

液体燃料CO₂ 气动激光器热力学参数的 计算与探讨

庄 韬

(中国科学院力学研究所)

本文针对几种典型燃料体系,在改变燃料配比的条件下,进行了一系列的热力学计算。探讨了燃料对比对燃气成分和温度等参数的影响,以及相应的变化规律。提出了最佳气动热力学参数的概念。为燃烧型气动激光器,在选择燃料及其配比时,合理协调其热力学最佳和激光输出特性最佳之间的矛盾提供了科学依据。

The calculation and discussion of thermodynamic parameters for
liquid fuel CO₂-GDL

Zhuang Tao

(Institute of Mechanics, Academia Sinica)

Abstract

The thermodynamic parameters of several typical fuel systems have been calculated by varying the fuel proportion. The effects of fuel proportion on the composition and temperature of combustion products and their dependence are discussed. The concept of the optimal gasdynamic-thermodynamic parameters is also presented. It will provide scientific basis for rationally coordinating the contradiction between the thermodynamic optimization and the characteristic optimization of laser and their proportions for combustion-driven GDL's.

一、前 言

70年代初发展起来的高功率CO₂气动激光器(GDL),虽已证明不宜用于战略激光武

器,但有关气动激光的研究仍在不断进行。前年西德MBB公司提出一种以液体为燃料的CO₂气动激光器[1],连同瞄准跟踪系统装配在一辆坦克上,据称将作为防空战术激光武器。它的模型装置已在华盛顿展出。苏联科学家也一直在进行这方面的研究工作[2~3]。气动激光作为一种可供选择的防空武器系统仍然是很有可能的。

我们知道气动激光器存在的主要问题就是运转效率低、体积庞大。所以,目前燃烧型CO₂气动激光器的研制工作也就集中在如何缩小器件体积和提高效率等问题上。其措施大都以选用含氮量高的高焓液、固体燃料,来代替气体燃料[4]。根据这一发展趋势,燃气温度一般都将超过2300K,甚至达到3000K左右。高温使燃气成分变得复杂,也使选择燃料及其运转方式以达到高温下GDL具有最佳气动热力学参数的问题更为困难。首先需要对可能的燃料体系进行仔细地热力学计算。一般来说,系统的热力学最佳并不等于激光输出特性最佳,两者之间存在着较大的差异和矛盾,故需结合激光器的运转方式和喷管结构进行综合分析和比较,才能找到最佳的气动热力学条件。目前还没有看到有人对这一问题进行较系统的计算和讨论,因而,在气动激光器的研制工作中便存在着一定的盲目性。本文试图对含有C、H、O、N元素的各种燃料体系,进行一系列的热力学计算,来探讨燃气温度(T₀)、压力(P₀)和诸组分(X_i)之间的变化关系。为燃烧型气动激光器最佳热力学参数的选择以及所遵循的规律提供一种较为科学的方法。

二、最佳气动热力学参数的提出

燃烧型气动激光器,主要是利用化学燃料的燃烧来获得热激励的。其燃烧产物直接作为工作介质来产生激光。热激励的好坏与热力学燃烧有关。而燃烧产物中各组分的含量则直接决定GDL是否能够产生激光,以及激光输出功率的大小。

早在1978年以前美国MSNW公司的Cassady等人[5],就曾在激波管中对最佳燃气成分的选择进行了大量的模拟实验。就主要燃气产物CO₂、CO、N₂、H₂O、O₂、H₂……的摩尔浓度,以及T₀、P₀对激光器小信号增益和输出功率的影响,作了细致的分析和讨论。提出了三种不同燃料体系的气动激光器:1.双组元燃料气动激光器(BGDL);2.改进的富燃油气动激光器(AGDL);3.筛型喷管混合气动激光器(SMGDL)。后来在1981年苏联科学家Losev对CO₂气动激光器小信号增益的最优化和燃气产物杂质影响的论述中,更全面地对CO₂、CO、N₂、H₂O、O₂、H₂与T₀、P₀的影响和最佳比例的选择进行了分析和归纳[6]。

表1

T ₀ (K)	X _{CO₂}	X _{N₂}	X _{H₂O}	X _{CO}	X _{O₂}	X _{H₂}
1400	14%	85%	1%	可以部分取代N ₂ 应尽量少	最好没有	最好没有
1800						
2000						
2300						
2800						
3000						
3200	4%	95%	1%			

通过前人的这些工作，可以总结出影响激光输出特性的几种主要组分的最佳摩尔百分浓度 (X_i) 随温度 (T_0) 变化的关系 (见表 1)。

也可以通过单一的 CO_2 摩尔百分浓度 (X_{CO_2}) 与温度 (T_0) 的变化对小信号增益 (G_0) 的影响作进一步说明 (见图 1)。

从图中看出，组分 (X_{CO_2})、温度 (T_0) 和增益 (G_0) 三者有如下关系：

- X_{O_2} 一定， T_0 增加时， G_0 增加；
- T_0 不变， G_0 随 X_{CO_2} 的变化有峰值 ($G_{\text{峰}}$)；
- T_0 增加时， $G_{\text{峰}}$ 增加，而 X_{CO_2} 减少；
- 一般燃烧情况， T_0 随 X_{CO_2} 增加而升高。

这里是通过在激波管或电弧加热器中进行实验得到的结果和规律。而在燃烧型气动激光器中，燃气成分和温度要受燃料体系和配比的制约。因此，需要进行完整的热力学计算，才能找到尽可能接近上述的最佳成分、温度和压力等参数。我们称之为最佳气动热力学参数。

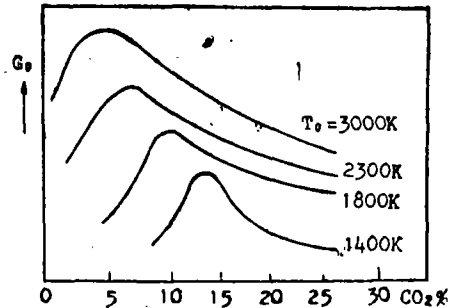


图 1 不同燃气温度下增益和 CO_2 浓度关系示意图

三、热力学参数的计算

我们知道气动激光器的效率可表示为 [6]：

$$\eta = \eta_h \cdot \eta_i \cdot \eta_n \cdot \eta_r \cdot \eta_q \quad (1)$$

式中， η_h 、 η_r 和 η_q 分别表示为喷管效率、光腔效率和量子效率，而 η_h 和 η_i 分别为加热效率和热激发效率，也可以统称为热效率 $\eta_{\text{热}}$ 。热力学计算的目的一就是要在给定燃料体系的情况下，使系统的热效率最高。

η_i 的表达式为 [1]：

$$\eta_i = (\lambda_{\text{CO}_2} \theta_3 e_3 + \lambda_{\text{N}_2} \theta_4 e_4) / [(T_0 - T_{12}) \cdot (2.5 + 1.5 X_{\text{H}_2\text{O}} + X_{\text{N}_2} + X_{\text{CO}_2}) + X_{\text{CO}_2} (\theta_1 e_1 + 2\theta_2 e_2 + \theta_3 e_3) + X_{\text{N}_2} \theta_4 e_4] \quad (2)$$

式中， X_i 为各组分摩尔浓度， θ_i 分别为相应的特征温度， e_i 是指各组分在燃烧室温度 (T_0) 时的能量值。 η_i 与 T_0 的关系可以从图 2 中看出：随着 T_0 的升高，热激发效率 η_i 是上升的。纯 N_2 的 η_i 最高，但含有不同组分摩尔比的气体在相同温度下时 η_i 的贡献并不一致。因此，从热激发效率来看，燃气温度 T_0 和各组分摩尔浓度之间存在着一个最佳值的问题。前人只对不同组分摩尔比进行了最优化的讨论 [6]，并没有

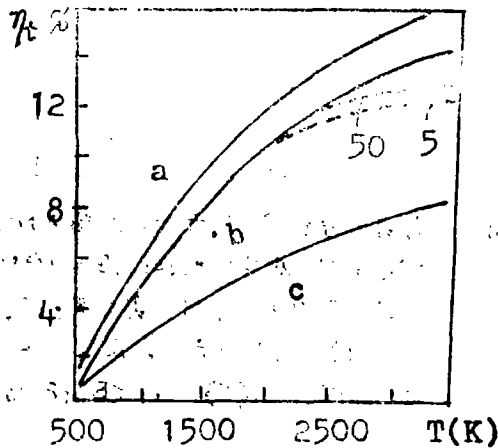
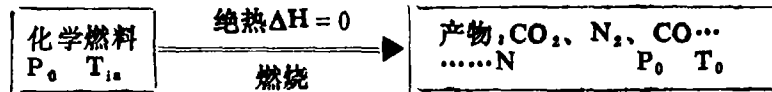


图 2 增加温度对工作介质热激发效率的影响。a. 氮；b. 15% CO_2 - 83% N_2 + H_2O ；c. 10% CO_2 - 10% N_2 - 80% H_2O ；实线为没有离解；虚线考虑到离解；虚线中数字为体系的压力，单位 atm

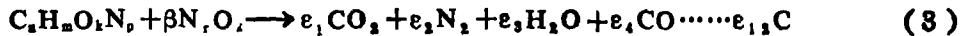
与温度 T_0 的变化综合在一起考虑。又由于加热效率 η_h 并不完全与温度 T_0 成正比。它还与各组分

分的分解程度有关。因此，热效率 ($\eta_{热}$) 的大小也需进行完整的热力学计算才能确定。

现在我们主要考虑12种燃烧产物组分，即 CO_2 、 N_2 、 H_2O 、 CO 、 O_2 、 H_2 、 OH 、 NO 、 H 、 O 、 C 和 N 。在绝热恒压恒焓条件下的燃烧过程：



对于燃烧型气动激光器，大都是采用含C、H、O、N元素的燃料。其反应式可表示为：



从这一反应所涉及到的的是一个极为复杂的化学反应平衡问题。传统的计算方法是相当繁难的。本文利用近代计算机的强大功能，采用自由焓最小为平衡态的原理[7]来综合解决绝热反应的最终温度和平衡组分的计算。首先，给定初始组成、总焓 H^0 以及压力 P_0 ，然后求平衡组分 X_i 及温度 T_0 。这相当于求：

$$\sum H_i(T) = H^0 \quad (i = CO_2, N_2, \dots, C) \quad (4)$$

计算机程序的编制和计算方法的推演是相当艰巨的，将另文论述。现简明用二重迭代方程式求解的程序框图见图3。

由式(3)可知，对于不同体系的燃烧反应总存在一个最佳热力学当量配比(对应燃气最高温度时的配比)。当应用于气动激光器时，还要考虑到燃烧产物的组分是否有利于激光输出。通常最佳激光输出所要求的热力学配比并不是最佳热力学反应的当量点。现将高焓($C_2H_2 + N_2O + C + N_2$)、中焓($JP_4 + N_2O$)和低焓($CO + Al_r$)三种燃料体系，分别以 P_0 、 T_0 、 C/O 、 N/O 、 C/H 作为参数进行热力学计算。主要计算结果分别见图4~8及表2~4。

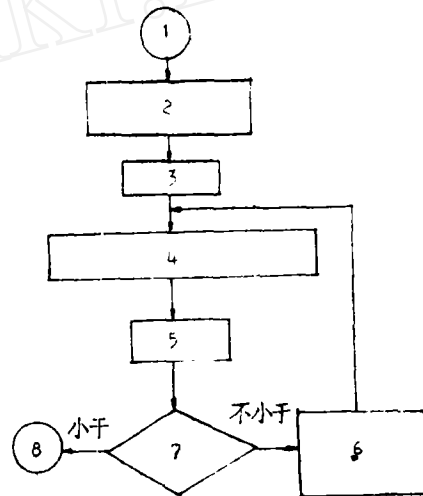


图3 计算程序框图。1.开始；2.输入 H^0 、 P_0 、 T^0 及其它数据；3. $T = T^0$ ；4.给定 T 、 P 化学平衡计算结果；5.计算 $H(T)$ ；6.代数方程，求解程序，给出新的 T ；7. $H(T) - H^0 < E_{i_1}$ ；8.结束

表2 高焓体系 ($C_6H_6 + N_2O + N_2 + C$)

C/H=2.5	N/O=4.0	C/O	$T_0(K)$	X_{CO_2}	X_{N_2}	X_{H_2O}	X_{CO}	X_{O_2}	X_{H_2}
富 氧 区	a	0.25	2359	0.0983	0.7856	0.0192	0.0006	0.0831	0.0000
		0.27	2439	0.1065	0.7841	0.0208	0.0012	0.0729	0.0000
		0.33	2613	0.1242	0.7802	0.0243	0.0041	0.0498	0.0001
		0.41	2811	0.1411	0.7729	0.0291	0.0169	0.0222	0.0005
		0.43	2850	0.1428	0.7701	0.0305	0.0235	0.0162	0.0007
最高温度点		0.50	2904	0.1371	0.7583	0.0342	0.0532	0.0045	0.0019
富 油 区	b	0.60	2816	0.1063	0.7330	0.0369	0.1137	0.0003	0.0060
		0.68	2677	0.0764	0.7090	0.0355	0.1653	0.0000	0.0122
		0.71	2618	0.0655	0.6995	0.0339	0.1843	0.0000	0.0157
		0.75	2554	0.0543	0.6893	0.0315	0.2041	0.0000	0.0198
		0.83	2405	0.0320	0.6665	0.0234	0.2457	0.0000	0.0319
		0.94	2227	0.0105	0.6399	0.0094	0.2895	0.0000	0.0504
		1.00	2125	0.0000	0.6250	0.0000	0.3124	0.0000	0.0624

注: a、b两点有相同的 CO_2 含量, 但富油区温度较高。

表3 中焓系统 ($JP4 + N_2O$)

C/H=0.47	N/O=2.0	C/O	$T_0(K)$	X_{CO_2}	X_{N_2}	X_{H_2O}	X_{CO}	X_{O_2}	X_{H_2}
富 氧 区		0.054	2320	0.0360	0.6450	0.0370	0.0001	0.2630	0.0000
		0.078	2483	0.0507	0.6366	0.0521	0.0004	0.2336	0.0000
		0.118	2715	0.0734	0.6231	0.0754	0.0020	0.1874	0.0003
		0.284	3254	0.1168	0.5686	0.1512	0.0482	0.0545	0.0084
最高温度点		0.309	3285	0.1153	0.5606	0.1602	0.0612	0.0330	0.0114
富 油 区		0.323	3297	0.1137	0.5561	0.1647	0.0691	0.0271	0.0134
		0.418	3266	0.0895	0.5230	0.1847	0.1304	0.0039	0.0363
		0.500	3049	0.0596	0.4875	0.1761	0.1862	0.0004	0.0782
		0.645	2539	0.0298	0.4293	0.1221	0.2472	0.0000	0.1697
		0.747	2192	0.0189	0.3941	0.0806	0.2756	0.0000	0.2304
		0.887	1769	0.0082	0.3540	0.0315	0.3059	0.0000	0.3003

表4 低焓系统 (CO+Air)

C/H=6.5	N/O	C/O	T ₀ (K)	X _{CO₂}	X _{N₂}	X _{H₂O}	X _{CO}	X _{O₂}	X _{H₂}
富氧区	4.47	0.33	1374	0.1198	0.8109	0.0092	0.0000	0.0596	0.0000
	4.68	0.35	1384	0.1213	0.8208	0.0093	0.0000	0.0483	0.0000
	5.01	0.37	1396	0.1227	0.8309	0.0095	0.0000	0.0365	0.0000
	5.47	0.40	1407	0.1242	0.8412	0.0096	0.0000	0.0246	0.0000
	5.94	0.44	1418	0.1258	0.8518	0.0097	0.0000	0.0124	0.0000
最高温度	6.50	0.48	1430	0.1273	0.8627	0.0098	0.0000	0.0000	0.0000
富油区	7.18	0.53	1261	0.1027	0.8627	0.0088	0.0246	0.0000	0.0009
	7.99	0.59	1088	0.0790	0.8628	0.0071	0.0484	0.0000	0.0027
	9.13	0.67	910	0.0567	0.8628	0.0044	0.0712	0.0000	0.0054
	10.62	0.78	727	0.0336	0.8628	0.0015	0.0938	0.0000	0.0083

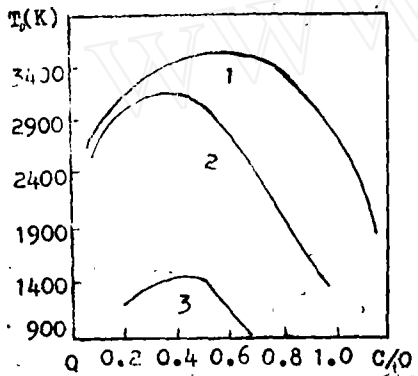


图4 在不同燃料体系, C/O变化与温度T₀的关系。1.高焓; 2.中焓; 3.低焓

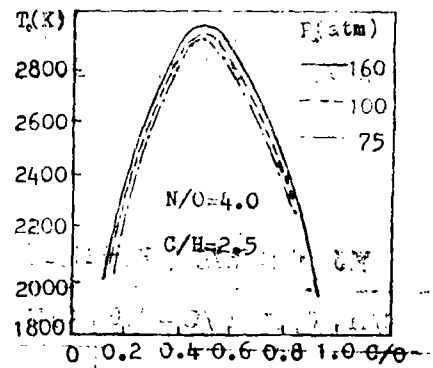


图5 在不同压力P₀下, C/O与温度T₀变化关系。高焓体系

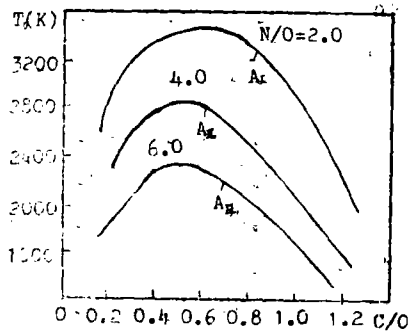


图6 在不同N/O时, C/O变化对温度T₀影响。高焓体系; P₀=75atm

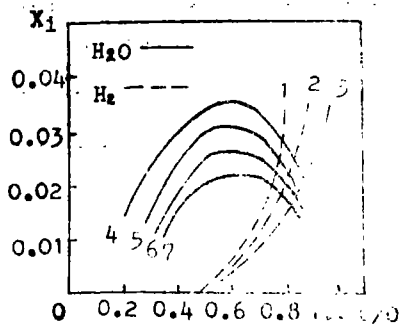


图7 水、氢摩尔浓度 X_{H_2O} 、 X_{H_2}

随C/O变化关系。

1, 4. C/H=2.5; 2, 5. C/H=3.0; 3, 7. C/H=4.0; 6. C/H=3.5; $P_0=75\text{atm}$; N/O=2.0; C/H=2.5; 高燃体系

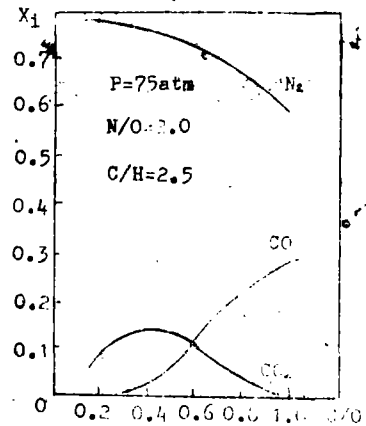


图8 CO_2 、 N_2 和CO摩尔浓度随C/O的变化关系。高燃体系

四、结果和讨论

在图4~8的计算结果中均以C/O比为横坐标,这是由于C/O比实际上是指化学燃料中燃烧剂与氧化剂之比,任何燃烧反应都存在这一关系。在C、H、O、N燃料体系中,C是主要的燃烧剂成分,O元素是氧化剂成分。N、H均可视为惰性成分。一般称富油燃烧即为富C燃烧。而富氧燃烧就是O的含量超过当量配比点。

由图4、图5可知,体系的温度主要取决于燃料的焓值。焓值越高体系的温度也就越高。而在同一焓值的燃料体系中,C/O、N/O是决定体系最终温度和组分的重要参数。C/O比在0.5~0.6之间出现最高温度点,见图5中A1~A2点。随着C/O的增加温度 T_0 将急剧下降。C/O比减少,则 T_0 下降较为缓慢。N/O的值与温度 T_0 成反比。这主要是因为体系中 N_2 含量较高,而 N_2 又是一种没有热贡献的惰性气体,需吸收体系的热量来提高自身的温度。我们认为,得到高温 N_2 是气动激光器要着重考虑的问题。对一定体系来说,焓值一定,它既可用于加热 N_2 ,又可作为提高体系自身的温度。如果体系温度在2300K以上,把热量转给 N_2 而降低系统自身温度的作法,对提高热效率 $\eta_{热}$ 是有利的。因温度升高带来组分的分解而吸收热量,就会把热能转给一些对激光输出无利有害的分解组分。但目前新的理论认为CO能部分代替 N_2 [5]。因此,在 T_0 、 X_{CO} 、 X_{N_2} 之间必然也存在着一个最佳选择的问题。

计算表明体系压力变化对温度影响不大。压力升高温度略有上升(压力从75atm升到160atm,温度仅上升20K)。因此,在热力学参数的选择上可以忽略压力P的影响。图6给出了不同压力下,体系温度的变化。

在图7中可以看出, X_{CO_2} 的值是在1~20%之间变化,随C/O比的不同出现峰值,峰值的左右必定存在两个相同的 X_{CO_2} 点。即为富氧点和富油点。相对于Cassady的第1系统(BGDL)和第2系统(AGDL)。它们分别含有过量的O和 CO_2 ,这两种成分对激光输出的影响,苏美科学家实验结果不太一致[6,7],但计算说明 X_{CO_2} 富油点处对应的体系温度较高(见表2a、b两点)。因而,富油燃烧更有利于激光输出。另外,我们从图中还可以看到,随着C/O的增加CO含量明显的增加,当C/O为1时,系统中将全部成为CO而不存在 CO_2 ,这实际

上是燃烧型后混式GDL的最佳工作点。即对应Cassady的第3系统 (SMGDL)。氮的含量在富氧区变化不大,而在富油区随C/O的增加明显下降,但 N_2+CO 总量是上升的。

图8表示出C/O、C/H对 H_2O 、 H_2 含量的影响。C/O比在当量值时 H_2O 的含量最高,而在富氧区和富油区,均随氧量和油量的增加而下降, H_2 组分的出现仅在富油区,随C/O比的增加明显升高。C/H决定了最高的 H_2O 、 H_2 含量,C/H比越大体系中 H_2O 和 H_2 的含量也就越少。

随着温度 T_0 的升高,相应的分解组分也将不断增加。但主成分还是 CO_2 、 N_2 、 H_2O 、 CO 、 O_2 和 H_2 ,即使温度超过3000K,OH、NO、H、O、C和N组分还是很少的。

一般认为,温度升高热效率 $\eta_{热}$ 也跟着升高。但实际上最佳的热效率点并不是最佳的热力学当量点。现在我们根据公式(2)并考虑到以CO部分代替 N_2 则可给出下式:

$$\eta_t = e_r/H^0 = (X_{CO_2} \theta_3 e_3 + X_{N_2} \theta_4 e_4 + \alpha X_{CO} \theta_5 e_5) / [(T_0 - T_{1,2}) \times \sum X_i \gamma_i / (\gamma_i - 1)]$$

式中, α 为比例系数,(这里暂取 $\alpha=0.5$)。 $\gamma_i = C_{P,i} / C_{V,i}$ 。通过上式,我们对($C_8H_{18} + N_2O + N_2 + C$)体系,以C/O、N/O作参数,计算结果见图9。此图与图5比较,可以看出燃烧组分和体系温度同时对热效率 $\eta_{热}$ 产生影响。

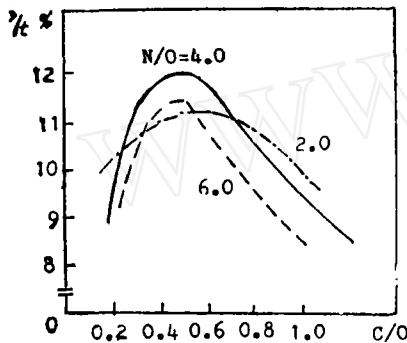


图9 在不同的N/O比、C/O比变化对 η_t 影响。高焓体系; $P_0 = 75 \text{ atm}$

通过以上分析和讨论,可以看出,对某一给定的燃料体系来说,燃烧型气动激光器的压力、温度与组分之间有着内在的变化规律。我们把这一内在规律表达为燃烧型GDL的气动热力学函数F:

$$F = f(P_0, T_0, X_i) \quad (6)$$

式中, P_0 、 T_0 为系统的压力和温度, X_i 为各组分摩尔分数,并取 $i = CO_2$ 、 N_2 、 H_2O 、 CO 、 O_2 、 H_2 。函数F的最佳值必须同时受以上诸参数的综合影响。不同的燃料体系有着不同的气动热力学函数F。有关高、中、低焓时F的变化范围,见表2~4。

将表2~4与表1对照我们就能针对某一具体的器件和采用的燃料体系选出一组合适的气动热力学参数。反之,如果已经假设某一组最佳激光输出组分,同样也能确定出一个合适的燃料体系。

现在我们对Cassady给出的三种系统加以验证和分析:

1. BGD系统 ($JP_4 + N_2O$)

它给出一组热力学参数,见表5的“实验值”,最下一栏是本文针对该系统所作的计算。

表5

参数	N/O	C/O	T_0 (K)	X_{CO_2}	X_{N_2}	X_{H_2O}	X_{CO}	X_{O_2}	X_{H_2}
实验值	1.8	0.116	2300	0.0800	0.6300	0.0500	0.0000	0.2400	0.0000
本文理论计算	2.0	0.118	2700	0.0730	0.6200	0.0700	0.0020	0.1900	0.0000

理论计算与Cassady的实验值基本一致。计算温度偏高可能是由于实际设备有一定的热损失所致。但应该指出的是, 根据我们的计算分析, 该系统并没有处在最佳的气动热力学参数点上。因N/O较小, 说明N₂含量少而O₂多, 对照表1应尽量减少O₂的含量而加大N₂的含量, 所以应提高N/O比。我们选用JP4+H₂O+N₂的新燃料体系, 重新进行了热力学计算, 并找出了最佳气动热力学参数点。见表6。

表6

参数 结果	N/O	C/O	T ₀ (K)	X _{CO₂}	X _{N₂}	X _{H₂O}	X _{CO}	X _{O₂}	X _{H₂}
理论计算值	4.0	0.202	2326	0.0728	0.7616	0.0810	0.0000	0.0676	0.0000

我们相信, 这组参数比表5中的参数将更有利于激光输出。这也证明, 基于完整的热力学计算而给出的气动热力学函数F是寻找燃烧型GDL最佳气动热力学参数的依据和有效手段。

2. AGDL系统

文献[5]中只给了三种最佳激光输出组分, 未指定具体的燃料体系。见表7。

表7

系 统	N/O	C/O	C/N	T ₀ (K)	X _{CO₂}	X _{N₂}	X _{H₂O}	X _{CO}	X _{H₂}
①低C/H混合	1.84	0.88	3.80	2400	0.0000	0.4000	0.0210	0.4200	0.0390
②高C/H混合	1.90	0.90	10.00	2500	0.0400	0.5000	0.0090	0.4360	0.0150
③高N ₂ 混合	4.20	0.84	3.80	2500	0.0400	0.7000	0.0120	0.2370	0.0110

以上三种情况的温度T₀和C/O基本相同。①、②两种情况的N/O近于相等, 而C/H不同, 分别为3.8和10, 所以后一种情况要求燃料体系含H量少。①、③情况是C/H相同, 而N/O比不同, 因此第三种情况要求燃料体系应具有较高的焓值(高焓体系)。

3. SMGDL(后混)系统

表8

系 统	N/O	C/O	C/H	T ₀ (K)	X _{N₂}	X _{CO}	X _{H₂}
①	6.8	1.0	3.6	2300	0.75	0.22	0.03
②	4.2	1.0	5.2	2800	0.66	0.31	0.03

以上两种情况的C/O均为1, 说明远离热力学燃烧的当量点, 并且N/O也较高。因此, 必须采用极高焓值的燃料, 而实际情况未必存在这样的燃料体系。

五、结 语

通过热力学计算和分析, 提供了一种对燃烧型气动激光器组分选择的方法。无论采用那种燃料体系, 都存在一个最佳气动热力学函数F的取值范围, 函数F主要与T₀、X_{CO₂}、X_{N₂}、

X_{H_2O} 、 X_{CO} 、 X_{O_2} 、 X_{H_2} 七个参数有关。前人只是孤立的讨论了这七个参数中某一个对F的影响,并没有综合分析这七个参数共同对F的影响,以及这七个参数之间的变化关系。因此,很难找到最佳的气动热力学燃烧体系和工作状态。通过我们的热力学计算和讨论得出:

1. 指定化学燃料体系→变燃料配比→找出一组最佳气动热力学参数值(单指某一具体的燃料体系的最佳值选择)

2. 已知某一组最佳气动热力学参数→选出化学燃料体系、调整燃料配比以适合于所给参数。

本文工作得到了邬传宝、陈海韬同志的指导和帮助。计算机程序的编制得到了中科院化学所王乐珊同志的热情协助。特此致谢。

参 考 文 献

- [1] MBB, Interavia Air Letter, 1985, No. 10, 870-NOVEMBER 1.
- [2] Soviet J. Q. E., 1985, No. 4, P. 15.
- [3] Soviet J. Q. E., 1985, No. 10, P. 15.
- [4] BARRY G. ALLAY, AIAA Paper, No. 73, P. 1233.
- [5] SPIE, 1978, Vol. 138, Advances in Laser Technology (Emphasizing Gaseous Laser).
- [6] S. A. Loser, Gasdynamic Laser, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 1981, P. 202~209, P. 188~197.
- [7] William R. Smith, Chemical Reaction Equilibrium, JOHN WILEY & SONS, 1982, P. 75~99.
- [8] John D. Anderson, Gasdynamic Laser An Introduction, Academic Press, New York, 1976, P. 101~111.

作者简介: 庄韬, 男, 1958年1月出生。助理研究员。现从事化学流体力学及激光研究。

收稿日期: 1988年2月6日。

· 简 讯 ·

伦敦商业区光纤网开通

英国电信七千万户的21世纪光纤网将提前正式开通,它能以按钮速度联接伦敦各商业企业。从此种叫做灵活导址系统(FAS)的新型城市光纤网受益的第一批用户将是英国电信(Dealerinterlink)的100家左右用户。这一公共设施能使各用户组成私人网路租用群——一种在城市中繁忙使用的提供传统方式快速通讯联系的线路——全都连接到电话总机中心。在这种情况下,私人话路可以在一天24小时内与其它任何Dealerinterlink用户接通。

译自 Laser Focus, 1988, April, P. 16.

于祖兰 译 封鸿渊 校