# 高速流动型激光器喷管的计算

# 盛家宁

(中国科学院北京力学研究所)

-、前 言

气动激光器、化学激光器及其他各种高 速流动型激光器,由于它们独特的优点,正获 得日益广泛的发展。这类激光器都要用到喷 管这一部件,由于喷管的性状极大地影响着 整个激光器的性能,因此许多文献都对喷管 进行了理论和实验的研究<sup>16~9,111</sup>,但均未提 出可供设计的资料。

这类激光器对喷管的基本要求是尺度 小、膨胀快、气流均匀及型线精度高等,风洞 中常用的喷管设计法<sup>[3]</sup>,即使令其达到最快 膨胀,膨胀速率仍是不够满意的,并且均匀性 也差(见本文结果),文献[2]的最小长度锐角 喷管,虽然膨胀速率达到了二维超音速喷管 的上限,但流场中会出现过度膨胀、逆压梯度 和激波等现象,而且由于喉道处呈角状,作列 阵喷管排列时加工误差也不易控制。

为了克服上述缺点,为高速流动型激光 器提供比较合理的型线,以及初步地估计文 献[2,3]的型线在高速流动型激光器中的适 用程度,就必须考虑跨音速流场的二维效应, 以弯曲的等特性线为起始条件来进行计算。

文献 [1] 给出了喉部呈双曲线型时各种 曲率半径、各种比热比下的跨音速流场特性, 这是我国自己最近的一个比较完备的喷管跨 音速流场解析解,本文以它给出的弯曲的等 马赫数线为起始条件,用特征线法将喷管向 超音速段延拓。

# 二、方法简介

取文献[1]给出的某等马赫数线 RGE 作 我们的起始边界线 (见图 1。这里取马赫数 M=1.1), G 点是枝线 BG 和等速线 RE 的 交点,由跨音速流场特性知,必有一顺时特征 线 PGVF 和等速线 RE 相 切于 G 点<sup>[5]</sup>,由 于对称,图中仅画出了喷管上半部分, OX 轴 是喷管对称轴。在等速线 RGE 上取一系列 等分点(我们取为 50 等分),利用顺时特征线  $dy/dx = tg(\theta - \mu)$ 上的关系  $\theta + \omega =$ 常数 以及逆时特征线

 $dy/dx = tg(\theta + \mu)$ 上的关系  $\theta - \omega = 常数$ 解出等速线 *RGE*的决定区—— $\triangle GRP$ 和  $\triangle GEV$ 中一切节点处的  $X, Y, \theta$ 和  $\omega$  值。这 里  $X, Y, \theta, \omega$ 和  $\mu$  分别代表所取点上的 横 坐标、纵坐标、气流方向角、普朗特–迈益膨胀 角和马赫角。再按



收稿日期: 1978年6月12日。

• 6 •

比。接着线性内插求出流线 RT 上各点的坐 标和参量值, RT 就是延拓下来的第一段超 音速型线。同时解特征 △EVF, 求出其上一 切节点处的坐标和参量。 至此, 顺时特征线 TGVF 上全部节点处的坐标和参量都已求 出了。

接着给定初始膨胀段 TS 的形状。初始 膨胀段的给法有两种。一种如图1所示, T 点处型线呈弧型光滑过渡,TS 段的曲率能任 取,具体计算时,把TS段如图分解成一系列 折线段TT1、T1T2 ....., 主观给定气流方向 角 $\theta$ 的一个增量  $d\theta$ , 使 $T_1$ 点的气流方向  $\theta_{T_1} = \theta_T + d\theta$ ,  $T_2$  点的气流方向  $\theta_{T_2} = \theta_{T_1} + d\theta$ , ……TF 线上的节点确定后,  $d\theta$  值的大小控 制着 TS 段曲率的大小 (dθ 之值取成变化的 也可以), 取定 dθ 后, 首先求出顺时特征线  $T_1F_1$ 上一切节点处的坐标和参量,然后一根 根顺时特征线解下去,最后一根(图1中为 SN 线)上应成立关系 $\theta + \omega = \omega_{E}, \omega_{E}$  是对应 于出口马赫数 M<sub>E</sub>的普朗特-迈益膨胀角。 TS 段就是延拓下来的第二段型线。最后 解单波区 △SNC, 求出流线 SC, 整个 RTSC 就是所求的全部超音速段型线。全部特征方 向及型线方向都作平均处理,即线段上某节 点之切向取成该点切向和下一节点切向之算 术平均值。

初始膨胀段的另一种给定法类似于文献 [2]的锐角喷管。令整个TS 段收缩成一点 T,T点呈凸角普朗特-迈益膨胀(图 2),计算 时先解出 △TFN 中一切节点处的坐标 和参



图2 型线①示意图

求出各点相应的 M 和  $\mu$  值。 这里 K 是比热 量, TN 线上应达到关系  $\omega + \theta = \omega_{\rm E}$ , 接着解 单波区 △TNC, 求出流线 TC, RTC 就是全 部锐角喷管型线,特征方向和型线方向处理 同前。

## 三、结果与讨论

附表1中列出了 K=1.4、 $M_E=4.5$  时 本文计算所得的各种超音速喷管型线坐标, 它们都用跨音速流场的半喉高进行了无量纲 化,我们以这一组型线来进行分析讨论。

#### 锐角喷管

1. 附表1中的型线①是本文计算的锐 角喷管型线,由于初始等速线 RGE 和枝线 BG交于G点(图2),所以在等速线RGE上, G 点处的气流方向角 θ<sub>G</sub> 有极大值<sup>[5]</sup>,由 此TF线上G点处 $\theta_{G}$ 也达到极大,而马赫数 恰相反, 在 $G 点 M_g$ 将达到极小, 这种性质 必然会延伸到型线上, 在型线的 TS 段中, 流 动是减速的,因此在TS壁面段上,存在逆压 梯度,会出现激波和边界层分离等现象。

2. 由附表1中型线①的计算看到,壁 面 TS 段上,马赫数从 2.43 下降到 2.34,因 此减速和逆压梯度似乎并不严重。

3. 将型线 ① 和文献 [2] 相同比热比和 出口马赫数的锐角喷管型线(见型线⑥)比 较。考虑到本文计算较文献 [2] 的改进处主 要在于所用的喉部起始条件更符合真实流动 状况,按照这种改进了的起始条件,本文锐角 喷管喉部张角必小于ω<sub>E</sub>/2, 而文献 [2] 的锐 角喷管喉部张角都等于ω<sub>E</sub>/2,因此若将文献 [2]的锐角喷管接在喉道处,喷管中心线上将 会出现过膨胀区,并且在喉道最后一根膨胀 波后,将会出现激波,这是文献[2]喉道直音 速线假定带来的偏差所致。

再将这两根型线作图相比, 两者吻合颇 好(图3),因此在着重强调气流膨胀速率而 对气流均匀性要求不甚严格的场合,可以以 文献 [2] 直音速线假定下的锐角喷管进行设

附表	1	

K = 1.4  $M_E = 4.50$ 

	型线①	in the	- 16- 1- 10- 10- 10- 10- 10- 10- 10- 10- 10-			A second				to press	
X	-0.112	-0.031	0.498	1.294	2.057	3.282	5.101	7.470	8.963	10.724	12.813
Y	1.003	1.000	1.376	1.965	2.511	3.323	4.386	5.573	6.235	6.950	7.721
X	15.302	18.279	21.853	26.161	31.374	37.710	45.443	54.925	66.609	81.081	90.473
Y	8.551	9.437	10.379	11.368	12.390	13.423	14.430	15.359	16.126	16.612	16.695
	型线②										
X	-0.112	-0.041	0.300	0.590	1.026	1.615	2.243	5.217	9.350	16.276	28.441
Y	1.003	1.001	1.200	1.412	1.734	2.165	2.605	4.416	6.382	8.877	11.950
X	50.678	94.507									
Y	15.293	17.470									
	型线④										
X	-0.112	-0.041	1.040	1.616	2.552	3.828	4.917	6.204	8.130	11.608	15.190
Y	1.003	1.001	1.320	1.667	2.294	3.076	3.687	4.351	5.250	6.656	7.887
X	19.964	25.613	29.897	35.021	41.160	45.919	57.376	68.022	76.299	85.668	95.785
Y	9.278	10.653	11.545	12.470	13.409	14.026	15.186	15.918	16.295	16.548	16.638
	型线 ⑤										
X	-0.112	-0.040	4.875	8.196	13.333	19.725	22.921	28.102	31.785	37.628	43.296
Y	1.003	1.000	1.302	1.652	2.290	3.240	3.728	4.534	5.148	6.175	7.192
X	52.059	62.808	73.832	82.030	88.088	96.496	106.764	122.070	132.941	152.768	174.620
Y	8.730	10.435	11.934	12.897	13.617	14.246	14.957	15.730	16.107	16.505	16.631
	型线 ⑥			1. (1) F							
X	0	0.828	1.670	2.001	2.676	3.287	4.137	6.774	8.905	10.647	12.713
Y	1	1.600	2,223	2.438	2.899	3.295	3.812	5.214	6.181	6.890	7.655
X	15.173	18.114	21.644	25.897	31.040	37.288	44.910	54.248	65.747	76.127	89.878
Y	8.477	9.356	10.288	11.268	12.280	13.302	14.310	15.221	15.984	16.383	16.562
	型线⑦				2015						
X	0	0.488	0.977	1.465	2,521	3.935	4.883	6.540	8.000	10.106	13.131
Y	1	1.066	1.245	1.509	2.236	3.156	3.697	4.545	5.214	6.083	7.182
X	18.093	24.513	32.704	37.005	43.026	49.831	57.496	66.106	82.071	91.168	98.521
Y	8.706	10.313	11.941	12.649	13.503	14.303	15.025	15.643	16.342	16.519	16.562
100	and the second	and the second second	a mala sa					and the second	State States	and the second second	

注: 型线 ③ 同附表<2>M<sub>B</sub>=4.50 之型线。 型线 ①~⑤ 为本文型线,型线 ⑥ 为文献[2]之脱角喷管,型线 ⑦ 为文献[3]之最快膨胀喷管。 限于篇幅,型线数据都作了精简。

17/	+	- 6
D	无	- 2
	 2	

	h=1.	4 M	g = 4.00								St. St.			
X	-0.112	-0.041	0.311	0.607	1.096	1.670	2.154	3.025	4.220	5.648	7.424	9.665	12.550	16.310
Y	1.003	1.001	1.058	1.190	1.509	1.878	2.174	2.676	3.301	3.969	4.700	5.500	6.378	7.324
x	19.893	21.269	22.743	26.040	29.865	34.313	39.505	45.582	52.722	55.124				
Y	8.064	8.314	8.562	9.053	9.525	9.960	10.332	10.613	10.759	10.765				
-	K = 1.	4 M)	g=4.50						1					
X	-0.112	-0.041	0.317	0.602	1.051	1.659	2.242	3.265	4.382	5.570	7.648	10.356	13.980	18.903
Y	1.003	1.001	1.064	1.203	1.529	1.968	2.370	3.030	3.664	4.337	5.349	6.498	7.817	9.317
x	23.774	27.759	32.479	38.089	44.783	52.802	62.450	74.109	88.266	92.699			8-20 a	- Setter
Y	10.558	11.431	12.332	13.243	14.142	14.992	15.743	16.323	16.628	16.645	1. 1. 1. 1. 1. 1. 1. 1. 1. 1. 1. 1. 1. 1			in the
No.	<i>K</i> =1.	$4 M_{\odot}$	=5.00	1. 11	1		1							e jĝ
X	-0.112	-0.041	0.304	0.614	1.077	1.708	2.319	3.884	5.701	7.448	9.636	11.400	13.484	15.951
Y	1.003	1.001	1.064	1.223	1.592	2.091	2.555	3.647	4.773	5.745	6.845	7.657	8.547	9.518
x	18.884	22.385	26.583	31.635	37.744	45.163	54.217	65.320	79.007	95.975	117.137	143.697	151.595	
Y	10.578	11.730	12.979	14.324	15.760	17.276	18.849	20.441	21.989	23.396	24.510	25.106	25.137	
	K=1.	4 <i>M</i>	E = 5.50	100 - 100 -										1
X	-0.112	-0.041	0.308	0.603	0.933	1.510	2.227	3.255	4.621	6.258	8.359	0.089	12.138	14.590
Y	1.003	1.001	1.068	1.228	1.505	2.004	2.600	3.402	4.383	5.458	1.709	7.656	8.699	9.858
x	17.546	21.124	25.476	30.792	37.319	45.374	55.367	67.836	83.488	103.262	128.414	160.647	202.284	241.158
Y	11.148	12.583	14.177	15.943	17.891	20.026	22.347	24.837	27.455	30.127	32.719	35.012	36.643	37.094
	K=1.	4 M	E = 6.00	l				101-22			and the second		1999 No.	N EN
x	-0.112	-0.041	0.311	0.611	1.032	1.705	2.445	3.876	5.499	7.548	9.270	11.347	13.851	16.920
Y	1.003	1.001	1.072	1.243	1.624	2.241	2.890	4.056	5.259	6.640	7.708	8.909	10.255	11.744
= X	20.646	25.263	30.984	38.114	47.048	58.310	72.599	90.853	114.340	144.801	184.642	237.236	307.368	373.667
Y	13.494	15.440	17.641	20.126	22.921	26.040	29.522	33.333	37.438	41.734	46.016	49.907	52.752	53.543
	和上述	型线相望	生接的跨	' 音速段型	线								N.S. V.	
X	-6.303	-5.129	-4.161	-3.360	-2.693	-2.135	-1.662	-1.256	-0.900	-0.581	-0.285		- 10°	

2.151 1.811 1.543 1.337 1.185 1.081

注: 限于篇幅,型线坐标都作了精简。

4.568 3.762 3.107 2.577

Y

1.020



图 3 文献[2]锐角喷管和本文锐角喷管型线比较

## 计,而不必拘泥于本文型式的锐角喷管。

#### 弧型喉道喷管

## 2. 型线③

附表1的2345型线分别是 dθ 取为 0.1、0.01366415、0.008 和 0.002 的弧型喉 道喷管型线,它们分别代表了弧型喉道喷管 四种不同膨胀速率的类型(图 4)。



# 1. 型线②

这类喷管在枝线 BGS 上游 某点  $T_1$  处 (图 5)已经达到  $\theta_{T_1} + \omega_{T_1} = \omega_E$ ,于是在型线的  $T_1S$  段仍会出现  $\theta$  角增大而 M 数下降的现 象,由计算知,  $M_{T_1} \approx 2.40$ ,  $M_s \approx 2.34$ ,所以  $T_1S$  段逆压减速似乎也不严重,但这总不是 理想的流动状态。



图 5 型线 ② 示意图

这类喷管恰好在枝线 BGS 的 S 点上达 到  $\theta_s + \omega_s = \omega_E$ (图 1),因此整个型线上 M 数 处处单调上升,这是流场中不发生逆压梯度 的最快膨胀形式。对于高速流动型 激光器, 这种型线兼顾了气流均匀性、气流振动能冻

> 结效果和加工有利等几个方面,因 而是比较可取的。附表 2 中给出了  $K = 1.40, M_E = 4.00, 4.50, 5.00,$ 5.50 及 6.00 时和文献 [1] 跨音速 段型线 (也见附表 2) 相连接的这种 喷管型线,可供设计参考。

> > 3. 型线④

这类喷管在S点下游的某点  $T_1$ 处才达到 $\theta_{T_1} + \omega_{T_1} = \omega_E(\mathbb{B}6)$ ,它 的膨胀速度比型线③为慢,但喷管 全程不出现逆压梯度,它适用于不 要求膨胀速率而要求气流均匀性的 场合。

#### 4. 型线 ⑤

这类喷管由于 dθ 取值太小, 以至T 点



图6 型线④示意图



图7 型线 ⑤ 示意图



图 8 T<sub>1</sub>F<sub>1</sub> 特征线上气流方向

及其后的曲率也太小,尽管 TS 段型线在膨胀,但仍不能顺应跨音速流场二维效应的要求,喷管中要出现逆压减速激波等现象,这类喷管是不可取的(图7)。

5. 型线 ⑦

型线 ⑦ 是 K = 1.40,  $M_{R} = 4.50$ , 壁面 最大膨胀角  $\theta_{max} = \omega_E/2$  的文献 [3] 的喷管形 状,将它和型线③比较(图4),发现两者有 明显差别,型线 ⑦ 尽管取用了方法所能达到 的最快膨胀形式, 但喉部型线的膨胀仍明显 地较型线 ③ 为慢,因此气流振动能的冻结效 果将不如型线③。另外,型线⑦是基于假 设径向流和喉道处有均匀轴向音速流假定 的,事实上在喉部大曲率时不但喉道处不是 直音速线, 而且喷管初始膨胀段中流动也不 近似于径向流,图8上画出了型线④初始膨 胀段最后一根特征线  $T_1F_1$ 上的气流方向. 若是径向流,这些方向应该交汇于中心线 OX轴的某个固定点处,但事实上它们完全不 交于同一点。由于型线 ⑦ 的假设前提明显 地偏离了实际状况,因此就无法保证其流场 的均匀性, 实践也表明, 壁面最大膨胀角  $\theta_{\max} > \frac{\omega_E}{4}$ 时,以文献 [3] 方法设计的喷管流 场均匀性是不佳的。因此从冻结效果和流场 均匀性两个方面看, 文献[3]的方法用作气动 激光器喷管设计是不够理想的。

# 四、结 论

1. 本文附表 2 中所列的型线, 是喉道呈

弧形膨胀时壁面不出现逆压梯度的最快膨胀 型式,在对气流均匀性和膨胀速率同时要求 的场合,可作设计参考。

 在更加强调膨胀速率而对气流均匀 性要求不甚严格的场合,可以采用锐角喷管, 而文献[2]的锐角喷管可以代替本文锐角喷 管用于设计。

 3. 文献[3]的设计法用作快速膨胀喉部 大曲率的超音速喷管设计是不够理想的。

#### 参考文献

- [1] 贾振学,林同骥;"跨声速双曲型喷管喉部流动", 《气动参考资料》,1976年第三期。
- [2] 盛家宁;"锐角喷管计算",中国科学院力学研究所 1977年科技成果。
- [3] A. O. L. Atkin; Two-dimensional supersonic channel design, ARC R&M, 2174(1945).
- [4] A. H. Shapiro; The dynamics and thermodynamics of compressible fluid flom, Vol. I, 1953.
- [5] L. Howarth; Modern developments in fluid dynamics(High speed flow), Vol. I, 1953.
- [6] Wagner; A cold flow experimental study associated with a two-dimentional mutiple nozzle NOLTR, 71~78(1971).
- [7] Greenberg; Rapid expansion nozzle for gas dynamic lasers, AIAA J., 1972, 10, No.11, 1494–1498.
- [8] J. D. Anderson; Modern developments in physics of gas dynamic laser, AIAA Paper; No. 72~143 (1972).
- [9] D. M. Kuehn; Importance of nozzle geometry to high pressure dynamic laser, Appl. Phys. Lett., 1972, 21, 112.
- [10] 林同骥;"收缩段型线和流动特性",《空气动力学参 考资料》,(内部刊物)1975.3.
- [11] Anderson; Population inversions in an expanding gas: Theory and experiment, *Phys. Fluid*, 1971, 14, 2620.

• 11 •