

改进型一体化加力燃烧室方案的 数值模拟

王伟龙¹, 金捷¹, 井文明¹, 刘邓欢¹,
季鹤鸣², 游庆江², 李江宁²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 针对传统加力燃烧室质量过大与非加力状态下流动损失巨大的问题展开了设计研究,提出了一种改进型一体化加力燃烧室方案,取消了常规的钝体稳定器,采用了内突扩中心锥的火焰稳定结构.采用了数值模拟的方法研究方案的性能.结果表明:该方案对入口参数不敏感;在所有研究的工况条件下,3种方案总压恢复系数均高于0.96,加力燃烧室的效率接近0.90;采用波瓣混合器的方案具有最佳的总体性能.

关 键 词: 一体化; 加力燃烧室; 波瓣混合器; 燃烧效率; 总体性能

中图分类号: V232.5

文献标志码: A

Numerical simulation on improved integrated afterburner scheme

WANG Wei-long¹, JIN Jie¹, JING Wen-ming¹, LIU Deng-huan¹,
JI He-ming², YOU Qing-jiang², LI Jiang-ning²

(1. School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Shenyang Engine Design and Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: An improved integrated afterburner scheme was proposed to solve the problem of too large mass of traditional afterburner and too significant flow loss in non-augmentation condition. This scheme canceled the conventional stabilizer of blunt body, and a sudden expanding structure of central cone for stabilizing the flame was adopted. Numerical simulation was conducted to research its performance. The result indicates that the scheme is not sensitive to inlet parameters; total pressure recovery coefficients of three schemes on all cases are greater than 0.96; afterburner efficiency is close to 0.90; the scheme with lobed mixer has the best overall performance.

Key words: integrated; afterburner; lobed mixer; combustion efficiency;
overall performance

加力燃烧室位于燃气涡轮和喷管之间,是航空发动机的重要部件.通过向从涡轮流出的高温高速气体喷射额外的燃油,它可以在短时间内极大地提高燃气温度并增加发动机推力^[1].但是如何在涡轮后面膨胀加速的高速气流中组织起稳定

的燃烧,是每一个加力燃烧室设计工程师永远无法回避的具有挑战性的问题.

一般而言,进入加力燃烧室的气流首先经过扩压器,目的是降低流动速度.但是即使经过扩压,气体流速对于燃烧而言依然太高.为了解决流

速过高的问题,钝体火焰稳定器,尤其是V形火焰稳定器被广泛地应用于传统的加力燃烧室。V形火焰稳定器大致可以分为两类:径向火焰稳定器和周向火焰稳定器。

在新一代加力燃烧室上,径向V形火焰稳定器仍大受青睐,并得到了广泛的应用。原因在于:一方面,当开启加力时,这种结构可以引导核心的高温气体流向外侧,它的V形通道可以促进燃油雾化,从而改善燃烧效果;另一方面,当关闭加力时,它可以作为一个混合器,加强内涵的高温气体与外涵的低温气体的混合^[2-3]。

然而现有的火焰稳定器的存在制约了航空发动机推质比的提高。一方面它给航空发动机带来了额外的质量;另一方面,在非加力状态下,它带来了巨大的并且无意义的流动损失。

与此同时,下一代航空发动机追求更高的推质比,这给加力燃烧室设计提出了更加苛刻的要求:更高的来流速度和来流温度,更低的总压损失以及更高的燃烧效率。

目前已经有人对新一代的加力燃烧室做了几项创新性的研究,如高性能涡轮发动机计划(IHPTET)提出的旋流加力燃烧室方案,这一方案可以扩大稳定工作裕度,缩短加力燃烧室长度,减少红外特征,同时提高燃烧效率。但是这一方案会导致较大的总压损失,降低推进系数同时增加了结构的复杂度。此后经济型多用途先进涡轮发动机计划(VAATE)提出了一种一体化后框架加力(IRFA)概念。尽管尚不能获得更多关于这一项目的详细信息,但是可以大胆的猜测,如同旋流加力燃烧室一样,这一方案将不会采纳传统的火焰稳定方式和燃烧组织方案;扩压器、混合器和火焰稳定器将会进行一体化的设计^[4-8]。

在国内,季鹤鸣于2006年提出了一种突扩型加力燃烧室火焰稳定方案,这一方案首先取消了

常规的V形钝体火焰稳定器,而是通过突扩结构产生的2个旋涡结构去组织燃烧和稳定火焰^[9]。此后,吴迪等^[10-12]对一体化加力燃烧室做了一些基础的研究。与此同时李锋等^[13]和孙雨超等^[14]也对新型加力燃烧室做了一些试验和数值模拟研究。

然而以上所提到的研究大多关注于初级的设计和概念研究,尤其是当加力燃烧室处于不同的工况时,无法提供足够多且详细的信息;与此同时,关于改进型加力燃烧室的数值模拟研究非常有限。本文提出了一种改进型一体化加力燃烧室方案,并对它进行了数值模拟,希望以此来深入了解它的流场特性和工作性能。

1 改进型一体化加力燃烧室方案

如图1所示,改进型一体化加力燃烧室方案有3个主要组件:扩压器、支板和混合器。燃油管路置于支板的空心通道中;火花塞布置在在支板后面的下游区域;隔热屏也在设计的考虑范围之内。

本方案取消了传统的火焰稳定器,为组织燃烧,在内锥后部设计了突扩形结构,起中心火焰稳定器和突扩形混合器的作用;带凹腔的支板起径向火焰稳定器作用;混合器既起突扩形扩压器作用,同时在内涵气流与外涵气流混合区域也发挥周向火焰稳定器的作用。

方案提出了两种类型的支板,均在最厚截面处有凹腔结构。但是其中4个支板做了截锥处理,而其他的8个支板没有。这是在提升燃烧性能与减少流动损失之间采取的折中方案。

组织燃烧方案设计中最具挑战性的部分是混合器的设计,因为要在混合区发挥周向火焰稳定器的作用。为了寻求一种与整体设计更为匹配的混合器,采用了3种不同类型的设计:波瓣混合器、环形混合器、V形混合器。见表1。

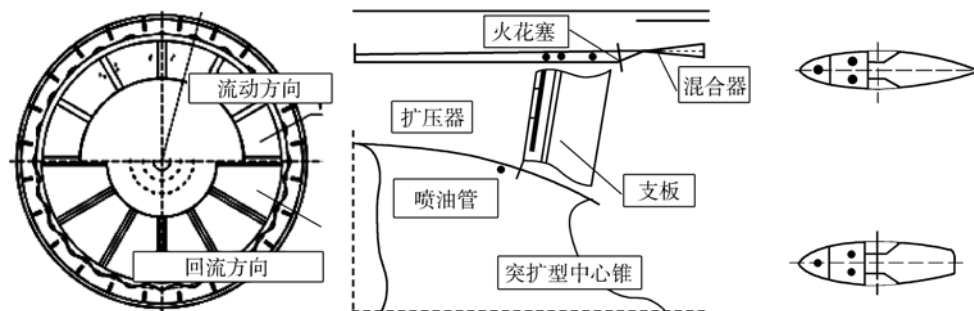


图1 改进型一体化加力燃烧室示意图

Fig. 1 Schematic diagram of improved integrated afterburner

表1 改进型一体化加力燃烧室方案
Table 1 Schemes of improved integrated afterburner

方案编号	混合器类型
1	波瓣混合器
2	环形混合器
3	V形混合器

2 数值模拟研究

将所提出的3种方案分别在5种工况下进行了数值模拟,目的是验证方案的可行性并增加对其流场特性的了解。

2.1 数值模拟的算法验证

本文采用数值模拟的方法对方案进行研究,为了保证数值模拟结果的准确性,在改进型一体化加力燃烧室的数值模拟之前进行了算法的验证。分别对波瓣混合器下游的垂直流向的截面,提取了最大流向涡量 $\omega_{x,\max}$ 和最大展向涡量 $\omega_{\text{in-plane},\max}$,之后与Cooper的流场测量数据进行了对比^[15],如图2、图3所示。

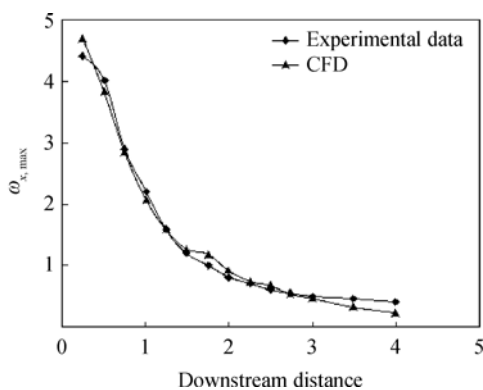


图2 最大流向涡量衰减曲线图

Fig. 2 Decay of the maximum streamwise vorticity

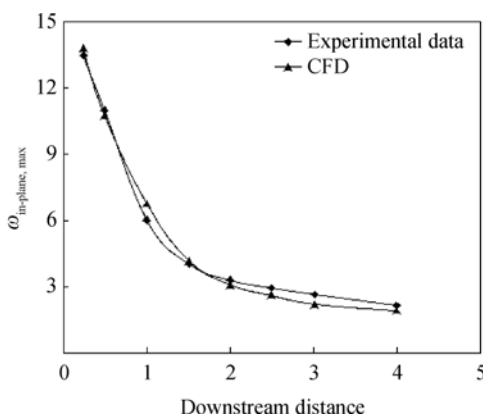


图3 最大展向涡量衰减曲线图

Fig. 3 Decay of the maximum azimuthal vorticity

由图2、图3可知,在误差允许的范围内,本文采用的方法所得到的数值模拟结果与试验结果较为吻合,从而验证了本文算法的可行性和可信度。

2.2 建模与网格划分

根据上文提到的3种方案,绘制了相应的Unigraphics NX(UG)模型^[16]。它们涵盖了从燃烧室出口到喷管的范围。由于改进型一体化燃烧室方案的环形布局具有周期性的特点,同时也受限于计算机处理性能的不足,在此后的网格划分和计算过程中,只选取了1/4的模型作为研究对象。

图4和图5分别展示了方案1的UG模型和网格划分结果。在网格生成过程中采用了六面体和四面体为主的划分方法,并在感兴趣的关键区域进行了网格加密。网格总数约为300万。



图4 方案1的UG模型

Fig. 4 UG model of scheme 1

图5 方案1的网格划分

Fig. 5 Meshing of scheme 1

2.3 数值模拟方法

采用三维不可压缩Navier-Stokes(N-S)方程有限体积法进行数值求解。在稳态计算中,采用renormalization group(RNG) $k-\epsilon$ 湍流模型使方程封闭,燃烧模型采用涡耗散概念(EDC)模型^[17],空间离散采用2阶迎风格式。采用semi-implicit method for pressure linked equation(IM-PLE)算法解决压力和速度的耦合问题。

2.4 边界条件设置

采用质量流量作为入口边界条件,同时在入口设置总压和气流组分。通过设置静压给定压力出口边界条件。两侧的壁面采用周期性边界条件。详细设置在表2中给出。

表2 不同工况下的无量纲边界条件

Table 2 Non-dimensional boundary conditions of different cases

工况	内涵质量流量	内涵总温	内涵油气比	外涵质量流量	外涵总温	出口压强
1	1.000	1.000	1.000	1.000	0.832	1.000
2	0.295	0.784	0.748	0.301	0.653	0.274
3	0.174	0.811	0.776	0.175	0.678	0.155
4	0.132	0.967	0.948	0.132	0.806	0.135
5	0.234	1.027	0.980	0.463	1.000	0.246

针对改进型一体化加力燃烧室两相流动特点,本文采用离散相模型对该加力燃烧室燃油的雾化、运动和蒸发进行数值模拟,喷嘴的燃油初始状态采用 Rosin Rammler 分布,燃油温度为300 K.

3 结果与讨论

3.1 模拟结果分析

图6~图10展示了方案1在不同工况下的流线和速度云图(图中表示速度).通过上述图片,可以看出:①沿着流路存在3个主要的低速区,第1个低速区在中心锥突扩区域后,第2个低速区出现在支板后方,第3个低速区出现混合器下游区域,这正是设计用来组织燃烧和稳定火焰

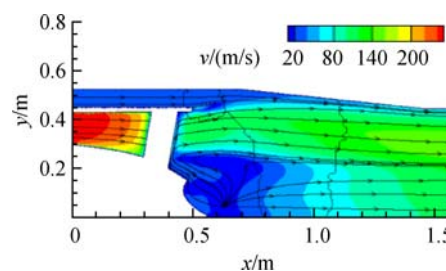


图8 方案1在第3种工况下的流线和速度云图

Fig. 8 Streamline and velocity contour of scheme 1 in case 3

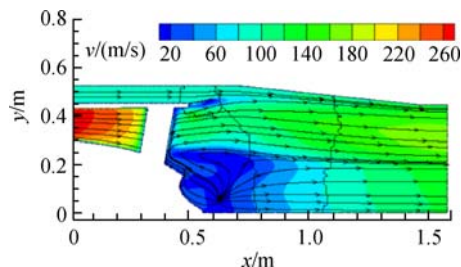


图6 方案1在第1种工况下的流线和速度云图

Fig. 6 Streamline and velocity contour of scheme 1 in case 1

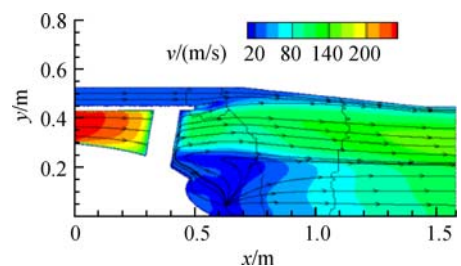


图7 方案1在第2种工况下的流线和速度云图

Fig. 7 Streamline and velocity contour of scheme 1 in case 2

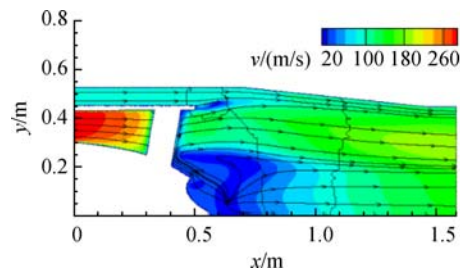


图9 方案1在第4种工况下的流线和速度云图

Fig. 9 Streamline and velocity contour of scheme 1 in case 4

图10 方案1在第5种工况下的流线和速度云图

Fig. 10 Streamline and velocity contour of scheme 1 in case 5

的区域;②所有5种工况下的流线和速度云图都有着显著的相似之处.流线可以用于描述流场内部的流动结构,可见在不同的入口参数下燃烧内

部的流场结构改变不大。

这种结果表明:改进型一体化加力燃烧室方案对入口参数不敏感,这可以保证该加力燃烧室在不同的或者动态变化的实际飞行状态下稳定的工作。另外两种方案的研究得到了类似结果。

3.2 加力状态模拟结果分析

图 11 和图 12 分别展示了方案 1 在第 1 种工况下,小加力状态和全加力状态的不同截面的温度(T)分布云图。从图 11 可以看出高温(大于 2000 K)出现在支板下游区域,这意味着燃油在这一区域得到了充分的燃烧。这同样表明带凹腔支板在组织燃烧和稳定火焰上是成功的。在小加力状态下,只向支板火焰稳定区供油,因此周向温度并不是很均匀。但是沿着流向温度均匀度不断增加,这是因为混合过程加速了能量的传递。从图 12 可以知道,在火焰稳定区下游宽广的区域出现了高温区。燃烧在支板后非常短距离内整个截面发生,这说明火焰联接在了一起。这正是非常希望得到的状态。由于混合过程的存在,沿流动方向的温度分布的均匀性得到了改善。

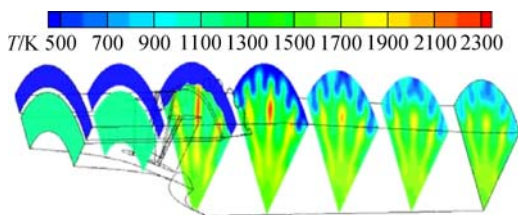


图 11 方案 1 在第 1 种工况下小加力状态各截面温度云图

Fig. 11 Temperature contour of scheme 1 small afterburn state under case 1

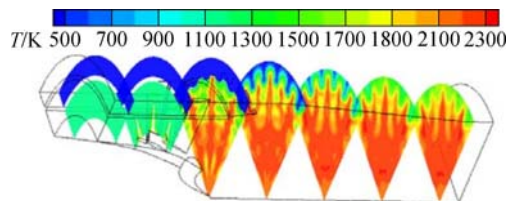


图 12 方案 1 在第 1 种工况下的全加力状态各界面温度云图

Fig. 12 Temperature contour of scheme 1 full afterburn state in case 1

3.3 总压恢复系数分析

表 3 展示了 3 种方案在第 1 种工况下的总压恢复系数 σ_0 。可以看到方案 2,即环形混合器方案有最小的总压损失,方案 3 有最大的总压损失。而

方案 1 的总压损失居于中间值。

表 3 3 种方案在第 1 种工况下的总压恢复系数

Table 3 Total pressure recovery coefficient of three schemes in case 1

总压恢复系数	方案编号		
	1	2	3
σ_0	0.9809	0.9816	0.9759

本文中燃烧效率采用温升法进行计算,其计算式^[18]为

$$\eta = \frac{\Delta T_r}{\Delta T_{th}} = \frac{\bar{T}_{out-r} - \bar{T}_{in}}{\bar{T}_{out-th} - \bar{T}_{in}} \quad (1)$$

式中 ΔT_r 代表燃烧室中由燃料燃烧引起的实际温升, ΔT_{th} 代表理论计算的理论温升, $\bar{T}_{out-r}$ 代表实际的燃烧室出口平均温度, $\bar{T}_{out-th}$ 代表理论计算的燃烧室出口平均温度, $\bar{T}_{in}$ 代表燃烧室进口平均温度。

按照公式(1),本文计算了 3 种方案的燃烧效率。从图 13 可以知道:方案 3 有最高的燃烧效率,而方案 2 的燃烧效率最低。这种现象的原因是 V 形混合器带来了最大的流道阻塞,因而产生了一个最大的低速区,造成了最大的总压损失却保持了最高的燃烧效率;环形混合器恰恰相反,有最小的流道堵塞和最小的低速区,因而有最高的总压恢复系数和最低的燃烧效率;波瓣混合器方案的燃烧效率和总压损失性能居中。因此方案 1 即波瓣混合器方案更为适应总体性能的要求。

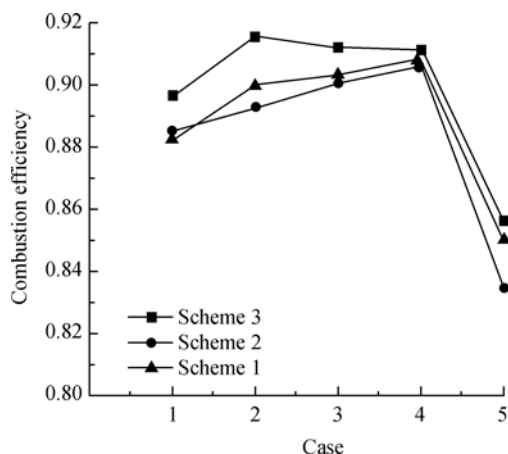


图 13 3 种方案在不同工况下的燃烧效率

Fig. 13 Combustion efficiency of three schemes in different cases

图 14 比较了方案 2 在不同工况下的总压恢复系数。可以看到最低的总压恢复系数仍然高于

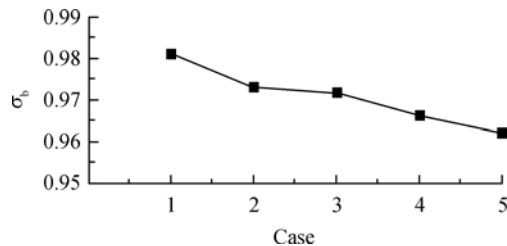


图14 方案2在不同工况下的总压恢复系数

Fig. 14 Total pressure recovery coefficient of scheme 2 in different cases

0.96, 这比现役的加力燃烧室要高2%~3%。

4 结 论

1) 改进型一体化加力燃烧室对进口参数不敏感, 来流状况对各个方案的总体性能影响很小。

2) 本系列方案有更高的总压恢复系数, 在本文研究的工况条件下, 3种方案的总压恢复系数值均高于0.96。

3) 本系列方案的燃烧效率与现役的加力燃烧室的燃烧效率无明显差别。

4) 在所考察的3种方案中, 采用波瓣混合器的燃烧室方案具有最佳的总体性能。

参考文献:

- [1] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第11分册 加力燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001: 66-67.
- [2] 陈光. F110的最新衍生型 F110-GE-129EFE 的发展与设计特点[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2001, 14(1): 53-57.
CHEN Guang. Development and design characteristics of F110-GE-129EFE, the latest derivation of F110[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2001, 14(1): 53-57. (in Chinese)
- [3] 方昌德. GE公司再次推出 F404 的新改型 F414 发动机[J]. 国际航空, 2001(12): 28-30.
FANG Changde. GE developed new F414 engine based on F404[J]. International Aviation, 2001(12): 28-30. (in Chinese)
- [4] Jacques D, Jacques S. M88-2E4 advanced new generation engine forrafale multirole fighter[R]. AIAA-2003-2610, 2003.
- [5] Reilly R S. Vortex burning and mixing augmentation system[R]. AIAA 76-0678, 1976.
- [6] Clements T R. Final report: effect of swirling flow on augmentor performance[R]. NASA CR-134639, 1974.
- [7] HONG Liu. Three-Dimension numerical study on the combustion flow in an afterburner[R]. AIAA 99-3752, 1999.
- [8] Ravichandran M, Sampath S, Ganesan V. Numerical analysis of two-ring flame stabilizer flows in aircraft afterburners[J]. Numerical Heat Transfer: Part A applications, 1995, 28(1): 85-101.
- [9] 季鹤鸣, 樊未军, 杨茂林. 新型内突扩加力燃烧室方案可行性分析[J]. 航空发动机, 2006, 32(1): 35-37.
JI Heming, FAN Weijun, YANG Maolin. Feasibility analysis of a new inner dumped afterburner concept[J]. Aero-engine, 2006, 32(1): 35-37. (in Chinese)
- [10] 吴迪. 新型一体化加力燃烧室冷态流场试验研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2010.
WU Di. Experimental research of non-reacting flow fields in a novel integrated afterburner[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [11] 王海龙. 新型火焰稳定器设计与研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2011.
WANG Hailong. Design and research on new-type flame stabilizer[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [12] 井文明. 新型一体化加力燃烧室方案设计和数值模拟研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2012.
JING Wenming. Design and numerical research on novel integrated afterburner[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [13] 李锋, 郭瑞卿, 李龙贤, 等. 整流支板和火焰稳定器的一体化设计加力燃烧室性能的数值模拟[J]. 航空发动机, 2012, 38(5): 6-9.
LI Feng, GUO Ruiqing, LI Longxian, et al. Numerical simulation of characteristics for afterburner with integrated flow plate and flameholder[J]. Aeroengine, 2012, 38(5): 6-9. (in Chinese)
- [14] 孙雨超, 张志学, 李江宁, 等. 一体化加力燃烧室方案设计及数值研究[J]. 航空科学技术, 2011(4): 71-74.
SUN Yuchao, ZHANG Zhixue, LI Jiangning, et al. Design and numerical research of integrated rear frame and afterburner[J]. Aeronautical Science and Technology, 2011(4): 71-74. (in Chinese)
- [15] Nathan J C, Parviz M. Numerical simulation of the vortical structures in a lobed jet mixing flow[R]. AIAA-2005-635, 2005.
- [16] 展迪优. UG NX 8.0 工程图教程[M]. 北京: 机械工业出版社, 2012.
- [17] 李鹏飞, 徐敏义, 王飞飞. 精通 CFD 工程仿真与案例实战[M]. 北京: 人民邮电出版社, 2011.
- [18] 林宇震, 许全宏, 刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.