

自由旋涡气动窗口设计以及全流场数值模拟*

张舵, 卢芳云, 李翔宇

(国防科学技术大学理学院, 湖南长沙 410073)

摘要:为了解决低腔压大功率气体激光器传统固体输出窗口的热吸收问题,多采用自由旋涡气动窗口替代传统固体输出镜的方法。通常,自由旋涡气动窗口的设计采用无粘特征线方法结合经验修正,扩压段的设计采用理论分析结合经验的方法。基于对气动窗口整个流场的数值模拟来设计气动窗口的研究还不太完善,利用超声速自由旋涡流动结构并结合数值模拟的方法,设计了自由旋涡气动窗口,用数值模拟的方法得到了较理想的扩压段宽度和位置,最后对气动窗口全流场进行了模拟,结果表明自由旋涡气动窗口的设计是可行的。

关键词:自由旋涡; 气动窗口; 喷管设计; 有限元数值模拟

中图分类号:TN243 **文献标识码:**A **文章编号:**1007-2276(2005)06-0687-04

Numerical simulation of the overall flow and design of the free-vortex aerodynamic window*

ZHANG Duo, LU Fang-yun, LI Xiang-yu

(Institute of Science, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract:To solve the problem of the fractional of the laser energy absorption in solid output windows of conventional gas lasers, the free-vortex aerodynamic window is designed based on the aerodynamic theory and numerical simulation. The position and width of the diffuser's intake are studied by means of numerical simulation of the overall flow field in this paper. The appropriate width and position are obtained. At last, the overall flow of the free-vortex aerodynamic window is calculated and discussed using the finite element method, the calculation results show that the design is reasonable.

Key words:Free-vortex; Aerodynamic window; Nozzle design; Finite element numerical simulation

0 引言

由于传统的高能激光器固体输出窗口具有不可避免的部分吸收作用,当输出激光功率很高,或激光

器工作时间长时,固体输出窗口就会产生热畸变、甚至炸裂或被击穿,因此该窗口已经成为限制高能激光器功率进一步提高的“瓶颈”。为了解决以上难题,出现了利用气体射流来维持光腔与环境大气之间的压

收稿日期:2005-02-02; 修订日期:2005-03-18

* 基金项目:国防预研项目资助课题

作者简介:张舵(1977-),男,河南驻马店人,博士生,从事工程力学专业工作。

差的气动窗口。

目前自由旋涡气动窗口的设计都是采用无粘特征线方法结合经验修正,扩压段的设计采用理论分析结合经验的方法^[1,2]。基于对气动窗口整个流场的模拟来设计气动窗口的研究还不太完善,本文采用有限元方法对全流场进行数值模拟从而对气动窗口各部分进行修正设计。

1 自由旋涡喷管的设计

自由旋涡实际是一种二维无旋的位流旋涡,如图 1 所示,即势涡,在龙卷风的旋涡以及弯曲管道的流动中,可以发现与此相近的流场。势涡的速度场由下式给出:

$$\lambda R = \text{const.} \quad (1)$$

式中 R 为自由旋涡流动半径; $\lambda = V/a_{cr}$, 是速度系数,为气流速度和临界音速的比值,临界音速定义为:

$$a_{cr} = V_{cr} = \sqrt{\gamma R T_{cr}} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma+1} R T_0} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma+1} \frac{P_0}{\rho_0}} \quad (2)$$

式中 γ 为工作气体的比热比; T_{cr} 为临界温度; T_0 为滞止温度; P_0 为滞止压力; ρ_0 为滞止密度。

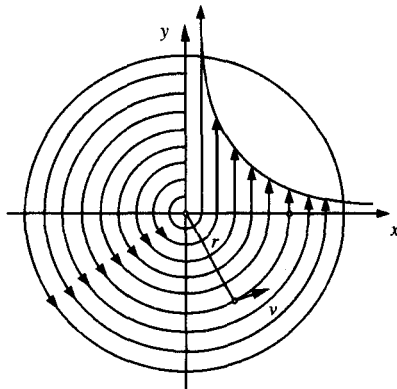


图 1 自由旋涡

Fig.1 A free-vortex

图 2 为自由旋涡气动窗口结构,通常,设计自由旋涡窗口时,环境压力 P_a 、激光腔压力 P_c 、光腔宽度 D 、光腔厚度 H 是已知的,通过理论计算可以确定其他参数的值,包括流动转向角、自由旋涡射流的内外半径、喷管出口平面的马赫数分布、总温和总压以及

工作气体。利用以上参数,可以设计出满足要求的超声速自由旋涡气动窗口的射流参数。这一射流由气动窗口内外压力差来维持其流动转向,并需要用自由旋涡喷管来产生。

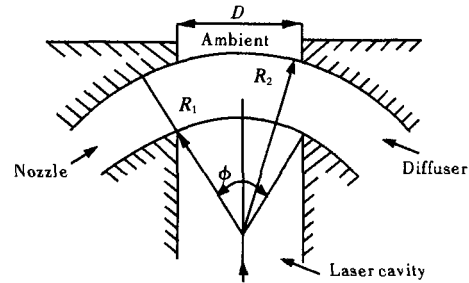


图 2 自由旋涡气动窗口

Fig.2 Free-vortex aerodynamic window

根据图 1、图 2 所示的几何关系可以确定喷管出口自由旋涡流段的内半径 R_1 :

$$R_1 = \frac{D}{2\sin(\Delta\theta/2)} \quad (3)$$

根据公式(1)可得到气动窗口自由旋涡流段的外半径 R_2 :

$$R_2 = \frac{\lambda_1 R_1}{\lambda_2} = \frac{\lambda_1 D}{2\lambda_2 \sin(\Delta\theta/2)} \quad (4)$$

式中 λ_1, λ_2 为内外半径处流动的速度系数。等熵流动中压力变化关系式为^[3]:

$$\frac{P}{P_0} = \left(1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \lambda^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (5)$$

根据公式(1)~(5),在选择滞止温度和滞止压力一定的气体后,由真空腔压力值和环境大气压值分别与自由旋涡段内径压力值和外径压力值相等即可确定 R_1 和 R_2 。同时还能确定自由旋涡内外径气流速度值,从而可以确定内外径流动的马赫数值 M_1, M_2 。

自由旋涡喷管包括对称段和非对称段,如图 3 所示。对称段设计采用传统的风洞设计方法,使其产生马赫数为 M_0 的均匀流动^[4]。非对称段进一步使均匀流动在非对称段出口处成为自由旋涡流动。非对称段上壁面采用半径为 R_2 的圆弧,下壁面为弯曲角度一定的圆弧,角度值 δ 由气流从马赫数为 M_0 经简单波膨胀加速到 M_2 所需的流动偏转角来确定^[5],下壁面

圆弧半径通过数值模拟来确定。

$$\delta = -\sqrt{b} \left\{ \arctg \left[\frac{M_2^2 - 1}{b} \right]^{1/2} - \arctg \left[\frac{M_1^2 - 1}{b} \right]^{1/2} \right\} + [\arctg(M_2^2 - 1)^{1/2} - \arctg(M_1^2 - 1)^{1/2}] \quad (6)$$

式中 $b = \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}$ 。

在实际流动中, 由于气体的粘性会产生边界层, 本文采用边界层修正方法对喷管设计进行修正, 即在以上设计的喷管型面基础上向外扩张一个当地的边界层厚度来得到最后的喷管型面曲线。由于亚声速段为收缩流动, 边界层较薄, 因此边界层修正从对称段喉部以后的超声速流动开始。这里假定边界层厚度为近似线性分布, 用 α 表示线性修正角, 其大小由经验来确定, l 表示从喉部开始的壁面弧长, 采用了经验修正公式^[6]:

$$\delta^*(l) = l \tan \alpha \quad (7)$$

式中 α 是出口马赫数的函数, 通常按经验来确定。

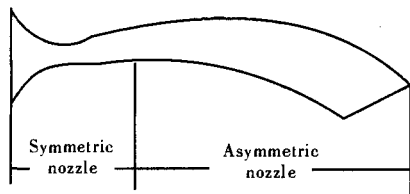


图3 喷管结构

Fig. 3 Symmetric and asymmetric nozzle curves

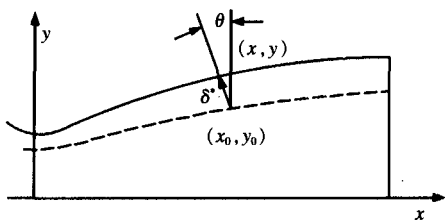


图4 边界层修正

Fig. 4 Modification of boundary layer

如图4所示, 边界层修正的计算公式为^[7]:

$$\begin{cases} x = x_0 - \delta^* \sin \theta \\ y = y_0 + \delta^* \cos \theta \end{cases} \quad (8)$$

式中 x_0, y_0 表示位流坐标; θ 表示位流壁面对 x 轴的倾斜角。

2 气动窗口结构设计

按照激光腔的通光尺寸 $D=0.03$ m, 气体比热比 $\gamma=1.4$, 滞止压力 $P_0=1$ MPa, 滞止温度 $T_0=300$ K, 自由旋涡段流动偏转角 $\theta=60^\circ$, 对密封压比为 $P_r=20$ 的情况进行设计, 得到气动窗口整体结构如图5所示。

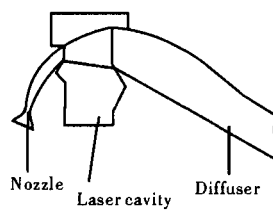


图5 气动窗口计算模型

Fig.5 Model of the aerodynamic window for simulation

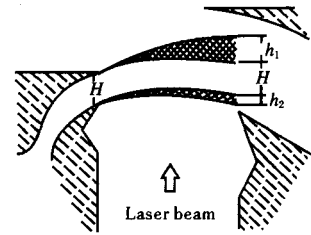


图6 自由旋涡气动窗口流动结构示意图

Fig.6 Flow structure of aerodynamic window

采用有限元方法, 湍流模型为标准 $k-\varepsilon$ 模型, 对气动窗口流场进行数值模拟。由图6流动结构看出, 扩压段入口宽度应满足关系式 $L \geq H + h_1 + h_2$, 才能使喷管产生的自由旋涡射流完全流入扩压段。其中 L 为扩压段入口宽度, H 为喷管出口宽度, h_1 为自由旋涡上沿剪切层到达扩压段入口时的宽度, h_2 为自由旋涡下沿剪切层到达扩压段入口时的宽度。实际情况中, 自由旋涡上下沿的剪切层宽度很难用解析的方法估算, 于是采用数值模拟的方法来确定扩压段入口相对于喷管出口的位置以及扩压段入口的宽度。如图7所示, 当扩压段入口的下沿较高时, 自由旋涡气流在进入扩压段时会被扩压段入口下沿挡入真空腔(箭头标明了被挡入真空腔的气流方向), 从而影响气动窗口的气密性。如图8所示, 当扩压段入口的下沿较低时,

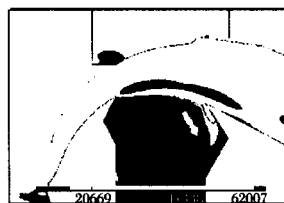


图7 气流被扩压段入口下沿挡入真空腔
Fig.7 Gas flow being warded into the cavity

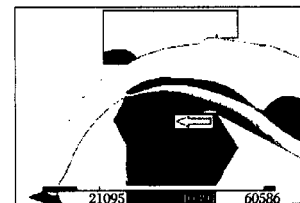


图8 气流沿扩压段入口下沿回流入真空腔
Fig.8 Circumfluence from the diffuser

扩压段内气体会沿扩压段下壁面回流入真空腔(箭头标明了回流入真空腔的气流方向),也会影响气动窗口的气密性。因此要选择适当的扩压段入口下沿高度,使自由旋涡射流在进入扩压段时既不被挡入真空腔内部,也不产生从扩压段内壁流入真空腔的回流。

3 气动窗口全流场数值模拟

根据数值模拟结果,调节适当的扩压段入口高度和宽度,最后得到的气动窗口流场结构如图 9~图 12 所示。真空腔出口压力分布从内到外逐渐增加(图 9),速度(图 10)和马赫数(图 11)逐渐减小,流场呈自由旋涡状。从气动窗口流场等压力线分布图可以看出,喷管出口下沿压力约为 1/20 个大气压,真空腔内压力可以达到 1/20 个大气压,说明所设计的气动窗口可以保证一定的压力密封比。激光腔出口处压力和密度分布(图 12)均匀,无激波或明显的膨胀波,流动较均匀,这对于气动窗口的光学性能是非常重要的。从模拟结果可以看出,设计出的气动窗口达到了压力密封要求并且具有较好的光学性能。

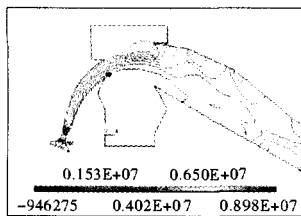


图 9 等压力线分布图

Fig.9 Distribution of contour pressure

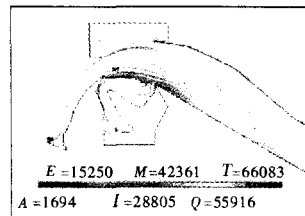


图 10 等速度线分布

Fig.10 Distribution of contour velocity

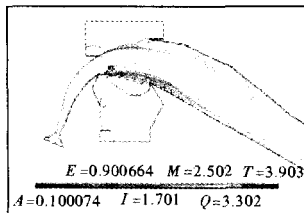


图 11 等马赫线分布图

Fig.11 Distribution of contour mach

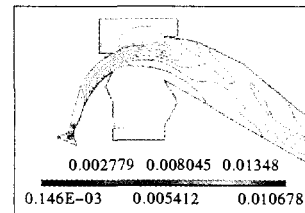


图 12 等密度线分布图

Fig.12 Distribution of contour density

4 结论

本文通过理论与数值模拟相结合的方法,对气动

窗口喷管和扩压段进行设计,研究了扩压段入口的宽度和位置,计算得到了气动窗口全流场的流动结构图。从设计过程来看,这种设计方法是简便、合理。实验结果表明,数值模拟结果与实验测试所得的流动图像基本相符^[8],说明该方法是可行的。

参考文献:

- [1] YI Shi-he,JIANG Zong-fu,WANG Cheng-yao.Preliminary study of asymmetric nozzle of free-vortex aerodynamic window [J]. Journal of National University of Defense Technology (易仕和,姜宗福,王承尧.自由旋涡气动窗口非对称喷管的设计.国防科技大学学报),2000, 22(5):26-28.
- [2] LIU Tian-hua,JIANG Zong-fu,WEI Cheng-hua, et al.Design theory and the primary experimental study of free-vortex aerodynamic window[J].Chinese Journal of Lasers (刘天华,姜宗福,韦成华,等.自由旋涡气动窗口设计原理及其工作性能的初步实验研究.中国激光),2000,A27(1):23-27.
- [3] LIN Zhao-fu.Gas Dynamics[M].Beijing: Press of Beijing University of Aeronautics and Astronautics (林兆福.气体动力学.北京:北京航空航天大学出版社),1988.
- [4] WU Rong-lin,WANG Zhen-yu.Theory of Design Wind Tunnels [M].Beijing:Press of Beijing University of Aeronautics and Astronautics (吴荣林,王振羽.风洞设计原理.北京:北京航空航天大学出版社),1985.
- [5] Zucrow M J,Hoffman J D ;WANG Ru-yong. Gas Dynamics[M]. Beijing: Press of Defense Industry (M J 佐克罗,J D 霍夫曼;王汝涌.气体动力学.北京:国防工业出版社),1984 .
- [6] Schlichting H;XU Yan-hou.Boundary-Layer Theory[M].Beijing: Press of Science (H 史里希廷;徐燕侯.边界层理论.北京:科学出版社),1991.
- [7] LIU Zheng -cong.Gas Dynamics and Structure Design of High-Low Velocity Wind Tunnels[M].Beijing: Press of Defense Industry (刘政崇.高低速风洞气动与结构设计.北京:国防工业出版社),2003.
- [8] LIU T H, JIANG Z F. Experimental studies on the aero-optical phenomena of free-vortex aerodynamic window's jet[A]. Proc of SPIE[C].2002,4537.477-480.