空气系统对核心机性能敏感性的影响

王 赫,边家亮,韩文俊,王 晨
(中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

摘要:为了确定空气系统不同位置引气量对核心机性能的影响,给总体性能和空气系统设计提供依据,以某型核心机设计过程为例,将空气系统设计迭代到总体性能设计中,研究了空气系统对核心机性能和部件特性的影响,并开展了空气系统对核心机性能的敏感性分析。结果表明:每个引气位置引气量的增加均会导致燃烧室出口温度的升高,其中用于涡轮转子冷却的引气对燃烧室出口温度的影响最大,其次为第5级压气机引气,再次为用于涡轮导向器冷却的引气,影响最小的为用于涡轮后机匣冷却的引气。将空气系统设计结果迭代到核心机性能模型中,迭代后的压气机和涡轮工作特性发生了变化,压气机共同工作线受引气量增加的影响稍微下移,涡轮落压比由于燃烧室出口温度的升高而减小。

关键词:核心机;空气系统;敏感性分析;总体性能;部件特性;航空发动机
中图分类号:V231.1+2 **文献标识码:**A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2023.06.001

Influencing Sensitivity of Secondary Air System on Core Engine Performance

WANG He, BIAN Jia-liang, HAN Wen-jun, WANG Chen
(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to determine the influences of the amount of bleed air taken from different locations of the secondary air system on core engine performance, and support the design of engine overall performance and secondary air system, the secondary air system design was integrated into the overall performance design of the core engine design process, the influences of the secondary air system on core engine performance and component characteristics were studied, and sensitivity analysis of the secondary air system on core engine performance were conducted. The results show that the increase in the amount of bleed air from each location will lead to the increase of combustion chamber outlet temperature, with the bleed air for turbine blade cooling having the greatest impact, followed by the bleed air from the 5th stage compressor, and then the bleed air for turbine guide vane cooling, in which the bleed air for turbine rear casing cooling having the least impact. The analysis result of the secondary air system is integrated into the core engine performance model, the compressor and turbine characteristics are changed after the design iteration, the compressor working line shifts downward slightly due to the increase of the amount of bleed air, turbine expansion ratio decreases due to the increase of combustion chamber outlet temperature.

Key words: core engine; secondary air system; sensitivity analysis; overall performance; component characteristics; aeroengine

0 引言

空气系统对航空发动机性能有较大影响,当代燃气涡轮发动机从各级压气机中提取并用于二次流空气系统的核心机进口流量多达25%[1-2]。除座舱环境控制引气和飞机防冰引气之外,提取出的绝大多数气体重新进入主流道和外涵道区域。然而,由于这些气体没有经过主燃烧室,导致发动机耗油率增大和涡轮前温度升高,对发动机性能产生较大影响[3]。

国内外学者针对空气系统开展了相关研究。国外Mattingly等[4-5]在发动机模型中增加了空气系统模型,研究了空气系统对发动机性能的影响;Walsh等[6]在RR公司进行核心机/发动机设计点设计时,按照来自飞机设计方的总体指标要求搭建总体性能模型,其中空气系统流路按照设计经验给出,完成搭建后将计算出的总体性能参数提供给各专业工程师。压气机、燃烧室、涡轮和滑油专业工程师根据总体提供的进、出口参数完成部件设计,并计算出部件各级沿程的静

收稿日期:2020-05-05 **基金项目:**航空动力基础研究项目资助
作者简介:王赫(1989),男,硕士,工程师。

引用格式:王赫,边家亮,韩文俊,等.空气系统对核心机性能敏感性的影响[J].航空发动机,2023,49(6):1-5.WANG He, BIAN Jialiang, HAN Wenjun, et al.Influencing sensitivity of secondary air system on core engine performance[J].Aeroengine,2023,49(6):1-5.

压和总温,作为边界条件提供给空气系统专业工程师进行空气系统设计。其后,总体性能工程师将设计好的空气系统模型与总体性能模型进行迭代,重新计算出总体性能参数并提供给各专业工程师,压气机、燃烧室、涡轮和滑油专业工程师重新计算出部件各级沿程的静压和总温,提供给空气系统专业进行空气系统设计,完成后再与总体性能模型进行迭代。当迭代的误差满足要求时,完成核心机/发动机设计点设计。

在中国,胡秋晨等[7]研究了改进压气机引气模型和涡轮模型对发动机性能的影响;黄莺等[8]建立了新的涡轮冷却计算模型并将其加入到总体性能模型中,研究了冷却气对总体性能的影响;孙滨[9-10]研究了空气系统引气量对发动机气流参数和输出功率的影响。但是中国在进行发动机设计时,总体性能工程师按照来自飞机设计方的总体指标要求搭建总体性能模型,然后对空气系统提出设计要求,由空气系统专业工程师完成空气系统设计。总体性能专业与空气系统专业缺少了迭代环节,搭建的发动机模型与实际状态存在偏差。

本文以核心机设计为例,将完成设计的空气系统模型迭代到发动机性能模型中,研究空气系统变化对核心机界面参数以及部件特性的影响,完善设计过程;同时,进一步分析了空气系统对核心机性能敏感性的影响[11-13]。

1 空气系统设计要求与设计结果对比

核心机空气系统引气量设计结果相对于设计要求全面增加,第5级压气机引气量增加了1.3%,第9级压气机引气量增加了1.96%,其中大部分用于涡轮导向器冷却,核心机空气系统设计要求与设计结果对比见表1并如图1所示。

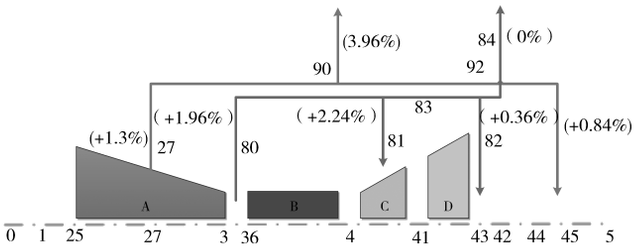
表1 核心机空气系统设计结果相对于设计要求的增加量

引气及冷却位置气量	差值/%	引气量相对位置
第5级压气机引气量	+1.30	相对于压气机进口
第9级压气机引气量	+1.96	相对于压气机出口
涡轮导向器冷却气量	+2.24	相对于压气机出口
涡轮转子冷却气量	+0.36	相对于压气机出口
涡轮后机匣冷却气量	+0.84	相对于压气机进口

2 空气系统迭代计算

2.1 迭代计算方法

(1)保持设计点参数不变。



A—压气机;B—燃烧室;C—高压涡轮导向器;D—高压涡轮转子

图1 核心机空气系统设计结果相对于设计要求的增加量

(2)在非设计点将空气系统设计结果输入到总体性能模型中。

(3)非设计点核心机进口条件与设计点一致。

(4)非设计点核心机转速与设计点一致。

(5)非设计点核心机喷口面积与设计点一致。

2.2 迭代计算结果

空气系统迭代后的计算结果与原设计点计算结果相比,流道沿程总温普遍升高,其中燃烧室出口温度 T_4 升高50 ℃,涡轮转子进口虚拟温度 T_{41} 升高25 ℃,排气温度 T_5 升高16.4 ℃;流道沿程总压有增大和减小,其中涡轮进口以前的截面总压均减小,涡轮出口以后的截面总压均增大。迭代结果对比见表2并如图2所示。

表2 迭代计算结果对比

参数	迭代结果-原结果	差值/%
进气流量 W_{25}/(kg/s)	0.08	0.1
压气机出口压力 P_3/kPa	−18.1	−0.5
压气机出口温度 T_3/K	1.5	0.2
燃烧室出口压力 P_4/kPa	−4	−0.1
燃烧室出口温度 T_4/K	50	2.9
涡轮转子进口虚拟压力 P_{41}/kPa	−4	−0.1
涡轮转子进口虚拟温度 T_{41}/K	25	1.5
涡轮转子出口压力 P_{42}/kPa	8.5	1.1
涡轮转子出口温度 T_{42}/K	20.9	1.7
排气压力 P_5/kPa	8.3	1.1
排气温度 T_5/K	16.4	1.3

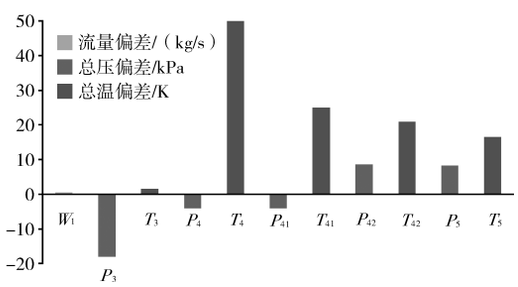


图2 迭代计算结果对比

通过分析可见,总体参数的变化使压气机和涡轮等部件的边界发生了比较大的变化,空气系统的边界条件也随之发生了比较大的变化。总体专业需要将迭代计算后的结果提供给各部件专业和相关系统专业重新进行空气系统设计,最终经过反复迭代直至各截面误差在满足要求的很小的范围内才可以完成方案设计。

同时,改变空气系统对沿程温度影响较大,尤其对燃烧室出口温度影响最大,燃烧室出口温度的升高对涡轮部件的冷却和寿命有较大影响,后面章节将就空气系统对核心机性能的敏感性进行分析。

2.3　对压气机工作线的影响

空气系统迭代后压气机工作线相对于原工作线稍微下移。这是因为不同位置的引气对压气机工作线都会有微小影响,但是影响方向不同;涡轮后机匣冷却气量的增加会使压气机工作线稍微上移,其余位置引气量的增加会使压气机工作线稍微下移,在综合影响下压气机工作线略微下移,压气机工作线变化情况如图3所示。

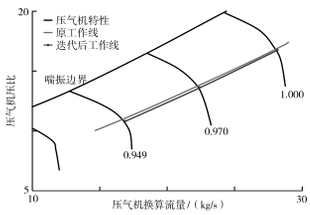


图3　压气机工作线变化情况

2.4　对涡轮的影响

因为涡轮导向器和喷口始终处于临界状态,因此涡轮处于相似工作状态,涡轮进口换算流量保持不变,涡轮落压比仅由燃气比热比来决定。这可以由涡轮导向器喉道截面(以下标nb表示)和尾喷管喉道截面(以下标cr表示)流量相等来证明。

$$A_{nb}\cdot\frac{P_4\cdot\sigma_{nb}}{\sqrt{T_4}}\cdot q(\lambda_{nb})=A_{cr}\cdot\frac{P_5\cdot\sigma_{cr}}{\sqrt{T_5}}\cdot q(\lambda_{cr})\qquad(1)$$

$$\frac{T_5}{T_4}=\left(\frac{P_5}{P_4}\right)^{\frac{k-1}{k}}\qquad(2)$$

$$\pi_t=\frac{P_4}{P_5}=\left[\frac{A_{cr}\sigma_{cr}q(\lambda_{cr})}{A_{nb}\sigma_{nb}q(\lambda_{nb})}\right]^{\left(2-\frac{2}{k+1}\right)}\qquad(3)$$

由式(1)流量相等和式(2)可以推导出涡轮落压比的关系式(3)。在涡轮导向器和喷口始终处于临界状态,式(3)中2个喉道截面的面积A_{cr}、A_{nb}和总压恢复系数σ_{cr}、σ_{nb}以及质量流量($q(\lambda_{cr})$、$q(\lambda_{nb})$)均为常数,因此涡轮落压比π_t只与燃气比热比k相关。而燃气比热比是与静温和油气比相关的,静温越高、油气比越大,比热比越小,比热比与静温和油气比的关系如图4所示。

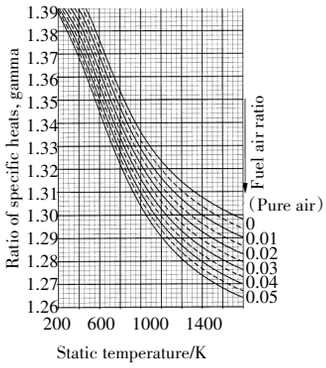


图4　比热比与静温和油气比的关系[14-15]

由于空气系统的变化使涡轮的静温和燃气的油气比均发生变化,因此燃气的比热比随之变化,涡轮落压比也就随之变化。核心机的燃气温度升高,油气比变大,因此燃气比热比变小,涡轮落压比随之减小,涡轮效率也随之略微变大,涡轮落压比的变化见表3。

表3　涡轮落压比的变化

涡轮相对转速	落压比差值/%	效率差值/%
1.000	−1.22	0.03
0.970	−1.10	0.03
0.949	−1.12	0.04

3　空气系统对核心机性能敏感性分析

3.1　说明

因为空气系统变化对燃烧室出口温度的影响最大,因此采用敏感性分析的方法,单独变化某截面的引气量来分析其对燃烧室出口温度的影响。

3.2　第5级压气机引气量

第5级压气机引气从压气机中间级引出(图1中截面27位置),大部分经过封严、冷却后直接排出核心机外,小部分重新流入核心机主流道内。

只将第5级压气机引气量逐渐加大,引出的气体全都排出核心机外,核心机燃烧室出口温度T_4也随之呈线性上升。这是由于第5级引气量越大,留给涡轮作功的气体越少,压气机所需功也减少,但压气机所需功减少量小于这部分气体对涡轮的作功量(差压气机前5级对这部分气体作的功),因此需要提高涡轮前温度来提高涡轮的作功能力,第5级压气机引气对燃烧室出口温度的影响如图5所示。

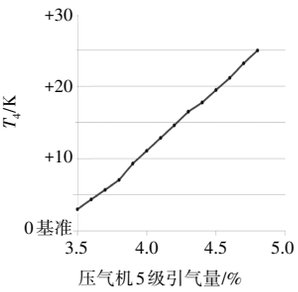


图5　第5级压气机引气对燃烧室出口温度的影响

3.3 涡轮后机匣冷却气量

涡轮后机匣冷却气量从压气机中间级引出，从涡轮后机匣进入主流道（图1中截面92位置），不对涡轮转子作功。

在保持第5级压气机引气量不变的条件下，将流入主流道的涡轮后机匣冷却气量逐渐加大，核心机燃烧室出口温度T_4也随之呈线性升高。这是由于流入主流道的涡轮后机匣冷却气量越大，涡轮出口排气压力越高，相当于收小喷口，燃烧室出口温度升高，涡轮后机匣冷却气量对燃烧室出口温度的影响如图6所示。

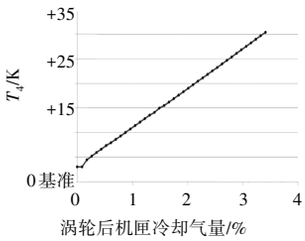


图6 涡轮后机匣冷却气量对燃烧室出口温度的影响

3.4 涡轮导向器冷却气量

涡轮导向器冷却气量从第9级压气机出口引出，进入涡轮导向器，然后进入主流道，对涡轮转子作功（图1中截面81位置）。

增加第9级压气机出口到涡轮导向器的冷却气量，核心机燃烧室出口温度T_4也随之升高。这是由于增加涡轮导向器冷却气量，使得这部分气体没有经过燃烧室，因此会使燃烧室出口温度升高，涡轮导向器冷却气量对燃烧室出口温度的影响如图7所示。

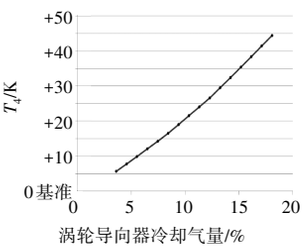


图7 涡轮导向器冷却气量对燃烧室出口温度的影响

3.5 涡轮转子冷却气量

涡轮转子的冷却空气从第9级压气机出口引出，一部分进入涡轮转子，一部分对涡轮盘进行冷却，然后进入主流道，两部分冷却空气均不对涡轮转子作功，因此合并为涡轮转子冷却气量（图1中截面83位置）。

增加第9级压气机出口到涡轮转子的冷却气量，核心机燃烧室出口温度T_4也随之升高。这是由于增加涡轮转子冷却气量，减少了对涡轮作功的气体，而压气机所需功未改变，因此需要增加涡轮前温度来增加涡轮的作功，涡轮转子冷却气量对燃烧室出口温度的影响如图8所示。

3.6 敏感性分析

从获得的不同位置引气量单独变化对核心机性能的影响量级来看，涡轮转子引气对燃烧室出口温度影响最大，其次为第5级压气机引气，再次为涡轮导向器引气，影响最小的为涡轮后机匣引气。因此，根据空气系统对核心机性能敏感性影响的分析结果，在核心机或发动机方案设计阶段，对涡轮导向器和涡轮转子部分进行冷却设计时，在满足各项功能及冷却需求的前提下，尽量加大涡轮导向器冷却气量的同时减小涡轮转子的冷却气量；在对涡轮后机匣部分进行冷却设计时，尽量选择压气机出口引气的同时减少压气机级间引气；尽量降低空气系统对核心机或发动机涡轮前温度的影响。

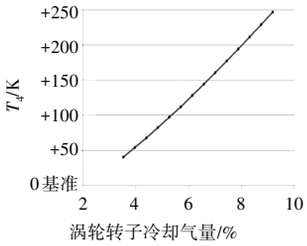


图8 涡轮转子冷却气量对燃烧室出口温度的影响

4 结论

（1）将空气系统设计结果迭代到核心机总体性能模型中，会对核心机沿程温度产生较大影响，其中燃烧室出口温度T_4升高了50 K，排气温度T_5升高了16 K。

（2）进行空气系统对核心机性能敏感性分析，每个引气位置引气量的增大均会导致燃烧室出口温度的升高，其中涡轮转子冷却气对燃烧室出口温度影响最大，其次为第5级压气机引气，再次为涡轮导向器冷却气，影响最小的为涡轮后机匣冷却气；同时为后续核心机或发动机空气系统设计提供优化方向。

（3）分析了空气系统迭代时压气机和涡轮工作特性的变化，压气机工作线稍微下移，涡轮落压比由于燃气温度的升高而减小。

参考文献：

[1] 欧阳辉，朱之丽，余伯良．核心机派生涡扇发动机部件及整机匹配[J].航空动力学报，2010，25(9)：2057-2063.
OUYANG Hui，ZHU Zhili，YU Boliang.The turbofan engine with core engine matching[J].Journal of Aerospace Power，2010，25(9)：2057-2063.(in Chinese)

[2] Pratap N.Performance modeling of secondary air systems[D].Derbyshire：Derwent Aviation Consulting Ltd，2019.

[3] 尹泽勇，曾源江，石建成，等．涡轴(涡桨)/涡扇(涡喷)发动机通用核心机技术[J].航空动力学报，2008，23(11)：2088-2094.
YIN Zeyong，ZENG Yuanjiang，SHI Jiancheng，et al.Versatile core engine technology for turboshaft(turboprop)/turbofan(turbojet) engine[J].Journal of Aerospace Power，2008，23(11)：2088-2094.(in Chinese)

[4] Mattingly J D，Heiser W H，Pratt D T.Aircraft engine design[J].American Institute of Aeronautics and Astronautics，2002，12(6)：57-63.

[5] Gauntner J W.Algorithm for calculating turbine cooling flow and the resulting decrease in turbine efficiency[R].NASA- TM-1980-81453.

[6] Walsh P P, Fletcher P.Gas turbine performance[M].Oxford: A Blackwell Publishing Company, 1998:88-105.

[7] 胡秋晨,陈玉春,贾琳渊,等.引气冷却模型对涡轴发动机总体性能的影响研究[J].航空工程进展,2015,5(1):109-115.
HU Qiuchen, CHEN Yuchun, JIA Linyuan, et al.Research on influence of bleeding and cooling model on the performance of turboshaft engine[J].Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2015,5(1):109-115.(in Chinese)

[8] 黄莺,王占学,刘增文,等.基于新型涡轮冷却算法的航空发动机性能计算模型[J].推进技术,2011,32(1):17-20.
HUANG Ying, WANG Zhanxue, LIU Zengwen, et al.Aero-engine performance calculation model based on a new algorithm of turbo cooling [J].Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(1):17-20.(in Chinese)

[9] 孙滨.发动机引气对性能参数的影响[J].科技论坛,2012(11):74-75.
SUN Bin.The influence of engine air bleeding to performance parameters[J]. Science & Technology Association Forum, 2012(11):74-75.(in Chinese)

[10] 廉筱纯,吴虎. 航空发动机原理[M].西安:西北工业大学出版社,2005:87-97.
LIAN Xiaochun, WU Hu.Aeroengine principle[M].Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005:87-97.(in Chinese)

[11] 唐海龙,张津.面向对象的航空发动机性能仿真程序设计方法研究[J].航空动力学报,1999,14(4):421-424.
TANG Hailong, ZHANG Jin.A study of object-oriented approach for aeroengine performance simulation[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(4):421-424.(in Chinese)

[12] 陆海鹰,杨燕生,王鸣.航空发动机空气系统特性的数值模拟[J].燃气轮机技术,2009,22(3);29-32.
LU Haiying, YANG Yansheng, WANG Ming. Numerical modelling of aeroengine secondary air system characteristic[J]. Gas Turbine Technology, 2009, 22(3);29-32.(in Chinese)

[13] 贺丹,李杜,张锦纶,等.防冰引气对组合压气机性能影响的数值模拟研究[J].航空发动机,2016,42(5):63-69.
HE Dan, LI Du, ZHANG Jinlun, et al. Numerical simulation investigation on influence of anti-icing bleed on performance of combined compressor [J].Aeroengine, 2016, 42(5):63-69.(in Chinese)

[14] Chappell M S, Cockshutt E P.Gas turbine cycle calculation; thermodynamic data tables for air and combustion prooducts[R]. AD-1969-690716.

[15] Krisitin J. Modeling and performance of gas turbine cycles with various means of blade cooling[D].Sweden: Lund University, 2001.

(编辑:刘　静)