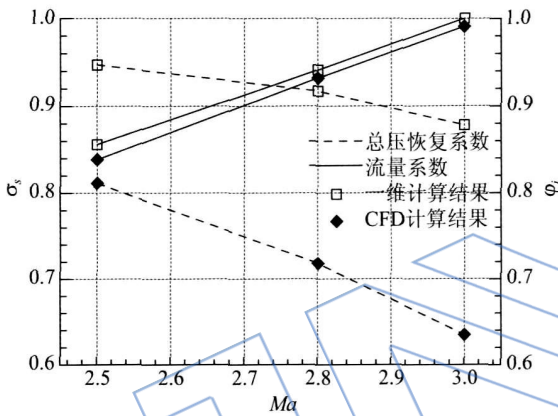


图 15 CFD 计算得到的设计进气道特性
Fig 15 Designed inlet character based on CFD

3 结 论

本文基于 TBCC 动力方案, 针对低速涡轮通道, 开展了考虑附面层影响的定几何二元混压式进气道的设计研究. 基于 Oswatitsch 激波理论, 完成了进气道的几何型面和参数确定. 运用 CFD 技术, 模拟了此进气道多种工况下的流动状态. 分析表明:

- 1) 所给出的设计方法对 TBCC 发动机低速进气道的初步设计具有较好的适用性;
- 2) 对混压式进气道流场进行数值模拟时, 由于唇口激波与下壁面附面层相互强烈干扰, 气流出现较大分离, 因而需要采取抽吸措施;

3) 附面层抽吸能够稳定正激波, 提高进气道抗反压能力, 改善起动特性.

参考文献:

[1] Dissel A F, Kothari A P, Lewis M J. Investigation of two stage tor orbit air breathing launch vehicle configurations[R]. AIAA 2005 3244

[2] Kobayashi H, Taratsugu N. Optimization method on TS-TO spaceplane system powered by airbreather[R]. AIAA 2001-3965

[3] 陈大光. 高超声速飞行与 TBCC 方案简介[J]. 航空发动机, 2006, 32(3): 10-13
CHEN Daguang. Brief introduction of hypersonic flight and TBCC concept[J]. Aeroengine, 2006, 32(3): 10-13 (in Chinese)

[4] Clough J A, Lewis M J. Comparison of turbine based combined cycle engine flowpaths[R]. AIAA 2003 6932

[5] Espinosa A M. Integration of turbine engines in hypersonic airbreathing vehicles[R]. AIAA 2003 4408

[6] Ferri A. Elements of aerodynamics of supersonic flow[M]. New York: Macmillan, 1949

[7] Kantrowitz A, Donaldson C. Preliminary investigation of supersonic diffusers[R]. NACA WRL-713, 1945

[8] Reneau L R, Johnston J P, Kline S J. Performance and design of straight two dimensional diffusers[J]. ASME Journal of Basic Engineering Transactions, 1967, 89(1): 141-150

[9] Wendt B J. The performance of a subsonic diffuser designed for high speed turbojet propelled flight[R]. NASA CR 2004-213410, 2004

[10] 刘小平. 用统计能量法预示导弹仪器舱的动力学环境[J]. 导弹与航天运载技术, 2000, (4): 52-56
LIU Xiaoping. Predicting the dynamic environment of missile instrument bay with the statistical energy analysis method[J]. Missiles and Space Vehicles, 2000, (4): 52-56 (in Chinese)

[11] Cubbison R W, Meleason E T, Johnson D F. Effect of porous bleed in a high performance axisymmetric mixed compression inlet at Mach 2.5 [R]. NASA TM X-1692, 1968

[12] Benson D B, Shih T F P. Boundary conditions for CFD simulations of supersonic boundary-layer flow through discrete holes[R]. AIAA 2000-0888

[13] Anderson W E, Wong N D. Experimental investigation of a large scale, two dimensional, mixed compression inlet system performance at design conditions, $M = 3.0$ [R]. NASA TM X-2016, 1970.