加力燃烧室 NO_x 排放生成规律试验分析

王 琦 胡筱敏

(东北大学 资源与土木学院, 沈阳 110819)

摘 要: 实现航空发动机大推力通常采用加力燃烧室设计,燃烧室进气温度升高会同步导致排放尾气中 NO_x 浓度提高. 采用典型加力燃烧室主稳定器的 V 型结构试验件,测试加力燃烧前后(进口 600 ℃,出口 600 ~ 1 200 ℃)燃烧室排放断面的 NO_x 浓度分布,通过相同流场 4 种试验工况的 NO_x 生成浓度组分和氧含量变化分析,验证了加力燃烧室 NO_x 生成以热力型 NO 为主的"高温、富氧、贫油"燃烧特性. 结果表明加力燃烧室燃烧过程中消耗的氧含量大多贡献于 CO_2 增量,在 800 ~ 1 000 ℃燃气排放温度范围内,不完全燃烧产物 CO 对 NO 的热力生成有明显抑制作用.

关 键 词: NO_x 排放; 加力燃烧室; 断面浓度分布; 生成抑制

中图分类号: V 231.1

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)08-1005-05

Experimental analysis on NO_x generation and emission distribution off aviation afterburners

Wangqi Huxiaomin

(College of Resources and Civil Engineering, Northeastern University, Shenyang 110819, China)

Abstract: An afterburners was designed to get aviation engine extra thrust, but higher inlet temperature will generate higher NO_x emission. One V style structure test facilities was adopted as an afterburners flow fields stabilizer, the section concentration of different NO_x and O_2 emission from the afterburners were analyzed in condition of inlet T 600 ℃ to outlet T 600 ~ 1 200 ℃, the test was fulfilled at 4 experimental conditions of same flux and flow fields. The results show that the chamber combustion is of "higher temperature, rich oxygen, poor fuel" characteristics, most Oxygen consumption in an afterburner chamber is contributed to generate CO_2 and in the emission temperature scope of 800 ~ 1 200 ℃, the NO thermal generation is restrained and affected by incomplete combustion product CO evidently.

Key words: NO_x emission; afterburners; section concentration distribution; restraining production

航空发动机燃烧室燃烧产物氮氧化物主要有 2 种形态:NO 和 NO_2,大量测试实验结果验证来自航空发动机燃烧室的 NO_x 中 NO 的组分较高. 燃烧产物 NO 按生成机理不同分为"热力"、"瞬发"、"燃料"3 种,航空发动机 NO_x 主要源于"热力"NO 和"瞬发"NO. 高温贫油燃烧环境产生的主要是"热力"NO,低温富油燃烧环境产生的主要是"瞬发"NO[1].

影响 NO_x 产生和生成机制的主要因素有:进气温度、燃烧室主燃区火焰温度、油气比、油气混合时间、油气停留时间、燃烧室几何结构、发动机燃烧效率等.

试验过程中,流场的稳定性控制至关重要. 数值模拟的结果表明,不稳定燃烧过程对局部的流场结构和形态有很大影响,特别是火焰面形状和温度场分布[2]. 本次试验,与流场直接相关的指

收稿日期: 2012-03-07; **网络出版时间**: 2012-08-23 14:53

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120823.1453.003.html

基金项目: 国家自然科学基金重点资助项目(69735101); 国家自然科学基金资助项目(30170270)

作者简介: 王 琦(1965 -),男,吉林梅河口人,副教授,WQS423@sina.com.

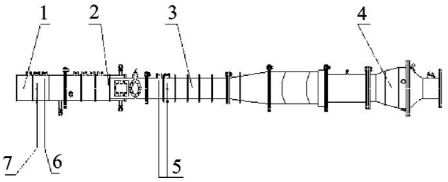
标是流量系数,控制变量主要是燃烧室的进出口温度、压力;直接影响燃烧效率、NO_x 生成总量的影响因素主要有进入燃烧室的进口空气流量、燃油总量,表现指标为油气比. 燃烧室内的燃烧反应温度是影响 NO_x 生成模式的重要因素,本次试验采用数值模拟方法进行分析,网格划分采用笛卡儿法[3].

1 测试设备与方法

1.1 测试设备与参数

试验选用中航工业沈阳发动机研究所的 BK1 燃烧室,其主要参数:火焰筒燃烧区长度 257.5 mm,总压恢复系数 0.93,燃烧室阻力系数 29.4.

测试设备设计如图 1 所示,整流段至后测量截面为 180 mm(宽)×150 mm(高)的矩形截面. 测试试验段是一段典型加力燃烧室的主稳定器,试验件采用圆形弯直 V 型结构试验件,结构尺寸如图 2 所示[2]. 燃气经试验件二次加温燃烧后,进入测量截面(取样位置),被取样的排气进入 TESTO 烟气分析仪进行烟气成份分析,断面试验取样器与测点位置分布见图 3、图 4.



1—后测量段;2—加力试验段;3—整流段;4—燃烧室;
5—排气压力和温度测量点;6—前测量截面;7—后测量截面.

图 1 试验设备简图

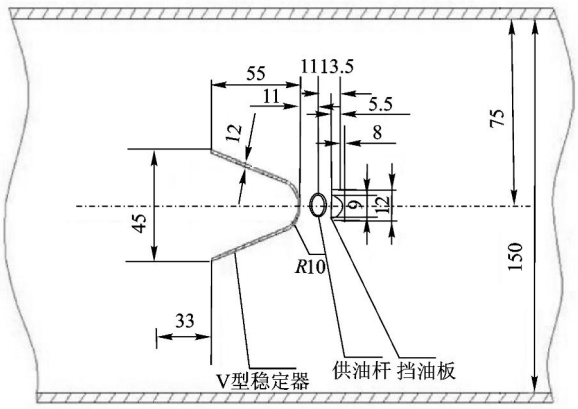
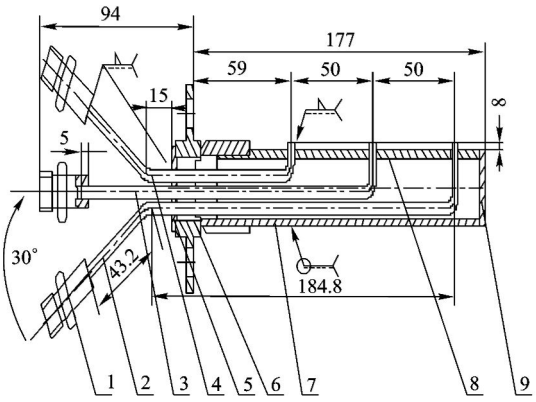


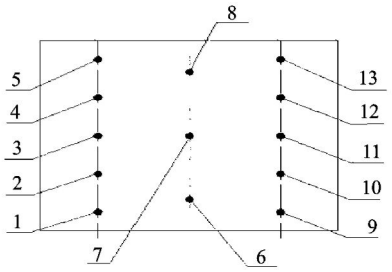
图 2 试验件(V 型加力稳定器)结构示意图

排气压力和温度控制测量点设在整流段后,前、后测量截面设计用于测试校准,燃烧室出口至测试断面的流场稳定段长度 2 000 mm,燃烧室出口管道为直径 200 mm 圆形截面,测量断面为矩形 180 mm×150 mm,中间弯直连接. 排气温度场、压力场稳定后开始试验测试. 试验中,加力燃烧前,预热或一次燃烧燃气温度 T_{t3}、燃气压力 P_{t3}、燃气速度系数 λ_3 3 项指标做为试验件的进口参数,也是本次试验研究的状态控制参数. 试验管路中燃烧室出口至前测量截面的间距为 4 962 mm,前后测量截面间的间距为 100 mm.



1—接头;2—取样管;3—取样管;4—取样管;
5—外堵板;6—安装座组件;7—侧堵片;8—外套;9—堵头.

图 3 三点取样器尺寸图



1~14 表示面向气流的测试点位置.

图 4 截面取样测点布局示意图

1.2 4 种试验工况

本次试验研究设计 4 种工况:燃烧室进口温度 600 ℃,出口温度分别为 600 ℃(一次燃烧)/800 ℃(一次燃烧)/1 000 ℃(二次燃烧)/1 200 ℃(二次燃烧)4 种状态,由于取样器没有采用冷却设计,因此在 1 200 ℃状态下仅对测量截面的中间 3 点进行了采样分析. 试验的流场基本参数如表 1 所示[1].

表 1 试验流场基本参数表

状态序号	试验件进口燃气温度 T_{t3}/℃	试验件进口燃气压力 P_{t3}/kPa	试验件进口燃气速度系数 λ_3	试验件出口温度 T_{t4}/℃	试验件供油燃烧
1	600	120	0.2		不进行
2	800	120	0.2		不进行
3	600	120	0.2	1 000	供油燃烧
4	800	120	0.2	1 200	供油燃烧

1、2 状态仅为燃烧室燃烧加温,试验件本身不供油燃烧,一次燃烧,属均匀稳态状态;3、4 状态是在燃烧室燃烧的情况下,试验件本身也供油燃烧,二次燃烧,属非均匀稳态状态.

1.3　试验条件与控制方法

试验条件下燃烧室出口径向温度分布系数 δ 按式(1)计算[4],一般要求 $\delta<20\%$. 其结果如表 2 所示.

$$\delta=(T_{3max}-T_{3a})/(T_{3a}-T_{2a}) \tag{1}$$

表 2　试验条件燃烧室出口温度分布系数

试验序号	燃烧室进口平均总温 T_{2a}/℃	出口温度场最高总温 T_{3max}/℃	出口温度场平均总温 T_{3a}/℃	温度分布系数 δ/%
1	87	605.3	601.5	0.74
2	103.5	803	800.8	0.32
3	29.1	601.7	600.2	0.26
4	39.1	803.1	800.7	0.32
5	600	1057	1025	2.7
6	700	1221	1198	4.6

中航工业沈阳发动机研究所试验站试验台基本情况如下:燃烧室进口温度采用 K 型热电偶测量,测量准确度为 ±1.0%;燃油流量测量采用 ϕ6 涡轮流量计,测量准确度为 ±1.0%;空气流量采用热导式质量流量计测量,测量准确度为 ±1.0%;试验件进口(前测量段)压力用 0 ~ 700 kPa 压力传感器测量,准确度为 ±0.5%;试验件进口(前测量段)总静压差采用 0 ~ 100 kPa 压力传感器测量,准确度为 ±0.5%;试验件进口(前测量段)温度采用 S 型热电偶测量,准确度为 ±1.0%;试验件燃油流量采用科隆质量流量计测量,准确度为 ±0.5%;试验件燃油压力采用 0 ~ 4 MPa压力传感器测量,准确度为 ±1.0%.

1.4　耗氧量分析方法

由于试验过程中 CO 的生成量远远小于 CO_2,因此分析计算时 CO 的耗氧量忽略不计,CO_2 耗氧量按式(2)计算,NO_x 的耗氧量或生成 NO_x 氧的贡献率,分别按式(3)生成 NO 的耗氧、式(4)生成 NO_2 的耗氧计算.

$$O_2 \rightarrow CO_2 \tag{2}$$

$$O_2 \rightarrow NO \tag{3}$$

$$O_2 \rightarrow NO_2 \tag{4}$$

2　结果与分析

2.1　排气 NO_x 生成物中 NO,NO_2 的比例

图 5 ~ 图 8 分别是 600 ~ 1 200 ℃燃气温度下,断面分布设计的 13 个测点排气 NO_x 生成物中 NO,NO_2 的比例,800 ℃以上燃气温度,全断面 NO_x 生成物中 90% 以上为 NO.

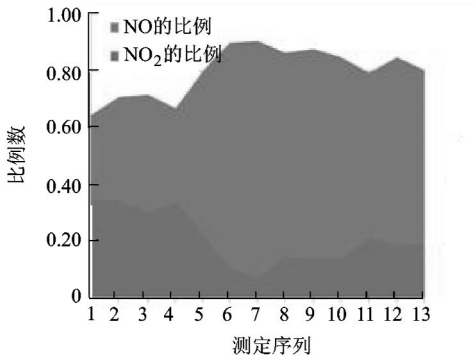


图 5　600 ℃燃气温度 NO,NO_2 的比例

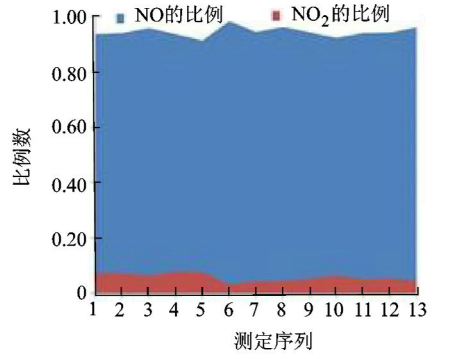


图 6　800 ℃燃气温度 NO,NO_2 的比例

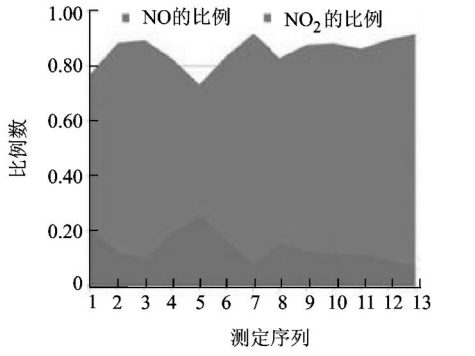


图 7　1 000 ℃燃气温度 NO,NO_2 的比例

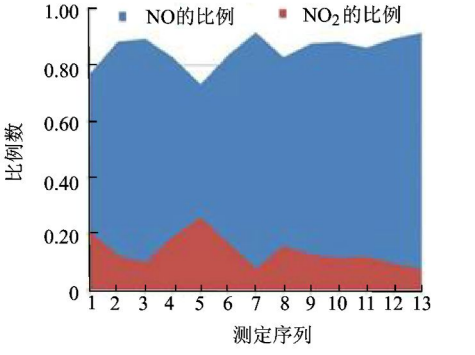


图 8　1 200 ℃燃气温度 NO,NO_2 的比例

2.2　不同温度区间氧耗对 NO_x 生成量的贡献

表 3 为不同燃气排放温度区间 13 个测点的总氧耗、CO_2、NO_x 氧耗关系图,图 9 是不同排放燃气温度区间,NO_x 单位氧耗与 NO_x 生成量的关系图.

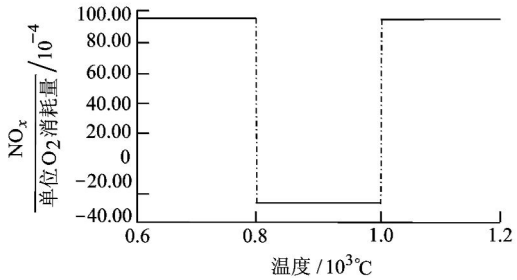


图 9 不同燃气排放温度单位氧耗的 NO_x 生成量关系图

从图 9 中可以看出:加力燃烧过程的氧耗大多贡献于生成 CO_2 增量,分析单位氧耗对 NO_x 生成的贡献率,可以得出结论:在 600 ~ 800 ℃,1 000 ~ 1 200 ℃排气温度范围,NO_x 生成遵循大致相同的规律,而 800 ~ 1 000 ℃燃气排放温度范围的 NO_x 生成规律存在明显差异.

2.3 800 ℃,1 000 ℃燃气排放温度 13 个测点的 NO_x\CO 断面浓度分析比较

相同流场条件,800 ℃,1000 ℃燃气排放温度两次试验的 13 个测点 NO_x\CO 断面浓度分析比较见表 4 和表 5,从中可以看出,NO_x 的浓度拐点与 CO 浓度的大幅增加有关.

表 3 不同燃气排放温度 13 个测点的 CO_2\NO_x 氧耗关系

指标	温度/℃	测点 1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
CO_2 氧耗/%	600 ~ 800	1.75	1.81	1.75	1.77	1.72	1.95	1.88	1.85	1.88	1.91	1.91	1.88	1.92
NO_x:氧耗/10^{-6}		0.235	0.239	0.237	0.245	0.236	0.261	0.254	0.253	0.256	0.267	0.265	0.264	0.260
NO_x 体积增量/%		31.00	31.00	24.00	21.00	25.00	23.00	20.00	21.00	26.00	24.00	24.00	23.00	23.00
单位氧耗 NO_x 体积增量/10^{-4}		15.62	15.13	12.08	10.42	12.78	10.40	9.37	9.99	12.17	11.02	11.03	10.73	10.55
CO_2 氧耗/%	800 ~ 1 000	3.21	3.88	2.23	0.51	-0.69	1.99	2.35	0.44	-0.85	0.03	0.59	0.61	-0.14
NO_x 氧耗/10^{-6}		0.43	0.52	0.31	0.07	-0.10	0.28	0.33	0.06	-0.11	0.00	0.08	0.08	-0.02
NO_x 体积增量/%		-10.00	4.00	12.00	-10.00	-15.00	-9.00	10.00	-9.00	-9.00	-7.00	-4.00	-1.00	0.00
单位氧耗 NO_x 体积增量/10^{-4}		-2.75	0.91	4.72	-17.24	18.99	-3.96	3.73	-18.00	9.38	-233.33	-5.97	-1.45	0.00
CO_2 氧耗/%	1 000 ~ 1 200						1.40	1.86	1.51					
NO_x 氧耗/10^{-6}							0.19	0.25	0.21					
NO_x 体积增量/%							22.00	22.00	20.00					
单位氧耗 NO_x 体积增量/10^{-4}							13.84	10.43	11.63					

表 4 第 1 次试验 800 ℃/1 000 ℃燃气排放温度 13 个测点的 NO_x\CO 断面体积分数比较表

指标	温度/℃	测点 1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
CO 体积分数/10^{-6}	800	231	225	229	225	228	232	222	223	264	243	248	252	256
	1 000	1 525	694	573	655	556	1 596	707	856	966	1 122	1 154	1 194	1 140
NO_x/10^{-6}	800	45	48	45	45	45	52	51	50	50	50	48	49	48
	1 000	35	52	57	35	30	43	61	41	41	43	44	48	48
O_2 体积分数/%	800	14.5	14.42	14.47	14.44	14.49	14.43	14.45	14.47	14.49	14.39	14.45	14.5	14.42
	1 000	10.86	10.02	11.93	13.86	15.28	12.16	11.77	13.97	15.45	14.36	13.78	13.81	14.58

表 5 第 2 次试验 800 ℃/1 000 ℃燃气排放温度 13 个测点的 NO_x\CO 断面体积分数比较表

指标	温度/℃	测点 1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
CO 体积分数/10^{-6}	800	218	216	217	217	225	212	193	194	263	231	227	233	268
	1 000	1 901	1 572	1 284	1 118	884	1 635	993	1 054	1 035	1 281	1 262	1 347	1 327
NO_x 体积分数/10^{-6}	800	32	30	32	29	29	40	39	36	38	35	34	34	37
	1000	15	20	26	21	20	28	37	30	25	30	33	35	33
O_2 体积分数/%	800	13.95	13.95	13.95	13.93	14.01	13.91	13.9	13.95	13.92	13.89	13.87	13.91	13.91
	1 000	13.66	12.81	13.28	14.16	15.09	13.3	11.95	13.58	15.07	13.84	13.1	13.11	14.16

2.4 600 ~ 1 200 ℃燃气排放温度燃烧室数值模拟

采用 GAMBIT 软件进行几何建模,FLUENT6.3.26 软件进行数值模拟计算(选用 Realizable k-ε 湍流方程模型模拟燃烧室流体湍流运动,漩涡破碎模型模拟燃料混合过程),模拟 600 ℃,1 200 ℃燃气排放温度燃烧室火焰筒截面温度分布如图 10、图 11 所示[3].

600 ℃排放燃气的断面温度分布 1 600 ~ 2 200 K,1 200 ℃排放燃气的断面燃气分布 1 900 ~ 2 400 K.

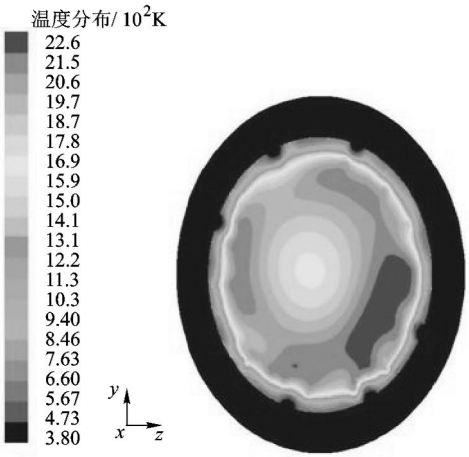


图 10　600 ℃燃烧室火焰筒截面温度分布

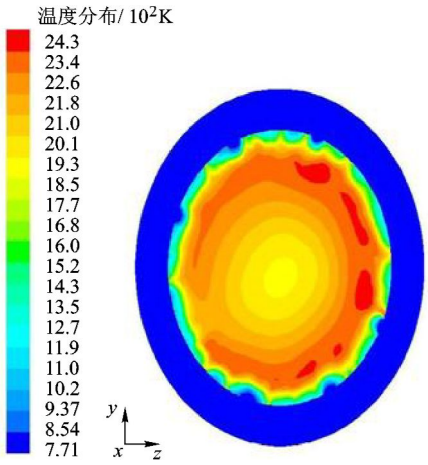


图 11　燃烧室 1 200 ℃火焰筒截面温度分布

3　结　论

600 ~ 1 200 ℃燃气排放温度的 NO_x 排放浓度试验测试与燃烧室仿真分析结果表明:

1) 600 ~ 1 200 ℃燃气排放温度的燃烧室火焰筒截面温度分布 1 600 ~ 2 400 K,其 NO_x 生成以热力型 NO 的反应生成模式为主,耗氧量变化与燃气中氧含量的浓度的测试结果验证了 600 ~ 800 ℃,1 000 ~ 1 200 ℃燃气排放温度区间,NO_x 生成规律相同,生成模式可以概括为“高温、富氧、贫油”.

2) 两次试验 800 ~ 1 000 ℃燃气排放温度范围的 NO_x 浓度测试结果的突变,表明 800 ~ 1 000 ℃燃气排放温度范围, NO_x 浓度拐点的出现与 CO 浓度的大幅增加有关,即不完全燃烧产物 CO 对 NO_x 的热力生成产生了抑制作用,其抑制机理有待开展进一步的研究.

参考文献 (References)

[1] 费平安. 涡喷发动机排放物 NO_x 浓度场分析[D]. 沈阳:沈阳航空工业学院动力与能源学院,2008:40 - 51
Fei Pingan. NOx concentration field analysis of turbojet engine emissions[D] Shenyang: College of Power Energy, Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2008:40 - 51(in Chinese)

[2] 张澄宇. 航空发动机加力燃烧室不稳定性燃烧机理与控制方法研究[D]. 北京:北京航空航天大学能源与动力学院,2005:20 - 30
Zhang Chengyu. The mechanism and control for combustion instabilities of aeroengine afterburner [D]. Beijing: School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005:20 - 30(in Chinese)

[3] 姚 婷. 涡喷发动机排放污染物浓度场数值模拟[D]. 沈阳:沈阳航空工业学院,2009:12 - 17
Yao Ting. Emission pollutants concentration field numerical simulation of aero-engine[D] Shenyang: Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2009:12 - 17(in Chinese)

[4] 程新荣,张宝诚. 航空发动机燃烧室出口温度场稳定性的研究[J]. 沈阳航空工业学院学报,2003,20(4):1 - 4
Cheng Xinrong, Zhang Baocheng. The stabilization investigation of the combustor exit temperature field in aeroengine[J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2003, 20(4): 1 - 4(in Chinese)

[5] 张宝诚. 航空发动机试验与测试技术[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005:23 - 57
Zhang Baocheng. Aeroengine experiment and test technology [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press ,2005:23 - 57(in Chinese)

[6] 刘高恩,王华芳,吕 品,等. 飞机发动机排气污染物的测量[J]. 航空动力学报,2003,18(3):348 - 352
Liu Gaoen, Wang Huafang, Lü Pin, et al. Gas turbine engine emissions measurement [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(3):348 - 352(in Chinese)

(编　辑:张　嵘)