

# 高压下真实气体效应对涡轮性能影响的仿真

张鹏飞<sup>1</sup>, 李 星<sup>2</sup>, 许开富<sup>1</sup>, 王晓峰<sup>1</sup>, 金 路<sup>1</sup>

(1. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100; 2. 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 大推力补燃循环液体火箭发动机主涡轮燃气在高压下由于受到真实气体效应的影响, 其气体性能偏离理想气体, 常规分析方法得到的涡轮性能与实际情况存在一定偏差。采用三维流动仿真方法, 结合 SST 湍流模型, 采用定物性理想气体、ARK 气体状态方程和基于 NIST Refprop 真实物性数据库的涡轮性能进行了仿真研究, 分析了甲烷和富氧燃气的涡轮性能, 并与结合一维压缩因子修正的性能结果进行了对比。研究表明, 基于真实物性数据的涡轮仿真性能与理想气体存在明显偏差, 使用 ARK 气体状态方程能够有效减小性能仿真偏差, 而使用合适的压缩因子修正具有较高的精度, 可作为工程算法。

**关键词:** 高压涡轮; 真实气体效应; 理想气体; ARK 方程; 压缩因子

**中图分类号:** V434. 11 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2022)02-0094-11

## Influence of real gas effect on turbine performance under high pressure with simulation

ZHANG Pengfei<sup>1</sup>, LI Xing<sup>2</sup>, XU Kaifu<sup>1</sup>, WANG Xiaofeng<sup>1</sup>, JIN Lu<sup>1</sup>

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** The performance of the main turbine gas of the high thrust afterburning liquid rocket engine deviates from the ideal gas due to the influence of the real gas effect at high pressure, and the turbine performance obtained by the conventional analysis method is somewhat different from the actual situation. In this paper, the three-dimensional flow simulation method and SST turbulence model were used to simulate the turbine performance with the ideal gas of constant properties, ARK gas state equation and NIST refprop real gas properties database, respectively. The turbine performances of methane and oxygen-enriched gas were analyzed and compared with the results of the performance modified by one-dimensional compression factor. The research shows that the simulated turbine performance based on the real gas property data has obvious deviation from that with the ideal gas. The ARK gas state equation can effectively reduce the deviation of the simulated performance, while the correction with the appropriate compression factor has enough accuracy and can be used for engineering.

**Keywords:** high pressure turbine; real gas effect; ideal gas; ARK equation; compression factor

收稿日期: 2022-02-20; 修回日期: 2022-03-06

基金项目: 国家自然科学基金(51775412)

作者简介: 张鹏飞(1987—), 男, 博士, 研究领域为液体火箭发动机涡轮泵设计、涡轮气动优化。

## 0 引言

为了提升运载火箭的运载能力和可靠性,我国自 20 世纪 90 年代开始,启动了高压补燃液氧煤油发动机的研制<sup>[1-3]</sup>。随着发动机推力和性能的提升,主涡轮入口的压力逐渐增加。最新一代载人登月大推力液体火箭发动机涡轮入口的压力达到 50 MPa 以上,这导致涡轮燃气的性质偏离理想气体<sup>[4]</sup>,高压下的真实气体效应突出。涡轮是液体火箭发动机中热负荷和动力负荷最大的部件,工质温度高,工作环境恶劣,准确分析评估涡轮性能是确保发动机能安全高效工作的必要条件。当压力和温度很高时,真实气体效应导致的发动机涡轮性能偏差将影响整个发动机的系统平衡和稳定工作<sup>[5]</sup>。

定物性理想气体假设与真实气体的偏差会影响涡轮内部流动,导致涡轮性能计算的偏差<sup>[4,6-7]</sup>。国内对高压涡轮功率计算中真实气体效应影响的研究较少<sup>[8]</sup>,国外虽然开展了一些研究<sup>[9-12]</sup>,但发表的文献普遍缺乏详细的对比分析。为了研究不同压力下真实气体效应对涡轮性能的影响,分别进行了采用定物性理想气体、ARK 气体状态方程<sup>[13]</sup>和基于 NIST Refprop 真实物性数据库<sup>[14]</sup>的单通道涡轮性能仿真研究,并与一维压缩因子修正的结果进行对比。

## 1 计算方法

### 1.1 实际气体状态方程

实际气体的状态参数计算在于建立实际气体的状态方程。荷兰物理学家范德瓦尔斯通过对理想气体状态方程进行修正首先于 1873 年提出了实际气体状态方程<sup>[15]</sup>

$$p = \frac{RT}{v - b} - \frac{a}{v^2} \quad (1)$$

式中: $p$  为压力; $R$  为气体常数; $T$  为热力学温度; $v$  为比体积; $a$ 、 $b$  为与气体种类有关的常数。该方程可以方便地计算实际气体的物性,只需要知道流体在临界点的物性和偏心因子即可方便地表示流体物性状态的变化。当然,范德瓦尔斯方程结构简单,考虑到的影响因素有限,因此在工程中不被使用。

目前工程上常见的三次状态方程有标准 R-K 方程、SRK 方程、ARK 方程和 P-R 方程,ARK 模型在临界点附近有更高的预测精度,且提出的时间较近,该模型相较于其他 R-K 模型在临界点附近有更高的预测精度,也是 ANSYS CFX<sup>[16]</sup> 中默认的真实

气体状态方程,表达式如下

$$p = \frac{RT}{v - b + c} - \frac{a(T)}{v(v + b)} \quad (2)$$

其中

$$\begin{cases} c = \frac{RT_c}{P_c + \frac{a_0}{v_c(v_c + b)}} + b - v_c \\ n = 0.4986 + 1.1735\omega + 0.4754\omega^2 \end{cases} \quad (3)$$

### 1.2 基于 NIST Refprop 的真实气体物性

Refprop 由美国国家标准技术研究所(NIST)研制开发<sup>[14]</sup>,以大量的实验研究为基础,是国际权威的工质物性计算软件,被多研究项目用作物性数据来源。ANSYS CFX 支持基于真实气体物性文件的流动仿真。本研究通过调用 NIST 物性参数,生成真实气体物性文件,开展 CFX 流动仿真。

图 1 给出了温度 500 K 时,氧气的热力学参数随压力的变化曲线<sup>[17]</sup>。30 MPa 以上,理想气体与真实气体描述的变量差别较大,而 ARK 方程描述的熵值与真实气体吻合很好,但焓值随着压力增大其偏差也逐渐增大。

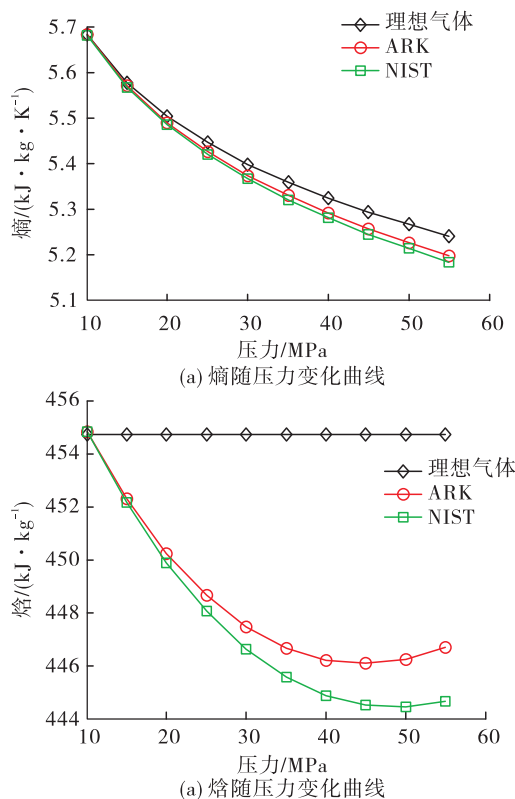


图 1 温度 500 K 时,氧气的热力学参数随压力的变化  
Fig. 1 The curve of thermodynamic parameters of oxygen with pressure at 500 K

### 1.3 真实气体压缩因子修正

Adcock 等基于 Jacobsen 方程,建立了氮气各参数的精确计算程序,通过计算分析,对真实气体等熵压缩过程进行了近似,给出了功率、流量等流动的近似计算公式<sup>[18-20]</sup>。

应用理想气体焓计算公式得到涡轮的焓降为

$$P = \dot{m} \cdot C_p T_{01} [\varepsilon^{(\gamma-1)/\gamma} - 1] \quad (4)$$

式中:  $P$  为功率;  $\dot{m}$  为质量流量;  $C_p$  为定压比热容;  $T_{01}$  为入口总温;  $\varepsilon$  为压比;  $\gamma$  为绝热指数。

考虑到真实气体效应,引入压缩因子,推导得到真实气体状态方程可表示为

$$pV = ZRT \quad (5)$$

式中  $Z$  为压缩因子。假定压缩因子保持常数,并且温度、压力变化遵守理想气体关系式,通过推导简化可得到真实气体焓降为<sup>[7]</sup>

$$h_{t2} - h_{t1} = ZC_p T_{01} [\varepsilon^{(\gamma-1)/\gamma} - 1] \quad (6)$$

式中  $h$  为焓。单位面积流量定义为

$$\dot{m} = \rho V = \frac{\rho}{\rho_i} \rho_i a_i Ma \quad (7)$$

得到理想流体与真实气体流量比为

$$\frac{\dot{m}_r}{\dot{m}_i} = \frac{1}{\sqrt{Z}} \quad (8)$$

式中:下标  $r$  表示真实状态;下标  $i$  为理想状态。

所以,涡轮的真实气体和理想气体等熵绝热功可表示为

$$P_r = \sqrt{Z} P_i \quad (9)$$

图 2 给出了入口压力在 10 ~ 55 MPa 范围内变化时,涡轮的压缩因子和理论绝热功随涡轮入口压力的变化曲线<sup>[17]</sup>。

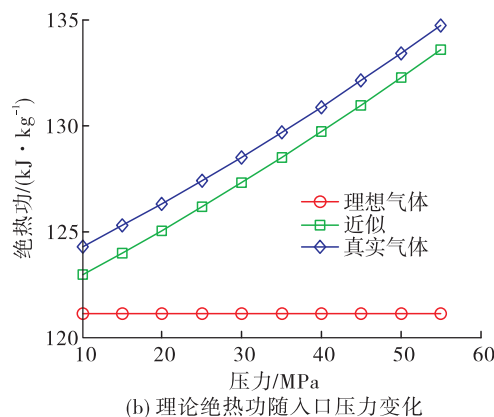
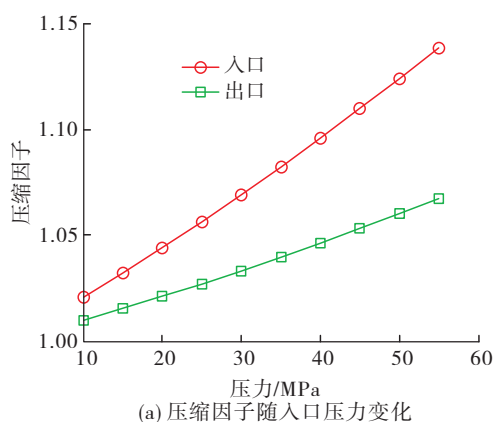


图 2 涡轮的压缩因子和理论绝热功随入口压力的变化

Fig. 2 The variation of turbine compression factor and theoretical adiabatic work with inlet pressure

从图 2 可知,基于理想气体的绝热功的偏差随着入口压力的升高而增大,近似公式和真实气体计算的绝热功变化趋势相同,近似公式与真实气体计算的绝热功偏差小于 1%<sup>[17]</sup>。

## 2 计算结果对比分析

为了对比不同工质气体在高压下真实气体效应对涡轮性能的影响,分别以甲烷和富氧燃气作为涡轮工质,采用理想气体、ARK 实际气体状态方程和真实气体物性(NIST Refprop),进行不同入口压力下的涡轮性能三维仿真。保持涡轮压比不变,调整涡轮入口压力,并通过调整转速保持相同的级速比。

选取某反力式涡轮单通道为研究对象,采用 Numeca Autogrid 生成结构化网格,进行网格无关性分析后,取网格总数  $1.2 \times 10^6$ 。入口给定总温、总压,出口给定静压。利用商业软件 CFX<sup>[16]</sup> 进行仿真,动静叶交界面采用 forzen rotor,湍流模型设置为 SST。

### 2.1 甲烷燃气仿真对比

以甲烷作为涡轮工质进行性能仿真。涡轮入口温度分别取 400 K 和 600 K,入口压力分别取 18 MPa、28 MPa、36 MPa、48 MPa、54 MPa,按照温度和压力分别命名为工况 1 ~ 10。

对入口温度 400 K,压力 18 MPa 时(工况 1)的甲烷涡轮仿真结果展开详细分析。表 1 对比了工况 1 下的涡轮静叶出口参数,图 3 和图 4 给出了叶栅通道中截面温度和等熵马赫数分布云图。理想

气体轴向出口速度与真实气体偏差为 2.54 %,而密度偏差高达 8.54 %,使得流量偏差较大。从图 3 和图 4 可以看出,涡轮通道内的温度存在差异,流态显著不同,导致其密度差异较大。

图 5 所示的静叶、动叶壁面中截面的压力分布,ARK 实际气体方程与真实气体物性基本一致,与理想气体结果存在一定偏差,动叶压力分布体现了涡轮的做功能力。

表 1 甲烷涡轮工况 1 静叶出口参数对比

Tab. 1 Comparison of the parameters at the stator exit in case 1 of methane turbine

工质物性	密度/ ( $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ )	轴向速度/ ( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )	流量/ ( $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ )
理想气体	62.25	140.73	13.06
ARK	67.88	137.10	13.88
NIST	68.06	137.24	13.94

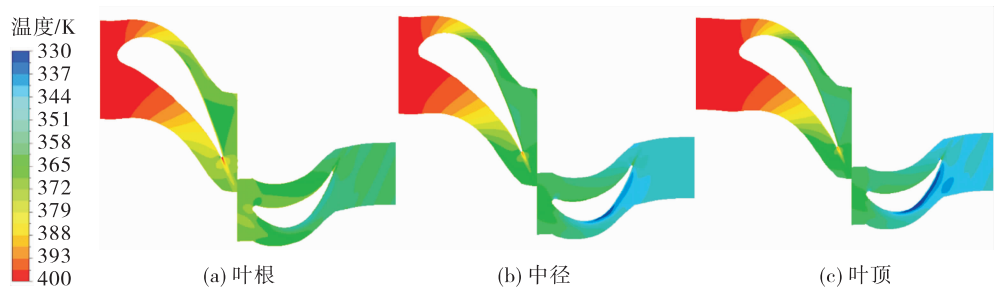


图 3 工况 1 叶栅中截面温度云图

Fig. 3 The contour of the temperature in the blade mid-span

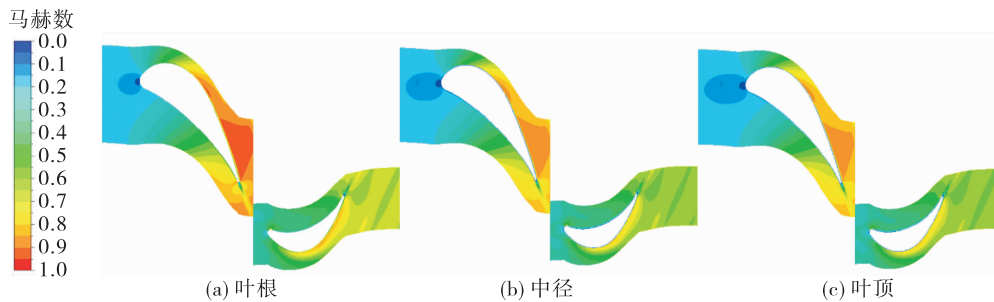


图 4 工况 1 叶栅中截面马赫数云图

Fig. 4 The contour of the mach number in the blade mid-span

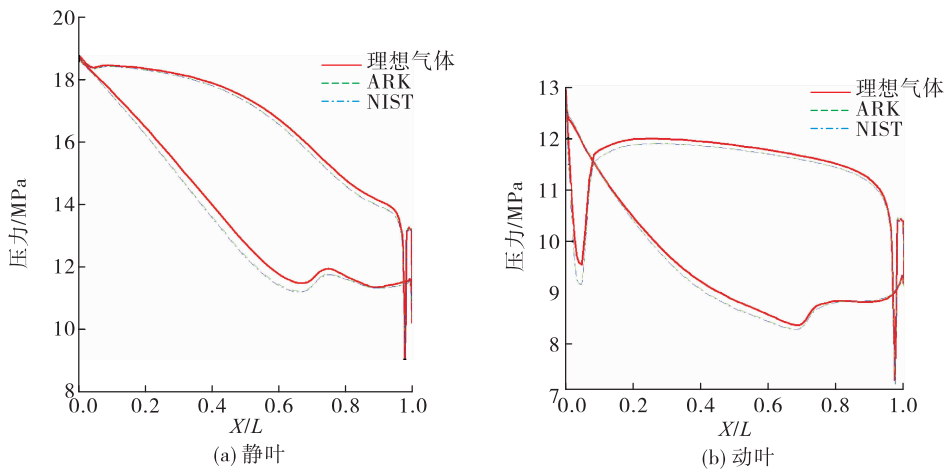


图 5 工况 1 叶片表面压力分布对比

Fig. 5 Comparison of the pressure distribution on the blade for case 1

图 6 为入口温度 600 K, 压力 54 MPa (工况 10) 下壁面中截面的压力分布, 对比图 5 可知, 随着入口压力和温度升高, 压缩因子增大, 理想气体和真实气体物性的流动差异和马赫数分布的差别也逐渐增大。而 ARK 实际气体方程与真实气体的偏差仍控制在较小范围。

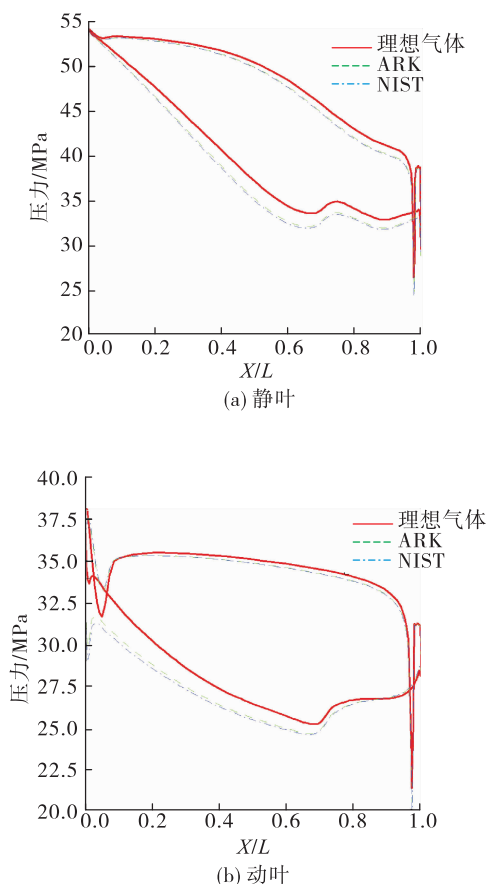


图 6 工况 10 叶片表面压力分布对比

Fig. 6 Comparison of the pressure distribution on the blade for case 10

式(6)是基于压缩因子保持常数, 并且温度、压力变化遵守理想气体关系式的假定得出的, 然而对实际气体而言, 温度和压力与理想气体关系式偏差较大, 结合图 7 和图 8 给出的工况 1 和工况 10 涡轮沿轴向压缩因子分布可以看出, 从涡轮入口到出口, 真实气体的压缩因子在不断变化。使用式(8)和式(9)需要用到压缩因子, 然而其值的选取是根据入口参数还是出口参数, 或者入口与出口的平均

均, 对公式的准确度有较大影响。

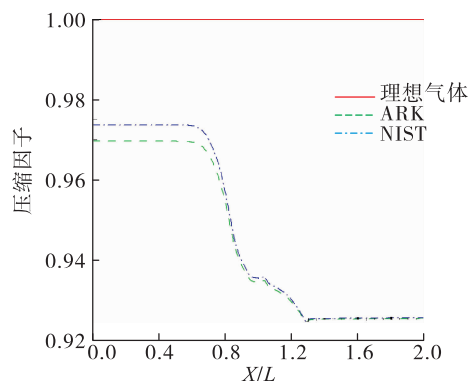


图 7 工况 1 涡轮轴向压缩因子分布

Fig. 7 The compression factor distribution along the axis of the turbine for case 1

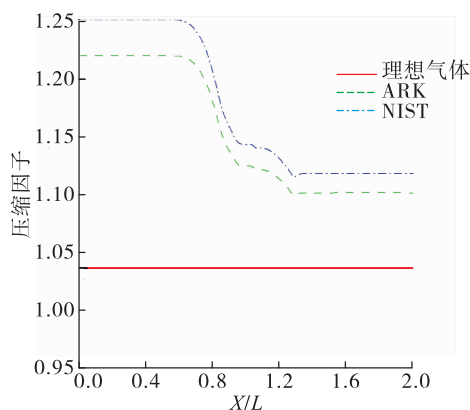


图 8 工况 10 涡轮轴向压缩因子分布

Fig. 8 The compression factor distribution along the axis of the turbine for case 10

为此对理想气体状态、ARK 实际气体方程和基于压缩因子修正的富氧燃气涡轮功率、流量、比功率相对于真实气体仿真结果及其偏差进行对比, 并对使用入口参数压缩因子  $Z_{in}$ 、出口参数压缩因子  $Z_{out}$ 、平均压缩因子  $Z_{avg}$  这 3 种修正情况展开了分析。表 2 给出了相应工况修正因子。

表 3 和表 4 分别给出了甲烷涡轮三维仿真功率和流量对比。由于采用不同的工质状态进行仿真时, 涡轮进出口状态并不相同, 采用效率无法恰当地衡量不同工质状态涡轮的做功能力, 因此选用比功率来体现涡轮的流动效果, 对比做功能力。

表 2 甲烷涡轮工况及修正因子

Tab. 2 The work condition and correction factors of methane turbine

工况序号	入口总温/K	入口压力/MPa	入口参数 $Z_{in}$	出口参数 $Z_{out}$	进出口参数平均 $Z_{avg}$
1	400	18	0.975 8	0.931 6	0.947 3
2	400	28	1.018 5	0.918 1	0.961 5
3	400	36	1.073 4	0.919 8	0.998 2
4	400	48	1.174 8	0.940 7	1.059 3
5	400	54	1.226 3	0.956 8	1.104 1
6	600	18	1.049 4	1.015 2	1.030 2
7	600	28	1.089 2	1.028 1	1.057 6
8	600	36	1.126 7	1.040 2	1.086 9
9	600	48	1.189 2	1.061 8	1.125 3
10	600	54	1.220 2	1.073 3	1.151 5

表 3 不同工况甲烷涡轮仿真功率对比

Tab. 3 Comparison of the simulated power of methane turbine with the different work condition 单位:kW

工况序号	理想气体	ARK 方程	$Z_{in}$ 修正	$Z_{out}$ 修正	$Z_{avg}$ 修正	真实气体
1	1 459.94	1 427.46	1 442.15	1 409.13	1 420.91	1 429.23
2	2 267.54	2 268.00	2 288.42	2 172.72	2 223.40	2 270.49
3	2 940.29	3 030.00	3 046.29	2 819.86	2 937.58	3 034.57
4	3 931.14	4 295.71	4 260.89	3 812.76	4 046.02	4 318.29
5	4 386.86	4 929.14	4 857.94	4 291.13	4 609.54	4 964.29
6	1 613.66	1 649.91	1 653.04	1 625.88	1 637.85	1 660.26
7	2 518.86	2 622.57	2 628.80	2 554.00	2 590.39	2 649.31
8	3 267.43	3 462.00	3 468.25	3 332.46	3 406.44	3 504.86
9	4 390.00	4 789.71	4 787.31	4 523.62	4 656.92	4 862.57
10	4 912.57	5 438.29	5 426.56	5 089.43	5 271.58	5 525.43

表 4 不同工况甲烷涡轮仿真流量对比

Tab. 4 Comparison of the simulated mass flow rate of methane turbine with the different work condition

单位:kg/s

工况序号	理想气体	ARK 方程	$Z_{in}$ 修正	$Z_{out}$ 修正	$Z_{avg}$ 修正	真实气体
1	13.06	13.88	13.22	13.53	13.42	13.94
2	19.99	21.45	19.80	20.86	20.38	21.60
3	25.56	27.43	24.67	26.65	25.59	27.68
4	33.88	35.89	31.26	34.93	32.92	36.28
5	37.72	39.69	34.06	38.56	35.90	40.05
6	10.55	10.61	10.30	10.47	10.39	10.59
7	16.14	16.21	15.46	15.92	15.69	16.16
8	20.64	20.68	19.44	20.24	19.80	20.61
9	27.36	27.21	25.09	26.55	25.79	27.11
10	30.45	30.17	27.57	29.39	28.38	30.05



图9、图10和图11分别给出了随着涡轮入口压力升高,理想气体状态、ARK实际气体方程和基于不同压缩因子修正的富氧燃气涡轮功率、流量、比功率相对于真实气体仿真结果的偏差。图9给出了甲烷涡轮的功率仿真偏差。当入口压力为18 MPa时,压缩因子小于1,理想气体功率大于真实气体结果,而随着入口压力的升高,压缩因子增大,理想气体功率逐渐小于真实气体结果,且其偏差随着压力升高增大,54 MPa时达13.16%。而ARK实际气体方程的结果偏差在2%范围内,并且其偏差随着温度升高有所增加。压缩因子修正的结果能够有效减小理想气体仿真结果的偏差,涡轮功率采用入口参数压缩因子的修正效果最佳,但略高于ARK实际气体方程。虽然压缩因子修正依然存在一定偏差,但采用压缩因子判断理想气体与真实气体结果的相对关系仍有一定的参考价值。

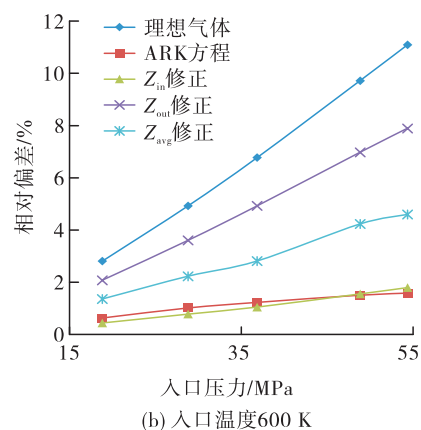
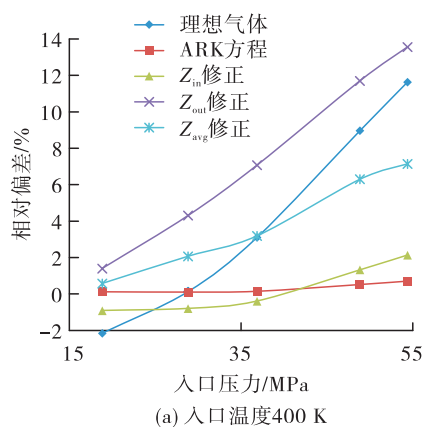


图9 相对真实气体物性甲烷涡轮仿真功率的偏差

Fig. 9 Relative deviation of the simulated power from the real gas property of the methane turbine

图10为甲烷涡轮的流量偏差。理想气体结果偏差较大,采用ARK实际气体方程能将偏差控制在1%以内,采用出口参数压缩因子能将理想气体的偏差减小一半以上。

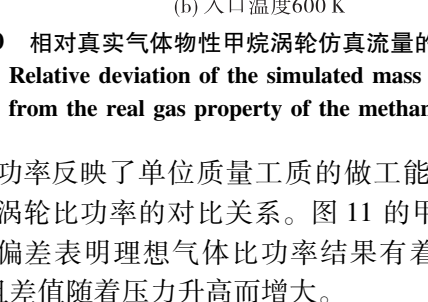
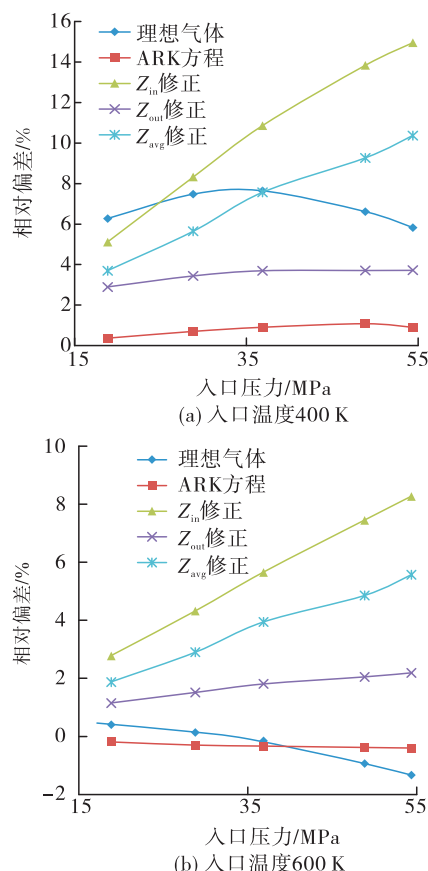
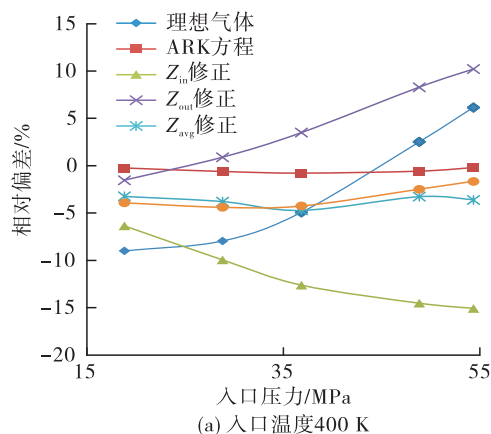


图10 相对真实气体物性甲烷涡轮仿真流量的偏差

Fig. 10 Relative deviation of the simulated mass flow rate from the real gas property of the methane turbine

比功率反映了单位质量工质的做工能力,表5给出了涡轮比功率的对比关系。图11的甲烷涡轮比功率偏差表明理想气体比功率结果有着较大偏差,并且差值随着压力升高而增大。



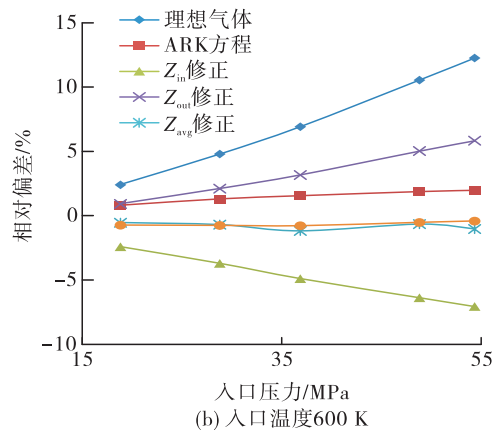


图 11 相对真实气体物性甲烷涡轮仿真比功率的偏差

Fig. 11 Relative deviation of the simulated specific power from the real gas property of the methane turbine

结合图 9 和图 10 可知入口压缩因子在功率修

正、出口压缩因子在流量修正上的优势,在比功率分析中加入进出口压缩因子积的开方根修正( $\sqrt{Z_{in} \cdot Z_{out}}$ )的对比。在比功率的修正中,采用平均压缩因子和积的开方根压缩因子的修正效果较好,能有效减小偏差。ARK 实际气体方程的比功率误差控制在 2 %内。

从甲烷涡轮的分析对比可以看出,理想气体与真实气体的仿真结果存在显著差异,采用 ARK 实际气体方程能有效减小与真实气体物性结果的差别。压缩因子修正能一定程度上减小理想气体的偏差,根据以上分析结果,在甲烷涡轮中,功率采用入口参数压缩因子,流量采用出口参数压缩因子,比功率采用平均压缩因子或者进出口积的开方根压缩因子的修正结果较好。

表 5 甲烷涡轮比功率对比

Tab. 5 Comparison of the specific power of methane turbine

单位: kW/kg

工况序号	理想气体	ARK 方程	$Z_{in}$ 修正	$Z_{out}$ 修正	$Z_{avg}$ 修正	$\sqrt{Z_{in} Z_{out}}$ 修正	真实气体
1	111. 78	102. 82	109. 07	104. 13	105. 88	106. 57	102. 56
2	113. 45	105. 73	115. 55	104. 16	109. 08	109. 71	105. 1
3	115. 02	110. 48	123. 46	105. 79	114. 81	114. 29	109. 63
4	116. 03	119. 71	136. 31	109. 15	122. 91	121. 98	119. 03
5	116. 3	124. 19	142. 62	111. 28	128. 40	125. 98	123. 94
6	152. 95	155. 46	160. 51	155. 28	157. 57	157. 87	156. 73
7	156. 06	161. 78	169. 98	160. 45	165. 05	165. 15	163. 91
8	158. 31	167. 42	178. 36	164. 67	172. 06	171. 38	170. 06
9	160. 45	176. 03	190. 81	170. 37	180. 56	180. 3	179. 38
10	161. 33	180. 26	196. 86	173. 16	185. 77	184. 63	183. 87

2.2 富氧燃气仿真对比

采用高压补燃循环富氧燃气作为涡轮工质进行性能仿真。涡轮入口温度取 644 K,入口压力分

别取 18 MPa、28 MPa、36 MPa、48 MPa、54 MPa,命名为工况 11 ~ 15,具体工况及修正因子见表 6。表 7 ~ 表 9 给出了富氧燃气涡轮仿真性能对比。

表 6 富氧燃气涡轮工况及修正因子

Tab. 6 The work condition and correction factors of oxygen-enriched gas turbine

工况序号	入口总温/K	入口压力/MPa	入口参数 $Z_{in}$	出口参数 $Z_{out}$	进出口参数平均 $Z_{avg}$
11	644	18	1. 050 3	1. 022 9	1. 035 4
12	644	28	1. 082 0	1. 036 3	1. 059 2
13	644	36	1. 109 8	1. 047 4	1. 082 1
14	644	48	1. 154 4	1. 065 3	1. 110 3
15	644	54	1. 176 0	1. 074 2	1. 128 9



表 7 不同工况富氧燃气涡轮仿真功率对比

Tab. 7 Comparison of the simulated power of oxygen-enriched gasturbine with the different work condition

单位: kW

工况序号	理想气体	ARK 方程	$Z_{in}$ 修正	$Z_{out}$ 修正	$Z_{avg}$ 修正	真实气体
11	1 283. 06	1 309. 57	1 314. 93	1 297. 67	1 305. 57	1 322. 57
12	1 972. 74	2 028. 46	2 052. 03	2 008. 23	2 030. 29	2 063. 43
13	2 520. 00	2 613. 00	2 654. 75	2 579. 03	2 621. 41	2 681. 14
14	3 352. 29	3 540. 29	3 601. 80	3 460. 01	3 532. 33	3 634. 29
15	3 732. 86	3 981. 71	4 048. 05	3 868. 87	3 966. 15	4 088. 57

表 8 不同工况富氧燃气涡轮仿真流量对比

Tab. 8 Comparison of the simulated mass flow rate of oxygen-enriched gasturbine with the different work condition

单位: kg/s

工况序号	理想气体	ARK 方程	$Z_{in}$ 修正	$Z_{out}$ 修正	$Z_{avg}$ 修正	真实气体
11	15. 00	15. 081	14. 64	14. 83	14. 74	15. 01
12	22. 92	23. 082	22. 03	22. 51	22. 27	22. 88
13	29. 29	29. 205	27. 80	28. 62	28. 16	29. 17
14	39. 13	38. 480	36. 42	37. 91	37. 14	38. 40
15	43. 57	42. 720	40. 18	42. 04	41. 01	42. 61

表 9 不同工况富氧燃气涡轮比功率对比

Tab. 9 Comparison of the specific power of oxygen-enriched gasturbine with the different work condition

单位: kW/kg

工况序号	理想气体	ARK 方程	$Z_{in}$ 修正	$Z_{out}$ 修正	$Z_{avg}$ 修正	$\sqrt{Z_{in} Z_{out}}$ 修正	真实气体
11	85. 54	86. 84	89. 84	87. 50	88. 57	88. 66	88. 11
12	86. 07	87. 88	93. 13	89. 20	91. 17	91. 14	90. 18
13	86. 04	89. 47	95. 48	90. 11	93. 10	92. 76	91. 91
14	85. 67	92. 00	98. 90	91. 26	95. 12	95. 00	94. 64
15	85. 68	93. 20	100. 75	92. 03	96. 72	96. 29	95. 95

从表 6 ~ 表 9 中可以看出,随着入口压力的升高,压缩因子逐渐增大,理想气体与真实气体的偏差逐渐增大。图 12 ~ 图 14 分别给出了随着涡轮入口压力升高,理想气体状态、ARK 实际气体方程和基于不同压缩因子修正的富氧燃气涡轮功率、流量、比功率相对于真实气体仿真结果的偏差。从图 12 可以看出理想气体、ARK 实际气体方程、一维压缩因子修正得到的涡轮功率都小于真实气体物性仿真结果。理想气体状态偏差最大,其与真实气体物性的偏差随着入口压力升高而增大,当入口压力为 54 MPa 时,其偏差高达 8.70%;ARK 实际气体方程的结果相对于理想气体更为接近真实气体状态,当入口压力高达 54 MPa 时,其偏差可控制在 2.6%范围

内;采用入口参数压缩因子修正得到的涡轮功率偏差最小。

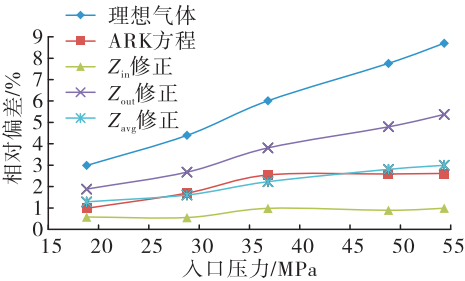


图 12 相对真实气体物性富氧燃气涡轮仿真功率的偏差  
Fig. 12 Relative deviation of the simulated power from the real gas property of the oxygen-enriched turbine

图13所示的流量偏差表明,理想气体仿真得到的流量大于真实气体结果,与真实气体物性的偏差同样随着入口压力升高而增大;ARK实际气体方程得到的流量都控制在1%的范围内;而采用出口压缩因子修正得到的流量偏差能够控制在2%以内。

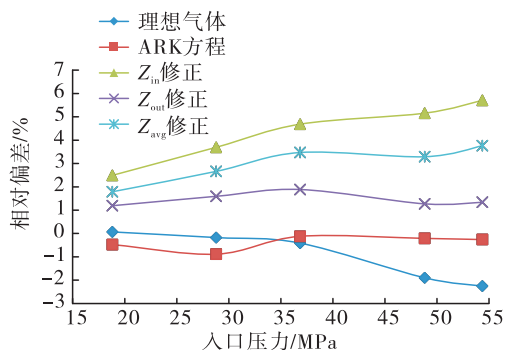


图13 相对真实气体物性富氧燃气涡轮仿真流量的偏差

Fig. 13 Relative deviation of the simulated mass flow rate from the real gas property of the oxygen-enriched turbine

图14的比功率偏差表明,理想气体偏差最大,ARK实际气体方程控制在3%以内;采用平均压缩因子和积的开方根压缩因子的修正效果都较好,误差控制在1.3%以内。

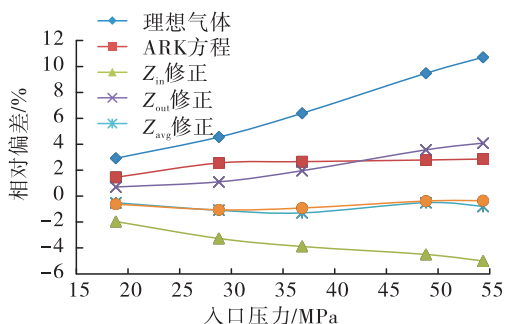


图14 相对真实气体物性富氧燃气涡轮仿真比功率的偏差

Fig. 14 Relative deviation of the simulated specific power from the real gas property of the oxygen-enriched turbine

富氧涡轮中,功率采用入口参数压缩因子,流量采用出口参数压缩因子,比功率采用平均压缩因子或者进出口积的开方根压缩因子同在甲烷涡轮中一样具有良好的修正效果。

### 3 结论

1) 三维仿真表明,理想气体与真实气体的仿真偏差随着压力升高而增大,高压下偏差高达10%;并且理想气体下涡轮的流动与真实气体物性存在显著区别。

2) 采用ARK实际气体方程模拟高压涡轮的真实气体效应具有较高的工程精度,涡轮性能误差在3%内。

3) 采用压缩因子修正理想气体仿真结果能减小真实气体效应偏差,但需要注意压缩因子的选取,功率采用入口参数压缩因子,流量采用出口参数压缩因子,比功率采用平均压缩因子或者进出口积的开方根压缩因子修正得到的涡轮性能具有较高精度,并且计算简便,可以作为工程算法。

#### 参考文献:

- [1] 谭永华. 中国重型运载火箭动力系统研究[J]. 火箭推进, 2011, 37(1):1-6.  
TAN Y H. Research on power system of heavy launch vehicle in China [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2011, 37(1):1-6.
- [2] 李斌, 栾希亭, 张小平. 载人登月主动力:大推力液氧煤油发动机研究[J]. 载人航天, 2011, 17(1):28-33.
- [3] 任众, 许开富, 韩飞. 涡轮叶型冷热态转换在液体火箭发动机中的应用[J]. 火箭推进, 2018, 44(2):33-38.  
REN Z, XU K F, HAN F. Application of cold and hot state conversion of turbine blade profile in liquid rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(2):33-38.
- [4] БЕЛЯЕВ Е Н, ВОРОБЕВ А Г, НАССИМЕНТО Л Б. Проблемные вопросы энергетической увязки параметров жидкостных ракетных двигателей [J]. Труды, 2013(71):1-9.
- [5] 徐浩海, 刘站国. 补燃循环发动机启动过程涡轮功率控制[J]. 火箭推进, 2006, 32(4):10-14.  
XU H H, LIU Z G. Turbine power control of staged combustion cycle engine during start-up[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(4):10-14.
- [6] ВАЛЮХОВ С Г, ГУРОВ В И, СТЕРНИН Л Е. Учёт

- реальных свойств водородного газа при расчёте турбин[J]. Журнал "Конверсия в машиностроении", 2004(5):11-13.
- [7] 牟斌,江雄,王建涛. 低温增压真实气体效应下轴流压缩机功率计算[C]//第九届全国流体力学学术会议论文集. 南京:中国力学学会流体力学专业委员会,2016.
- [8] LUO Y X, WANG X Y, GE Y Z. Real gas effects on charging and discharging processes of high pressure pneumatics[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2013, 26(1):61-68.
- [9] 赵连会,张玫宝,高旭鹏. 考虑真实燃气物性的透平数值研究[J]. 上海电气技术, 2013, 6(3):10-16.
- [10] 刘宁,张华彪,李敬,等. 富燃工质热力性质对涡轮性能影响的数值研究[C]//中国工程热物理年会 2014 年年会论文集. 西安:中国工程热物理学会,2014.
- [11] BALTADJIEV N, LETTIERI C, SPAKOVSKY Z. An investigation of real gas effects in supercritical CO<sub>2</sub> centrifugal compressors [J]. Journal of Turbomachinery, 2015(9):091003.
- [12] JOHNSON R C. Real gas effects in the flow of methane and natural gas through critical flow nozzles[R]. NASA TM X-52994, 1971.
- [13] AUNGIER R H. A fast, accurate real gas equation of state for fluid dynamic analysis applications[J]. Journal of Fluids Engineering, 1995, 117(2):277-281.
- [14] The National Institute of Standards and Technology (NIST). Thermophysical properties of fluid systems[EB/OL]. <http://webbook.nist.gov/chemistry/fluid/>, 2022.
- [15] 沈维道. 工程热力学[M]. 3 版. 北京:高等教育出版社, 2001.
- [16] ANSYS Inc. ANSYS CFX-Solver theory guide[Z]. 2013.
- [17] 秦艳平,马冬英,邢理想. 真实气体效应对高压涡轮理论绝热功的影响[C]//航天三网第四十届技术交流会暨第四届空天动力联合会议论文集. 昆明:中国航天第三专业信息网,2019.
- [18] ADCOCK J B. Real-gas effects associated with one-dimensional transonic flow of cryogenic nitrogen[R]. NASA TN D-8274, 1977.
- [19] ADCOCK J, OGBURN M E. Power calculations for isentropic compressions of cryogenic nitrogen[R]. NASA TN D-8394, 1976.
- [20] LAWING P, ADCOCK J, LADSON C L. A fan pressure ratio correlation in terms of Mach number and Reynolds number for the Langley 0.3 meter transonic cryogenic tunnel[R]. NASA-TP-1752, 1980.