

【航空科学与工程研究】

高速飞行器油气涡轮发电系统仿真与评估

张明治, 毛晓东, 王鹤翔, 王伟华

(沈阳航空航天大学 航空发动机学院, 辽宁 沈阳 110136)

摘要:采用理论分析计算与软件模拟仿真计算相结合的方法,建立了高速飞行器油气涡轮发电系统仿真模型,将仿真结果与实验结果进行了对比分析,并采用起飞总质量法对发电系统进行评估分析。分析结果表明,高速飞行器在马赫数为 6 巡航条件下,热电转换率可以达到 10.41%,系统单位发电量仿真结果与实验结果最大误差为 9.7%,最小误差为 1.5%。飞行器在马赫数为 7 巡航条件下,热电转换率可以达到 9.58%,系统单位发电量仿真结果与实验结果最大误差为 6.8%,最小误差为 0.314%。发电系统中发电设备带来的燃油代偿损失最大,为 1.315 kg,占总燃油代偿损失的 41.9%。

关键词:油气涡轮发电系统;高速飞行器;燃油裂解;起飞总质量法;热沉

中图分类号: V 239

文献标识码: A

DOI:10.13486/j.cnki.1673-2618.2023.02.002

0 引言

随着科学技术的发展,越来越多的国家更加注重航空国防力量,高速飞行器也成了各个国家竞相发展的重点,高速飞行器发电技术也得到了不同程度的发展,目前在高速飞行器上所应用的发电技术有:半导体温差发电技术、碱金属热电转换技术、磁流体发电技术、基于布雷顿循环的发电技术、基于朗肯循环的发电技术等。

石佳等^[1]将现有的温差发电技术和有机朗肯循环热电技术相结合,提出了一种组合型热电转换方案,经分析,此方案的热电转换效率可达 19.8%。Cheng K 等^[2]提出了一种新型的适用于高超声速飞行器的多级热电转换方案,建立了考虑加热和冷却通道中流场的热电转换模型,模型中采用先进的热电材料(BiSbTe、AgPb_mSbTe_{2+m}、SiGe),仿真结果表明,通过多级结构、先进的热电材料以及高超声速飞行器的大温差,此方案得到的热电转化率高达 18.38%。陈刚等^[3]提出了钝锥型再入飞行器上的表面磁流体发电装置方案,并建立相关模型进行了数值模拟,数值模拟结果表明,飞行器在飞行高度 46 km、飞行速度 7 km/s 时,表面磁流体发电装置方案能够输出 1.28 MW 的电量。石蕊等^[4]针对冲压发动机开展了布雷顿循环和半导体温差联合发电技术研究,建立了简化的理论计算模型,以冲压发动机燃烧室壁面作为高温热源,缓解了发动机壁面热防护压力的同时得到联合发电量 13.63 kW。姜培学等^[5]结合 CO₂ 的物性特点,提出了以超临界 CO₂ 为循环工质的高效热防护与高温发电一体化系统,在实现发动机热防护的同时,为机载电子设备提供电能、并减少了冷却所用的燃油流量。本文对高速飞行器油气涡轮发电系统进行了

收稿日期:2022-11-01

基金项目:辽宁省兴辽英才计划基金项目(XLYC1802092)

第一作者简介:张明治(1998—),男,山东济宁人,硕士研究生,主要从事高速飞行器能量管理技术研究。

E-mail:893564534@qq.com

模拟仿真,避免了复杂的实验流程,将仿真结果与实验结果进行了对比,误差较小,仿真结果精度较高,最后对发电系统采用起飞总质量法进行了燃油代偿损失的评估。

1 高速飞行器油气涡轮发电系统

油气涡轮发电系统如图 1 所示,发电系统由燃油泵、冷却通道、油气涡轮、发电设备等主要组件构成。

1.1 油气涡轮发电系统发电原理

首先,燃油箱中的燃油被燃油泵抽出,增压至超临界压力,然后进入冷却通道,先利用其自身的物理吸热能力冷却高温发动机壁面。随着不断吸收热量,燃油温度升高,自身的物理吸热能力被消耗殆尽,燃油温度超过了其初始裂解温度,燃油被裂解为小分子的碳氢化物,因此涡轮入口的燃料是裂解产物和未裂解燃料的混合物。高温高压的裂解燃料与未裂解燃料混合物对涡轮膨胀做功的同时驱动发电设备发电,经涡轮膨胀降温后的燃料进入发动机燃烧室进行燃烧。

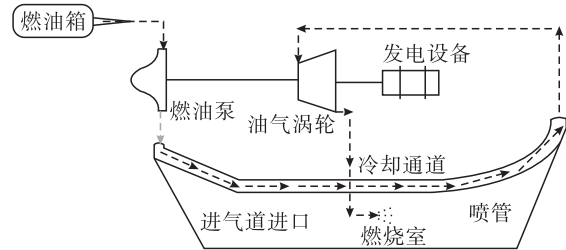


图 1 油气涡轮发电系统

1.2 发电工况

高速飞行器飞行高度为 20 km,根据 Lander-Nixon 图^[6],发动机所需热沉容量随着发动机壁面温度的增加而增加,起初发动机壁面温度较低时只需要燃油自身的物理吸热能力,随着温度不断升高,物理热沉被消耗殆尽,大分子的燃油由于温度的升高而断裂自身的化学键,通过化学反应增加热沉容量,当以上两种冷却方式都被用尽时,可通过再冷却的方式增加热沉容量。当飞行器飞行马赫数(Mach, M)为 6 时,冷却超燃冲压发动机所需的热沉容量约为 1.8~2.7 MJ/kg;当飞行器飞行马赫数为 7 时,冷却超燃冲压发动机所需的热沉容量约为 2.5~3.6 MJ/kg。飞行器巡航时间 600 s,燃油采用中国 3 号煤油,所需燃油质量流量为 0.5 kg/s。

2 仿真建模

2.1 燃油泵模型

油箱中的燃油经燃油泵抽出,进入到冷却通道,冷却高温发动机壁面,燃油泵所需功率

$$W_{pump} = m_{fuel} \frac{P_{pout} - P_{pin}}{\eta_p \rho_{pin}}$$

式中: W_{pump} 为燃油泵抽取燃油耗功,kW; m_{fuel} 为发电系统所需燃油质量流量,kg/s; P_{pout} 为燃油泵出口压力,kPa; P_{pin} 为燃油泵进口压力,kPa; η_p 为燃油泵效率; ρ_{pin} 为燃油泵入口处的燃油密度,kg/m³。

燃油经燃油泵增压后,温度会得到相应的提升,燃油泵出口燃油温度

$$T_{pout} = T_{pin} + \frac{W_{pump}}{m_{fuel} c_v} \left(\frac{1}{\eta_{pump}} - 1 \right)$$

式中: T_{pout} 为燃油泵出口燃油温度,K; T_{pin} 为燃油泵入口燃油温度,K; c_v 为定容比热容,kJ/(kg·K)。

2.2 油气涡轮模型

经冷却通道吸热后,经裂解得到的燃油混合物在油气涡轮处膨胀做功,同时使得裂解的燃油混合物温度降低,可以近似地看作是一个等熵绝热的多变过程。

涡轮落压比 $\pi = p_{tin} / p_{tout}$ 。式中: π 为油气涡轮落压比; p_{tin} 为油气涡轮进口压力,kPa; p_{tout} 为油气涡轮出口压力,kPa。

涡轮出口温度 $T_{tout} = T_{tin} - T_{tin} \eta_{turbine} (1 - \pi^{k-1})$ 。式中: T_{tout} 为涡轮出口温度,K; T_{tin} 为涡轮进口温度,

K; $\eta_{turbine}$ 为涡轮等熵效率, k 为比热比。

涡轮输出功率 $W_t = mc_p(T_{in} - T_{out})$ 。式中: c_p 为燃油平均定压比热, $\text{kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ 。

2.3 燃油拟合模型

在本发电系统中, 燃油采用中国 3 号煤油, 经裂解后的燃油相关物性参数(平均比定压热容、比热比), 发动机所需热沉量与温度的关系参考文献[7]的实验结果数据, 为了建立仿真模型方便精确, 又分别对实验结果数据做出拟合。燃油裂解混合物不同温度下的平均比定压热容如图 2 所示。

经拟合后的中国 3 号煤油裂解混合物不同温度下的平均比定压热容表达式

$$\bar{C}_p = \begin{cases} -0.00076T_f + 4.3036 & (T_f \leq 812.86 \text{ K}), \\ 0.000956T_f + 3.6088 & (812.86 \text{ K} < T_f \leq 842.98 \text{ K}), \\ 0.0002081T_f + 3.5142 & (842.98 \text{ K} < T_f \leq 863.06 \text{ K}), \\ -0.0002456T_f + 3.9059 & (863.06 \text{ K} < T_f \leq 883.08 \text{ K}), \\ 0.0011182T_f + 2.7014 & (883.08 \text{ K} < T_f \leq 912.60 \text{ K}), \\ 0.0017136T_f + 2.1581 & (912.60 \text{ K} < T_f \leq 953.00 \text{ K}). \end{cases}$$

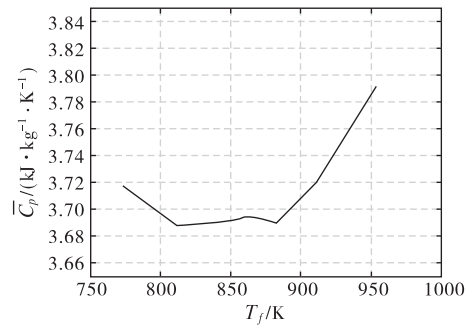


图 2 中国 3 号煤油裂解混合物不同温度下的平均比定压热容

燃油裂解混合物不同温度下的比热比如图 3 所示。经拟合后的中国 3 号煤油裂解混合物不同温度下的比热比表达式

$$\bar{\gamma} = \begin{cases} -0.0009377T_f + 1.8638 & (T_f \leq 812.86 \text{ K}), \\ -0.000583T_f + 1.5755 & (812.86 \text{ K} < T_f \leq 842.98 \text{ K}), \\ -0.0003984T_f + 1.4198 & (842.98 \text{ K} < T_f \leq 863.06 \text{ K}), \\ -0.0001483T_f + 1.204 & (863.06 \text{ K} < T_f \leq 883.08 \text{ K}), \\ -0.0000697T_f + 1.1346 & (883.08 \text{ K} < T_f \leq 912.60 \text{ K}), \\ 0.0000255T_f + 1.0477 & (912.60 \text{ K} < T_f \leq 953.00 \text{ K}). \end{cases}$$

高速飞行器所需热沉容量与温度的关系如图 4 所示。

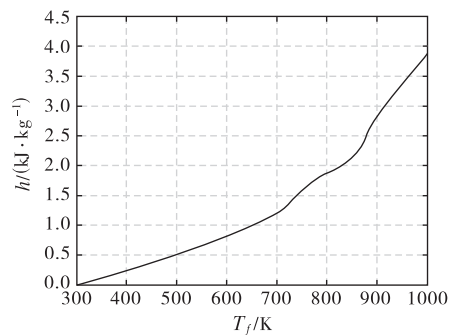
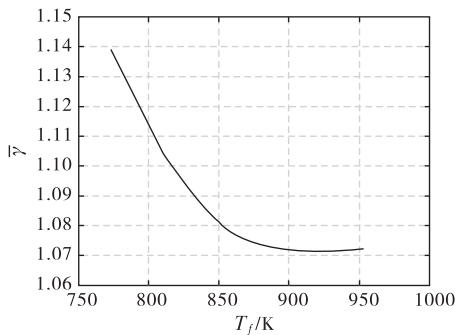


图 3 中国 3 号煤油裂解混合物不同温度下的比热比

图 4 高速飞行器所需热沉容量与温度的关系

经拟合后的高速飞行器所需热沉容量与温度的关系表达式

$$h = \begin{cases} 0.002948T_f - 0.87774 & (303.00 \text{ K} \leq T_f \leq 699.90 \text{ K}), \\ 0.007311T_f - 3.9312 & (699.90 \text{ K} < T_f \leq 734.68 \text{ K}), \\ 0.007446T_f - 4.0304 & (734.68 \text{ K} < T_f \leq 776.58 \text{ K}), \\ 0.00562T_f - 2.6123 & (776.58 \text{ K} < T_f \leq 864.56 \text{ K}), \\ 0.01211T_f - 8.2228 & (864.56 \text{ K} < T_f \leq 998.48 \text{ K}). \end{cases}$$

2.4 仿真程序

建立仿真模型,高速飞行器油气涡轮发电系统模型如图 5 所示。

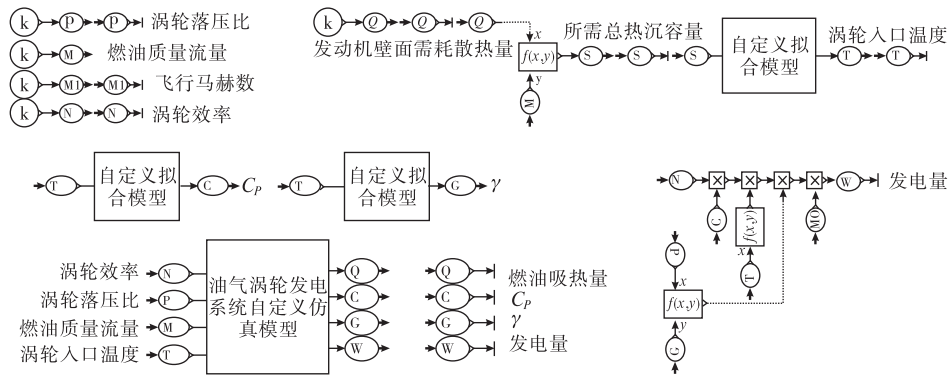


图 5 油气涡轮发电系统自定义仿真模型

2.5 仿真边界条件

高速飞行器在 20 km 的飞行高度进行巡航,飞行马赫数为 6 或 7,发电系统所用燃油为中国 3 号煤油,燃油质量流量为 0.5 kg/s。仿真边界条件如表 1 表示。

表 1 仿真边界条件

条件	数值	条件	数值
飞行高度/km	20	油气涡轮等熵效率	0.85
飞行马赫数	6/7	燃油泵效率	0.7
巡航时间/s	600	飞行器升阻比	2.9494
燃油类型	中国 3 号煤油	单位推力燃油消耗率/(kg · (N · s) ⁻¹)	6.359 × 10 ⁻⁵
燃油质量流量/(kg · s ⁻¹)	0.5	发动机壁面在飞行器马赫数为 6,7 需耗散热量/kW	1350,1600
油气涡轮落压比	[1.5,5]		

3 仿真结果与分析

3.1 仿真结果分析

由于发动机壁面在飞行器马赫数为 6 或 7 时需耗散热量是不变的,所以燃油经发动机壁面加热后的最终温度也是不变的,在此条件下结合燃油泵、油气涡轮以及燃油裂解混合物物性参数拟合模型等进行仿真模拟,单位系统发电量仿真结果如图 6 所示,不同落压比下的系统热电转换率如图 7 所示。

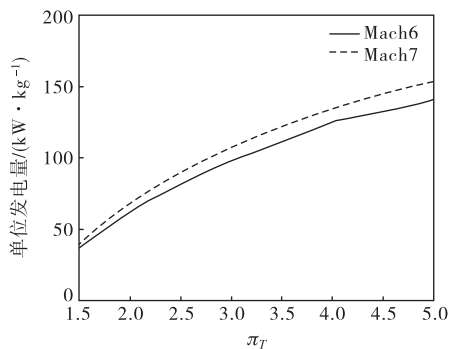


图 6 不同落压比下的系统单位发电量

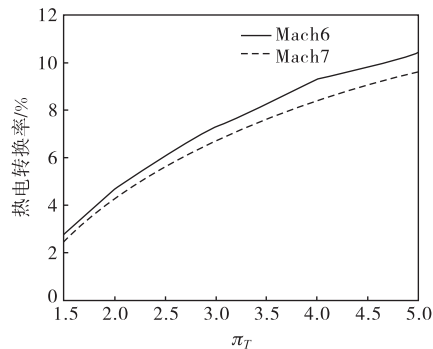


图 7 不同落压比下的系统热电转换率

由图 6 可以看出,随着涡轮落压比的增大,发电系统的单位发电量是逐渐增加的,高速飞行器在飞行马赫数为 7 时的系统单位发电量大于飞行马赫数为 6 时的发电量,当涡轮落压比小于 4 时,系统单位发电

量变化随涡轮落压比的增大较为明显,当涡轮落压比大于 4 时,系统单位发电量的变化更趋近于平缓。

由图 7 可以看出,随着涡轮落压比的增大,发电系统的热电转换率是逐渐增加的,飞行器在马赫数为 6 时的最大热电转换率(10.41%)大于在马赫数为 7 时的热电转换率(9.58%)。这是由于飞行器在马赫数为 7 时飞行器发动机产热较高,导致燃料热沉在裂解过程中发生了结焦现象,从而导致飞行器在马赫数为 7 时的热电转换率比马赫数为 6 时的低。

3.2 仿真与实验结果对比分析

以下相关实验结果来自文献[7],本文与之对比的是文献[7]中燃油温度为 913 K、953 K 下的系统发电量。

由图 8 可以看出,当飞行器飞行马赫数为 6 时,仿真结果与实验结果误差最大发生在涡轮落压比为 5 时,经计算此时误差为 9.7%;误差最小发生在涡轮落压比为 3 时,经计算误差为 1.5%。当飞行器飞行马赫数为 7 时仿真结果与实验结果误差最大发生在涡轮落压比为 2 时,经计算误差为 6.8%,仿真结果与实验结果误差最小发生在涡轮落压比为 4 时,经计算误差为 0.314%。

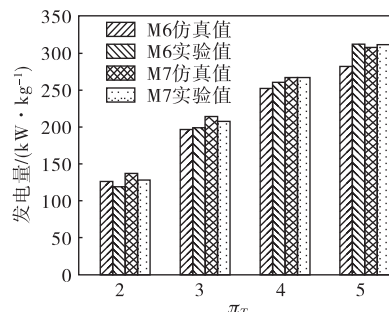


图 8 系统单位发电量仿真结果与实验结果比较

4 系统评估

4.1 评估方法

对此发电系统采用起飞总质量法进行评价,将固定装置(燃油泵、油气涡轮、发电设备)、燃油泵耗功全部等效为燃油代偿损失。计算系统总的燃油代偿损失

$$m_{all} = m_{f,pump} + m_{f,turbine} + m_{f,power} + m_{f,W_{pump}}。$$

式中: m_{all} 为发电系统总的燃油代偿损失,kg; $m_{f,pump}$ 为燃油泵质量所引起的燃油代偿损失,kg; $m_{f,turbine}$ 为油气涡轮质量所引起的燃油代偿损失,kg; $m_{f,power}$ 为发电设备质量所引起的燃油代偿损失,kg; $m_{f,W_{pump}}$ 为燃油泵耗功所引起的燃油代偿损失,kg。发电系统的燃油代偿损失来源及其计算方法如下:

$$\begin{cases} m_{f,pump} = M_{pump} [\exp(\frac{C_e t g}{K}) - 1], \\ m_{f,turbine} = M_{turbine} [\exp(\frac{C_e t g}{K}) - 1], \\ m_{f,power} = M_{power} [\exp(\frac{C_e t g}{K}) - 1], \\ m_{f,W_{pump}} = \frac{q_{fuel} K}{C_e g} [\exp(\frac{C_e t g}{K}) - 1]. \end{cases}$$

式中: C_e 为飞行器燃油比耗,kg/(N·s); t 为飞行器巡航时间,s; K 为飞行器升阻比,无量纲参数; g 为重力加速度,m/s²; M_{pump} 为燃油泵质量,kg; $M_{turbine}$ 为油气涡轮质量,kg; M_{power} 为发电设备质量,kg; q_{fuel} 为燃油消耗量,kg。

4.2 评价结果及分析

评价结果表明,发电设备所造成的燃油代偿损失最大,为 1.351 kg,占总燃油代偿损失的 41.9%;其次是涡轮质量造成的燃油代偿损失为 0.962 kg,占总燃油代偿损失的 29.9%;燃油泵质量造成的燃油代偿损失为 0.843 kg,占总燃油代偿损失的 26.2%;燃油泵耗功造成的燃油代偿损失则最小,为 0.064 kg,占总燃油代偿损失的 2%。

5 结论

本文建立了高速飞行器油气涡轮发电系统仿真模型,仿真结果表明,高速飞行器在马赫数为 6 巡航条

件下,热电转换率可以达到 10.41%,系统单位发电量仿真结果与实验结果最大误差为 9.7%,最小误差为 1.5%。飞行器在马赫数为 7 巡航条件下,热电转换率可以达到 9.58%,系统单位发电量仿真结果与实验结果最大误差为 6.8%,最小误差为 0.314%。并采用起飞总质量法对发电系统进行评估分析,发电设备带来的燃油代偿损失最大,为 1.315 kg,占总燃油代偿损失的 41.9%;燃油泵耗功带来的燃油代偿损失最小,为 0.064 kg,仅占总燃油代偿损失的 2%。

参 考 文 献:

- [1] 石佳,张兴娟,李芳勇,等.高超声速飞行器气动热利用方法研究[J].战术导弹技术,2015(1):31-36.
- [2] CHENG K,QIN J,JIANG Y,et al. Performance assessment of multi-stage thermoelectric generators on hypersonic vehicles at a large temperature difference[J]. Applied thermal engineering, 2018,130:1598-1609.
- [3] 陈刚,张劲柏,李椿萱.再入飞行器表面磁流体发电装置数值模拟[J].北京航空航天大学学报,2010,36(2):135-139.
- [4] 石蕊,张丽娜,马伟,等.布雷顿循环和半导体温差联合发电技术在飞行器上的应用[J].航天器环境工程,2018,35(1):66-70.
- [5] 姜培学,张富珍,胥蕊娜,等.高超声速飞行器发动机热防护与发电一体化系统[J].航空动力学报,2021,36(1):1-7.
- [6] LANDER H,NIXON A C. Endothermic fuels for hypersonic vehicles[J]. Journal of aircraft,1971,8(4):200-207.
- [7] BAO W,QIN J,ZHOU W X,et al. Power generation and heat sink improvement characteristics of recooling cycle for thermal cracked hydrocarbon fueled scramjet[J]. Science China technological sciences,2011,54(4):955-963.

Simulation and Evaluation of Fuel Vapor Turbine Power Generation Systems for High-speed Aircraft

ZHANG Ming-zhi, MAO Xiao-dong, WANG He-xiang, WANG Wei-hua
(School of Aero-engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: The simulation model of fuel vapor turbine power generation for high-speed aircraft is established by combining theoretical analysis and software simulation, and the simulation results are compared and analyzed with the experimental results. The total take-off mass method is used to evaluate and analyze the power generation system. The analysis results show that the thermoelectric conversion rate of the high-speed vehicle can reach 10.41% under Mach 6 cruise conditions. The maximum error between the simulation and experimental results of the system unit power generation is 9.7% and the minimum error is 1.5%. The maximum error between the simulated and experimental results is 6.8% and the minimum error is 0.314%. The largest fuel substitution loss from the power generation equipment in the power generation system is 1.315 kg, accounting for 41.9% of the total fuel substitution loss.

Keywords: fuel vapor turbine power generation systems; high-speed aircraft; fuel cracking; total take-off mass method; heat sink

(责任编辑:唐立平)