

超燃冲压发动机二维进气道优化设计方法研究^{*}

徐 旭, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 建立了超燃冲压发动机二维进气道的优化设计模型, 运用优化设计方法对三楔角外压和二楔角内压的混压式进气道进行了不同约束条件下的一维优化设计。运用数值方法对进气道的优化设计进行了二维验算, 验证了优化设计模型及设计方法的正确性。在此基础上将数值计算方法应用于进气道的二维优化设计, 进一步提高了进气道的性能。该方法可进一步推广应用于包含三维、真实气体流动的进气道优化设计当中。

关键词: 超燃冲压发动机; 高超声速进气道; 混合压缩式进气道; 最优化设计; 数值计算

中图分类号: V235.213

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2001) 06-0468-05

Design and optimization method for two dimensional scramjet inlet

XU Xu, CAI Guo-biao

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: An optimization model was established for three wedge external compression and two wedge internal compression scramjet inlet. Optimum designs subject to different constraints were obtained using the method of successive quadratic programming. The computational fluid dynamics method was employed in two dimensional inlet optimum design using the one dimensional solution as an initial condition. The solution of two dimensional optimum design shows more performance improvements over the one dimensional design. This method can be improved to take the 3-D and real gas effects into account with only a modification of the CFD model.

Key words: Supersonic combustion ramjet engine; Hypersonic inlet; Mixed compression inlet; Optimum design; Numerical calculation

1 引 言

超声速燃烧冲压发动机将成为未来高超声速飞行器的动力装置。作为超燃发动机的一个部件, 进气道是与飞行器的前体一体化的, 它为发动机提供燃烧所需要的空气流量, 同时对空气进行压缩, 使之达到一定的温度和压力, 以满足超声速燃烧的要求。进气道设计所追求的目标是, 在满足设计所要求的温升和压升等条件下, 使压缩过程的性能损失最小, 效率最高。高超声速气流的粘性效应将非常突出, 采用传统的一维气体动力学方法进行设计误差很大, 因此, 将计算流体力学(CFD)方法应用到进气道的优化设计过程中已经成为近年来进气道设计的基本思路^[1~4]。本文运用优化设计方法对二维超声速混压式进气道进行了一维优化设计, 然后运用计算流体力学方法

(CFD)对其进行了二维数值优化。结果表明, 该方法可以显著提高超声速进气道的设计性能, 并具有良好的可扩展性。

2 优化设计方法

设计模型是三楔角外压和二楔角内压的混压式进气道。在设计状态下, 由三个外压楔角产生的三道斜激波打到进气道外罩唇口(C 点, 参见图1), 这样产生的附加阻力为零, 同时避免激波进入进气道内部而引发的强烈的激波附面层相互作用, 两道内压斜激波汇合于进气道上壁面折转点(D 点)并被吸收。已知设计条件是: 飞行高度 $H = 30$ km, 飞行马赫数 $Ma_0 = 5.5$, 压升比 $p_r = 30.0$, 空气捕获流量 $q = 30$ kg/(s·L), L 为单位宽度。

^{*} 收稿日期: 2000-04-10; 修订日期: 2001-06-02。

作者简介: 徐 旭 (1969—), 男, 博士后, 副教授, 研究领域为复杂流动的数值研究。

进气道结构参数众多,如何选择优化变量将直接影响到优化的收敛速度乃至成功与否。通过对结构参数进行相关性分析,本文选取以下 4 个变量作为优化变量,它们分别是:外压第一个楔角 δ_1 ,第二个楔角 δ_2 ,外压总折转角 $\delta_1(\delta_1 + \delta_2 + \delta_3)$,内压第一个楔角 δ_4 ,如图 1 所示。其它参数可根据一维气体动力学方程计算得到,进气道迎风面高度 H_0 由捕获空气流量确定,优化的基本数学模型可表示为: $\min - (p_{11} \cdot p_{12} \cdot p_{13} \cdot p_{14} \cdot p_{15})$,

s. t. $p_{11} - p_{12} p_{13} p_{14} p_{15} = 0$, $\delta_{1\min} \leq \delta_1 \leq \delta_{1\max}$,
 $\delta_{2\min} \leq \delta_2 \leq \delta_{2\max}$, $\delta_{4\min} \leq \delta_4 \leq \delta_{4\max}$, $\delta_{1\min} \leq \delta_1 \leq \delta_{1\max}$.

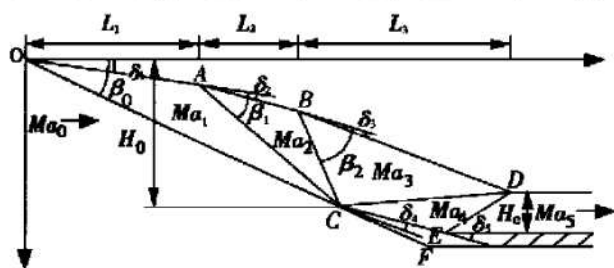


Fig. 1 Design parameters for two dimensional mixed compression inlet

其中, p_{1i} 和 p_{1i} 分别为第 i 道激波的总压恢复和静压压升,它们是优化变量的复杂函数。在上述基础上,还可添加更多的约束条件。约束条件中的等式约束是非线性的,这给求解带来了一定的困难。考虑到问题的复杂性,以及以后将用 CFD 方法求解目标函数值,优化方法选择了序列二次规划法 (Successive quadratic programming),该方法用二次近似将非线性优化问题线性化处理,使用差分得到目标函数和约束函数的梯度值,是目前应用于约束非线性问题最常用的方法之一。运用该方法生成的进气道结构及数值计算网格如图 2 所示,网格点数为 91×51 。

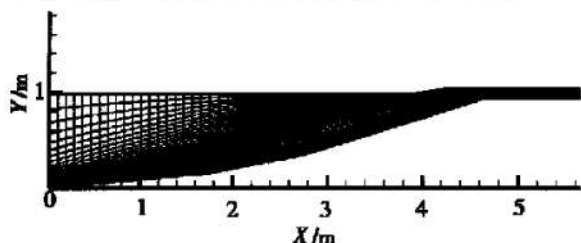


Fig. 2 Computational grids for scramjet inlet flow calculation

3 流场数值计算方法

流场计算的控制方程是二维欧拉方程和 N-S 方程,采用不同的计算模型是为了考察粘性在高超声速

流动中所起的作用。根据以往的理论知识及实践经验,粘性在高超声速流动中将发挥极其重要的作用,对设计性能的影响很大。控制方程的时间积分采用隐式的 LU 分解算法^[5],相对于传统的按空间方向分解的隐式近似因子分解 (AF) 算法,LU 算法具有更好的数值稳定性,特别是对于三维情况,在数值稳定性方面 LU 方法明显优于 AF 方法。因此,该方法近年来得到了国内外研究者的普遍应用。空间离散则采用有限体积的 MUSCL 格式结合 Van Leer 的矢通量分裂方法^[5]进行,这是一种二阶精度的迎风型格式,它可根据流场内守恒变量信息传播方向自动确定空间差分的方向(前差或后差),不需要显式添加人工粘性项。

数值计算采用当地时间步长进行推进, CFL 数为 0.5, N-S 方程计算时采用的是 B-L 代数湍流模型。经过数值计算发现,正常情况下设计的流场计算收敛都很快,在 6 000 步以内各项残差均能收敛至 10^{-5} 以下,流量误差如图 3 所示。从图上可以看到,4 000 步以后,出口流量趋于稳定,在 6 000 步时流量误差约为 3%。产生流量误差的主要原因是进气道外罩口附近产生溢流,并非实际计算误差。

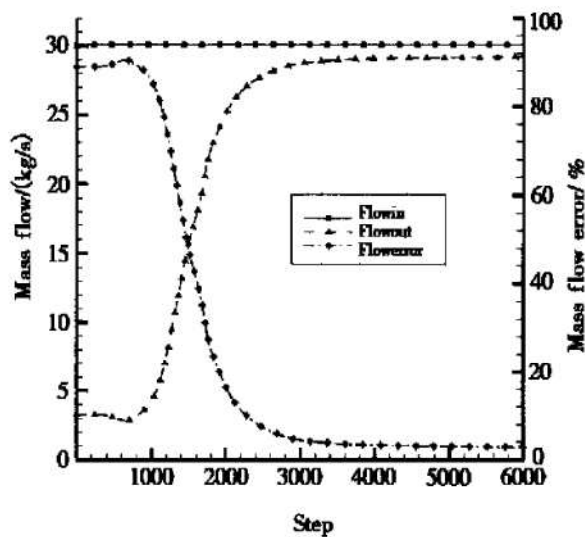


Fig. 3 Convergence history of Euler equations for scramjet inlet calculation

4 优化结果分析

表 1 为不同约束条件下的一维优化设计结果。为了进行对比,表中也列出了三楔角外压式进气道的优化设计结果。根据可能的实际情况设计了三种条件下的混压式进气道,包括限定前体长度、限定第一个楔角的大小和无上述附加约束。从表中可以看出,混压式进气道的总压恢复明显高于单纯外压式进气道,其外压部分的气流折转角也小于外压式进气道的

气流折转角, 这表明: 同样压升条件下的混压式进气道压缩效率高于外压式进气道。对混压式进气道而言, 增加约束条件会不同程度地降低总压恢复、气流温升比和增加折转角, 而出口马赫数下降。这也与约束越多, 设计性能越低的认识是一致的。

Table 1 One dimensional optimization solutions at different design constraints

Design constraints		Static temperature rise	Total pressure recovery / %	Flow deflection angle/(°)	Outlet Mach Number
External compression		2.99	64.93	35.39	2.61
Mixed comp.	$L_1 + L_2 + L_3 = 3.5\text{ m}$	2.91	71.67	17.59	2.67
	$\delta_1 = 3^\circ$	2.78	83.69	17.19	2.77
	None	2.77	85.23	17.15	2.78

表 2 为无附加约束的混压式进气道一维优化设计结果。表中列出了不同位置处(参见图 1)的马赫数、激波角和楔角等参数。表中还列出了 $Ma \cdot \sin \beta$ 的值, 这是为了同 Schittowski 的分析结果^[6]进行对比。从表中可以看到, 该值在进气道的内压部分和外压部分分别保持不变, 这与文献[6] $Ma \cdot \sin \beta = \text{Const}$ 对应总压恢复最高的的分析结果是一致的, 也说明优化设计结果是正确的。

Table 2 One dimensional optimization solutions for mixed compression inlet

Subscripts	0	1	2	3	4	5
Parameters						
Mach number Ma	5.500	4.899	4.343	3.825	3.289	2.783
Shock angle $\beta/(\circ)$	14.086	15.857	17.956	21.134	24.788	—
$Ma \cdot \sin \beta$	1.339	1.339	1.339	1.379	1.379	—
Wedge angle $\beta/(\circ)$	—	5.078	5.686	6.390	7.976	9.178

图 4 为表 2 所对应设计的欧拉方程解, 图 4(a) 为等马赫数线, 图 4(b) 为等压线。从这两幅图上可以看到, 流场的形态基本符合设计的初衷: 从各个外压楔角产生的斜激波交于外罩唇口附近, 而内压斜激波则交于进气道上壁面折转点, 激波反射不很明显。CFD 计算结果初步验证了一维优化设计结果, 但与理

想的一维结果还存在一定的差别, 主要体现在: 进气道等截面管道内部存在较弱的激波反射以及膨胀波之间的相互作用, 这在一维设计中未予考虑, 因而造成一定的计算误差。计算表明: 该设计的压升比为 31.37, 而总压恢复为 74.86%。

图 5 为该设计的 N-S 方程解, 图 5(a) 为等马赫数线, 图 5(b) 为等压力线, 图 5(c) 为局部等压线。从图上可以看到, 流场的基本形态与欧拉方程的解是一致的, 但有两点明显不同: (1) 前体表面上可以观察到附

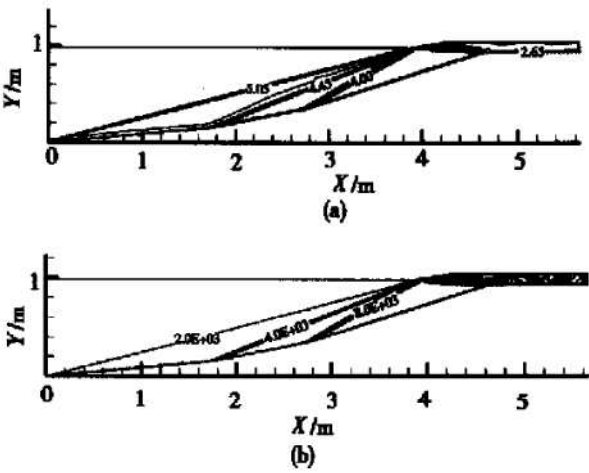


Fig. 4 Numerical solutions of Euler equations (a) Mach contours; (b) Pressure contours

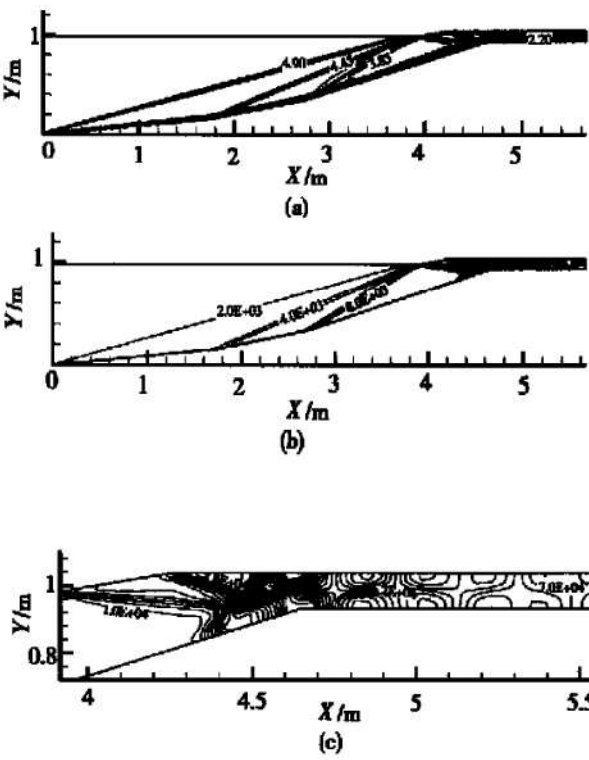


Fig. 5 Numerical solutions of N-S equations (a) Mach contours; (b) Pressure contours; (c) Local pressure contours

面层的发展。由于附面层的存在,实际上增加了来流的折转角,因而激波损失也较大,相应位置处的气流马赫数小于欧拉方程解;(2) 由于激波与附面层的相互作用,造成下壁面折转点(图 1 中 D 点)附近的附面层分离,如图 6 所示,致使进气道等截面管道内的

波系结构更加复杂,总压损失也大大增加,性能下降很快。计算表明,这时的压升比为 61.19,而总压恢复为 39.14%,大大低于欧拉方程的解。上述计算表明:高超声速进气道内的粘性效应是非常突出的,设计时必须予以考虑。

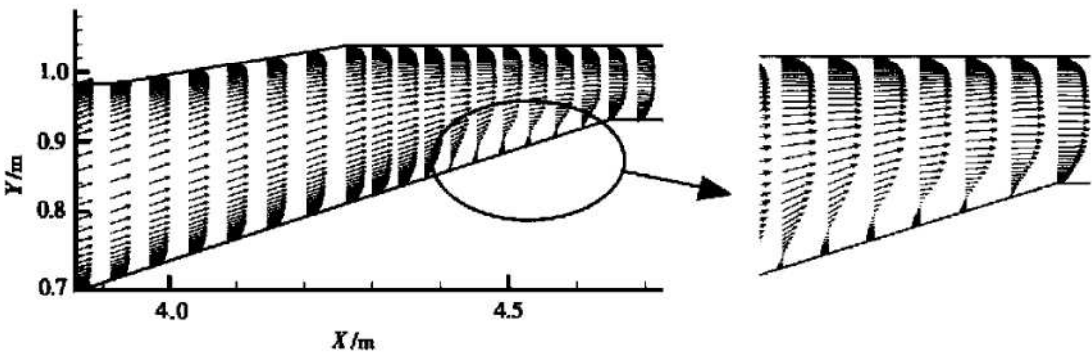


Fig. 6 Velocity vectors of N-S equations solution

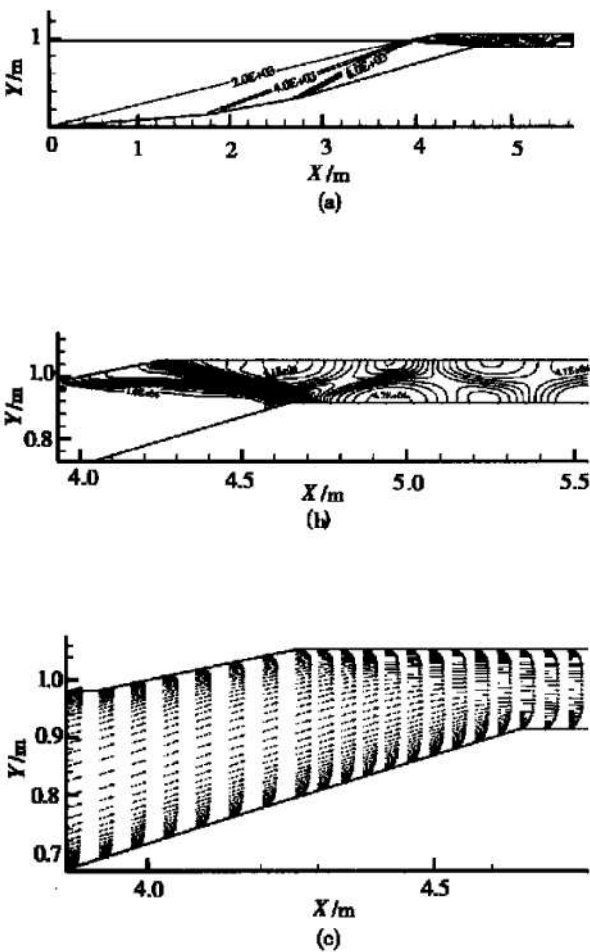


Fig. 7 Solution of optimization N-S equations
(a) Pressure contours; (b) Local pressure contours;
(c) Local velocity vectors

将流场的数值计算直接应用到优化设计的迭代过程中能够设计出性能更优的进气道,设计结果如图

7 所示。对比 CFD 优化前后的压力场可以看到,优化后的流场波系结构得到简化,下壁面折转点附近的附面层分离也观察不到了。表 3 所示为 CFD 优化后结果与优化前结果的对比,为了说明问题,表中也列出了通常的附面层修正设计结果。从中可以看到,将 CFD 方法应用于优化设计中,不仅可以设计出比一维气动力学设计性能更加优越的进气道,而且比传统的附面层修正方法的设计结果也明显要好。

Table 3 N-S equations solutions of different design methods

Design methods	Static pressure rise	Total pressure recovery/ %
CFD optimization design	30.00	55.19
Boundary layer correction	37.42	49.59
One dimensional design	61.19	39.14

应用此方法时有两点是值得注意的:(1) 用一维优化设计结果初始化二维或三维优化设计,可以节省多维问题的求解时间,这一点对于多维设计是很重要的,因为进行二维或三维进气道流场计算是极其耗时的,应尽可能减少问题的迭代次数;(2) 在优化过程中出现的中间设计结果可能是距离最优解偏差比较大的,其流场结构会很混乱,势必会给流场计算的收敛带来不利影响,设计过程中应增加相应的约束条件,

限制这类问题的发生,同时提供相应的控制手段,以免因流场达不到收敛准则而使设计过程陷入无休止的迭代当中。

5 结 论

运用优化设计方法对三楔角外压和二楔角内压的混压式进气道进行了一维优化设计,通过与理论分析的对比以及数值计算结果的验算,证明了优化设计模型及设计方法的正确性。将计算流体力学方法应用于超燃冲压发动机进气道的优化设计过程中,所得到的进气道性能优于一维优化设计的结果,也优于采用附面层修正的设计结果。本文所使用的 CFD 优化方法,其求解速度和精度主要取决于所使用 CFD 模型的复杂程度,而该模型与优化过程是相对独立的,使用者可根据设计要求选择合适的计算模型,可以在条件允许的情况下将三维、真实气体效应纳入到优化设计过程中,可以得到更接近实际情况的超声速进气道设计。进一步的工作包括: (1) 选择更多的参数作为优化目标,如进气道的静压畸变等; (2) 建立带侧压、带支板的

三维进气道优化模型并对之进行优化设计。

参考文献:

- [1] Van Wie D M, White M E, Waltrup P J. Application of computational design techniques in the development of scramjet engines[R]. AIAA Paper 87-1420.
- [2] Auneau I, Gamero P, Dubeau P. Design and optimization methods for scramjet inlets[R]. AIAA Paper 95-6017.
- [3] Shukla V, et al. Automated redesign of the NASA P8 hypersonic inlet using numerical optimization[R]. AIAA Paper 96-2549.
- [4] 张堃元, 萧旭东, 徐辉. 非均匀超声速来流二维压缩面的优化设计[J]. 推进技术, 1999, 20(4).
- [5] Shuen J S, Yoon S. Numerical study of chemically reacting flows using a lower-upper symmetric successive overrelaxation scheme[J]. AIAA Journal, 1989, 29(12).
- [6] Oswatich K. Pressure recovery for missiles with reaction propulsion at high supersonic speeds[R]. NACA TM-1140, 1947.

(编辑: 王居信)

(上接第 467 页)

气、涡轮风扇发动机进行了抗畸变流场试验研究。试验研究内容包括发动机启动特性、加减速特性和节流特性。通过对某型涡扇发动机试验得到,在进口流场畸变度 $W \leq 6.4\%$ 下,发动机启动可靠、工作稳定、加减速性能可靠。但随着发动机进口流场畸变度增大,压气机的喘振裕度减少,使压气机的共同工作线接近喘振边界,发动机出现不稳定工作状态,如在流场畸变度 $W = 9.6\%$ 下,发动机在最大工况工作时,出现了不稳定工作状态;在 $W \geq 9.6\%$ 时,出现喘振。这是由于,发动机进口在畸变流场下工作,导致压气机效率降低,同时使压气机所需功增加。另外,由于气流通过畸变模拟器后,气流总压损失使发动机进口气流总压下降,导致涡轮的落压比下降(涡轮功下降),同时使压气机的压比下降,使发动机的共同工作线靠近喘振边界,喘振裕度减少而发生喘振。

5 结 论

(1) 采用畸变模拟板、紊流发生器和网状格栅组成的畸变流场模拟器是可行的,但其出口流场畸变度的标定方法,采用 1:2.8 模型标定畸变度仅供参考,

在工程应用上还需按实际情况重新进行标定。

(2) 发动机进口在流场畸变度为 $W \leq 6.4\%$ 下,发动机启动可靠、工作稳定、加减速性能可靠。在流场畸变度 $W = 9.6\%$ 下,发动机能正常启动、加速并能稳定工作。在最大工况工作时,出现不稳定工作状态,在 $W \geq 9.6\%$ 时,出现喘振。

参考文献:

- [1] Bion J R. Steady and unsteady distorted inlet flow simulation for engine ground tests[R]. AIAA 84-1490.
- [2] Kutschenreuter P H Jr, Collins T P, Vier W F. A new dynamic distortion generator[J]. J. Aircraft, 1974, 11(6).
- [3] 施网兴. 扩压器流场畸变实验研究[J]. 推进技术, 1992, 13(2).
- [4] 梁德旺, 张世英. 进气道口大畸变流场的模拟[J]. 推进技术, 1993, 14(1).
- [5] 彭成一, 马家驹, 尹军飞. 新型畸变流场模拟装置[J]. 推进技术, 1994, 15(6).
- [6] 施网兴, 张 戊, 刘西鹏, 等. 发动机进口畸变模拟网机理研究[J]. 推进技术, 1994, 15(4).

(编辑: 王居信)