

文章编号:1674-8190(2014)01-109-07

引气冷却模型对涡轴发动机总体性能的影响研究

胡秋晨,陈玉春,贾琳渊,黄兴

(西北工业大学 动力与能源学院,西安 710072)

摘要: 随着现代涡轴发动机性能的不断提高,其热力循环参数和引气量显著增加。针对这一问题,建立考虑压气机引气位置可变和涡轮中冷却气参与做功的涡轴发动机性能计算模型。当压气机引气位置变化时,采用流量平衡和功率平衡同时修正法计算发动机性能;涡轮冷却计算模型则考虑了第一级导向器叶片冷却气的做功。与传统涡轴发动机性能计算模型的计算结果对比表明:本文的计算模型能够合理反映引气量和引气位置对发动机特性的影响,更接近发动机的真实物理过程,可为发动机空气系统设计提供输入。

关键词: 自由涡轮涡轴发动机;压气机引气模型;涡轮冷却模型;引气量;总体性能

中图分类号: V235.11⁺3

文献标识码: A

Research on the Influence of Bleeding and Cooling Model on the Performance of Turboshaft Engine

Hu Qiuchen, Chen Yuchun, Jia Linyuan, Huang Xing

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: With the constant improvement of performance of modern turboshaft engine, its thermodynamic cycle parameters and the amount of bleeding are significantly increased. To solve this problem, for free turbine turboshaft engine with high thermodynamic parameters and high-bleed, a new turboshaft performance calculation model which considers bleed position and cooling air expansion work is established. The model of air bleeding in the middle of the compressor corrects the flow balance and power balance at the same time. The turbine cooling model considers the cooling air expansion work. The calculation results obtained by the new model are analyzed and compared with that of simple turbine bleed and cooling model, which proves that the new model can obtain the influence of the amount of bleeding and bleeding position on the performance of turboshaft engine. The new model is close to the true physical process of turboshaft engine, and can offer input to the air system.

Key words: turboshaft engine with free turbine; compressor bleeding model; turbine cooling model; the amount of bleeding; performance

0 引言

国内外航空动力研究人员对涡轴发动机性能计算模型做了大量研究,在传统的涡轴发动机性能计算模型中,压气机引气计算通常采用级后引气的方法,只需对发动机的流量平衡进行修正。涡轮冷却计算只考虑主流气体在涡轮中的做功,进而与冷

却气掺混^[1-2]。孙滨^[3]研究了引气量对涡轴发动机气流参数和输出功率的影响;赵斌等^[4]对压气机中间级引气的国内外研究进展进行了综述,同时展望了空气系统气源引气研究的发展趋势和应用前景;黄莺等^[5]针对气膜冷却和对流冷却两种常用的冷却方式,建立了新的涡轮冷却计算模型;周文啸等^[6]以某多级轴流压气机的中间三级作为研究对象,研究了外机匣端壁处级间引气对压气机总体性能和局部流场的影响,并得出级间引气对压气机总性能具有较大的影响。

随着现代涡轴发动机性能的不断提高,发动机

收稿日期:2013-03-02; 修回日期:2013-05-23

通信作者:胡秋晨,375961389@qq.com

的热力循环参数显著增加,压气机多数采用组合压气机的结构型式(轴流+离心、轴流+斜流、离心+离心、斜流+离心等),而压气机引气位置通常在组合压气机之间,此时压气机的引气方式为级间引气^[7]。采用级后引气的计算模型已经不切实际,并且燃气涡轮前温度的显著增加,使得所需要的涡轮冷却气量越来越大,传统的冷却模型已不适应高热力循环参数发动机性能计算的要求,所以研究更精确的发动机引气冷却模型成为一种必然趋势。

本文在传统模型的基础上建立压气机级间引气模型和考虑涡轮冷却气做功的冷却模型,以便应用于高性能发动机性能计算程序中,从而提高计算精度。

1 模型建立

1.1 压气机级间引气模型

文中物理量符号和下标、截面的定义,如表1和表2所示。

表1 物理量符号表

Table 1 Symbol of physical quantities

名称	符号	名称	符号
总温	T	总压恢复系数	σ
压比	π	换算流量	m
效率	η	引气量百分比	$PCBLC$
速度	v	物理转速百分比	n
飞行高度	H	标况大气条件	ISA
飞行马赫数	Ma	涡轮功率	Π_{peat}
耗油率	SFC	自由涡轮轴功率	$Power$

表2 下标和截面定义

Table 2 Definition of subscripts and sections

名称	符号	名称	符号
进气道	i	燃气涡轮	th
压气机	C	自由涡轮	tl
燃烧室	b	尾喷管	e
燃烧室出口	4	尾喷管出口	9

航空燃气涡轮发动机在使用过程中常常需要从其压气机引出压缩气流,气流的作用一般包括除冰、座舱增压、涡轮冷却等^[8]。传统的发动机计算模型通常采用级后引气方式,该引气方式只考虑了其其对发动机流量平衡的影响,而对其引气位置没有

相应的考虑^[9-12]。本文提出的考虑流量平衡和功率平衡的压气机级间引气模型的示意图如图1所示。



图1 压气机级间引气模型示意图

Fig. 1 Diagram of air bleeding model in the middle of the compressor

在模型示意图中,将引气位置作为分界点把压气机分为两部分,引出气流在燃气涡轮后与主流气体混合,可见压气机级间引气不但对发动机平衡方程中的流量平衡产生影响,而且对功率平衡产生影响,所以需要根据引气量的大小对流量平衡和功率平衡同时进行修正。

对流量平衡的修正模型如下:

$$BLC = PCBLC \times WAC \quad (1)$$

$$W_{3c} = WAC - BLC \quad (2)$$

式中: BLC 为引气量; W_{3c} 为压气机出口流量。

由于级间引出的气体没有在压气机后面几级进行压缩,所以实际的压气机功率小于没有引气情况下的压气机功率,并且级间引气只影响后压气机的功率,因此在计算的过程中,首先分别计算出设计点引气前几级压气机功和引气后几级压气机功,进而计算出设计点功比 λ ,在非设计点计算中,按 λ 不变计算出 L_{C0} 。

$$\lambda = L_{C1}/L_{C2} \quad (3)$$

$$L_{C0} = L_C/(1 + \lambda) \quad (4)$$

$$L_C = L'_C - L_{C0} \quad (5)$$

式中: L_{C1} 为设计点引气前几级压气机功; L_{C2} 为设计点引气后几级压气机功; λ 为二者比值并假设其值在非设计点不变; L_{C0} 为引出气体在后几级的压缩功; L_C 为考虑级间引气时实际压气机的功率; L'_C 为无气体引出时的压气机功。

当给定压气机转速和自由涡轮转速时,部件共同工作的非线性方程组为

$$\begin{cases} E_1 = I_G - L_C - P_{ext} = E_1(ZC, T_4, PCNC, PTNFT) \\ E_2 = W_{4c} - W_{4T} = E_2(ZC, T_1, PCNC, PTNFT) \\ E_3 = W_{5T} - W_{5FT} = E_3(ZC, T_4, PCNC, PTNFT) \\ E_4 = W_{6FT} - W_{9NOZ} = E_4(ZC, T_1, PCNC, PTNFT) \end{cases}$$

其中: I_G 为燃气涡轮的功率; W_{4c} 、 W_{4T} 两个流量参数按 W_{3c} 进行流量修正;当压气机的引气量全部用

于冷却高压涡轮时,假设冷却气流在截面 5 前与主流掺混,其流量修正公式为

$$W_{5T} = W_{5T} + BLCH \quad (6)$$

式中:BLCH 为涡轮冷却气气量的大小。

截面 5 及其以后各截面的流量参数(W_{5T} 、 W_{6FT} 等)按涡轮出口流量出口进行流量修正。若不考虑涡轮冷却气做功,则不需要对 L_G 进行修正。

由于在非设计点计算中压气机出现前重后轻或者前轻后重的现象,故 λ 在非设计点的计算中发生一定的变化,但考虑到 BLC 非常小,因此在计算 L_{G0} 的过程中忽略该部分变化。

1.2 涡轮冷却模型

传统发动机特性计算模型中的涡轮冷却模型,是主流气体在涡轮中做功后与冷却气掺混,因而没有考虑冷却气流的做功。随着现代涡轴发动机性能的不断提高,涡轮前温度的显著增加,使得所需要的涡轮冷气量越来越大,现有燃气涡轮发动机性能计算模型中的简化涡轮冷却模型已不适应高热力循环参数发动机性能计算的要求,故需要考虑涡轮冷却器做功建立新的冷却模型。

涡轮的冷却方式有多种,常用的有对流冷却、冲击式冷却、气膜冷却、发散冷却等,冷却过程中的热交换十分复杂^[13-15]。在考虑涡轮冷却气做功的情况下,本文仅建立一种较为简单的计算模型,即仅考虑冷却涡轮第一级导向器叶片冷却气的做功,不考虑冷却涡轮转子叶片和后面级静子叶片冷却气的做功,该模型的示意图如图 2 所示。

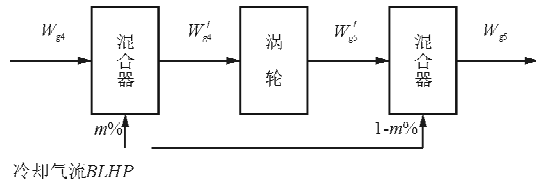


图 2 考虑冷却气流做功的涡轮冷却模型
Fig. 2 Turbine cooling model considering cooling air expansion work

在模型示意图中,将冷却气流分为两股:第一股冷却气流约占 $m\%$ ($m\%$ 的大小因发动机的不同而异),这股气流用来冷却第一级涡轮导向器;第二股气流占 $1-m\%$,这股气流用来冷却后面级涡轮。第一股气流冷却后在第一级转子涡轮前与主流气

体混合,混合后的气体进入后面几级涡轮中参与做功,之后再与第二股气流混合。

此冷却模型不但对发动机平衡方程中的流量平衡产生影响,而且对功率平衡产生影响,所以需要根据引气量的大小对流量平衡和功率平衡进行同时修正。

(1) 气流在做功前(涡轮导向器中)的掺混:

$$BLHPV = BLHP \times m\% \quad (7)$$

$$W'_{g4} = W_{g4} + BLHPV \quad (8)$$

$$H'_4 = (BLHPV \cdot H_3 + W_{g4} \cdot H_4) \quad (9)$$

$$P'_4 = (BLHPV \cdot P_3 + W_{g4} \cdot P_4) \cdot \sigma_{m1} \quad (10)$$

式中:BLHPV 为涡轮导向器叶片的冷却气量; σ_{m1} 为掺混总压损失。

在获得新的总温和总压之后还应该对截面 4 的熵进行更新,否则将影响涡轮计算的正确性。

(2) 做功后气流(涡轮动叶中)的掺混:

$$BLHPB = BLHP \times (1 - m\%) \quad (11)$$

$$W'_{g5} = W'_{g4} + BLHPB \quad (12)$$

$$H_5 = (BLHPB \cdot H_3 + W'_{g4} \cdot H_5) \quad (13)$$

$$P_5 = (BLHPB \cdot P_3 + W'_{g4} \cdot P_5) \cdot \sigma_{m2} \quad (14)$$

式中:BLHPB 为涡轮转子叶片的冷却气量; σ_{m2} 为掺混总压损失。

同样在获得新的总温和总压之后还应该对该截面的熵进行更新。

当给定压气机转速和自由涡轮转速时,部件共同工作的非线性方程组为

$$\begin{cases} E_1 = L_G - L_C - P_{ext} = E_1(ZC, T_4, PCNC, PTNFT) \\ E_2 = W_{4C} - W_{4T} = E_2(ZC, T_4, PCNC, PTNFT) \\ E_3 = W_{5T} - W_{5FT} = E_3(ZC, T_4, PCNC, PTNFT) \\ E_4 = W_{6FT} - W_{9NOZ} = E_4(ZC, T_4, PCNC, PTNFT) \end{cases}$$

按 $L_G = L_G + L_{G0}$ 进行修正,由于只考虑冷却涡轮第一级导向器叶片冷却气的做功,此修正不需要对 L_{G0} 进行计算,计算思路为:将冷却涡轮第一级导向器叶片的冷却气与主流气体进行混合,计算出第一级导向器叶片出口气动参数,调用涡轮计算子程序进行计算,将剩余冷却气体与涡轮出口主流气体进行混合,计算出涡轮后气动参数。

此模型的优点是考虑了第一级涡轮导向器冷却气的做功,精度更高;其缺点是模型较传统冷却模型更为复杂,所需参数也较多。然而,这些缺点在现代计算机中表现的并不明显。

2 算例与分析

某涡轴发动机设计点的输入参数如表 3 所示。

表 3 设计点参数
Table 3 Design point parameters

部件/性能	参数
设计点	$H=0\text{ m}; Ma=0.0; ISA$
进气道	$\sigma_i=0.99$
压气机	$m_c=4.6\text{ kg/s}; \eta_c=0.82; \pi_c=17.0;$ $PCBLC=16\%; n_c=100.0$
燃烧室	$\sigma_b=0.04; \eta_b=0.99; T_4=1\ 563.0\text{ K}$
燃气涡轮	$\eta_{th}=0.89; H_{pext}=15\text{ kW}$
自由涡轮	$\eta_{fl}=0.91$
尾喷管	$\sigma_e=0.99; v_9=120\text{ m/s}$
性能	级后引气: $Power=1\ 368\text{ kW};$ $SFC=0.256\ 1\text{ kg}\cdot\text{h}^{-1}\cdot\text{kW}^{-1}$
	级间引气: $Power=1\ 417\text{ kW};$ $SFC=0.247\ 2\text{ kg}\cdot\text{h}^{-1}\cdot\text{kW}^{-1}$

引气用来冷却燃气涡轮和自由涡轮, 高压涡轮导向器冷气量为发动机总流量的 0.06%, 高压涡轮转子冷气量为发动机总流量的 0.06%, 自由涡轮导向器冷气量为发动机总流量的 0.04%, 自由涡轮转子冷气量为发动机总流量的 0.0%。

从表 3 可以看出, 级间引气和级后引气所计算的发动机设计点性能不同。由于这两种算法共同保持了排气速度 $v_9=120\text{ m/s}$, 级间引气时所引出气体消耗的压缩功更小, 燃气涡轮出口温度较高, 从而保证了自由涡轮能够输出更大的轴功率。

2.1 引气位置对发动机性能的影响

在设计点引气量(16%)的情况下, 分别采用压气机级间引气模型和级后引气模型进行计算, 通过对比分析, 结果如图 3~图 6 所示。

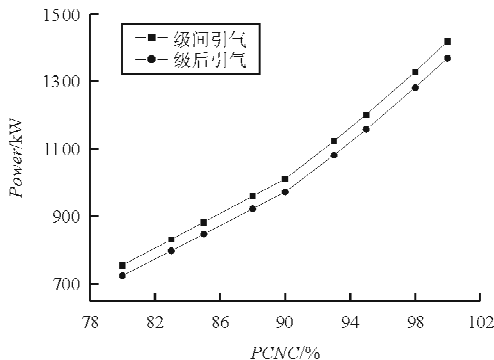


图 3 自由涡轮功率随物理转速降低的变化
Fig. 3 Relationship between power and rotate speed

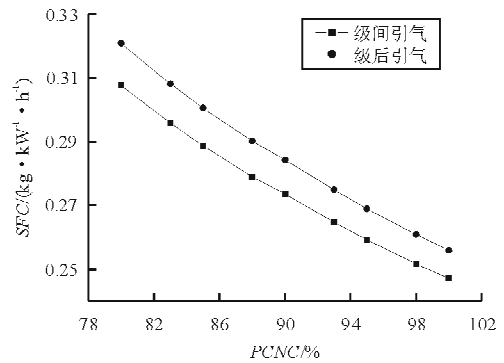


图 4 耗油率随物理转速降低的变化
Fig. 4 Relationship between sfc and rotate speed

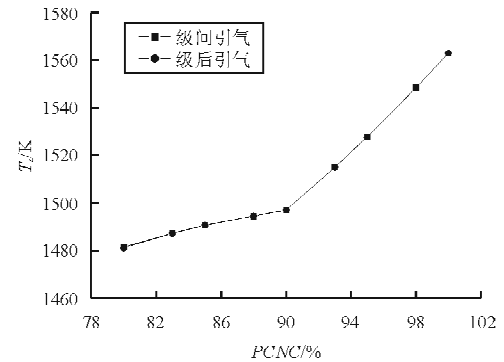


图 5 燃气涡轮前温度随物理转速降低的变化
Fig. 5 Relationship between T_4 and rotate speed

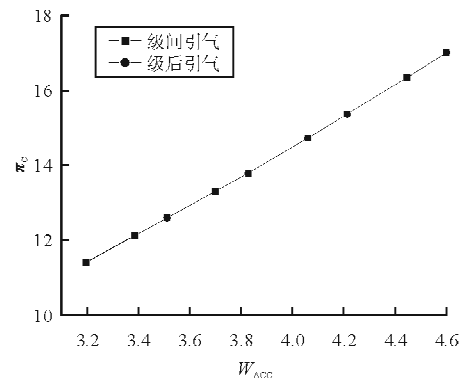


图 6 不同引气模型对发动机工作线的影响
Fig. 6 Influence of different bleeding model to the working line

从图 3 和图 4 可以看出, 采用两种引气模型, 发动机的功率与耗油率变化趋势虽然相同, 但是数值上存在较大差异: ①级间引气较级后引气获得的自由涡轮功更大, 这是因为级间引气时所引出气体消耗的压缩功更小, 燃气涡轮出口温度较高, 从而保证了自由涡轮能够输出更大的轴功率; ②相同引气量下, 级间引气时的耗油率将大幅减小, 这是因

为级间引气时冷却气流消耗的压缩功较小,对循环热效率的影响也较小。同时掺混损失的估算可能存在一定的误差,这也是导致二者差距的原因。

从图 5 和图 6 可以看出,不同的引气模型不会影响涡轮前总温与共同工作线的趋势。这是由于不同的引气量下,压气机的设计工作点取为同一点。而发动机的共同工作方程描述为下式:

$$\frac{q(\lambda_2)}{\pi_c} \sqrt{\frac{e_c - 1}{\eta_c}} = \text{const} \quad (15)$$

可见,当设计点选取相同时发动机共同工作方程中的右端项相等,从而保证了燃气发生器的工作线相同。涡轮前总温之所以重合(如图 5 所示),是因为当发动机的共同工作点一定时有 T_4 正比于 T_2 。显然,不同的引气模型下 T_2 相同,因而保证了 T_4 也相同。

2.2 涡轮冷气做功对发动机性能的影响

在设计点引气量(16%)的情况下,分别采用不考虑冷却气做功和考虑冷却气做功的涡轮冷却模型进行计算,通过对比分析,结果如图 7~图 10 所示。

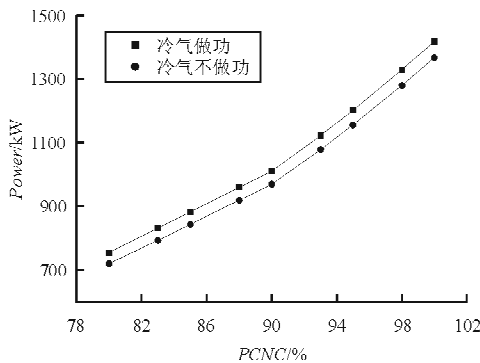


图 7 自由涡轮功率随物理转速降低的变化
Fig. 7 Relationship between power and rotate speed

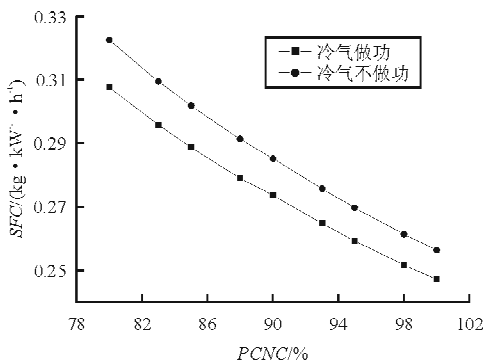


图 8 耗油率随物理转速降低的变化
Fig. 8 Relationship between sfc and rotate speed

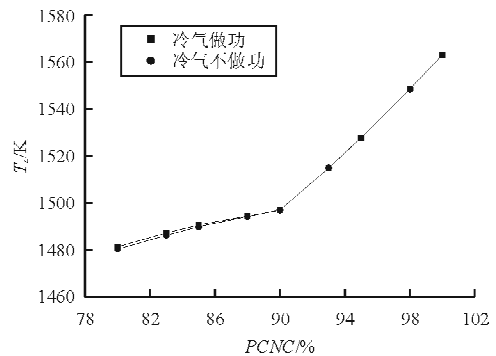


图 9 燃气涡轮前温度随物理转速降低的变化
Fig. 9 Relationship between T4 and rotate speed

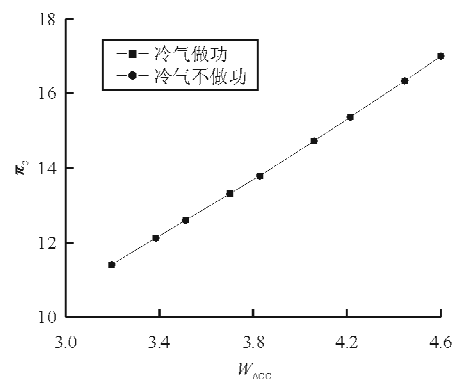


图 10 不同冷却模型对发动机工作线的影响
Fig. 10 Influence of different cooling model to the working line

从图 7 和图 8 可以看出:相同引气量下,考虑做功时获得的自由涡轮功更大;相同引气量下,考虑做功的耗油率将大幅减小,这是因为考虑冷却气流做功使得循环的有效功增加,热效率也增加。

从图 9 和图 10 可以看出,涡轮前总温和共同工作线的趋势与图 5 和图 6 的相同,即涡轮冷却气是否做功不会对 T_4 和发动机的共同工作线产生影响,其原因参见对图 5 和图 6 的解释。

2.3 不同引气量对发动机性能的影响

采用压气机级间引气模型和考虑引气做功的涡轮冷却模型,通过调整压气机级间引气量分别为 0%、4%、8%、12%、16%,且用来冷却燃气涡轮和自由涡轮的引气分配比例保持不变,比较不同引气量对发动机节流特性的影响,结果如图 11~图 14 所示。

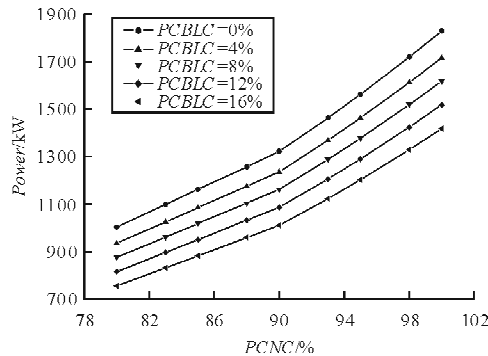


图 11 自由涡轮功率随物理转速降低的变化

Fig. 11 Relationship between power and rotate speed

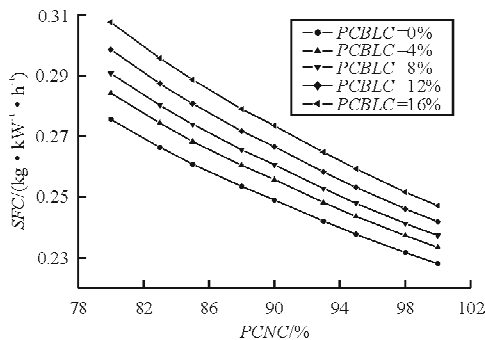


图 12 耗油率随物理转速降低的变化

Fig. 12 Relationship between sfc and rotate speed

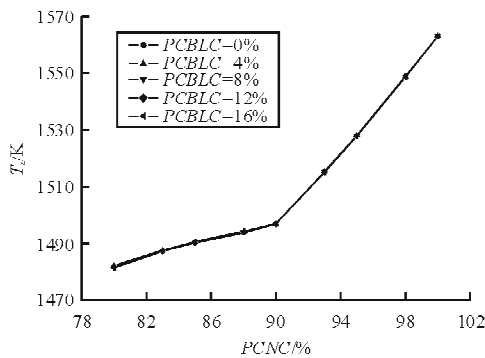


图 13 燃气涡轮前温度随物理转速降低的变化

Fig. 13 Relationship between T4 and rotate speed

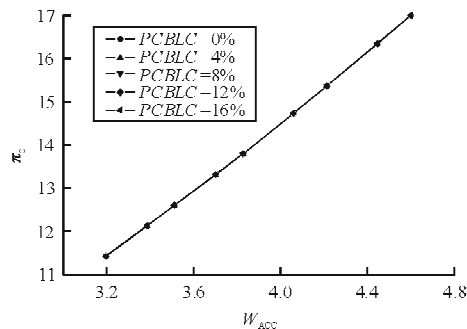


图 14 不同引气量对发动机工作线的影响

Fig. 14 Influence of different amount of bleeding to the working line

从图 11 可以看出,对于级间引气模型,在考虑涡轮冷却气做功的情况下,随着引气量的增加,自由涡轮发出的功率大幅下降,在 100% 物理转速下,1% 引气量的上升可以产生约 1.81% 自由涡轮功的下降。其原因在于虽然流过自由涡轮的燃气流量并无变化,但是由于从压气机中引出的气流没有被加热,加入的燃油量降低,从而使得气流获得的能量减少,自由涡轮前气流总温减少,最终导致了自由涡轮功减小。由此可见,不同的引气量对自由涡轮功率产生了很大的影响,在原有的两个涡轴发动机循环参数(增压比和燃气涡轮前温度)的基础上,可以增加引气量作为第三个涡轴发动机的循环参数。

从图 12 可以看出,不同的引气量对发动机的单位燃油消耗率产生一定的影响,随着引气量的增加,呈现上升趋势。解释如下:耗油率的计算公式是: $SFC = 3600 \times WFB / Power$ (其中, WFB 为消耗燃油流量),在发动机进口流量和燃烧室出口温度不变的情况下,随着引气量的增加,流过燃烧室的空气流量降低,从而导致 WFB 降低;同时随着引气量的增加,自由涡轮发出的功率会大幅下降,其降低的幅度大于 WFB 降低的幅度,从而导致随着引气量的增加,耗油率呈现上升趋势,间接表明不同的引气量对发动机自由涡轮发出的功率产生很大的影响。

从图 13 和图 14 可以看出,涡轮前总温和共同工作线的趋势与图 5 和图 6 相同,即引气量不会对 T_4 和发动机的共同工作线产生影响,其原因参见对图 5 和图 6 的解释。

3 结论

(1) 在循环参数和部件参数一定的情况下,采用级间引气模型计算的自由涡轮功比级后引气模型高出约 3.58%,耗油率比级后引气模型低 3.48%,可见当引气量较多的情况下,不同的压气机引气模型对发动机的性能参数产生一定的影响,这也反映了引气模型的选择对发动机性能计算十分重要。

(2) 在考虑涡轮冷却气做功的情况下,计算获得的涡轴发动机性能参数有所提高,计算的自由涡轮功比不考虑冷却气做功的情况高出 3.73%,耗

油率降低 3.59%。

(3) 对于级间引气模型,在考虑涡轮冷却气做功的情况下,随着引气量的增加,自由涡轮发出的功率大幅下降,在 100%物理转速下,1%引气量的上升可以产生约 1.81%自由涡轮功的下降,但不同的引气量对发动机的单位燃油消耗率影响很小。

(4) 改进的压气机引气模型和涡轮冷却模型,更接近发动机中的真实物理过程,因而可以应用于高性能发动机性能计算程序中,以提高计算精度。

参考文献

- [1] 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.
Lian Xiaochun, Wu hu. Aircraft engine theory[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005. (in Chinese)
- [2] 赵强, 陈玉春, 王永文, 等. 基于部件法的涡轴发动机性能计算模型研究[J]. 航空工程进展, 2011, 2(3): 312-317.
Zhao Qiang, Chen Yuchun, Wang Yongwen, et al. Study of mathematical model on steady-characteristics of turboshaft engine based on component modeling[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(3): 312-317. (in Chinese)
- [3] 孙滨. 发动机引气对性能参数的影响[J]. 科协论坛, 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)
- [4] 赵斌, 李绍斌, 周盛, 等. 航空发动机空气系统气源引气的研究进展[J]. 航空工程进展, 2012, 3(4): 476-485.
Zhao Bin, Li Shaobin, Zhou Sheng, et al. Research progress on the aircraft engine air system bleeding[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(4): 476-485. (in Chinese)
- [5] 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 turbine cooling[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(1): 17-20. (in Chinese)
- [6] 周文啸, 羌晓青, 滕金芳, 等. 多级轴流压气机级间引气的数值模拟研究[J]. 节能技术, 2011, 29(6): 490-494.
Zhou Wenxiao, Qiang Xiaqing, Teng Jinfang, et al. Numerical research of inter-stage bleeding in a multistage axial compressor[J]. Energy Conservation Technology, 2011, 29(6): 490-494. (in Chinese)
- [7] 《世界中小型航空发动机手册》编委会. 世界中小型航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2006.
Editorial Board of *Worldwide Medium-small Aeroengine Manual*. *Worldwide medium-small aeroengine manual*[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2006. (in Chinese)
- [8] IIRschkron R, Russo C J. Small turboshaft/turboprop engine technology study[J]. AIAA-86-1623, 1986.
- [9] Reed J A, Afjeh A A. An extensible object-oriented framework for distributed computational simulation of gas turbine propulsion systems[J]. AIAA-88-3565-927, 1988.
- [10] McKinney J S. Simulation of turbofan engine, Part I-Description of method and balancing technique [R]. AD-825197, 1967.
- [11] Mattingly J D, Heiser W H, Pratt D T. Aircraft engine design[M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
- [12] Jiang Luo, Razinsky E H. Conjugate heat transfer analysis of a cooled turbine vane using the V2F turbulence model [R]. ASME 2006-GT-91109, 2006.
- [13] Gauntner J W. Algorithm for calculating turbine cooling flow and the resulting decrease in turbine efficiency[J]. NASA TM-81453, 1980.
- [14] Horlock J H, Watson D T, Jones T V. Limitations on gas turbine performance imposed by large turbine cooling flows [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2001, 123(7): 487-494.
- [15] Sellers J F, Daniel C J. Dyngen-a program for calculating steady-state and transient performance of turbojet and turbofan engines[R]. NASA TND-7901, 1975.

作者简介:

胡秋晨(1988-),男,硕士研究生。主要研究方向:航空发动机总体设计。

陈玉春(1967-),男,教授。主要研究方向:航空宇航推进理论与工程。

贾琳渊(1989-),男,博士研究生。主要研究方向:航空发动机总体设计。

黄兴(1983-),男,博士研究生。主要研究方向:航空发动机总体设计。

(编辑:赵毓梅)