文章编号:1000-8055(2013)11-2561-06

吸气式涡轮冲压发动机性能模拟及验证

李　成，周　正，屠秋野，蔡元虎
(西北工业大学 动力与能源学院，西安 710072)

摘　　要：为验证吸气式涡轮冲压发动机(ATR)模型的精度，参考国外公开的试验数据，对现有 ATR 模型进行了修正. 使用修正后的模型模拟了 ATR 节流性能和过渡态性能. 计算结果和试验数据对比表明：高换算转速条件下的计算结果与试验结果相对误差在 1%以内；低换算转速条件下，由于燃气发生器燃气性质和燃烧室出口燃气性质不准确，相对误差有所增加，但未超过 5%. 全换算转速范围内各参数变化趋势相同. 对比结果表明该 ATR 模型可以很好地模拟 ATR 慢车以上工况的性能，同时证明了现有 ATR 模型的可靠性和合理性.

关　键　词：吸气式涡轮冲压发动机；性能模拟；试验验证；节流性能；过渡态性能
中图分类号：V438⁺.1　　　**文献标志码**：A

Performance simulation and verification of air-turbo-ramjet

LI Cheng, ZHOU Zheng, TU Qiu-ye, CAI Yuan-hu
(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to verify the validity of air-turbo-ramjet (ATR) model, modifications were made with reference to public experimental data. ATR throttle performance and transient state performance were simulated by using the modified model. Comparisons between the calculated results and experimental data show no more than 1% errors in the modeling precision at the high corrected rotating speed and no more than 5% errors at the low corrected rotating speed. The increasing errors at the low corrected rotating speed are due to the inaccuracy of gas property at exit of the gas-generator and the burner. Trends of all the parameters obtained from the model agree well with the experimental data above the idle speed. The comparison results demonstrate the high fidelity of this ATR model, while the rationality and reliability of existing ATR model are also demonstrated.

Key words: air-turbo-ramjet; performance simulation; experimental verification; throttle performance; transition state performance

吸气式涡轮冲压发动机(air-turbo-ramjet, ATR)是一种新型涡轮基组合循环动力系统. 1997 年，Christensen 首先建立了完整的 ATR 稳态计算模型[1]. 文献[2]给出了美国红石兵工厂为美国陆军导弹司令部研制的肼燃料 ATR 地面台架试验[2]，其中包括详细的试验装置介绍、试验结果分析以及数值模拟. 美国和日本的其他机构也在 ATR 的建模和试验方面开展了大量的工作[3-10]. 文献[2]测试的 ATR 结构如图 1 所示. 发动机由进气道、压气机、外涵、燃气发生器、涡轮、混合室、主燃烧室以及喷管组成. 空气通过进气道进入压气机压缩后，经外涵道进入混合室. 空气与

收稿日期:2013-05-21
网络出版地址:http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131105.1002.020.html
作者简介:李成(1985－)，男，四川岳池人，博士生，主要从事航空发动机总体设计研究.

涡轮出口的燃气发生器产生的燃气进行混合，混合后的燃气在主燃烧室进行二次燃烧，最后经喷管排出产生推力.

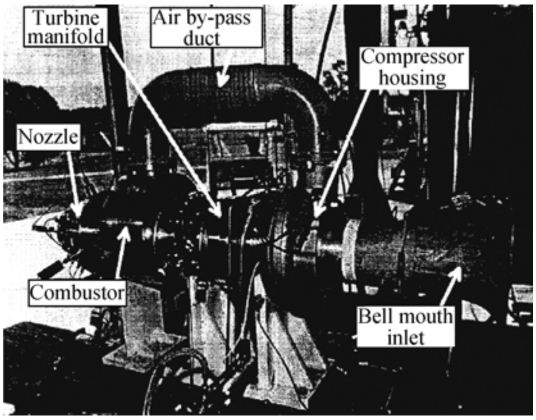

图 1 ATR 结构图

Fig. 1 Structure sketch of ATR

国内自 2006 年起，也开展了 ATR 的理论建模和性能分析研究[11-15]，但研究工作一直缺乏试验的对比和验证. 本文以文献[2]公布的试验数据为基础，对 ATR 模型进行了验证. 验证结果与试验结果趋势相同，相对误差不超过 5%.

1 ATR 模型修正

文献[2]提供的 ATR 试验数据和结果主要包括：压气机压比特性及工作线；涡轮膨胀比和效率随换算转速(以下简称转速)的变化关系；燃气发生器出口(涡轮入口)总温和总压随转速的变化关系；燃气流量随转速的变化关系；ATR 的比冲和推力随转速的变化关系；加速过程供油规律及转速变化关系. 本文根据上述试验数据首先对现有 ATR 模型进行了修正，并采用修正后的模型对试验结果进行了数值模拟验证.

1.1 压气机特性的修正

在以往公开的 ATR 模型中，压气机部件特性采用的是通用压气机部件特性[11-15]. 当确定了压气机特性图上的工作点位置后，即可得到压气机的压比、流量和效率.

文献[2]给出了试验发动机的真实压气机特性图(见图 2)以及工作线上压气机效率随转速的变化关系，如表 1 所示. 因此，为了更准确地模拟试验结果，本文将原来 ATR 模型采用的通用压气机部件特性替换成了文献[2]公布的压气机部件特性.

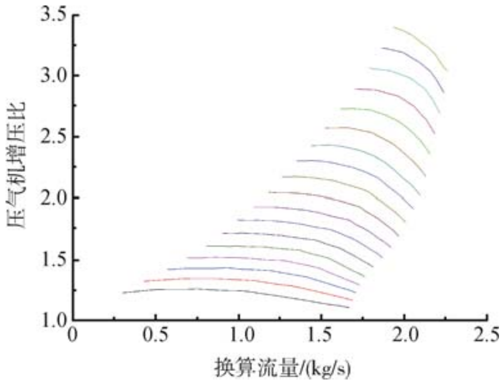

图 2 压气机特性

Fig. 2 Compressor characteristics

表 1 压气机工作线效率特性

Table 1 Efficiency characteristics of compressor operating line

转速/10^3(r/min)	效率/%
30	63.1
40	74.4
50	73.3
60	70.7
65	69.0
68	67.7
70	66.4
73.168	64.5
80	62.3

1.2 燃气发生器出口参数修正

文献[11-15]给出的 ATR 模型中，燃气发生器出口总温始终保持不变，出口流量根据涡轮-压气机功平衡确定，出口总压由混合室进口内外涵静压平衡确定.

文献[2]公布的试验数据中，燃气发生器出口总温随发动机转速改变. 在6 500 r/min 转速以上，燃气发生器出口总温保持为1146.1 K 左右；在6 500 r/min转速以下，燃气发生器出口总温开始下降，如表 2 所示(表中1 psi＝6.895 kPa). 试验中燃气发生器出口温度与反应床中氨分解程度成反比. 反应床中氨分解程度则受反应床负载直接影响，而反应床负载与反应压强相关. 燃气发生器出口总压也与反应压强成正比关系，如表 2 所示.

结合试验数据，本文在现有 ATR 模型中加入了燃气发生器出口总温随出口总压的变化关

表 2　燃气发生器出口总温、总压、反应压强与转速关系[2]

Table 2　Total temperature and total pressure at gas generator exit, and react pressure varying with rotating speed[2]

转速/10^3(r/min)	出口总温/K	出口总压/psi	反应压强/psi
30	994.2	168	173.3
40	1037.6	254.6	271.8
50	1097.7	365	400.5
60	1137.1	505.1	562.6
65	1144.9	586.8	655.1
68	1146.4	639.3	712.2
70	1146.5	677.2	753.3
73.168	1146.6	737.2	816.4
80	1146.6	878.6	955.1

系.燃气发生器出口参数的修正实质上是对文献[11-15]使用的调节计划的修正.文献[11-15]中使用的调节计划为控制物理转速和燃气发生器出口总温不变的调节计划.根据试验调整后,燃气发生器出口总温调节计划替换为燃气发生器出口总压的函数关系,对模型本身不构成影响.

1.3　总压损失修正

文献[2]给出了压气机出口到燃烧室入口空气流路的总压损失以及涡轮出口到燃烧室入口燃气流路的总压损失,如图 3～图 4 所示.这两个总压损失均包括了流路总压损失和掺混损失两部分.

在文献[11-15]模型中,空气流路总压损失包括外涵道总压损失和混合室掺混损失;燃气流路总压损失仅考虑混合室掺混损失,模型中流路总压损失是根据实际物理过程按部件分别确定.而文献[2]试验中给出的空气/燃气流路总压损失则是根据试验过程中压力传感器位置确定.试验中的空气/燃气流路总压损失包含了文献[11-15]中描述的损失,两者本质上是等价的.为了更好地对比试验结果,本文将 ATR 中的流路总压损失模型替换成了图 3 和图 4 的关系曲线.

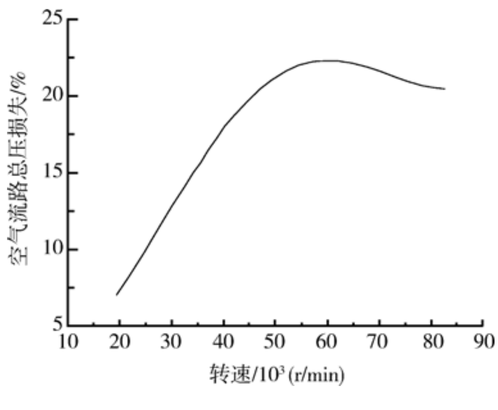

图 3　空气流路总压损失与转速的关系

Fig.3　Relationship between total pressure loss of airflow path and corrected rotating speed

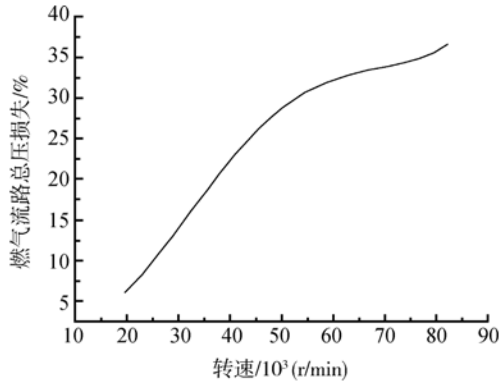

图 4　燃气流路总压损失与转速的关系

Fig.4　Relationship between total pressure loss of gas path and corrected rotating speed

1.4　冷却引气

试验过程中,20.743%的压气机出口气流被用于冷却燃烧室和尾喷管,冷却空气与进入尾喷管的二次燃烧燃气混合经尾喷管排出[2].本文在现有模型中按照试验描述的冷却结构设置了压气机出口冷却引气,冷却空气在燃烧室出口与高温燃气进行掺混.

此外,本文根据试验模型将收-扩喷管替换为收敛喷管.

由于采用了上述修正,描述 ATR 模型非设计性能的非线性方程组相应改变为由压气机-涡轮功平衡、混合室进口内外涵静压平衡以及燃气发生器进口总温随总压的变化关系.方程组的自变量为空燃比、涡轮膨胀比以及涡轮入口总温.求解上述方程组,即可确定 ATR 模型非设计点性能.

综上,在原有 ATR 模型基础上,引入了文献[2]公布的压气机和燃气发生器部件特性,修正了流路总压损失,加入了冷却引气,替换了尾喷管模型,得到了修正后的 ATR 性能模型,以便更全面和准确地模拟文献[2]的试验结果,从而验证 ATR 模型的计算精度和可靠性.除加入引气和替换收-扩喷管为收敛喷管外,其他模型修正实质上是对特性和损失进行替换或修正,以及对调节计划的修正.以上修正并不影响模型本身.

2 仿真结果

试验测试了 5 种不同的发动机结构，前 3 种结构没有给出具体的试验数据，后 2 种结构的区别在于：相比于 Build 4 结构，Build 5 结构采用了更先进的混合室，但并未公开相应的流路损失和掺混损失[2]. 因此，只有 Build 4 结构的数据是完整的，本文的数值模拟也针对 Build 4 结构.

2.1 设计点选择

根据试验条件，选定 Build 4 结构的 ATR 模型设计点参数如表 3.

表 3 设计点参数

Table 3 Design point parameters

参数	数值
高度/m	0
马赫数	0
压气机转速/10^3(r/min)	65
压气机入口换算流量/(kg/s)	0.89947
压气机压比	2.812
压气机效率	0.69
外涵出口马赫数	0.2
涡轮入口总温/K	1144.944
涡轮效率	0.545
涵道比	3.030692
尾喷管速度系数	0.9953
百分比引气量/%	20.743
机械效率	0.709506

2.2 计算结果及分析

计算模拟结果如图 5～图 11 所示. 燃气流量计算结果如图 5 所示. 随着转速的增加，燃气流量呈单调增加的趋势. 计算结果与试验数据最大相对误差约为 5%.

图 6 给出了净推力与转速的关系. 随着发动机转速上升，压气机压比提高，相应地，喷管进口总压升高使得发动机排气速度增加；同时，随着转速上升，发动机空气流量和燃气流量增加. 两者共同作用下，使得发动机净推力随着转速上升而增大. 在高转速下，计算得到的推力与试验结果完全吻合；在低转速下，计算结果与试验数据的最大误差约为 5%.

图 7 给出了比冲与转速的关系. 随着转速的增大，比冲先增大后减小. 比冲为净推力与燃气流量之比. 在低转速时，推力的增大速率大于燃气流量的增大速率，因此比冲增加；高转速条件下，燃气流量的增大速率大于推力增大速率，故比冲下降. 在整个转速变化范围内，计算得到的比冲略高

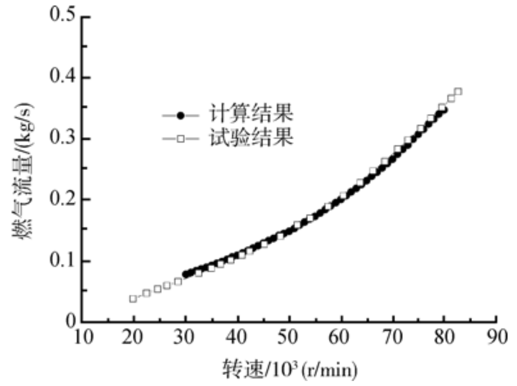

图 5 燃气流量与转速的关系

Fig. 5 Relationship between gas mass flow rate and corrected rotating speed

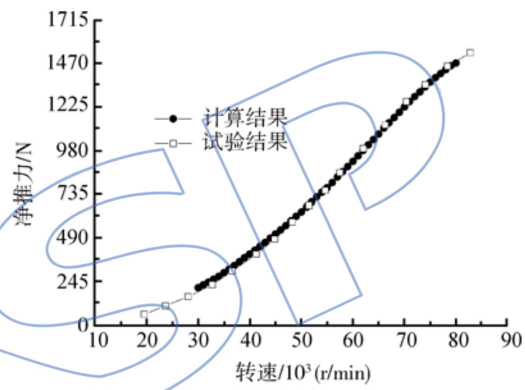

图 6 净推力与转速的关系

Fig. 6 Relationship between net thrust and corrected rotating speed

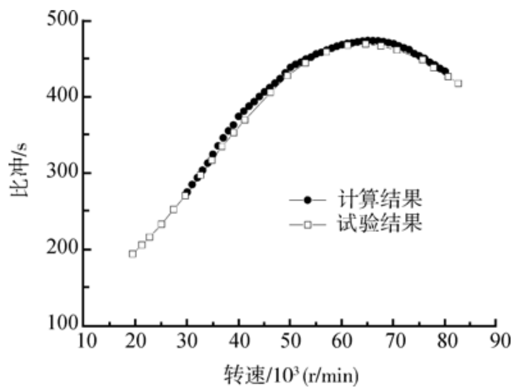

图 7 比冲与转速的关系

Fig. 7 Relationship between specific impulse and corrected rotating speed

于试验结果,最大相对误差约为 3%.

图 8 给出了涡轮膨胀比与转速的关系.由图 8 可知,涡轮膨胀比随转速上升而增大.因为随着转速的增大,压气机功增大,为保证压气机-涡轮功平衡,涡轮膨胀比增大.在高转速下,计算结果与试验数据完全吻合;低转速下,计算结果与试验数据最大误差为 4%.低转速下误差增大的原因是低温条件下肼燃料一次燃烧产物的燃气性质外插造成的.

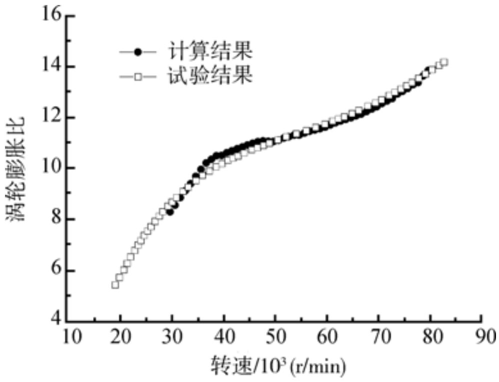

图 8　涡轮膨胀比与转速的关系

Fig. 8　Relationship between turbine expansion ratio and corrected rotating speed

图 9 给出了涡轮入口总压随转速变化规律.由图 9 可以看到,涡轮入口总压随转速上升而增大.随着发动机转速增大,压气机压比提高,混合室外涵入口总压增大.为满足混合室静压平衡的掺混条件,混合室内涵入口总压相应升高;同时,随着转速上升,涡轮膨胀比增大,所以涡轮入口总压随转速上升而增大.在高转速下,计算得到涡轮入口总压与试验结果完全吻合;在低转速下,计算结果与试验数据的最大误差为 3.9%.

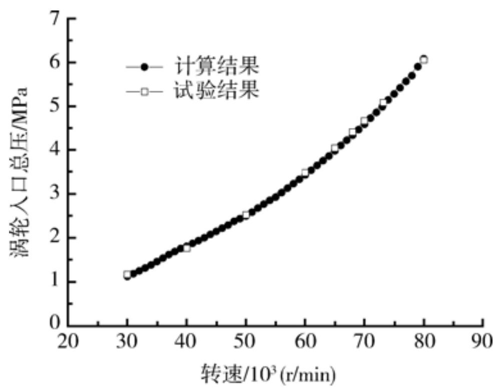

图 9　涡轮入口总压与转速的关系

Fig. 9　Relationship between turbine inlet total pressure and corrected rotating speed

涡轮入口总温与涡轮入口总压关系如表 2 所述.图 10 给出了涡轮前总温与转速的关系.在低转速下,涡轮入口总温随转速上升而提高,高转速下涡轮入口总温保持不变.全转速范围内,计算结果与试验数据几乎完全吻合,最大误差为 0.3%.

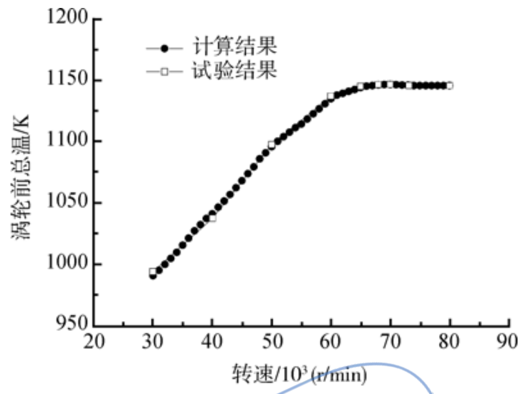

图 10　涡轮前总温与转速的关系

Fig. 10　Relationship between turbine inlet total temperature and corrected rotating speed

ATR 过渡态模拟结果如图 11 所示.在 30% 转速以下,由于文献[2]没有提供压气机数据,无法进行验算;在 40.28 s 以后,由于试验中的供油数据过于混乱,也无法进行验算.按照图 11 给出的过渡态供油量(图中数据来自文献[2],1 lb=453.59 g),输入到 ATR 模型计算得到转速的加速时间历程如图 11 所示.对比试验结果表明,加速过程的计算结果与试验结果趋势相同,最大误差不超过 5%.

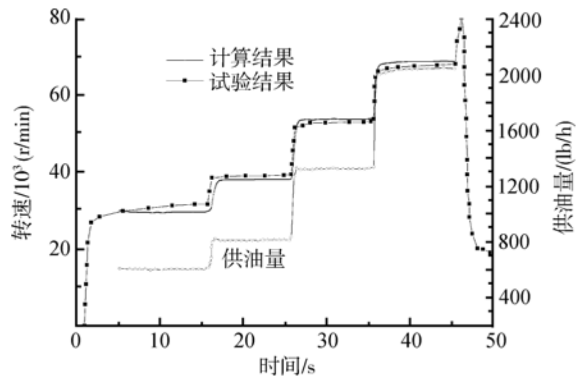

图 11　过渡态模拟结果[2]

Fig. 11　Simulation results of transition state[2]

总结上述计算结果与试验结果的对比可以看出,本文修正后的 ATR 模型可以很好地模拟 ATR 性能.这也同时证明了文献[6,9]给出的 ATR 模型的合理性和可靠性.

3 结 论

1）在现有 ATR 模型基础上，根据文献[2]提供的数据进行了修正，并采用修正后的模型对 ATR 稳态地面试验和过渡态地面试验进行了数值模拟.

2）稳态数值模拟结果与试验结果对比表明：在高换算转速下，计算得到的发动机性能参数与试验结果完全吻合；在低换算转速下，计算得到的发动机性能参数与试验结果的误差不超过 5%. 低转速下误差增大的原因是低温条件下肼燃料一次燃烧产物的燃气性质外插造成的.

3）过渡态数值模拟结果与试验结果对比表明：加速过程的计算结果与试验结果趋势相同，最大误差不超过 5%.

4）修正后的 ATR 模型可以很好地模拟 ATR 的稳态和过渡态性能. 这也同时证明了文献[11-15]给出的 ATR 模型的合理性和可靠性.

参考文献：

[1] Christensen K L. Vehicle performance optimization utilizing the air turbo-ramjet propulsion system: methodology development and applications[D]. Missouri, US: University of Missouri, 1997.

[2] Lilley J S, Hecht S E. Experimental evaluation of an air turbo ramjet[R]. AIAA 94-3386, 1994.

[3] Thomas M E. Air-turbo-ramjet propulsion for tactical missiles[R]. AIAA 94-2719, 1994.

[4] Bussi G, Colasurdo G, Pastorne D. An analysis of air turbo rocket performance[R]. AIAA 93-1982, 1993.

[5] Bossard J A, Christensen K L, Fedun M H. Return of the solid fuel gas generator ATR[R]. AIAA 87-1997, 1987.

[6] Mizobata J A, Kimura H, Sugiyama H. Conceptual design of flight demonstrator vehicles for the ATREX engine [R]. AIAA-2003-7028, 2003.

[7] Christensen K. Air turbo rocket/vehicle performance comparison[J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(5): 706-712.

[8] Sato T, Kobayashi H, Tanatsugu N. Development study of the precooler of ATREX engine[R]. AIAA-2003-6985, 2003.

[9] Sawai S, Sato T, Kobayashi H, et al. Flight test plan for ATREX engine development[R]. AIAA-2003-7027, 2003.

[10] Sato T, Tanatsugu N, Hatta H, et al. Development study of the ATREX engine for TSTO spaceplane[R]. AIAA-2001-1839, 2001.

[11] 李成，蔡元虎，屠秋野，等. 射流预冷却吸气式涡轮火箭发动机性能模拟[J]. 推进技术，2011，32(1)：1-4.
LI Cheng, CAI Yuanhu, TU Qiuye, et al. Performance simulation of air-turbo-rocket with water injection pre-cooler [J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(1): 1-4. (in Chinese)

[12] 李成，蔡元虎，屠秋野. 吸气式空气涡轮冲压发动机的过渡态性能[J]. 航空动力学报，2013，28(2)：385-389.
LI Cheng, CAI Yuanhu, TU Qiuye. Transition state performance simulation of air-turbo-ramjet engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(2): 385-389. (in Chinese)

[13] 屠秋野，陈玉春，苏三买，等. 固体推进剂吸气式涡轮火箭发动机的建模及特征研究[J]. 固体火箭技术，2006，29(5)：317-319.
TU Qiuye, CHEN Yuchun, SU Sanmai, et al. Study on modeling and features of solid propellant air-turbo-rocket [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2006, 29(5): 317-319. (in Chinese)

[14] 陈湘，陈玉春，屠秋野，等. 固体推进剂空气涡轮火箭发动机的非设计点性能研究[J]. 固体火箭技术，2008，31(5)：445-448.
CHEN Xiang, CHEN Yuchun, TU Qiuye, et al. Research on off-design performance of solid propellant air-turbo-rocket[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(5): 445-448. (in Chinese)

[15] 屠秋野，丁朝霞，陈玉春，等. 固体推进剂吸气式涡轮火箭发动机的气动热力循环分析[J]. 固体火箭技术，2009，32(1)：53-57.
TU Qiuye, DING Chaoxia, CHEN Yuchun, et al. Thermodynamic cycle analysis on solid propellant air-turbo-rocket [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2009, 32(1): 53-57. (in Chinese)