

面向对象的通用航空发动机建模技术研究

胡伟波, 程邦勤, 陈志敏, 赵航

(空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038)

摘 要: 针对目前发动机性能仿真中燃气热力性质计算方法适用范围和通用性差的问题, 加入一种变成分的求解方法, 并利用面向对象技术构建了通用的航空发动机性能仿真系统. 建模中考虑了部件特性耦合、引气、冷却和功率提取等影响. 同时在程序中加入了一些异常处理机制, 以便于快速准确地进行调试, 增强系统的可靠性. 最后利用该仿真系统进行了某型双转子混排涡扇发动机的稳态特性计算, 并与试验数据进行了比较. 结果表明采用的变成分法进行发动机性能仿真的推力误差一般不超过3%, 耗油率误差不超过2.5%, 取得了良好的精度. 尤其在高空小马赫数时变成分法的精度高于传统的拟合法.

关 键 词: 航空发动机; 性能仿真; 热力性质; 面向对象; 变成分法

中图分类号: V231

文献标志码: A

Research of object-oriented general aero-engine modeling techniques

HU Wei-bo, CHENG Bang-qin, CHEN Zhi-min, ZHAO Hang

(Aeronautics and Astronautics Engineering College,

Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: To carry out calculation of specified engine performance quickly, general aeroengine performance simulation system was built based on object-oriented technique. At the same time, a variable component method of gas thermodynamic properties for calculation was adopted to overcome the defects in the current calculation model. In the performance simulation of engine, coupling, bleeding, cooling and power extraction were considered. Moreover, debug can be achieved easily and correctly because some exception handling facilities were added into it. Thus, reliability of system was improved. A simulation of two-spool mixed turbofan engine was performed, and the results were compared with experimental data. The results show that the variable component method has good accuracy. The error of thrust is usually less than 3%, and that of specific fuel consumption is less than 2.5%. Besides the precision has improved especially at high altitude and low Mach number.

Key words: aero-engine; performance simulation; thermodynamic properties; object-oriented; variable component method

航空燃气涡轮发动机的性能一直是发动机设计制造方和使用方关注的重点, 其工作过程参数是进行发动机性能分析、安装优化、维修保养、健康监测、故障诊断等必不可少的依据, 单纯通过试验获得其性能和工作过程参数的方法不仅耗时

长、成本高, 而且风险较大^[1]. 随着计算机科学技术的发展, 成本小、风险低的仿真技术就提供了一个很好的解决方案. 区别于传统的面向过程的方法, 面向对象技术因其灵活高效、通用性强、可维护性好的特点, 已经成为现今发动机性能仿真的

主要方法^[2-4].

目前国外已经出现了一些较为成熟的航空发动机性能仿真软件,其中最具代表性的是美国 NASA、工业部门和院校联合研发的“推进系统数值仿真平台 NPSS(numerical propulsion system simulation)^[5]”,德国 MTU Aero Engines 公司的博士 Kurzke 开发的 GasTurb,以及荷兰航空航天国家实验室(National Aerospace Laboratory, NLR)发展的 GSP(gas turbine simulation program)^[6].国内相关单位也开展了一些研究,但是以往的模型中采用的变比热燃气热力性质的计算方法基本都是拟合法.这种方法虽然计算简单快捷,但是有一定的适用范围,早期的拟合公式适用范围都较小^[7-8],虽然后来的拟合法计算范围有所扩大,但也只适用于特定的几种甚至一种燃料.现今航空发动机的燃料基本都为碳氢燃料,但是各个国家的标准又略有不同,成分也有些许差异,而且随着燃料和发动机技术的发展,未来发动机可能采用其他燃料,如部分冲压发动机采用液氢作为燃料.因此发动机性能仿真中需要考虑燃料类型的变化,以提高发动机性能计算软件的通用性.而且研究表明,飞机在高空小马赫数飞行时,工质的总压和总温较低,原子之间的吸引较弱,使更多的分子遭到破坏发生解离.此时,燃气的解离对热力性质有较大影响,进而对发动机性能造成不可忽略的影响,所以在面向对象的通用航空发动机

的建模中需要考虑变成成分的燃气热力性质计算.

针对以上情况,本文在建模中考虑了不同条件下燃气组分差异对热力性质的影响,并采用面向对象的设计思想,充分利用其继承、多态和封装的特征^[9],采用 C++ 语言进行编程实现,搭建了一个灵活可靠、通用性扩展性强的涡轮发动机通用性能仿真系统,并利用该系统进行了某型涡扇发动机的稳态性能仿真.

1 变成分燃气热力性质计算模型

1.1 单一组分热力性质计算

单一组分的热力性质计算一般采用拟合法,相应的拟合公式有很多. NASA 的 McBride 和 Gordon 对此进行了大量研究,1963 年发表了进行单一组分热力性质计算的 5 系数拟合公式,该拟合公式的适用范围为 200~6 000 K^[10-11],能满足大部分发动机热力性质的计算范围.后来又发展了进行单一组分热力性质计算的 7 系数拟合公式^[12-13],该公式对于部分物质可以扩展计算到 20 000 K,可以用于高超声速飞行器发动机的热力性质计算. McBride 于 2002 年公开了上千种物质的拟合公式系数^[14].经过对比,新的拟合公式不仅适用范围大,而且有更好的精度^[12].目前国内发动机燃气热力性质计算中,单质的热力性质计算未见采用此种方法.为了保证精度和较大的适用范围,本文采用 7 系数的拟合公式

$$\begin{cases} \frac{C_p^0}{R} = a_1 T^{-2} + a_2 T^{-1} + a_3 + a_4 T + a_5 T^2 + a_6 T^3 + a_7 T^4 \\ \frac{H^0}{RT} = -a_1 T^{-2} + a_2 T^{-1} \ln T + a_3 + \frac{1}{2} a_4 T + \frac{1}{3} a_5 T^2 + \frac{1}{4} a_6 T^3 + \frac{1}{5} a_7 T^4 + \frac{a_8}{T} \\ \frac{S^0}{R} = -\frac{1}{2} a_1 T^{-2} - a_2 T^{-1} + a_3 \ln T + a_4 T + \frac{1}{2} a_5 T^2 + \frac{1}{3} a_6 T^3 + \frac{1}{4} a_7 T^4 + a_9 \end{cases} \quad (1)$$

具体的计算方法以及各物质的拟合系数参考文献^[14].

1.2 平衡组分求解

燃料-空气系统是一个多元素多组分的复杂化学系统,所含的元素主要为 C, H, O, N, S. 由于硫化物会对燃烧室和密封装置造成腐蚀,对航空发动机有较大危害,因此航空煤油一般都经过脱硫处理,所含的硫化物极少.另外,发动机在工作过程中不可避免地会吸入水蒸气,因此本文研究的反应系统为 $C_n H_m O_l N_k$ -空气-水蒸气的混合系统(n, m, l, k 分别为燃料 $C_n H_m O_l N_k$ 的碳原子数、氢原子数、氧原子数和氮原子数).

求解平衡组分时采用平衡常数法,同时在建模中采用理想气体假设以简化问题.为了方便说明,以考虑 7 个解离方程,12 个生成物组分的系统为例.如果需要考虑更为复杂的系统,可以利用面向对象的特性在此基础上进行快速扩展.混合物系统需要求解 12 个生成物组分和燃气摩尔质量,共 13 个未知数.系统中有 C, H, O, N, Ar 共 5 种元素,可以得到 5 个物质守恒方程,加上压力方程,共 6 个方程.因此,需要 7 个相互独立的解离方程.

首先,对于物质守恒方程,以氧元素为例进行说明.假设有 1 kg 原始反应物, d 代表含湿量, f

代表油气比,则其中氧元素的物质的量为

$$N_O = \frac{1}{A} \left[\frac{2(r_{O_2} + r_{CO_2})}{M_a} + \frac{lf}{M_f} + \frac{d}{M_w} \right] \quad (2)$$

其中 M_a, M_f, M_w 分别代表纯空气、燃料、水蒸气的摩尔质量, r_{O_2}, r_{CO_2} 分别代表空气中氧气和二氧化碳的摩尔分数, $A=1+f+d$.

1 kg 燃气中氧元素的物质的量为

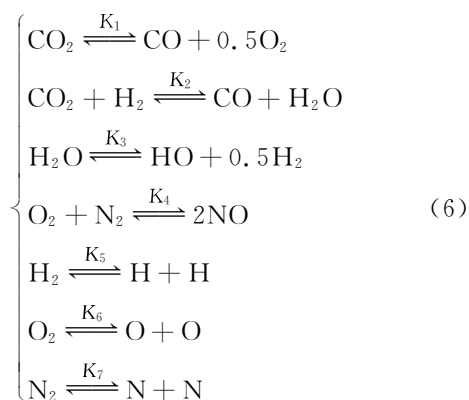
$$\frac{1}{A} \left[\frac{2(r_{O_2} + r_{CO_2})}{M_a} + \frac{lf}{M_f} + \frac{d}{M_w} \right] = (2p_{CO_2} + p_{H_2O} + 2p_{O_2} + p_{CO} + p_{OH} + p_{NO} + p_O) / pM_g \quad (4)$$

同理可得到其他 4 个物质守恒方程.

其次,对于压力方程,就是燃气中各气体组分的分压之和等于燃气的全压,即

$$\sum_i p_i = p \quad (5)$$

最后,对于解离方程,它们由化学反应系统的平衡条件给出,本文选取的 7 个独立的化学方程式如下:



以第一个解离方程为例进行说明,其平衡常数为

$$K_1 = \frac{\bar{p}_{CO} (\bar{p}_{O_2})^{0.5}}{\bar{p}_{CO_2}} \quad (7)$$

根据化学原理,化学平衡常数 K 只取决于反应温度,与具体的化学方程式相关,而与化学反应系统的压力及其他气体组分的存在无关,可通过下式确定

$$\ln K = -\frac{\Delta G_T^0}{RT} = \frac{\Delta S_T^0}{R} - \frac{\Delta H_T^0}{RT} \quad (8)$$

其中 $\Delta G_T^0, \Delta S_T^0$ 和 ΔH_T^0 分别代表标准状态下对应于温度 T 的解离反应中系统的摩尔吉布斯自由能、摩尔熵、摩尔绝对焓的变化量,计算公式如下:

$$\begin{cases} \Delta S_T^0 = S_{CO}^0 + 0.5S_{O_2}^0 - S_{CO_2}^0 \\ \Delta H_T^0 = H_{CO}^0 + 0.5H_{O_2}^0 - H_{CO_2}^0 \end{cases} \quad (9)$$

$$N_O = (2p_{CO_2} + p_{H_2O} + 2p_{O_2} + p_{CO} + p_{OH} + p_{NO} + p_O) / pM_g \quad (3)$$

其中 $p_{CO_2}, p_{H_2O}, \dots$ 表示燃气中 $CO_2, H_2O, \dots$ 气体组分的分压, p 代表燃气的全压, M_g 代表燃气的摩尔质量.

反应前后对应元素的物质的量相等,即式(2)和式(3)右边相等,也即

根据已知温度下的 ΔS_T^0 和 ΔH_T^0 得到平衡常数 K_1 ,根据式(7)就可以获得第一个解离方程,同理可以得到其他 6 个解离方程.联立物质守恒方程、压力方程和解离方程,可以得到由 13 个方程式组成的非线性方程组,采用牛顿法^[15]对非线性方程组进行线性化,再用高斯法^[16]求解线性方程组,即可得到全部未知量,这就是计算燃气平衡成分的平衡常数法模型.对于求解过程中的初值,可以通过贫油燃烧或者富油弱解离反应计算得到,这样可以提高收敛速度.实践中发现,在迭代求解过程中燃气各组分分压可能会出现零或者负值,然而平衡常数 K 是一个正值,在求解式(7)时会出错,导致迭代无法继续进行.因此,为了改善迭代过程的收敛性,对方程式中变量均取对数形式.

1.3 混合物热力性质计算

求得燃烧后各个组分的分压,也就求得了平衡后各个组分的比例,因为各个组分的分压等于燃气全压与各组分摩尔分数之积,然后可以利用类似于叠加的方法计算混合物的热力性质,具体计算公式如下:

$$\begin{cases} C_{p,g}^0 = \sum_{i=1}^{12} r_i C_{p,i}^0 \\ H_g^0 = \sum_{i=1}^{12} r_i H_i^0 \\ S_g^0 = \sum_{i=1}^{12} r_i (S_i^0 - R \cdot \ln r_i) \end{cases} \quad (10)$$

其中 $C_{p,g}^0, H_g^0, S_g^0$ 分别为燃气的摩尔定压热容、摩尔焓、摩尔熵, r_i 为第 i 个组分的摩尔分数, $C_{p,i}^0, H_i^0, S_i^0$ 分别为第 i 个组分对应的摩尔定压热容、摩尔焓、摩尔熵.

变成分法计算燃气热力性质模型的整体流程如图 1.

时,这一优势就显得非常明显。例如,假定新的核心驱动风扇(core driven fan stage, CDFS)^[22]部件热力过程仅仅包含一个不同的出口压力计算方法,CCdfs类只需要重新定义出口压力的计算方法,其余的方法都可以从 CCompre 类中继承。为了快速准确地进行调试,提高系统的可靠性,系统各个类中还包含了一些异常处理机制。

2.2 发动机性能仿真实现

如要进行某型双转子混排涡扇发动机的稳态性能仿真,可以定义一个指向双转子涡扇发动机类的指针,然后调用进行稳态性能计算的虚函数,就可实现该仿真任务,具体实现代码如下:

```
CTwoShaftTurbofan * Eng;
```

```
Eng->Steady();
```

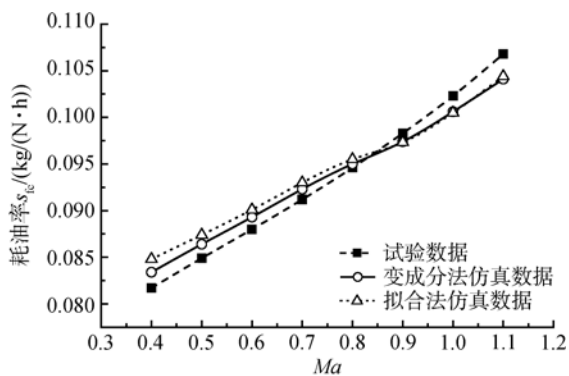
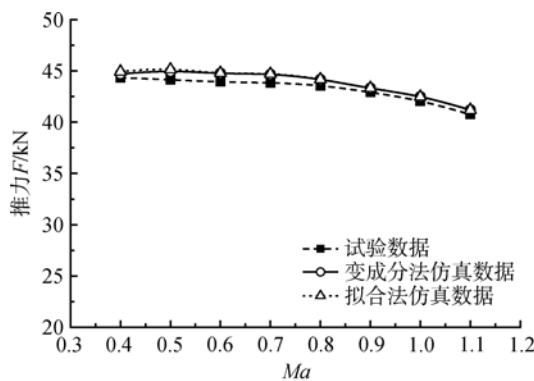
如果要进行其他类型发动机的稳态性能仿真,只需将指针对象 Eng 绑定到指向该型发动机的类即可,程序在执行时会根据其指向的类来确定调用的虚函数 Steady() 的版本,从而就可以进行多种类型的发动机的性能仿真。

3 模型的验证与分析

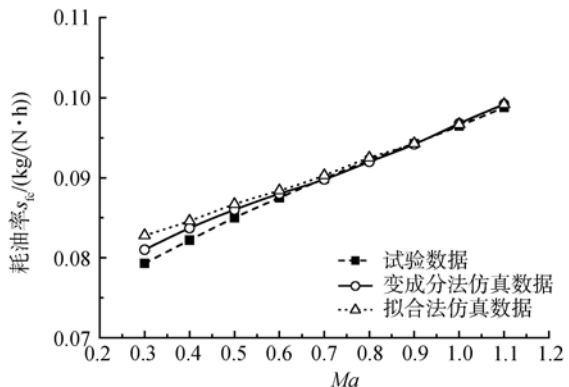
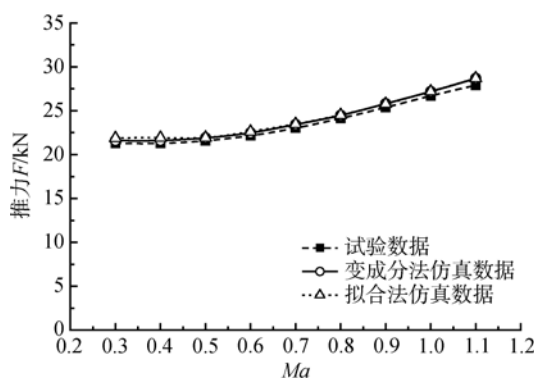
由于能获得的发动机特性数据有限,本文选择某型双转子混排涡扇发动机进行仿真,并采用

耦合系数的方法对非设计点的装机特性数据进行修正,以验证新的燃气热力性质计算方法和仿真系统的正确性。计算求解过程中,从外部文件中读取部件特性及相关数据,采用变成分燃气热力性质计算方法,并考虑引气、冷却、功率提取的影响,控制规律为高压转子转速等于常数,采用 N+1 点残量法进行共同工作点的迭代。在一台 Intel Pentium Dual E2200 的计算机上采用单核计算,计算残差为 10^{-6} ,分别计算了高度 $h=1, 8, 18$ km 时发动机的推力和耗油率随马赫数 Ma 的变化情况(即速度特性),并与该型发动机的实验测试数据进行了对比,结果如图 3。

从图 3 的对比可以看出,两种燃气热力性质计算方法的仿真结果都有较好的精度,除个别点外,变成分法所得仿真结果的推力误差不超过 3%,耗油率误差不超过 2.5%;拟合法所得仿真结果的推力误差在 4% 左右,耗油率误差在 3.5% 左右,验证了模型的正确性。但是在低马赫数时变成分法的仿真结果精度更高,尤其在高空时,例如在 $h=18$ km, $Ma=0.8$ 时,相比拟合法,采用变成分法所得推力结果的精度提高了将近 3%,耗油率精度提高了 1.7%。这是因为随着高度的增加,大气压力降低,分子内部化学键的作用减弱,气体更



(a) $h=1$ km



(b) $h=8$ km

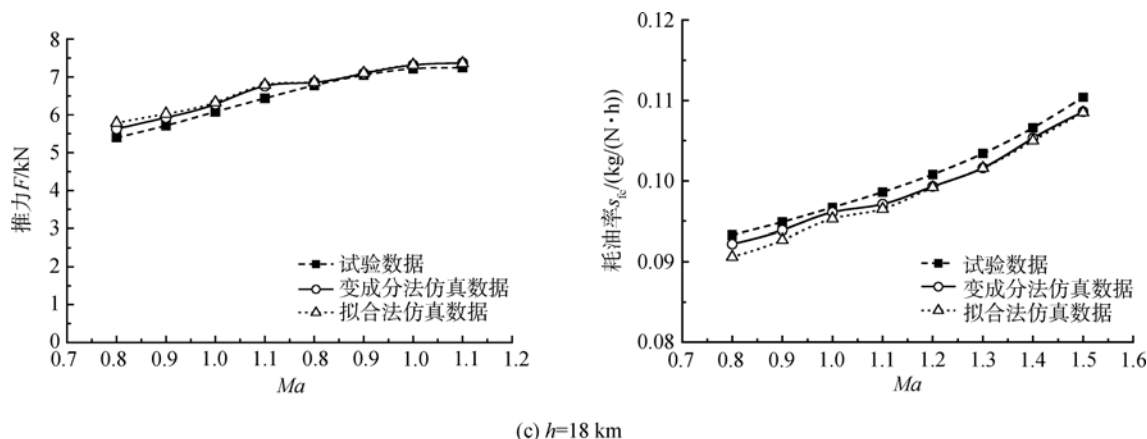


图3 某型双转子混排涡扇发动机的速度特性

Fig. 3 Speed characteristics of a two-spool mixed turbofan engine

容易发生解离,这种作用在低马赫数时表现得更加明显,而变成法考虑了燃气的解离作用,因此在高空低马赫数时精度更高.同时变成法可以解决不同燃料的热力性质计算,所以采用变成法更具有优势.

4 结 论

本文采用面向对象技术构建了航空发动机的通用性能仿真系统.该系统功能层次分明,扩展性和通用性强,并加入了异常处理机制,能够方便快速地进行调试.同时加入了新的燃气热力性质计算方法,扩展了燃料的种类和适用范围,提高了系统的扩展性和兼容性,并用某型双转子混排涡扇发动机进行了仿真验证.结果表明采用变成法进行发动机性能仿真具有良好的精度,尤其在高空低马赫数时,变成法相比拟合法精度更高.因此该模型能够满足发动机性能研究的要求,为今后方便快捷地进行多种类型发动机性能的仿真提供了重要手段.

参考文献:

[1] Curlett B P, Felder J L. Object-oriented approach for gas turbine engine simulation[R]. NASA-TM-106970, 1995.

[2] 唐海龙,张津.面向对象的航空发动机性能仿真程序设计方法研究[J].航空动力学报,1999,14(4):421-424.

TANG Hailong, ZHANG Jin. A study of object-oriented approach for aeroengine performances simulation[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(4): 421-424. (in Chinese)

[3] 窦建平,黄金泉,周文祥.基于UML的航空发动机仿真建模研究[J].航空动力学报,2005,20(4):684-688.

DOU Jianping, HUANG Jinqun, ZHOU Wenxiang. Researching of aeroengine modeling based on UML[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 684-688. (in Chinese)

nese)

[4] 徐鲁兵,潘宏亮,周鹏.基于面向对象技术的航空发动机性能仿真框架设计[J].测控技术,2006,26(4):83-86.

XU Lubing, PAN Hongliang, ZHOU Peng. Design of aero-engine performance simulation framework based on object-oriented technique[J]. Measurement & Control Technology, 2006, 26(4): 83-86. (in Chinese)

[5] 金捷.美国推进系统数值仿真(NPSS)计划综述[J].燃气涡轮试验与研究,2003,16(1):57-62.

JIN Jie. A summary of numerical propulsion simulation system(NPSS) by NASA[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2003, 16(1): 57-62. (in Chinese)

[6] Visser W P J. Gas turbine engine simulation at NLR[R]. Delft, the Netherlands: CEAL Aymposium on Simulation Technology, NLR TP 95574L, 1995.

[7] 吴仲华.燃气的热力性质表[M].北京:科学出版社,1959.

[8] 童凯生.航空涡轮发动机性能对比热计算方法[M].北京:北京航空航天大学出版社,1991.

[9] Lippman S B, Lajoie J, Moo B E. C++ Primer[M]. 李师贤,蒋爱军,梅晓勇,等译.北京:人民邮电出版社,2006.

[10] McBride B J, Gordon S, Reno M A, et al. Thermodynamic properties to 6000 K for 210 substances involving the first 18 elements[R]. NASA SP-3001, 1963.

[11] McBride B J, Gordon S, Reno M A. Coefficients for calculating thermodynamic and transport properties of individual species[R]. NASA-TM-4513, 1993.

[12] Gordon S, McBride B J. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and application: I analysis[R]. NASA RP-1311, 1994.

[13] McBride B J, Gordon S. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and application: II users manual and program description[R]. NASA RP-1311-P2, 1996.

[14] McBride B J, Zehe M J, Gordon S. NASA Glenn coefficients for calculating thermodynamic properties of individual species[R]. NASA-TP-2002-211556, 2002.

[15] 范作民,傅巽权.热力过程计算与燃气表[M].北京:国防工业出版社,1987.

- [16] 徐士良. C 常用算法程序[M]. 3 版. 北京:清华大学出版社,2004.
- [17] 骆广琦,桑增产,王如根,等. 航空燃气涡轮发动机数值仿真[M]. 北京:国防工业出版社,2007.
- [18] 周文祥,黄金泉,窦建平,等. 面向对象的涡扇发动机及控制系统仿真平台[J]. 航空动力学报,2007,22(2):119-125.
ZHOU Wenxiang, HUANG Jinqun, DOU Jianping, et al. Object-oriented simulation platform for turbofan engine and its control system[J]. Journal of Aerospace Power, 2007,22(2):119-125. (in Chinese)
- [19] Sellers J F, Daniele C J. DYNGEN: a program for calculation steady-state and transient performance of turbojet and turbofan engine[R]. NASA TN D-7901, 1975.
- [20] Sellers J F, Daniele C J. GENENG: a program for calculating design and off-design performance of turbojet and turbofan engine[R]. NASA TN D-6552, 1972.
- [21] Curlett B P, Felder J L. Object-oriented approach for gas turbine engine simulation[R]. NASA-TM-106970, 1995.
- [22] 方昌德. 变循环发动机[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(3):1-5.
FANG Changde. Variable cycle engines[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(3):1-5. (in Chinese)

(编辑:秦理曼)