

文章编号:1000-8055(2018)04-0769-07

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2018.04.001

航空活塞发动机串联二级增压压比分配研究

徐斌, 郑嘉, 杨世春, 姬芬竹, 周帆, 丁珩芷
(北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对某款航空活塞发动机建立仿真建模, 并通过实验验证了模型的准确性和适用性; 根据匹配要求, 进行了增压器选型分析。考虑不同飞行高度中冷器效率和各部分流动阻力变化的前提下, 以增压压气机耗功最小为优化目标研究了在全飞行高度运行工况下不同压比分配对发动机增压性能的影响, 探究了最适压比分配规律, 以此为依据总结出一套基于实验制定二级增压压比分配方案的方法, 使二级增压器能全工况运行在高效率区且保持7%以上安全裕度, 为基于安全性的二级涡轮增压航空活塞发动机的研制奠定了基础。

关键词: 航空活塞发动机; 二级增压; 串联布置; 压比分配; 匹配

中图分类号: V234.1

文献标志码: A

Study of compression ratio distribution in two-stage series turbocharged aircraft piston engine

XU Bin, ZHENG Jia, YANG Shichun, JI Fenzhu,
ZHOU Fan, DING Hengzhi

(School of Transportation Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A calibrated simulation model was created in this research and the accuracy and applicability was verified by experiment. This model was used to match the appropriate turbochargers and explore how the diverse pressure ratio distribution affects the engine performance on the whole operating range considering the efficacy of the intercooler and pressure loss in inlet. Based on the objective of minimizing the energy consumption of turbocharging compressors, series of theories were revealed about how to distribute the pressure ratio between two turbochargers, and a matching method was got to optimize the pressure ratio distribution on a certain two-stage turbocharged aircraft piston engine by virtue of research. Results showed the turbochargers had high efficiency under all working condition and kept 7% away from the dangerous margin via the method. This also provided a foundation for further study on the safety of the two-stage turbocharged aircraft piston engine at service ceiling.

Key words: aircraft piston engine; two-stage turbocharging; series; pressure ratio distribution; matching

收稿日期: 2016-10-12

基金项目: 航空科学基金(2013ZB51018)

作者简介: 徐斌(1962—), 男, 教授, 硕士, 主要从事内燃机涡轮增压研究。

引用格式: 徐斌, 郑嘉, 杨世春, 等. 航空活塞发动机串联二级增压压比分配研究[J]. 航空动力学报, 2018, 33(4): 769-775. XU Bin, ZHENG Jia, YANG Shichun, et al. Study of compression ratio distribution in two-stage series turbocharged aircraft piston engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(4): 769-775.

为了提升轻型飞机的升限,目前航空活塞发动机多采用串联二级增压,合理分配二级增压系统的压比是二级增压匹配难点^[1]。理论上,压气机串联系统在压缩功均匀分配时所消耗的总压缩功最小,若此时高压级入口温度为环境温度,则高低级压气机增压比相同;实际情况,高压级入口处空气温度恢复到环境温度是难以实现的,为了保证压缩功合理分配以及改善发动机部分负荷性能,比较合理的低高压级压比分配比例为6:4^[2]。在具体匹配过程中,仅将压比分配设为定值是不够的,由于不同飞行高度下,中冷器冷却效率以及进气管路压降会随着发动机工况而改变,使得低、高压级压气机进气状态发生变化,若根据具体情况优化压比分配,可以增强发动机性能,提高飞机的安全升限。

地面二级增压的匹配常用方法有分别匹配法,穷举法,迭代法等^[3]。可画出流量-压比分配图,不同的发动机工况可以直接从图中查出合适的压比分配值^[2-3]。航空二级增压为恢复增压,为避免缸内爆发压力超过限定值,不同节气门开度有不同的进气总管目标压力,且进气状态随飞行高度变化,压比方案需要分工况和运行环境分别制定。国内目前对于二级增压航空发动机的研究较少,且大部分是将压比分配设为定值^[4-6]。压比分配的控制目标也多为适合车用情况的降低油耗和排放^[7],针对轻型飞机安全性要求的控制方案尚未提出。

本文采用仿真研究的方法,以进气总管达到目标压力时高低级压气机总耗功最小为优化目标,研究在不同飞行高度,不同工况下增压器的最佳压比分配规律及影响因素,总结出制定二级增压压比分配方案的方法。实验成果在减少泵气损失,降低油耗的同时,使飞行器增压器运行曲线远离危险边界,满足飞行器涡轮增压运行安全裕度要求。

1 二级仿真模型的建立和调节规律

本文选取的发动机为4缸水平对置,缸体水冷,缸头风冷,装配单级涡轮增压器^[8]。主要参数如表1。

通过对比仿真结果和实验数据,验证仿真模型的正确性。发动机的功率,扭矩以及缸内的爆发压力与实验数据的最大误差为5%,在允许范围以内。具体验证过程参考文献^[9-10]。

表 1 发动机主要参数
Table 1 Engine main parameters

参数	数值及详情
冲程/mm	61
缸径/mm	79.5
点火次序	1-4-2-3
额定功率/kW	73.5
额定转速/(r/min)	5 500
最大扭矩/(N·m)	142
排量/cm ³	1 211
压缩比	9:1
连杆长度/mm	106
使用升限/m	5 000
增压方式	涡轮增压

在原基础上建立了中冷器和二级涡轮增压器模块,替代原单级涡轮增压模块。所得串联二级增压系统如图1所示,其中,高(H)、低(L)压级涡轮增压器增压压比范围分别为1.2~2.9(H),1.2~3.1(L),折合流量范围分别为0.030~0.159 kg/s(H),0.030~0.280 kg/s(L)。仿真模型如图2所示。

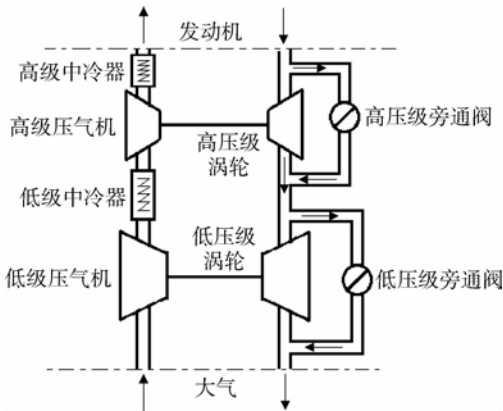


图 1 串联二级增压系统示意

Fig. 1 Schematic diagram of series two-stage turbocharging system

旁通阀放气量控制采用涡轮放气阀专用模块,控制目标为增压压力。

在该系统中,低压级废气阀不变时高压级旁通阀能控制流经高压级涡轮的废气流量和低压级涡轮入口前已做功废气和未做功废气的掺混情况,调节能量在二级涡轮中的分配,调节总压比;低压级废气阀直接与大气相连,在高压级旁通阀

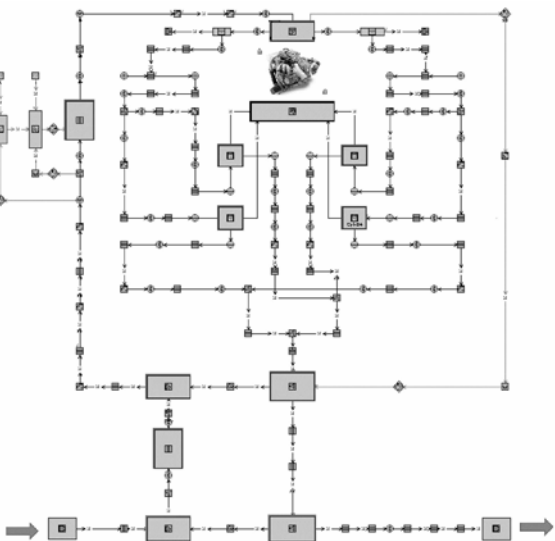


图 2 仿真模型示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the simulation model

不变时能控制废气经过低压级涡轮的流量和高压级涡轮出口的排气背压,调节各级压比分配^[11]。

2 中冷效率、进气管路压降变化规律

在飞行器的全运行工况内,进气状态变化较大,中冷器效率随着飞行高度不同而改变;同时,中冷器及进气管路所带来的压降也是不可忽视的,压比分配会因为运行工况的改变而受到影响^[12]。其中,中冷器效率由实验测定,随飞行高度 h 和进气流量的变化规律如图 3。

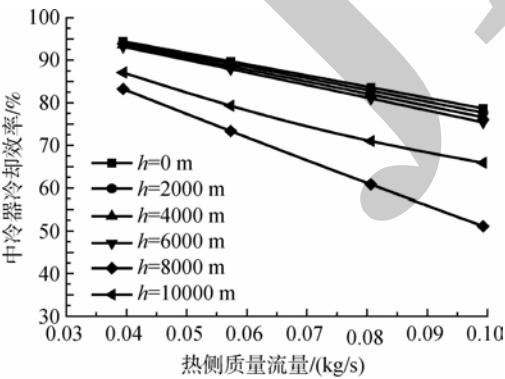


图 3 中冷器冷却效率随运行环境变化规律

Fig. 3 Variation law of intercooler cooling efficiency with the operating environment

考虑进气管路和中冷器压降时,二级增压的总压比大于发动机入口前的实际增压比^[13-14]。研究中将管路压降分为 3 部分,分别为进气管道低压级压气机入口前压降 Δp_0 ,低压级出口到高压级入口压降 Δp_1 ,高压级到进气总管之间的压

降 Δp_h 。目标压力与各级压比之间的表达式为

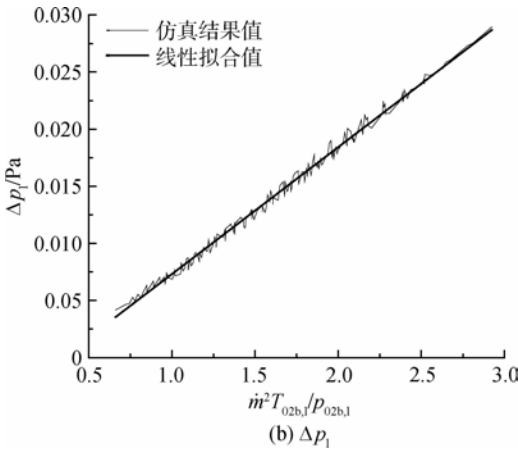
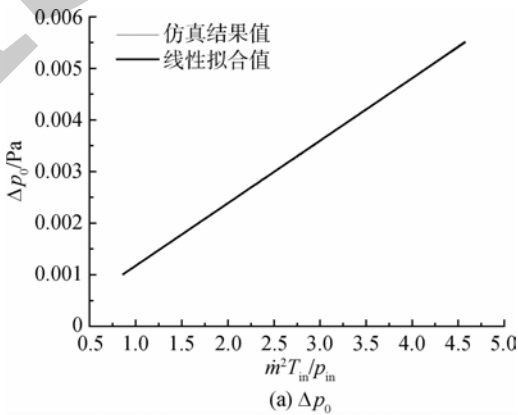
$$p_k = [(p_0 - \Delta p_0)\pi_{b,l} - \Delta p_1]\pi_{b,h} - \Delta p_h \quad (1)$$

压比分配研究过程中,仿真模型的控制目标为低压级压气机出口压力和进气总管的增压压力,通过控制各级增压压力间接实现对压比分配的控制。需先确定进气管各段的压降,进气压力 p_0 ,目标压力 p_k ,根据所需要的压比分配方案得到低压级压气机出口和进气总管的控制目标压力,输入仿真模型控制器。

与理想状态下管路的压力的沿程损失不同,中冷器中压降不仅与空气质量流量有关,还和入口气体状态有关^[2]。中冷器压降表达式为

$$\Delta p_{cool} = k \cdot \dot{m}^2 \frac{T}{p} \quad (2)$$

其中 k 为常数; $\dot{m}$ 为质量流量; T 、 p 为各级中冷器入口处的温度和压力;在飞行器全飞行高度,全工况压比分配制定过程中,计算每个工况管路压降工作量是巨大的,可利用仿真软件计算少量工况点,拟合出各段管路压降随 $\dot{m}^2 T/p$ 的线性关系式,查表或带入关系式算出压降值,减少工作量。由仿真结果得到本实验发动机进气管路各部分压降关系如图 4 和式(3)。



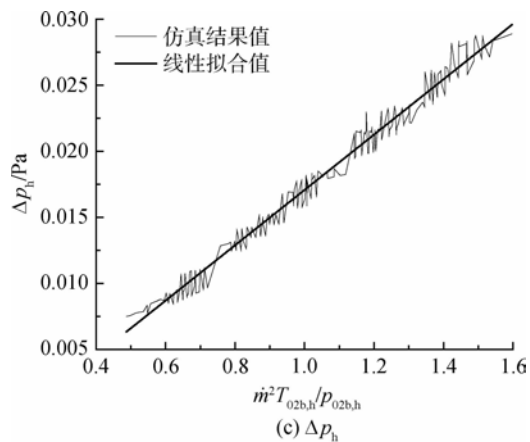


图 4 管路压降与气体状态参数关系图
Fig. 4 Pipeline pressure drop vs. gas state parameter

三段管路线性拟合关系式为

$$\begin{cases} \Delta p_0 = 0.0012 \dot{m}^2 \frac{T_{in}}{p_{in}} - 3.77 \times 10^{-5} \\ \Delta p_l = 0.0111 \dot{m}^2 \frac{T_{02b,l}}{p_{02b,l}} - 0.0038 \\ \Delta p_h = 0.0209 \dot{m}^2 \frac{T_{02b,h}}{p_{02b,h}} - 0.0038 \end{cases} \quad (3)$$

其中 T_{in} 为低压压气机入口温度, p_{in} 为低压压气机入口压力; $T_{02b,l}$ 为低压压气机出口温度, $p_{02b,l}$ 为低压压气机出口压力; $T_{02b,h}$ 为高压压气机出口温度, $p_{02b,h}$ 为高压压气机出口压力。

由于管路内部压力是不断波动的, 利用线性拟合得到了各部分压降与管路内质量流量、入口温度和压力的关系式, 可将误差控制在 5% 以内^[15]。

3 压比分配对二级增压性能的影响

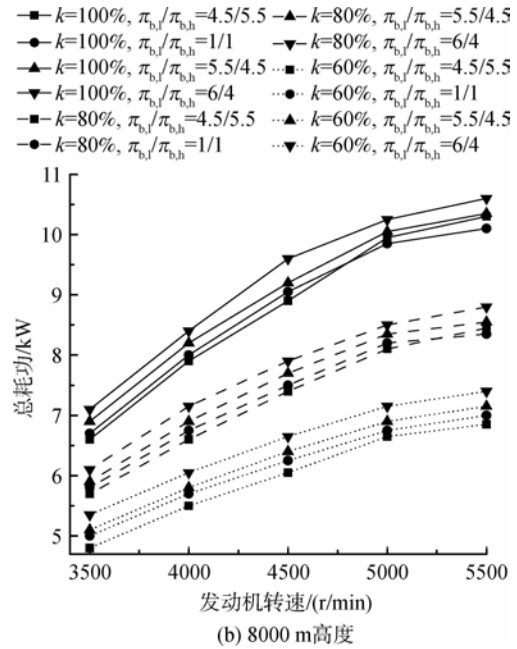
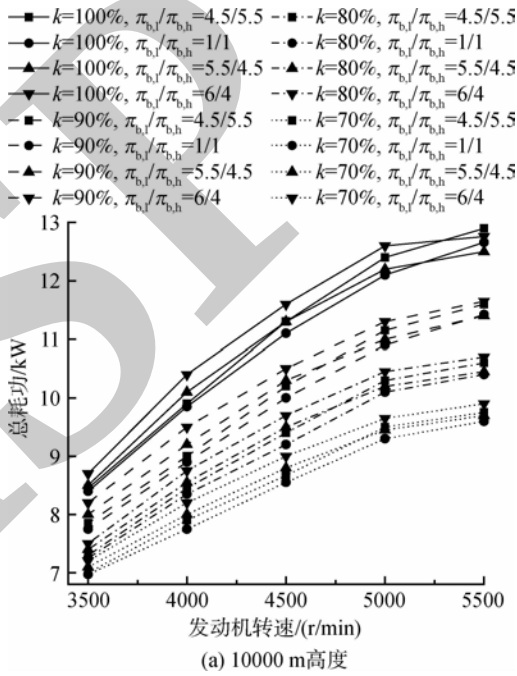
在实际中, 由于压比分配对二级涡轮增压器性能不存在直接联系, 两者是通过多方面的因素相互影响的, 难于用理论推导研究^[16-18]。通过进行仿真实验, 对比实验数据, 总结出压比分配随飞行高度、节气门开度、转速的变化规律。

飞机工作范围取 10 000 m 以下二级增压飞机的常用飞行高度: 6 000~10 000 m, 发动机工况取高空巡航常用工况, 即节气门开度 K 为 60%~100%, 发动机转速为 3 500~5 500 r/min, 在不同的低、高压级压比分配方案 ($\pi_{b,l}/\pi_{b,h}$) 为 6/4、5.5/4.5、1/1、4.5/5.5 中, 对比二级压气机消耗功之和。

在 6 000 m 高度下, 为避免低压级压气机由于流量太小而发生喘振, 节气门开度为 80% 以下对

比压比分配方案 $\pi_{b,l}/\pi_{b,h}$ 为 5.5/4.5、1/1、4.5/5.5。仿真结果选 6 000、8 000、10 000 m 高度列出, 如图 5 所示。分析不同飞行高度, 不同节气门开度和压比分配下, 压气机总耗功与转速关系, 得到如下结果:

1) 在同一高度, 某一节气门开度, 随着发动机转速的升高, $\pi_{b,l}/\pi_{b,h}$ 越大, 增压器总耗功上升趋势越慢。在合适压比分配范围内 (飞行高度为 10 000 m, $\pi_{b,l}/\pi_{b,h}$ 范围为 4.5/5.5~5.5/4.5; 飞行高度为 8 000 m, $\pi_{b,l}/\pi_{b,h}$ 范围为 4.5/5.5~5.5/4.5; 飞行高度为 6 000 m, $\pi_{b,l}/\pi_{b,h}$ 范围为 4.5/5.5~



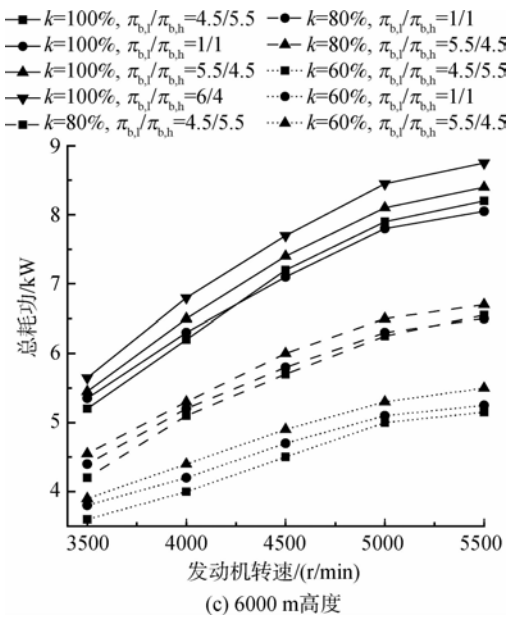


图 5 不同运行工况增压器总耗功与转速关系图
Fig. 5 Variation of turbocharger total power consumption with rotational speed in different operating conditions

1/1),随着发动机转速升高,最适压比分配 $\pi_{b,l}/\pi_{b,h}$ 逐渐增大。在合适压比分配范围外的区域,随着转速增加,总耗功上升趋势加剧,例如在 8000 m 时,当压比分配 $\pi_{b,l}/\pi_{b,h}$ 为 6/4 时总耗功线的斜率相比其他压比分配随着转速的升高并没有呈现下降的趋势。这主要是因为随着转速的上升,高压级压气机分配压比较小,导致涡轮转速下降过快,压气机端出现堵塞,增压器效率急剧下降,使得总耗功增加。

2) 在同一飞行高度,同一转速,不同节气门开度下,随着节气门开度的增加,最适压比分配 $\pi_{b,l}/\pi_{b,h}$ 逐渐增大。但增大的趋势没有最优压比随转速的变化幅度大。

3) 综合对比不同高度下压比分配,随着飞行高度的上升,合适的压比分配范围平均值呈增大趋势,应给低压级增压器分配更多的废气能量。合适压比分配范围的定义:在某一飞行高度下,增压器的压比分配最优值在一定范围内变化,在该范围内随着发动机转速和节气门的增加, $\pi_{b,l}/\pi_{b,h}$ 的最优值也逐渐增大。在飞行高度为 6000 m 时, $\pi_{b,l}/\pi_{b,h}$ 的最优值为 4.5/5.5;在飞行高度为 8000 m 时, $\pi_{b,l}/\pi_{b,h}$ 范围为 4.5/5.5~1/1;在飞行高度为 10000 m 时, $\pi_{b,l}/\pi_{b,h}$ 范围为 1/1~5.5/4.5。超出该范围则压气机总耗功都会较大,不再遵从上述规律。

4) 针对该台发动机具体工况,不同飞行高度压比分配方案制定如图 6 所示。

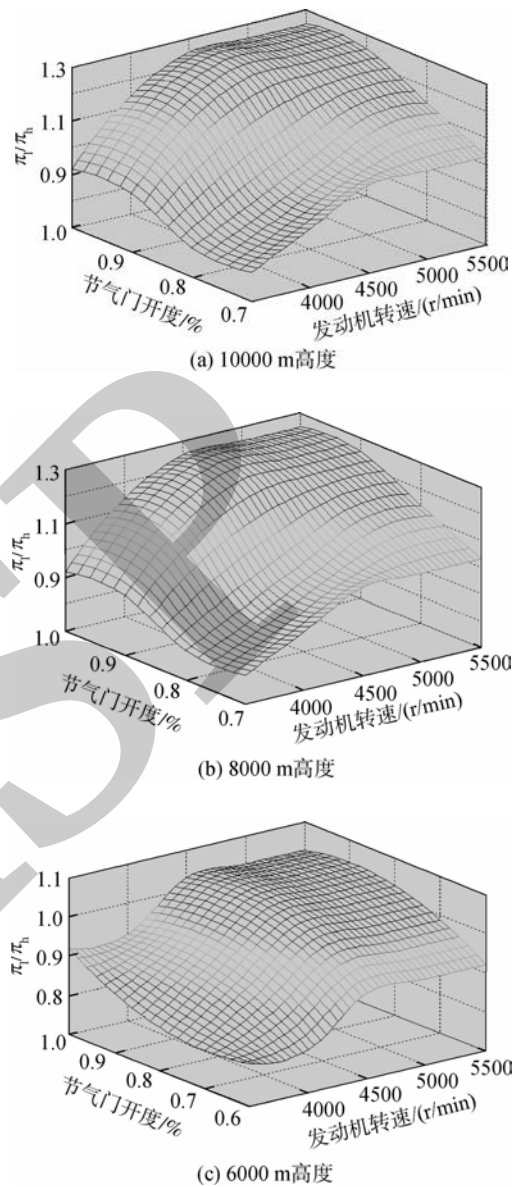


图 6 常用飞行高度下压比分配方案
Fig. 6 Pressure ratio distribution scheme at common flight height

综上所述,压比分配规律总结如下:

1) 规律 1 在不同飞行高度,二级增压器都有一个合适压比分配范围,在这个范围内增压器总耗功的值较小,且这个合适压比分配范围的平均值随着飞行高度的升高而增大;

2) 规律 2 某一飞行高度下,在合适的压比分配范围内,节气门开度不变,随着发动机转速升高,最适压比分配 $\pi_{b,l}/\pi_{b,h}$ 逐渐增大;

3) 规律 3 某一飞行高度下,在合适的压比

分配范围内,同一转速不同节气门开度时,随着节气门开度的增加,最优压比分配 $\pi_{b,l}/\pi_{b,h}$ 应逐渐增大,但增大的趋势较小,没有随转速的变化幅度大。体现为在高转速,大节气门开度的最优压比分配值比小节气门开度时大;低转速,小节气门开度的最优压比分配值比大节气门开度时小。

4 二级增压器压比分配方案的制定

实际制定轻型飞行器全飞行高度下压比分配方案时应综合运用上文中3条规律。具体步骤为:①通过仿真和实验实测得到在某飞行高度不同工况下进气口各段管路压降随流量和进气口气体状态的变化规律;②根据规律1通过仿真分析或者参考研究资料确定出该飞行高度下的合适压比分配范围。③根据规律2在合适的压比分配范围内为某节气门开度不同转速初步选出最适压比的值。④根据规律3局部调整不同节气门开度下各转速的最适压比值,得到最终的压比分配方案。

在飞行器常用工况下,针对本台发动机制定的压比分配方案低高压级压气机联合运行线如图7所示,图中色谱表示压气机效率 η 。

区别于传统固定压比分配时各级压比随进气流量被动升高,低转速小负荷时低压级喘震,高转速大负荷时高压级阻塞的情况,以总耗功最小为优化目标的可变压比分配方案能契合压气机特性图高效率区呈倾斜椭圆形分布的特点,使低高级压气机联合运行曲线随高效率分布趋势尽可能多的保持在高效率区,在降低燃油消耗率的同时能保证二级压气机运行线远离喘震和阻塞等危险工况,有一定安全裕度,体现二级涡轮增压器的可调性,满足轻型飞机对安全性的要求。

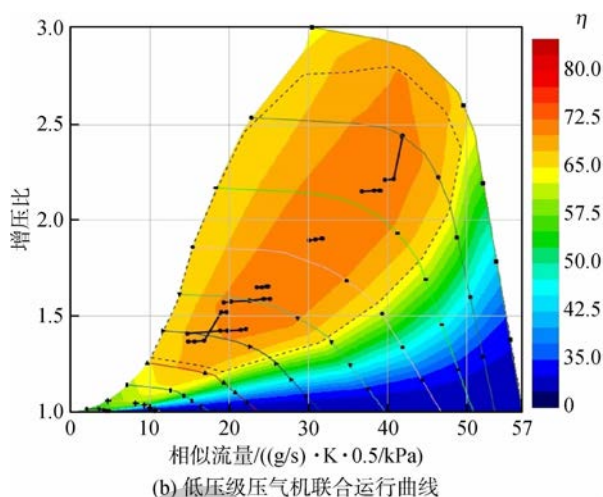
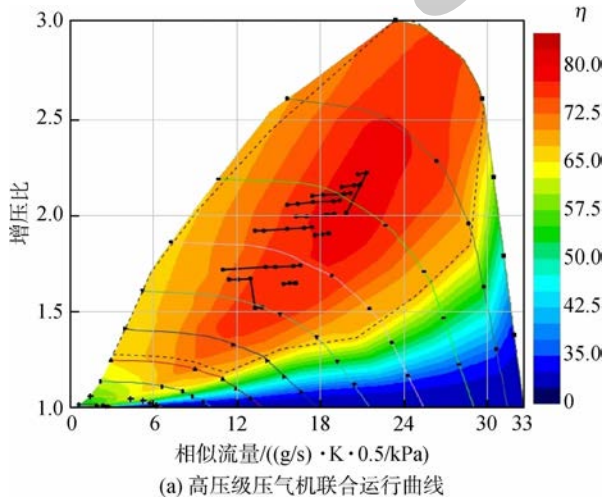


图7 全运行工况下发动机与压气机联合运行图

Fig. 7 Engine and compressor combined operation map at all operating condition

5 结论

1) 本文根据有限容积法在原机一级增压的基础上建立了二级涡轮压力机模型和中冷器模型,验证了模型的可靠性;

2) 通过对仿真实验数据分析,得到中冷器压降对增压比影响的一般规律,拟合出管路压降与气体状态参数关系图

3) 研究了不同工况下二级增压压比分配对增压器性能的影响。以压气机总耗功最小为优化目标,通过分析实验数据总结出最优压比分配随飞行工况的变化规律,总结了一套适合轻型飞机制定二级增压压比分配方案的方法,为二级增压压比分配提供了指导。

参考文献:

- [1] 尹泽勇,李上福,李概奇. 无人机动力装置的现状与发展[J]. 航空发动机,2007,33(1):10-15.
YIN Zeyong, LI Shangfu, LI Gaiqi. Current state and development of the unmanned aerial vehicle powerplants[J]. Aero-Engine, 2007, 33(1): 10-15. (in Chinese)
- [2] 朱大鑫. 涡轮增压与涡轮增压器[M]. 北京:机械工业出版社,1992.
- [3] 刘博,邓康耀,崔毅,等. 基于调节能力的柴油机可调二级增压系统匹配方法[J]. 内燃机学报,2011,29(2):157-162.
LIU Bo, DENG Kangyao, CUI Yi, et al. Match method of regulated two stage turbocharging system for diesel engine based on regulating ability[J]. Transactions of CSICE (Chinese Society for Inter Combustion Engines), 2011, 29(2): 157-162. (in Chinese)
- [4] MILLO F, MALLAMO F, MEGO G G. The potential of

dual stage turbocharging and Miller cycle for HD diesel engine[R]. Society of Automotive Engineers,SAE Technical Paper 2005-01-0221,2005.

[5] 丁水汀,鲍梦瑶,杜发荣. 航空活塞发动机涡轮增压系统的安全边界研究[J]. 航空动力学报,2011,26(11):2534-2542.

DING Shuiting,BAO Mengxiao,DU Farong. Safety margins analysis on turbocharging system in aircraft piston engine[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(11):2534-2542. (in Chinese)

[6] LIU Yanbin,ZHUGE Weilin,ZHANG Shuyong. A matching method for two-stage turbocharging system[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,2015,137(2):022604. 1-022604. 8.

[7] WINKLER N. Simulations and measurements of a two-stage turbocharged heavy-duty diesel engine including EGR in transient operation[R]. Society of Automotive Engineers,SAE Technical Paper 2008-01-0539,2008.

[8] BRP-RotaxGmbh Corporation. Maintenance manual for Rotax engine type 914F[R]. Gunskirchen, Astria; BRP-RotaxGmbh Corporation,2007.

[9] 徐斌,谭龙兴,杨世春,等. 航空活塞发动机使用升限分析[J]. 北京航空航天大学学报,2013,39(12):1568-1572.

XU Bin,TANG Longxing,YANG Shichun,et al. Analysis of service ceiling on piston aero-engine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2013,39(12):1568-1572. (in Chinese)

[10] DING Xianfei,XU Bin. Study on regulating law of two-stage turbo charger system of piston aircraft engine[J]. Procedia Engineering,2011,17:581-586.

[11] PAN Zhongjian,HE Qinghua,GUO Yong,et al. Research on the turbocharger technology of piston aircraft engine[J]. Applied Mechanics and Material,2014,457/458:531-535.

[12] PLIANOS A,STOBART R. Modeling and control of diesel engines equipped with a two-stage turbo-system[R]. Society of Automotive Engineers,SAE Technical Paper 2008-01-1018,2008.

[13] PLIANOS A. Modeling and control of diesel engines equipped with a two-stage turbo-system[R]. Society of Automotive Engineers,SAE Technical Paper 2008-01-0971,2008.

[14] BENSON R S,SVETNICKA F V. Two-stage turbocharging of diesel engines:a matching procedure and an experimental investigation [R]. Society of Automotive Engineers,SAE Technical Paper 1974-01-0740,1974.

[15] OLIN P M. A mean-value models for estimating exhaust manifold pressure in production engine applications[R]. Society of Automotive Engineers,SAE Technical Paper 2008-01-1004,2008.

[16] RENBERG U. 1D engine simulation of a turbocharged SI engine with CFD computation on components[D]. Stockholm,Sweden;Royal Institute of Technology,2008.

[17] WATEL E,PAGOT A,PACAUD P,et al. Matching and evaluating methods for Euro 6 and efficient two-stage turbocharging diesel engine[R]. Society of Automotive Engineers,SAE Technical Paper 2010-01-1229,2010.

[18] 何义团,马朝臣,魏名山,等. 二级增压系统压比分配试验研究[J]. 车辆与动力技术,2007(2):1-3.

HE Yituan,MA Chaochen,WEI Mingshan,et al. Testing study on two stage turbocharging system pressure ratio assignment[J]. Vehicle and Power Technology,2007(2):1-3. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)