(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 106837431 A
(43)申请公布日 2017.06.13

(21)申请号 201611218310.6

(22)申请日 2016.12.26

(71)申请人 北京航空航天大学
地址 100191 北京市海淀区学院路37号

(72)发明人 丁水汀 于航 邱天 刘传凯

(74)专利代理机构 北京永创新实专利事务所 11121
代理人 周长琪

(51)Int.Cl.
F01D 5/18(2006.01)
F01D 5/14(2006.01)

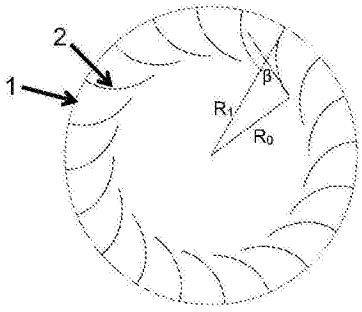
权利要求书1页 说明书3页 附图2页

(54)发明名称

一种用于提高航空燃气涡轮发动机过渡过程涡轮叶片气膜冷却气流品质的方法

(57)摘要

本发明公开一种用于提高航空燃气涡轮发动机过渡过程涡轮叶片冷却气流品质的方法，在涡轮盘的迎风面外缘周向安装叶片，叶片采用弯曲及扭曲共存形式叶片，可设计为与涡轮盘一体或通过悬挂于涡轮盘上。本发明能够针对发动机加速过渡过程瞬时提高叶片冷却气体压力，达到有效冷却涡轮叶片的目的，较传统涡轮盘结构在应对发动机过渡过程叶片冷却方面具有很大优势。



CN 106837431 A

1.一种用于提高航空燃气涡轮发动机过渡过程涡轮叶片冷却气流品质的方法,其特征在于:在涡轮盘的迎风面外缘周向布置叶片。

2.一种用于提高航空燃气涡轮发动机过渡过程涡轮叶片冷却气流品质的方法,其特征在于:叶片设计为径向式弯曲叶片。

3.如权利要求2所述一种用于提高航空燃气涡轮发动机过渡过程涡轮叶片冷却气流品质的方法,其特征在于:叶片设计为扭曲形式。

4.如权利要求1所述一种用于提高航空燃气涡轮发动机过渡过程涡轮叶片冷却气流品质的方法,其特征在于:叶片与涡轮盘设计为一体或通过悬挂件安装于涡轮盘上。

5.如权利要求1所述一种用于提高航空燃气涡轮发动机过渡过程涡轮叶片冷却气流品质的方法,其特征在于:叶片与转静系盘腔的静子件间无刮蹭。

6.如权利要求1～5所述一种用于提高航空燃气涡轮发动机过渡过程涡轮叶片冷却气流品质的方法,其特征在于:叶片数量为20片;叶片高为14～38mm;叶片出口宽度为90mm;叶片进口半径为200mm;叶片出口半径为300mm;叶片弯曲角度为120度。

一种用于提高航空燃气涡轮发动机过渡过程涡轮叶片气膜冷却气流品质的方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种用于提高航空燃气涡轮发动机过渡过程涡轮叶片冷却气流品质的方法，属于航空发动机过渡过程涡轮叶片冷却技术领域。

背景技术

[0002] 随着航空发动机过渡过程特征愈发明显，其带来的安全性隐患也得到了广泛的关注。当航空发动机工作于过渡过程其各部件之间匹配不协调，空气系统内气流经历复杂的瞬变过程，会引起一系列特征现象，如压力突变、局部逆流等，这些现象会诱发难以预测的危险载荷，给航空发动机带来潜在的安全隐患。

[0003] 在90年代，推重比10的一级加力式涡轮发动机研制成功，涡轮进口温度已达到1300K左右，而飞机发动机推力的提高很大程度上依赖于涡轮前总温的提高，所以为应对发动机推重比提高的不断需求，使发动机获得更大的推力，需设法提高涡轮前温度。目前先进航空发动机的涡轮进口燃气温度已经达到1800K～2050K之间，超出了耐高温叶片材料可承受的极限温度，所以必须采用有效的冷却方式冷却叶片。目前广泛用于航空发动机涡轮叶片冷却的技术有气膜冷却、冲击冷却、发散冷却、肋壁强化换热、扰流柱强化换热等。

[0004] 气膜冷却也称阻隔冷却，是在被冷却壁面上游布置适当的气膜孔，将内冷通道的冷却空气通过气膜孔沿一定方向喷出，粘附在壁面附近，在叶片表面形成均匀覆盖的冷却气膜，将高温燃气与叶片壁面隔离，从而起到隔热的作用。国内外对于涡轮叶片气膜冷却有大量的理论和试验研究成果，国外研究了主流道顺压力梯度和逆压力梯度对离散孔气膜冷却的影响，以及使用瞬态液晶技术对带有多排气膜冷却的涡轮叶片表面的换热系数和气膜冷却效率进行了试验研究，国内对气膜冷却也进行了大量研究。在发动机过渡过程中，空气系统在某些分支流路上更易受到气流逆流的影响，涡轮叶片气膜孔出现燃气倒灌就属于该情况，高温燃气进入涡轮叶片会直接烧蚀叶片，此时气膜冷却已经失去作用，所以必须阻止燃气倒灌的发生，上述研究成果并没有涉及如何使气膜冷却在过渡过程仍然能够起作用。

[0005] 在整机环境过渡过程中涡轮叶片承受的气动载荷变化显著，由于空气系统中叶片冷却气流瞬态响应的滞后，对于发动机加速过程增大供油量的情况会造成冷却气对叶片的冷却与主流道燃气的高温冲击所带来的影响不匹配，涡轮叶片也将工作于更为严苛的环境中，因此从主动安全性方面考虑，需建立一种可以在发动机过渡过程中加强叶片冷却效果的方法。

发明内容

[0006] 在航空发动机过渡过程中，主流道气流参数瞬时响应，空气系统内气流参数响应滞后，在发动机涡轮结构中体现在盘腔内冷却气对于叶片冷却效果的影响。因此，为解决在发动机过渡过程中涡轮叶片存在的冷却问题，本发明提出一种用于提高航空燃气涡轮发动机过渡过程涡轮叶片气膜冷却气流品质的方法，通过对涡轮盘进行改型以达到此目的。

[0007] 本发明用于提高航空燃气涡轮发动机过渡过程涡轮叶片冷却气流品质的方法，具体为：

[0008] 在涡轮盘的迎风面外缘周向布置叶片。叶片设计为径向式弯曲叶片，同时设计为扭曲形式。叶片与涡轮盘设计为一体或通过悬挂件安装于涡轮盘上。

[0009] 本发明的优点在于：

[0010] 1、本发明用于提高航空燃气涡轮发动机过渡过程涡轮叶片气膜冷却气流品质的方法，能够针对发动机加速过渡过程瞬时提高叶片冷却气体压力，达到有效冷却涡轮叶片的目的，较传统涡轮盘结构在应对发动机过渡过程叶片冷却方面具有很大优势。

[0011] 2、本发明用于提高航空燃气涡轮发动机过渡过程涡轮叶片气膜冷却气流品质的方法，在发动机加速过渡过程气膜孔出流压力升高，减速过渡过程，气膜孔出流压力降低，二者相互协调，即主流道燃气压力和叶片冷却供气压力同步响应。

[0012] 3、本发明用于提高航空燃气涡轮发动机过渡过程涡轮叶片气膜冷却气流品质的方法，可在发动机加速过渡过程对叶片起到很好的保护作用，有效抑制燃气倒灌。

附图说明

[0013] 图1为涡轮盘迎风面上叶片布置方式示意图；

[0014] 图2a为叶片弯曲形式中前弯式示意图；

[0015] 图2b为叶片弯曲形式中后弯式示意图；

[0016] 图2c为叶片弯曲形式中径向式示意图；

[0017] 图3为涡轮盘上的叶片参数示意图；

[0018] 图4为燃烧室出口速度系数与总压恢复系数特性关系曲线；

[0019] 图5为压气机压比与换算流量特性曲线。

[0020] 图中：

[0021] 1-涡轮盘 2-叶片

具体实施方式

[0022] 下面结合附图对本发明做进一步详细说明。

[0023] 本发明用于提高航空燃气涡轮发动机过渡过程涡轮叶片冷却气流品质的方法，具体如下：

[0024] 在涡轮盘1的迎风面外缘周向布置弯曲叶片2，如图1所示，利用弯曲叶片2旋转做功及离心增压的方式来改善发动机过渡过程涡轮叶片冷却气流品质，降低燃气倒灌的潜在风险。

[0025] 叶片2的弯曲形式有前弯式、后弯式及径向式，如图2所示；三种弯曲形式中，径向式叶片2摩擦损失及效率介于前弯式和后弯式之间。因此，本发明中设计弯曲叶片2采用径向式弯曲形式，即两叶片2间流道出口切线方向经过涡轮盘1圆心位置。同时，本发明中根据气动理论，为了提高叶片2的气动性能，还将叶片2加工成扭曲形式，如图3所示，即从叶片2根部到叶片2尖部叶型弯角及安装斜度不同，进而保证在不同叶高位置处有最大的做功能力，减少出气损失，获得较高的效率。

[0026] 上述结构的涡轮盘1中，优选设计参数如下表所示：

[0027] 表1涡轮盘上叶片参数

[0028]

叶片进口半径R_0/mm	200	叶片数量/片	20
叶片出口半径R_1/mm	300	叶片高/mm	14～38
叶片弯曲角度β(°)	120	叶片出口宽度/mm	90

[0029] 通过上述方式，在涡轮盘1上添加弯曲叶片2后，通过叶片2对气体做功，将叶片2的机械能转化为气体的动能和压力能，通过叶片2旋转做功，可以达到在过渡过程中瞬时提高叶片2冷却气压力的目的，抑制燃气倒灌，进而提高涡轮叶片2安全裕度。转静系盘腔相对于旋转系盘腔冷却气体受叶片2带动作用更强，增压效果也更明显。

[0030] 对于叶片2的设计方式，可采用一体式或悬挂式。其中一体式即将叶片2与涡轮盘1迎风面间设计为一体结构，完成整体构型。悬挂式则是将单独加工而成的叶片2通过悬挂件悬挂于涡轮盘1的迎风面上，使叶片2与涡轮盘1间位置固定。

[0031] 上述一体式的叶片2整体强度大，但是涡轮盘1整体形式复杂，不利于加工。而悬挂式的叶片2可拆卸，结构灵活，可以单独加工叶片2，利于加工气动性能高的优化结构叶片2，但是随着涡轮转速的增大，对于叶片2悬挂固定方式有更高的要求，连接处需有足够的强度。对于叶片2悬挂式安装方式，需校核叶片2悬挂固定的可靠性，以发动机飞行包线下不出现叶片2松动为准，而且转静系盘腔中有足够的空间，保证叶片2与静子件不出现剐蹭。

[0032] 在转静系盘腔中，气流经预旋喷嘴进入涡轮盘腔冷却涡轮盘1，随后一部分气体流入涡轮叶片2冷却通道用以冷却涡轮叶片2。在发动机加速过程中，瞬时加大供油量，涡轮前燃气温度提高，涡轮导向器流通能力下降，导致燃烧室出口流量下降，燃烧室出口速度系数减小。燃烧室出口速度系数与总压恢复系数特性关系曲线如图4所示，其中，σ_b为燃烧室进出口总压恢复系数、λ_{in}为出口速度系数。由特性曲线可知，随着燃烧室出口速度系数减小(图中箭头指向)，燃烧室总压恢复系数增大，所以最终造成燃烧室出口压力升高，进入涡轮的燃气压力升高。此时涡轮叶片2受到的气动负荷随之变化，涡轮叶片2气膜孔出流条件恶化。

[0033] 应用本发明方法，在涡轮盘1迎风面安装弯曲叶片2后，弯曲叶片2随涡轮盘1旋转，进入叶片2间通道的气流随叶片2旋转，并在离心力的作用下被抛向轮缘。由于气流的相对速度下降，并受离心力的压缩，气流压力升高，历程与离心压气机一致。同时，经计算该新型结构特性与压气机特性一致，即换算流量增大时，增压比减小，反之，增压比增大。

[0034] 在发动机过渡过程初始阶段，发动机转速瞬时保持不变，同时空气系统内部气流存在滞后响应。由于气膜孔出流条件恶化，即出口处压力升高，导致气膜孔出流流量减小。压气机压比与换算流量特性曲线如图5所示，其中，π_c为压气机增压比、W_{cor}为换算流量、Nr＝Const为等换算转速线、喘振及阻塞线为压气机工作边界。由于发动机转速及盘腔内部气体状态参数在过渡过程初始瞬间均未发生变化，所以工作点只能沿同一换算转速线移动(图中曲线)。由特性曲线可知，在同一换算转速下，随着换算流量减少(图中箭头指向)，整个盘腔结构增压比增大，表明进入叶片2的冷却气体压力升高，平衡在加速过程中主流道燃气瞬时升高的压力，从而降低发生燃气倒灌的潜在危险概率。

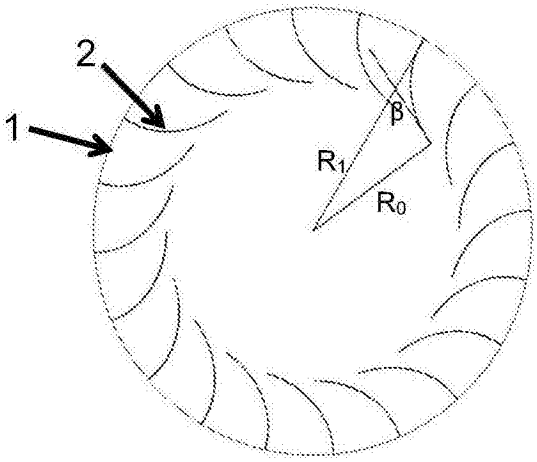


图1

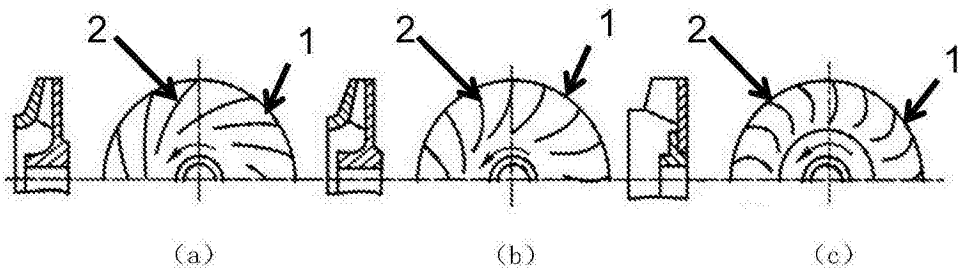


图2

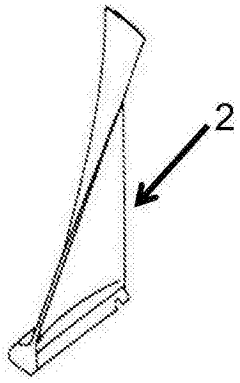


图3

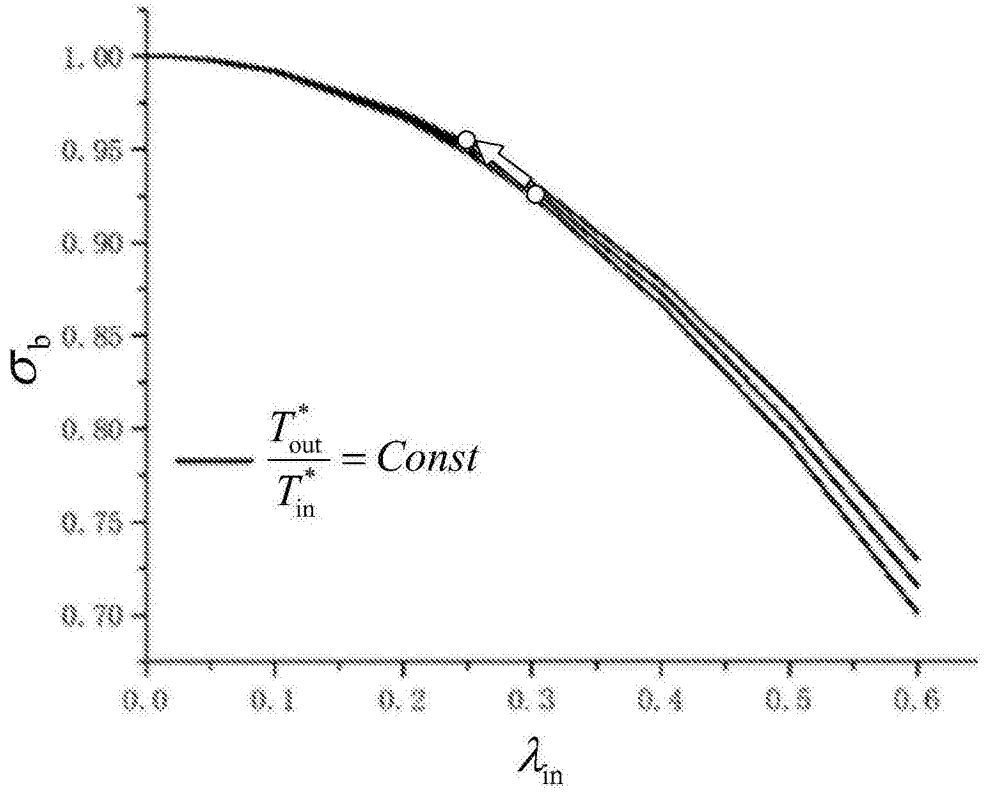

1.00
0.95
0.90
0.85
0.80
0.75
0.70
σ_b
$\frac{T^*_{out}}{T^*_{in}} = Const$
0.0
0.1
0.2
0.3
0.4
0.5
0.6
λ_{in}

图4

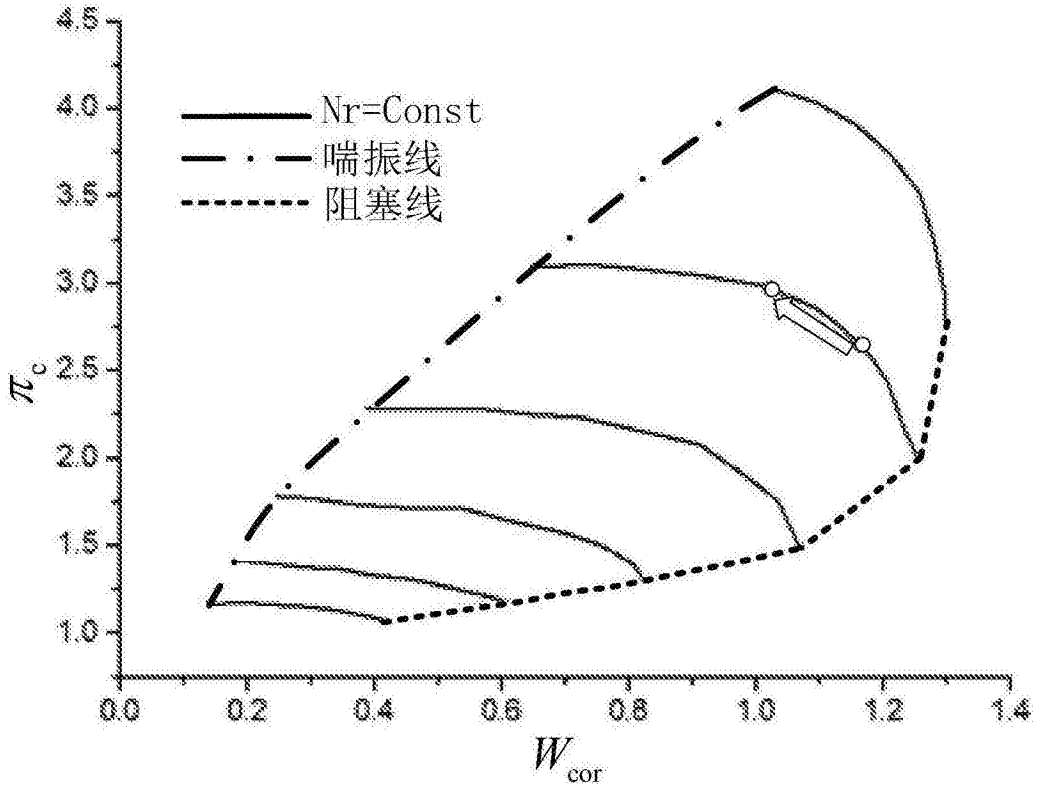

4.5
4.0
3.5
3.0
2.5
2.0
1.5
1.0
π_c
Nr=Const
喘振线
阻塞线
0.0
0.2
0.4
0.6
0.8
1.0
1.2
1.4
W_{cor}

图5