版权所有 © 《激光技术》编辑部
http://www.jgjs.net.cn

第 24 卷 第 1 期
2000 年 2 月

激 光 技 术
LASER TECHNOLOGY

Vol. 24 ,No. 1
February ,2000

激光切割超音速喷嘴设计 *

刘建华 陈一坚 段 军 胡席远
(华中理工大学材料科学与工程学院 ,武汉 ,430074)

摘要: 分析了传统喷嘴工作在较高的供气压力下进行激光切割时产生激波的原因及激波对切割工艺的不良影响。为了解决这一问题 ,提出了一种设计超音速拉瓦尔喷嘴的新方法。这种新型超音速喷嘴包括四部分 :稳定段、收缩段、喉部、扩张段。每一部分都是严格按照空气动力学理论进行设计的。这种喷嘴喷射出的气流动量高 ,流速均匀 ,边界整齐。利用这种喷嘴进行激光切割 ,可有效地提高切割质量和切割速度。

关键词: 激光切割 超音速喷嘴 激波

Design of supersonic nozzles for laser cutting

Liu Jianhua , Chen Yijian , Duan Jun , Hu Xiyuan
(Department of Materials Science & Engineering , HUST , Wuhan ,430074)

Abstract : This paper analyses the reasons of the shock producing when the conventional nozzle is working at the high pressure in laser cutting , and the harmful effects of the shock in laser cutting . In order to solve this problem , a new method for the design of a supersonic nozzle is presented. This supersonic nozzle consists of four sections : stable ,convergent ,throat and divergent. Each of these sections is designed strictly based on gas dynamic theories. The exit jet from this type of nozzle with high momentum , good uniform and a tidy boundary can be obtained. Laser cutting speed and quality can be efficiently improved by using this type of nozzle.

Key words : laser cutting supersonic nozzle shock wave

* 国家自然科学基金重点项目资助。

3.3 结 论

我们研制的 CO_2 激光半主动导弹引头 ,其控制系统能精确的控制导引头作偏航和俯仰方向的运动。经示波器观测的导引头控制系统的输入、输出波形及数据证明 ,该控制系统运行良好 ,具有很好的跟踪性能和稳态性能 ,其跟踪性能指标和稳态性能指标与上述该控制系统的计算机仿真输出的跟踪性能指标和稳态性能指标基本一致。

参 考 文 献

1 孙增圻 ,袁曾任. 控制系统的计算机辅助设计. 北京 :清华大学出版社 ,1988
2 孙增圻. 计算机控制理论及应用. 北京 :清华大学出版社 ,1989
3 薛定宇. 控制系统计算机辅助设计 ——MATLAB 语言及应用. 北京 :清华大学出版社 ,1996

* * *

作者简介 :王惠群 ,女 ,1965 年出生。工程师 ,硕士。现从事计算机控制和激光技术工作。
罗毓昂 ,男 ,1941 年出生。高级工程师。现从事激光技术工作。

收稿日期 :1998-02-24 收到修改稿日期 :1999-03-17

引　　言

随着高功率 CO_2 激光器的研制成功,使得快速切割厚板成为可能,研究表明[1],在激光功率一定时,要提高厚板的切割速度,就必须提高喷嘴的供气压力。但是,传统喷嘴在较高供气压力下喷射出的气流紊流度大,在气体流场中会产生激波,而且传统会聚型喷嘴,不论供气压力有多大,出口马赫数 Ma 最大只能达到 1,即达到音速。由于激波的存在,提高供气压力不但不能提高切割速度,反而会使切割工艺产生许多不良影响。

激波产生的条件[2]是:任何喷嘴,如果喷出的气流压力 P_n 和周围环境的压力 P_a 之比 $P_n/P_a > 1.89$(对于双原子分子而言)时,那么,喷嘴喷出的是未充分膨胀的气流。气流突然膨胀形成激波。激波可分为正激波(MSD)和斜激波(oblique shock)。

激波的危害是:在流场中存在激波时,在激波处气流的密度会发生突变,这样激光穿过有激波的流场时折射率就会发生变化,从而导致焦点位置发生变化,焦点位置发生变化,那么,切割速度和切缝宽度均会受到影响;激波的存在会使切割压力值较供气压力值减少得很多,而且喷嘴和工件之间的距离发生少量的变化时,切割压力值就会有较大的变化,切割性能稳定性变差;如果喷嘴和工件表面之间存在正激波,在喷嘴和工件表面之间的流场中将产生涡流[2,3],由于涡流旋转方向和切缝中的熔化金属及碎屑排出的方向相反,使得熔化金属及碎屑排出变得困难,同时涡流产生有利于等离子体的形成,等离子体会吸收激光束的能量,这样,被切割工件吸收的能量就要减少,切割效率就会下降,并且等离子体的存在会使激光束发生散焦,激光束的模式也会发生变化,从而使切割质量变差。

我们根据空气动力学的原理设计出新型的超音速拉瓦尔喷嘴,这一喷嘴使得供气的滞压(stagnation pressure)全部转化成动能,这样可以有效地把熔化的金属及其夹渣物从切缝前沿吹走。新设计的喷嘴产生的气流均匀一致,边界整齐,紊流度小,且不存在激波。同时,喷嘴出口的气流压力值和环境压力值要一样大。为了使喷嘴出口的流速达到超音速($Ma > 1$),要求喷嘴内腔的横截面积先缩小后放大。

超音速拉瓦尔喷嘴包括四部分:稳定段、亚音速收缩段、喉部、超音速扩张段。每一部分都要按空气动力学的原理进行严格设计。

1　超音速拉瓦尔喷嘴的设计

设计超音速拉瓦尔喷嘴的目的是为了获得超音速气流,并且气流要均匀一致,紊流度小,流场中不存在激波。设计超音速拉瓦尔喷嘴的方法很多,我们采用了较简便的解析法进行设计。超音速拉瓦尔喷嘴可分为四部分:稳定段、收缩段、喉部、扩张段(如图 1 所示)。在设计过程中要时刻注意激光束和喷嘴壁不相互干扰。

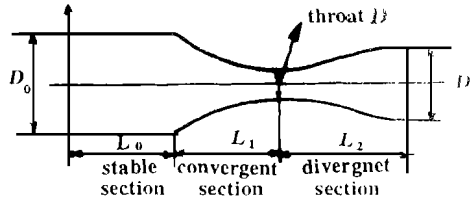

Fig. 1　Inner profile of the supersonic nozzle

1.1　稳定段

稳定段又称安定段。其目的是使进入喷嘴的气流均匀或降低紊流度。收缩段的设计以均匀来流为前提,如果来流不均匀则收缩段出口的气流也不均匀。稳定段的直径 D_0 和喉部的直径 D_c 有关。从理论上来说 D_0 和 D_c 的比值越

大越好。但是实际上会受激光束的直径和加工的难易程度等条件限制。

稳定段的长度 L_0 需要有足够的长度才能保证来流均匀。理论上 L_0 应是喉部直径的 10 倍左右,但是在实际上会受到激光束直径、焦长和加工条件的限制。所以,L_0 要根据实际条件来确定。

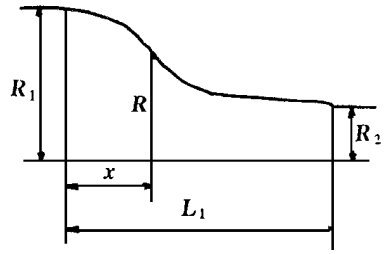

Fig. 2 Profile cureve of the convergent section

1.2 亚音速收缩段

亚音速收缩段的作用是加速气流,同时要保证收缩段的出口气流均匀、平直而且稳定。收缩段的性能取决于收缩段进口面积和出口面积的比值及收缩段曲线形状。

收缩段的设计方法有多种,这里采用了 Bumowu нскku 提出的方法。这种方法效果比较好,可以在收缩段出口处获得均匀的气流。计算公式是:

$$R = R_2 / \sqrt{1 - [1 - (R_2/R_1)^2] \times (1 - 3x^2/\alpha^2)^2 / (1 + x^2/\alpha^2)^3} \tag{1}$$

式中,R_1, R_2 和 R 分别是收缩段进口、出口及任意 x 处的截面半径,L_1 为收缩段长度,$\alpha = \sqrt{3} L_1$(如图 2 所示)。

1.3 喉部

喉部是气流从亚音速转变为超音速的过渡段,这一段在整个喷嘴设计中比较重要,这一段曲线变化不能太快,这里选用了一段圆弧作为过渡曲线。喉部直径 D_c 的选取受到亚音速段和激光束直径的限制。一般来说 D_c 应该小一些,这样可以减少耗气量。但是 D_c 太小时,激光束会和喷嘴壁相碰,烧坏喷嘴。喉部直径的范围一般在 1.0mm～2.0mm 之间。

1.4 超音速扩张段

超音速扩张段曲线是整个喷嘴设计中最为关键的一部分,也是整个喷嘴设计中最复杂的一部分。这一段把喉部的音速气流进一步加速到所设计的马赫数。

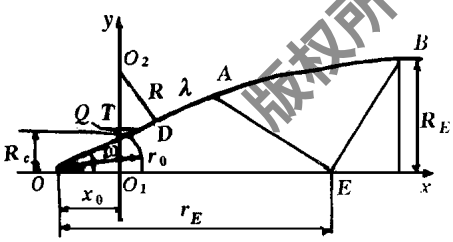

Fig. 3 Profile curve of the divergent section

这段曲线利用富尔士(Foelsch)的方法设计[4]。按照该方法超音速扩张段曲线又包括三段曲线(如图 3 所示)。设计步骤为:(1)先要根据焦长,光斑直径等约束条件确定 D_c,然后根据设计的马赫数 M_E 利用公式(2)计算出口直径 D_E:

$$A_E/A_C = M_C/M_E \times \{[1 + (k-1)M_E^2/2]/[1 + (k-1)M_C^2/2]\}^{(k+1)/[2(k-1)]} \tag{2}$$

式中,A_E 是出口面积;A_C 是喉部面积;k 是气体的比热比(双原子分子时 $k = 1.4$;单原子分子时 $k = 1.658$);M_E 为出口马赫数;M_C 为喉部马赫数。

(2)利用 M_E 计算出马赫线在 E 点的膨胀角 Ψ_E, E 点的半径 r_E 和临界半径 r_0 的比值 τ_E。计算公式分别为:

$$\Psi = [\sqrt{(k+1)/(k-1)} \times \mathrm{arctg}\sqrt{(k-1)(Ma^2-1)/(k+1)} - \mathrm{arctg}\sqrt{Ma^2-1}]/2 \tag{3}$$

$$\tau_P^2 = \{[2 + (k-1)M_P^2]/(k+1)\}^{(k+1)/[2(k-1)]}/M_P \tag{4}$$

(3)利用关系式 $\omega = 1/2\,\Psi_E = \theta_A = \Psi_A$ 算出半锥角 ω, θ_A, Ψ_A,然后利用(3)式和(4)式算

版权所有 © 《激光技术》编辑部

出 M_A 和 τ_A 的值。这里，$\theta_P = \Psi_E - \Psi_p$，$P$ 点是马赫线 AE 中任意一点。

(4) 取马赫数 M_P 从 M_A 到 M_E 变化，利用 (3) 式算出 Ψ_P。然后利用 (5)，(6) 式算出 AB 段曲线的 x，y 坐标。

$$x = \frac{D_E}{4 \times \sin(\omega/2)} \times \frac{\tau_P}{\tau_E} \times \frac{1 + [\cos\theta_P \times \sqrt{M_P^2 - 1} - \sin\theta_P] \times F(\theta_P)}{\sin\theta_P \times \sqrt{M_P^2 - 1} + \cos\theta_P} - X_0 \tag{5}$$

$$y = \{ D_E / [4 \times \sin(\omega/2)] \} \times \tau_P F(\theta_P) / \tau_E \tag{6}$$

式中，

$$F(\theta_P) = \sqrt{\sin^2\theta_P + 2(\cos\theta_P - \cos\omega)(\sqrt{M_P^2 - 1}\sin\theta_P + \cos\theta_P)} \tag{7}$$

$$x_0 = \frac{D_E}{2\tau_E} \times \left\{ \mathrm{ctg}\,\omega - \left[\frac{\tau_A \cos(\omega/2) - 1}{2\cos(\omega/2)[\sin(\omega/2) + \cos(\omega/2)]} \right] \right\} \tag{8}$$

(5) 根据 (9) 式计算出 R 和 λ。其中，R 是喉部过度段的圆弧曲线半径，λ 为直线段 DA 的长度。

$$R = \lambda = \{ D_E / [4\tau_E \sin(\omega/2)] \} \times \{ [\tau_A \cos(\omega/2) - 1] / [\cos(\omega/2) + \sin(\omega/2)] \} \tag{9}$$

(6) 根据半径 R 及图中各段之间的关系可以很快计算出 TD、DA 段的坐标。

1.5　附面层修正

以上设计中把气体作为理想气体，不考虑气流的粘性，但是，在实际情况下气流是存在粘性的，这样就必须对附面层进行修正。不经附面层修正会有两个问题：一是由于壁面存在粘性附面层，并且随气流的流动附面层厚度不断增厚，因而改变了波系形状，使达到喷嘴出口时得不到均匀气流；二是附面层的存在减小了有效的位流面积，改变了面积比，使喷嘴出口达不到设计的马赫数 (由 (3) 式可推知)。尤其是激光切割中用到的小型超音速喷嘴附面层的影响更大。经测量[6]，当设计马赫数为 2，喷嘴出口直径为 0.6mm 时，出口的附面层厚度 $\delta = 0.038$mm (占整个出口面积的 24 %)。因此，必须对附面层进行修正。附面层修正的方法如下，根据可压缩附面层理论，在附面层内气流的方程组为：

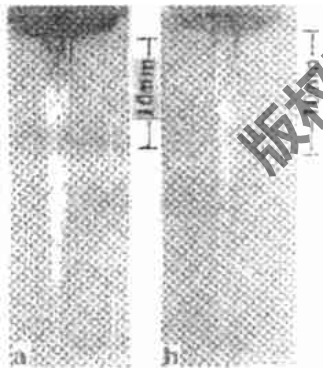

Fig. 4　Jet shadowgraphs of the supersonic nozzles, $P_0 = 0.8$MPa
a —modified with the coanda layer
b —before the modification

$$\partial(\rho v_x)/\partial x + \partial(\rho v_y)/\partial y = 0 \tag{10}$$

$$v_x(\partial v_x/\partial x) + v_y(\partial v_x/\partial y) = (1/\rho)(\partial P/\partial x) + (1/\rho)(\partial(\mu \partial v_x/\partial y)/\partial y) \tag{11a}$$

$$0 = -(1/\rho)(\partial P/\partial y) \tag{11b}$$

$$\rho v_x \frac{\partial(C_p T)}{\partial x} + \rho v_y \frac{\partial(C_p T)}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial y}\left(k \frac{\partial T}{\partial y}\right) + v_x \frac{\partial P}{\partial x} + \mu\left(\frac{\partial v_x}{\partial y}\right)^2 \tag{12}$$

边界条件是，外边界上：$y = \delta$，$v_x = U_e(x)$，$T = T_e(x)$，喷嘴壁面上：$y = 0$，$v_x = 0$，$v_y = 0$，$T = T_w$。

以上各个式子中 v_x，v_y 分别为和方向的速度，T 为温度，T_w 为壁面温度，μ 为粘性系数，C_p 为等压比热，δ 为附面层厚度，ρ 为密度，$U_e(x)$，$T_e(x)$ 分别为外边界处主流的速度和温度，可以用一维流公式把它们计算出来。上面三个偏微分方程加上边界条件和状态方程可以用有限差分法计算出整个壁面的附面层的厚度。然后把喷嘴内腔的轮廓曲线外移让出位移厚度。

从图 4 中可以清楚的看到，经附面层修正后气流特性得到明显改善。从图 4 和图 5 可以

版权所有 © 《激光技术》编辑部

看出,新型超音速喷嘴喷出的气流比亚音速喷嘴喷出的气流要好,图 5 显示亚音速喷嘴在供气压力为 0.7MPa 时产生正激波,且气流的紊流度很大。而超音速喷嘴在 0.8MPa 时也没有产生激波,且气流特性很好,经附面层修正后气流特性更好。图 4a 比图 4b 气流喷射的长度明显增加,这说明修正后喷嘴出口马赫数增加;同时气流边界更加整齐,气流也更均匀。从纹影图和计算结果来看,这种修正方法是合理的。

利用经附面层修正后的超音速拉瓦尔喷嘴进行切割时,切割速度快、切割质量很好,如我们切割的 5mm 厚的不锈钢板,牌号为 403(13Cr),切割时激光功率为 2000W,喷嘴和工件之间的距离为 1.2mm,氮气作为辅助气体供气压力为 0.8MPa,切割速度在 1.8m/min 时,切缝表面很光亮,粗糙度很小,距上表面 1/3 板厚处,粗糙度 Ra = 3.0μm,距切缝下表面 1/3 板厚处,粗糙度 Ra = 4.1μm。切缝下边缘几乎没有挂渣。

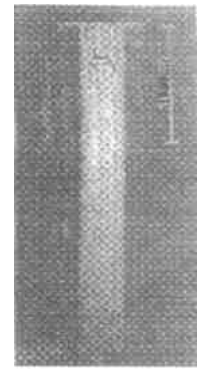

Fig. 5 Jet shadowgraph of a conventional subsonic nozzle, P_0 = 0.7 MPa

2 结 论

从气流纹影试验和实际切割的情况来看,我们提出的激光切割超音速喷嘴的设计方法是正确可行的。设计的喷嘴的气体流场中不存在激波,喷嘴出口气流均匀,边界整齐。同时出口的马赫数大(传统的喷嘴只能达到音速)。在实际的切割过程中,切割速度得到明显地提高,切割质量也明显地改善,如切口断面的粗糙度小、切缝下边缘的挂渣很少等;在同样的激光功率和供气压力下,新型喷嘴比传统喷嘴所切的板厚也增加;喷嘴和被切工件之间的距离发生少量变化时,切割性能也比较稳定;新型喷嘴在喷嘴和工件距离超过 2mm 时也能切割得很好,而传统喷嘴在切割时喷嘴和工件之间的距离必须小于 1mm;因而适合于曲面三维切割,同时,对于有少量变形的钢板也能切割。

感谢香港理工大学激光实验室给予的大力帮助。

版权所有 © 《激光技术》编辑部

参 考 文 献

1 Makashev N K, Asmolov E S. Proc SPIE, 1993; 2257: 2～9
2 Fieret J, Terry M J, Ward B A. SPIE, 1987; 801: 243～250
3 Leidinger D, Penz A. Proc SPIE, 1994; 2207: 469～479
4 Foelsch K. J of the Aeronautical Sciences, March 1949: 161～166
5 徐华舫. 空气动力学基础(下册). 北京:北京航空学院出版社, 1987: 60～90
6 Scroggs S D, Settles G S. Experiments in Fluids, 1996; 21: 401～405

* * *

作者简介:刘建华,男,1946 年 7 月 4 日出生。教授。现从事激光切割和焊接方面的研究工作。

收稿日期:1998-11-26 收到修改稿日期:1999-03-15