

文章编号:1000-8055(2009)06-1332-07

某型增压航空活塞发动机仿真研究

林海英¹, 龙向阳²

(1. 北京航空航天大学 无人驾驶飞行器研究所, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 介绍了某型航空活塞发动机仿真模型的建立方法,建立了带有一级增压器的某型航空活塞发动机仿真模型,并进行了该发动机的地面特性的仿真计算,计算结果与试验结果符合得很好.在此基础上进行了该发动机高空特性的仿真计算,仿真结果与飞行试验数据较好地吻合,能够满足工程使用要求.

关 键 词: 活塞发动机; 无人机; 增压器; 仿真模型

中图分类号: V234

文献标识码: A

Simulation study of an aero-piston engine with single stage turbocharger

LIN Hai-ying¹, LONG Xiang-yang²

(1. Unmanned Aircraft Institute,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The method was introduced for setting up simulation model of an aero-piston engine. The simulation model of an engine with single-stage turbocharger was set up, and the ground performance's simulation computation was finished. The simulation results were coincident with the test data. On the basis of the former works, the high altitude performance simulation was conducted, and the results were consistent with the fly test data.

Key words: piston engine; unmanned air vehicle; turbocharger; simulation model

航空活塞发动机作为动力装置由于其低成本、低耗油率和高可靠性,被广泛应用于中、小型无人机.

航空活塞发动机是一种工质开式循环并以间歇方式工作的动力机械.气缸中工作包括机械、物理、化学、热传导与对流等过程,在气缸内各部分的温度、压力及其成份有很大差别.特别是在燃烧阶段,气缸内各处的温度、成份差别更大.在进行模拟工作过程数值计算时,首先要对所研究的对象进行试验和测量,根据热力学、传热、传质等方面的理论,建立数学模型,利用模型进行模拟计算,求出该模型所包含的全部物理参量,进一步修

正模型,最后达到能够满足工程应用的目的.在建立发动机仿真模型过程中,求得发动机缸内燃烧放热率是建模的关键,也是难点所在,本项目研究借助 AVL 公司发动机动态测量系统“燃烧分析仪”测量了发动机各状态瞬态缸压,得到该发动机燃烧放热率.

废气涡轮增压器实际上是一种空气压缩机,它是利用发动机排出的废气能量来推动涡轮,涡轮又带动同轴的压气机叶轮,叶轮压缩空气来增加进气量.当发动机转速加快,废气排出速度和涡轮转速也同步加快,叶轮压缩更多的空气进入气缸,使空气的压力和密度增大,相应增加喷油量和

收稿日期:2008-04-25; 修订日期:2008-12-22

基金项目:航空科学基金(2008ZB51011)

作者简介:林海英(1971-),男,吉林省吉林市人,工程师,硕士,主要从事无人机动力装置设计及模拟仿真研究.

调整发动机转速,就可增加发动机地面输出功率和进行高空功率恢复^[1]。

国外对废气增压器有很多研究,如美国在 ROTAX912 发动机(与 ROTAX914 基本结构相同,不带涡轮增压器)基础上进行一级、二级、三级涡轮增压研究,分别装有一级、二级涡轮增压器的发动机已经应用在科研型号中,装有三级涡轮增压器的发动机已经完成地面模拟高空试验。国内在这方面的研究多限于地面使用的发动机,而使用该系列航空活塞发动机的单位,也多限于使用和维护的应用研究,而对其内部结构及性能进行深入研究较少,高空性能数据提及的更少。

本文针对 ROTAX914 发动机进行了地面及高空性能仿真研究,并与地面和飞行试验数据进行比较校验。该发动机为四冲程、四气缸水平对置,液冷气缸头,空气冷却气缸体,火花塞点火,带有一级 GARRET 公司 TB25 型涡轮增压器的航空活塞发动机。发动机地面标准大气条件下的起飞功率为 84.5 kW(5800 r/min),最大连续功率为 73.5 kW(5500 r/min),发动机最大连续功率保持高度为 4877 m^[2]。

1 发动机仿真的理论基础

本研究采用 AVL BOOST 一维气体交换和燃烧分析软件建立仿真模型。由于发动机实际工作过程十分复杂,为了便于使用数学方程式建立比较简单的模型,对发动机工作过程作了简化:①不考虑气缸内各点的压力、温度和浓度的差异,缸内气体瞬时完全混合,状态是均匀的;②工质为理想气体,其比热容、内能仅与气体的温度和气体组成有关;③气体流入或流出气缸为准稳定流动;④不计进气系统内压力和温度波动的影响^[3]。

1.1 缸内热力过程数值计算

描述缸内工质状态变化的参数有压力 p , 温度 T , 质量 m 和气体的组成成分,它们由能量守恒方程,质量守恒方程及状态方程联系起来。这三个方程可以用来求解缸内压力 p , 温度 T , 质量 m 三个参数。

能量守恒方程

可写成下列通用形式

$$dU = dW + \sum dQ + \sum h dm \quad (1)$$

质量守恒方程

如图 1 所示,按照质量守恒原理,通过系统边界交换的质量总和 $\sum dm_i$ 等于系统内工质质量

变化 dm , 即

$$dm = \sum dm_i \quad (2)$$

理想气体的状态方程

$$pV = mRT \quad (3)$$

以能量守恒方程(1),质量守恒方程(2)和状态方程(3)三个基本方程为基础联合求解即可解得确定气缸内状态的三个参数:压力,温度和质量^[3-4]。

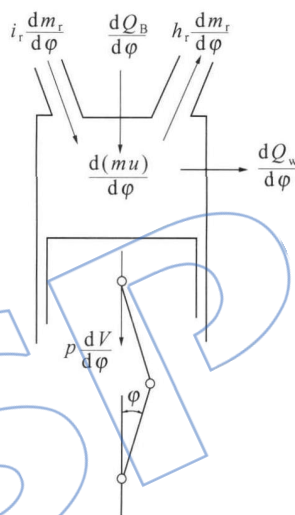


图 1 气缸能量平衡图

Fig. 1 Energy balance of cylinder

1.2 燃烧放热规律

汽油机燃烧室内的燃烧过程中,燃烧过量空气系数 α_ϕ 保持不变,可按下式计算燃烧放热率为

$$\frac{dQ_B}{d\phi} = \eta_u \cdot H_u \left[\frac{1}{1 + \alpha_\phi L_0} - \frac{m_{B0}}{m} \right] \frac{dm_2}{d\phi} \quad (5)$$

式中 η_u 为燃烧效率, dm_2 为 $d\phi$ 间各种已燃区工质质量; dm_B 为 dm_2 中所含的工质质量; dm_{B0} 为由 dm_2 中的 dm_B 残余废气量所折算出的燃料质量; L_0 为理论空气量。

1.3 壁面传热

已燃区和未燃区分别通过各自接触的燃烧式壁面向外界传递热量,其计算公式如下:

已燃区

$$\frac{dQ_{w2}}{d\phi} = \frac{1}{6n} \alpha_{g2} A_2 (T_2 - T_w) \quad (6)$$

$$\frac{dQ_{w1}}{d\phi} = \frac{1}{6n} \alpha_{g1} A_1 (T_1 - T_w) \quad (7)$$

总的燃烧室壁面传热为

$$\frac{dQ_w}{d\phi} = \frac{dQ_{w1}}{d\phi} + \frac{dQ_{w2}}{d\phi} \quad (8)$$

式中 n 为转速; α_{g1}, α_{g2} 为未燃区和已燃区的瞬时换热系数; A_1, A_2 为未燃区和已燃区的燃烧室壁面传热面积; T_1, T_2 为未燃区和已燃区的工质温度; T_w 为燃烧室壁面温度。

1.4 进、排气流量计算

通过进、排气阀流入或流出气缸的流动过程视为准稳定流动过程,进、排气门的喉口相当于一个流通面积随时间变化的孔板,并假定为-维等熵绝热流动。这时,在 $d\phi$ 曲轴转角内,流过气门的流量 dm 为

$$dm = \frac{1}{n} \cdot \mu F \sqrt{\frac{p_1}{\rho_{v1}}} \cdot \Psi \cdot d\phi \quad (9)$$

式中 n 为发动机的转速; μ 为流量系数; F 为瞬时几何流通截面积; Ψ 为流动函数; p_1 为气门前工质压力; v_1 为气门前工质比容。

经进气阀流入气缸的流量变化率为(下标 s 表示进气管状态)

$$\frac{dm_s}{d\phi} = \frac{1}{6n} \cdot \mu F_s \frac{p_s}{\sqrt{R_s \cdot T_s}} \cdot \frac{2 \sqrt{K \left[\left(\frac{p}{p_s} \right)^{\frac{2}{K}} - \left(\frac{p}{p_s} \right)^{\frac{K+1}{K}} \right]}}{K-1} \quad (10)$$

式中 n 为发动机转速; μ 为进气门流量系数; F_s 为进气门瞬时的几何流通截面积; p_s, T_s 为进气门前(进气管状态)工质的压力及温度; R_s, K 为进气门前(进气管状态)工质的气体常数及绝热指数; p 为进气门后(气缸内)工质压力。

工质在排气门处(下标 e 表示排气门状态)的流动状态,在初期排气阶段由于压差较大,可能出现超临界流动,随着压差减小,可能转为亚临界流动。当 $\frac{p_e}{p} \leq \left(\frac{2}{K+1} \right)^{\frac{K}{K-1}}$ 时,为超临界流动。超临界排气期的排气流量变化率为

$$\frac{dm_e}{d\phi} = \frac{1}{6n} \mu_e F_e \frac{p}{\sqrt{R T}} \left(\frac{2}{K+1} \right)^{\frac{1}{K-1}} \cdot \sqrt{\frac{2 K}{K+1}} \quad (11)$$

当 $\frac{p_e}{p} \geq \left(\frac{2}{K+1} \right)^{\frac{K}{K-1}}$ 时,为亚临界状态,亚临界排气期的排气量变化率为

$$\frac{dm_e}{d\phi} = \frac{1}{6n} \mu_e F_e \frac{p}{\sqrt{R T}} \cdot \frac{2 \sqrt{K \left[\left(\frac{p_e}{p} \right)^{\frac{2}{K}} - \left(\frac{p_e}{p} \right)^{\frac{K+1}{K}} \right]}}{K-1} \quad (12)$$

式中 μ 为气阀流量系数; F_e 为排气门瞬时的几何流通截面积; p, T, K 为气缸内工质的压力、温度及绝热指数; p_e 为排气阀后的排气管压力。

1.5 排气管壁散热率

通过排气管壁的散热率计算式为

$$\frac{dQ_{wa}}{d\phi} = \frac{1}{6n} \alpha_a A_a (T_B - T_{wa}) \quad (13)$$

式中 α_a 为排气对排气管壁的散热系数; A_a 为排气管壁总散热面积; T_{wa} 为排气管壁面温度。

1.6 排气温度计算

排气温度是内燃机工作过程的重要参数,涡轮前废气平均温度是以能量计的排气平均温度 T_{Tr} , 即

$$T_{Tr} = \frac{\int_{\phi_c} c_{pm} T_B \frac{dm_B}{d\phi} d\phi}{\int_{\phi_c} c_{pm} \frac{dm_B}{d\phi} d\phi} \quad (14)$$

从计算涡轮功率角度考虑,采用能量平均温度计算废气能量比较确切,能正确反映排气传输给涡轮的能量。

1.7 涡轮增压器各特性参数的计算

废气涡轮增压器由涡轮和压气机组成。压气机采用单级离心式,无叶式扩压器形式,涡轮采用径流式涡轮。废气涡轮增压器的稳定运行必须满足涡轮与压气机能量平衡、流量平衡及转速相等三个条件。

用理论方法得到压气机特性的是十分困难的,通常用实验方法来取得压气机的特性。在压气机进口条件不变的情况下,从压气机特性曲线图中可以获取压气机的空气质量流量、压气机效率、压气机转速、压气机的增压比之间的相互关系。涡轮计算中采用等效通流截面积 F_{res} 的等效喷嘴代替由喷嘴环和工作叶轮组成的实际涡轮^[5-6]。

2 ROTAX914 仿真模型的建立

利用 AVL-BOOST 软件根据原发动机结构建立了一维仿真模型,如图2所示。对单级增压航空活塞发动机 ROTAX914 建立模型进行计算,并用发动机的地面试验对模型进行校核,以确定模型的准确性。其中 C1~C4 气缸; TC1 涡轮增压器; SB1, SB2 为系统边界; MP 为测点; PL 为容积腔; R 为节流阀; J 为连接点。将发动机几何结构、进排气管路尺寸、进排气温度压力、配气相位等参数输入模型中,模型中的环境边界条件与发动机

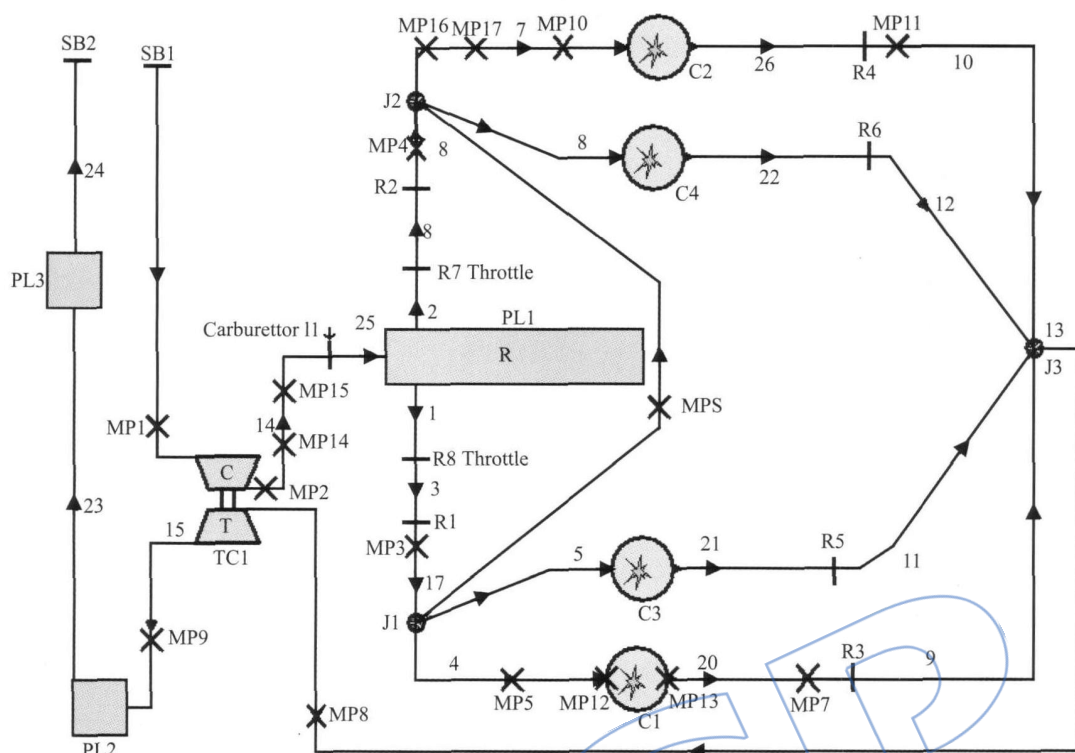


图2 增压发动机仿真模型

Fig. 2 Simulation model of turbocharging engine

试验环境条件保持一致,发动机基本输入参数见表 1。

表 1 发动机基本参数

Table 1 Data of the engine

项 目	数 值
缸径/ cm	7. 95
冲程/ cm	6. 1
气门顶杆长度/ cm	10. 6
曲柄偏移量/ cm	0
发动机气缸总排量/ L	1. 2
每缸排量/ L	0. 3
气缸数	4
发火顺序	1 - 4 - 2 - 3
压缩比	9
最高发火压力/ MPa	8
油气混合模式	2 个常压降 BING 式化油器
流量系数的相对直径/ cm	3
流量系数的相对直径/ cm	2. 77
气阀数	1
曲轴转角(排气门全开)/ (°)	48(cra. BBdC)
曲轴转角(排气门全关)/ (°)	0(cra. ATdC)
曲轴转角(进气门全开)/ (°)	0(cra. BTdC)
曲轴转角(进气门全关)/ (°)	48(cra. ABdC)
燃油牌号	97 号汽油
燃油低热值/ (kJ/ kg)	42500
完全燃烧空燃比/ (kJ/ kg)	14. 35

3 地面仿真结果与试验结果比较

按照试验进行时的环境条件设置进排气边界条件,对发动机进行模拟计算,得出模拟结果,与试验值进行比较。表2为计算的发动机各工作点:

进行发动机试验时的海拔高度为 0 m,环境温度为 20 °C,环境压力为 1.01×10^5 Pa. 试验时按发动机负荷特性进行,固定发动机转速调节节气门开度,测量发动机各参数.

表 2 模拟计算工作点

Table 2 Points of computation

发动机转速/ (r/min)	节气门位置/ %						
	12.5	25	40	60	80	100	115
2500	●	●	●	●	●	●	●
3000	●	●	●	●	●	●	●
3500	●	●	●	●	●	●	●
4000	●	●	●	●	●	●	●
4500	●	●	●	●	●	●	●
5000	●	●	●	●	●	●	●
5500	●	●	●	●	●	●	●
5650	●	●	●	●	●	●	●

本文列出了部分仿真结果. 表 3 列出了 100 % 节流时不同转速下的仿真结果与试验结

表 3 外特性仿真结果与试验结果对比
Table 3 Contrast of the simulation and test

转速/ (r/min)	试验结果			仿真结果		
	扭矩/(N·m)	功率/kW	比油耗/(g/kW·h)	扭矩/(N·m)	功率/kW	比油耗/(g/kW·h)
2500	86.5	22.6	314.7	85.56	22.4	316
3000	95.1	29.2	337	100.1	31.4	337.5
3500	104.5	38.3	333.6	108.60	39.8	337.9
4000	116.7	48.9	305.2	113.4	47.5	306.0
4500	118.3	55.7	297.3	118.1	55.6	295.5
5000	122.2	64	287.1	121	63.3	286
5500	120.5	69.5	290.2	120.6	69.4	292.3

果的对比。
从扭矩、功率和耗油曲线的对比图 3、图 4、图 5 可以看出,模拟结果和试验结果相差很小,功率和扭矩的误差都不超过 5 %。

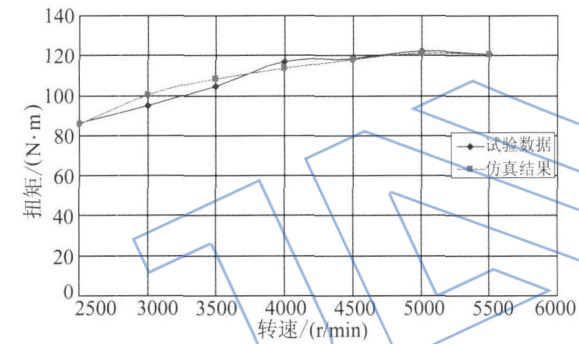


图 3 地面状态扭矩模拟对比
Fig. 3 Torque of simulation and test

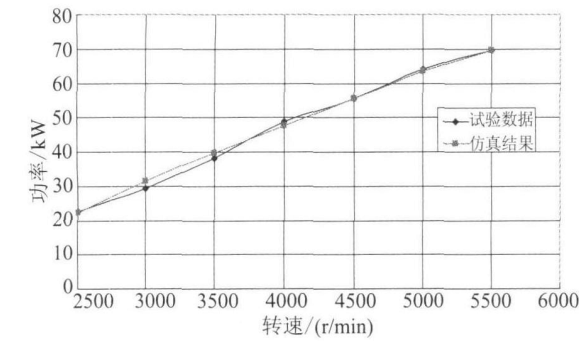


图 4 地面状态功率模拟对比
Fig. 4 Power of simulation and test

图 6 给出了空气流量、燃油流量随负荷(平均有效压力)变化的仿真结果与试验结果的对比,可以看出空气流量和燃油流量的仿真结果与试验结

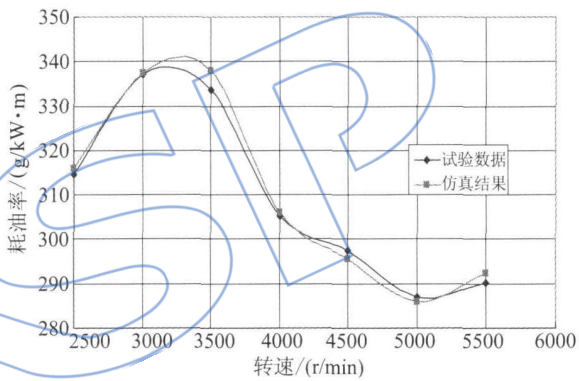


图 5 地面状态耗油率模拟对比
Fig. 5 SFC of simulation and test

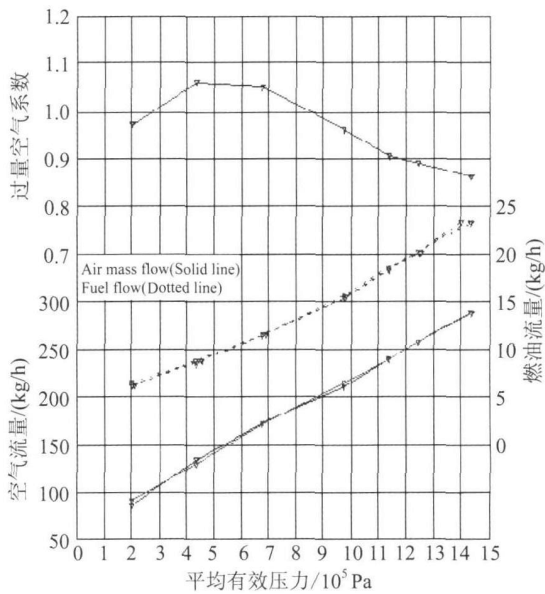


图 6 空气、燃油流量
Fig. 6 Simulation results of air and fuel consumption

果误差很小.图 7 为涡轮增压器进排气温度的仿真结果与试验结果的对比,其中在发动机低负荷时涡轮进、出口处的温度仿真结果与试验结果偏差较大,主要是由于涡轮前后的温度测量的误差较大.另外,仿真模型在发动机低负荷仿真时其误差也偏大.

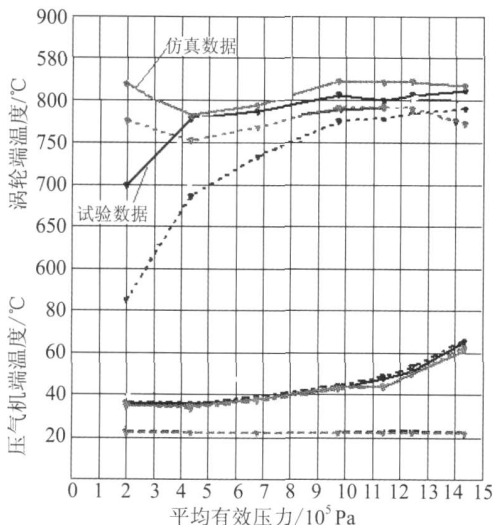
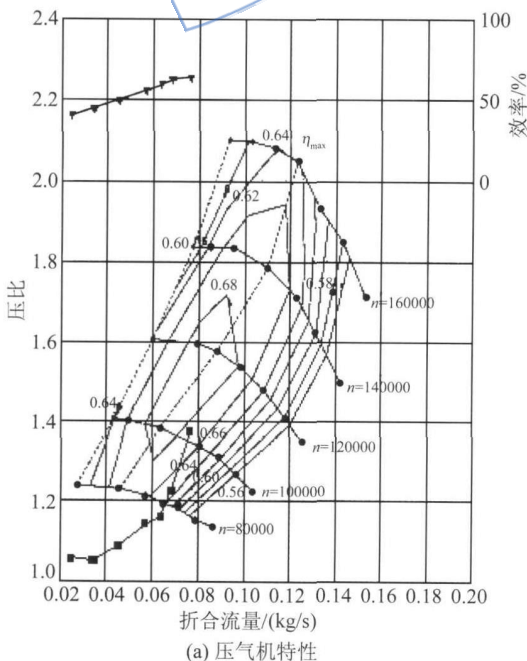


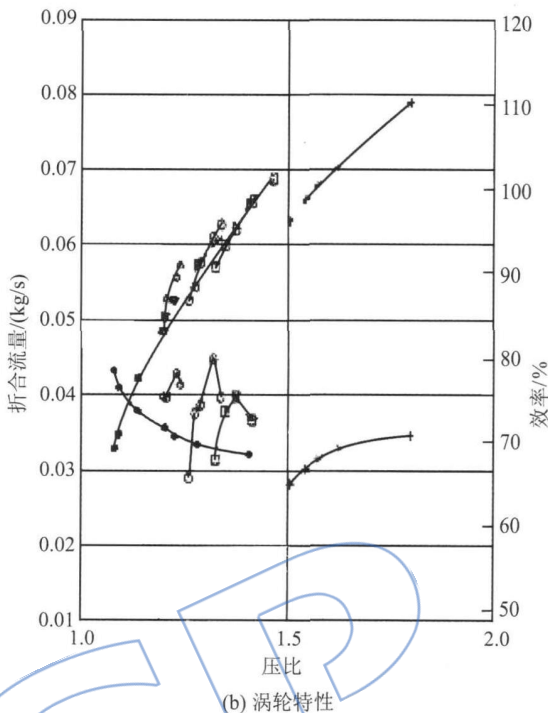
图 7 涡轮增压器进排气温度

Fig. 7 Inlet and outlet temperature of turbocharge

从图 8 可以看出,该发动机选取涡轮增压器时主要考虑其高空特性,发动机在地面工作时涡轮增压器只工作在部分负荷,压比和效率都较低.



(a) 压气机特性



(b) 涡轮特性

图 8 发动机与增压器地面状态共同工作图

Fig. 8 Match of turbocharger and engine

4 高空特性的仿真研究

根据不同高度的大气温度和压力参数,仿真发动机在 0~10000 m 高度下的高空特性,并与飞行试验数据比较.发动机在 5000 m 以下工作时,由于进气压力的降低,增压比逐渐增大,根据发动机的控制规律增压后的压力始终能够保持在 1.22×10^5 Pa,但增压后的温度逐渐增大,因此,发动机功率和平均有效压力略微下降.在 5000 m 至 10000 m 高度工作时由于增压比达到最大,增压压力由于进气压力降低而降低,因此,发动机功率急剧下降,单位耗油率急剧上升(见图 9、图 10).

飞行试验所用的飞机上装有飞行参数记录仪,实时记录和下载转速、油门位置、进气压力、进气温度、增压压力、增压温度、排气温度、滑油压力、滑油温度、冷却液温度等发动机参数.本文中所列数据是在环境温度为 $27\text{ }^{\circ}\text{C}$,环境压力为 1×10^5 Pa 下获得的.

图 11 为增压压力(空气盒压力)随高度变化结果,计算结果显示:仿真结果与试验结果基本一致,在 4500 m 以上二者出现偏差是由于高空低雷诺数对增压器效率影响较大,而仿真模型没有考虑高度对增压器效率的影响.增压压力原始数据

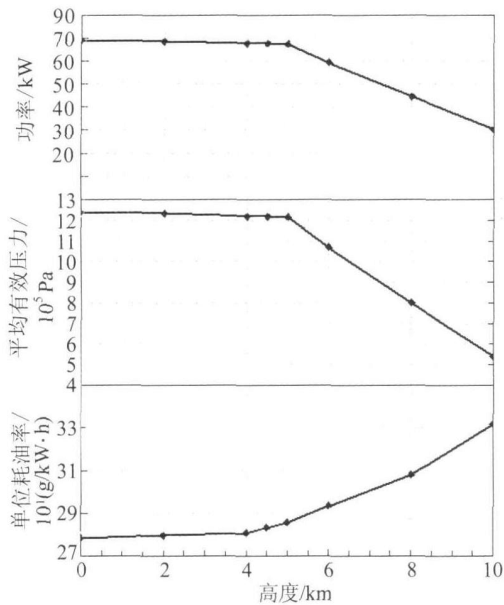


图 9 发动机仿真高度特性
Fig. 9 Simulation altitude performance

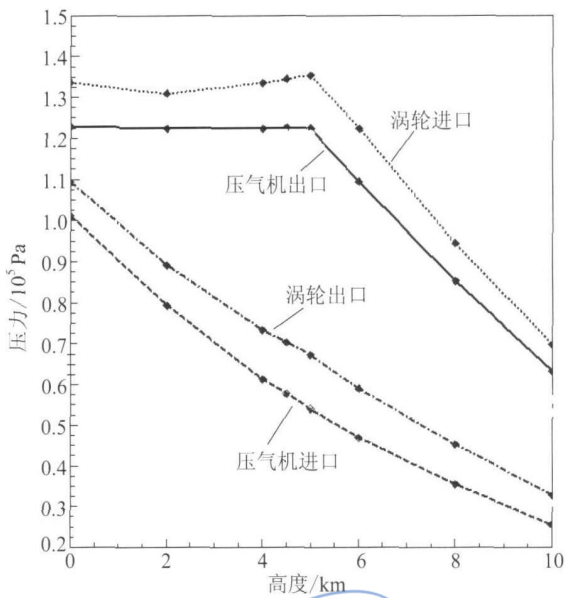


图 10 增压压力高度特性
Fig. 10 Simulation boost pressure

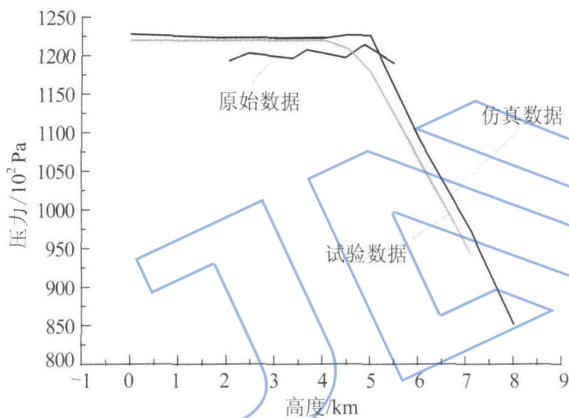


图 11 增压压力高度特性比较
Fig. 11 Boost pressure contrast of simulation and test

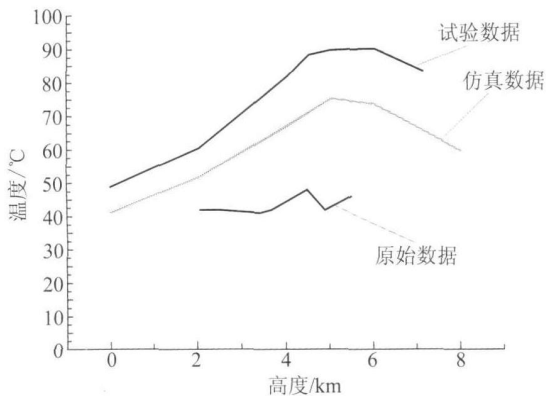


图 12 增压后温度比较
Fig. 12 Boost temperature contrast of simulation and test

低 2000 Pa.

图 12 为增压后的空气温度,原始数据为在增压器后加装中冷器的结果,因此增压空气温度较低.试验数据是在进气温度较高条件下测得的,其结果高于仿真结果,其变化规律基本一致.

5 结 论

- 1) 发动机仿真模型模拟了 ROTAX914 发动机的工作特性,与发动机地面和飞行试验结果很好吻合,可以作为研究该发动机性能的工具.
- 2) 该仿真模型可以作为对该发动机进排气系统改进及增压系统的改进的分析工具,可以减少部分的试验工作,缩短研制周期.
- 3) 在建模过程中使用了按增压器折合参数与发动机匹配的方法,该方法可以作为其它增压航空活塞发动机建模仿真的参考.

参考文献:

[1] 王彬,徐世利,赵崇. 汽油机增压技术[J]. 汽车技术, 2002,6:5-7.
[2] BRP-Rotax GmbH. Maintenance manual for ROTAX Engine Type 914F [M]. Austria: BRP-Rotax GmbH,2007.
[3] AVL List GmbH. AVL boost user manual [M]. Austria: AVL List GmbH,2006.
[4] 蒋德明. 内燃机的涡轮增压[M]. 北京:机械工业出版社,1986.
[5] 陶文铨. 数值传热学[M]. 2 版. 西安:西安交通大学出版社,2001.
[6] 朱大鑫. 涡轮增压与涡轮增压器[M]. 北京:机械工业出版社,1992.

是较早型号的发动机,其增压压力比目前发动机