

间冷回热航空发动机性能计算与分析

龚昊¹, 王占学¹, 康涌², 黄红超², 李刚团²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 在常规循环双轴分排大涵道比涡扇发动机模型基础上, 通过引入间冷器、回热器和间冷涵道模型, 发展了间冷回热航空发动机(IRA)性能模拟方法, 编写了相应的性能计算程序, 计算并分析了一种间冷涵道独立排气的 IRA 的高度速度特性和节流特性。计算表明: 全包线内, 回热器一直可以正常换热, IRA 可以正常工作。不同工况下, IRA 的净推力都接近或大于对照常规循环涡扇发动机, 而耗油率较对照常规循环涡扇发动机降低 9%~20%。

关 键 词: 间冷; 回热; 航空发动机; 性能模拟; 发动机特性

中图分类号: V235.13

文献标志码: A

Performance calculation and analysis of intercooled recuperated aero-engine

GONG Hao¹, WANG Zhan-xue¹, KANG Yong²,

HUANG Hong-chao², LI Gang-tuan²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: In combination with intercooler, recuperator and intercooler duct model, an intercooled recuperated aero-engine (IRA) performance simulation methodology was developed based on conventional cycle two-spool unmixed flow high bypass ratio turbofan engine model. And an IRA performance calculation program was compiled. The characteristics of the IRA with separate intercooler duct exhaust were calculated and analyzed for the altitude velocity and throttling. The results indicate that, heat exchange process of the recuperator can always take place and IRA can operate normally in the flight envelope. In different conditions, the net thrust of the IRA is close to or higher than that of the conventional turbofan engine, while the specific fuel consumption of the IRA is reduced by 9% to 20%.

Key words: intercooled; recuperated; aero-engine; performance simulation; engine characteristic

近年来,民用航空运输量不断增长,航空业迅速发展。同时,燃油价格不断上涨,环保要求也愈发严格。民航领域迫切要求进一步降低航空发动机的油耗并减小航空发动机排放和噪声对环境的

影响,以提高运输经济性。而当代常规循环航空发动机性能水平已经很高,其进一步提高的空间较小。因此可以考虑革新热力循环,发展环境友好民用航空发动机。其中,间冷回热航空发动机(inter-

收稿日期:2013-04-09

基金项目:工业和信息化部民用飞机专项科研项目(MJ-D-2011-10)

作者简介:龚昊(1988—),男,山东枣庄人,博士生,主要从事航空发动机总体设计研究。

cooled recuperated aero-engine, IRA) 是一个重要研究方向, 通过采用间冷回热循环可以进一步提高航空发动机的性能和环保水平。

1 IRA 研究历程和现状

IRA 由于引入换热器而区别于常规循环发动机, 其技术研究可追溯至 20 世纪 40 年代。德国为了增加 Me264 轰炸机的航程, 于 1943 年首次提出热交换发动机概念, 为一种回热涡轮发动机。同年, 英国为了降低商业航线飞机的油耗, 增加其航程, 首次将回热器安装在航空发动机上, 构成 Bristol Theseus 回热涡轮发动机^[1]。

之后, 出现了多种带换热器的航空发动机概念和试验发动机, 如美国的 T56-A-7, T78-A-2, T63-A-5 和 T53-L-9 回热发动机, 德国的间冷回热涡轮发动机概念, 前苏联的 AL-34-1 和 AL-34-2 回热发动机等^[1-2]。其中, T63-A-5 回热涡轮发动机于 1967 年 10 月被安装在一架 YOH-6A 直升机上进行了 50 h 的飞行试验, 这是带换热器发动机唯一的一次载人飞行试验。

在海军舰船动力和工业生产上, 出现了诸多使用换热器技术的燃气轮机, 如英国的 RM60 和 SMIC-ICR, 美国的 LM1600-ICR, WR-21, Mercury50 和 LMS100, 前苏联的 GTY-20, 德国的 SGT12 等^[3-4]。其中, WR-21 间冷回热循环燃气轮机已成为现代舰用燃气轮机的典型代表。

进入 21 世纪以来, 欧盟实施了一系列预研计划, 探索研究先进循环航空发动机, IRA 成为研究热点。环保型航空发动机部件验证 (CLEAN) 计划、新型航空发动机方案 (NEWAC) 计划、清洁天空 (clean sky) 计划和洁净航空发动机 (CLAIRE) 计划等均将 IRA 列为重要研究内容或重要技术基础^[5-9]。

目前, 国内外对 IRA 的研究主要是发动机热力循环分析和循环参数优化, 对于发动机非设计点性能的研究较少。Boggia 等^[7]进行了 IRA 概念设计和参数研究, 指出了 IRA 在降低油耗和减少排放上的潜力。Dewanji 等^[10]以 GE90 的发动机参数为基础分别进行了齿轮驱动风扇发动机和 IRA 改造, 使用 Gasturb 软件计算并对比了它们在巡航状态和起飞状态的性能与 NO_x 排放。Andriani 等^[11]对 IRA 热力循环过程进行了理论分析, 进行了发动机设计点循环参数研究。Kyprianidis 等^[12]使用 TERA2020 对间冷涡轮发动机和 IRA 进行了概念研究, 将两者在飞机系统级与常

规循环涡轮发动机进行了对比分析。Xu 等^[13]使用 TERA2020 以最小任务油耗为目标对 IRA 进行了参数优化, 相比先前的工作在更细节的层面上进行了发动机概念设计。国外的研究论文普遍没有公开 IRA 计算模型和计算方法细节, 对发动机非设计工况性能的研究一般仅为在飞机系统级的对比分析。

国内主要是北京航空航天大学 and 西北工业大学开展了 IRA 初步研究。北京航空航天大学在 Matlab 平台上建立了三轴分排 IRA 模型, 进行了性能计算和热力循环分析^[14], 并计算分析了 IRA 巡航状态节流特性^[15]。西北工业大学使用 C++ 开发了两轴带齿轮减速器分排 IRA 性能计算分析程序, 对间冷回热过程对涡轮发动机性能的影响及设计点循环参数匹配方法进行了分析^[16]。本文较之前的工作^[16]更新了 IRA 整机及换热器计算模型, 重点研究其非设计点性能。

2 物理模型和计算方法

2.1 IRA 模型

图 1 为本文的 IRA 计算模型, 其间冷器和回热器均为间壁式换热器, 冷热端气流仅换热, 不掺混; 内涵道、外涵道和间冷涵道分别排气。

间冷器位于间冷涵道中, 冷端在间冷涵道, 热端进口接增压级出口, 热端出口接高压压气机进口。经风扇压缩后, 一部分外涵气流被分流进入间冷涵道, 与经增压级压缩后的内涵气流在间冷器中换热。换热后, 高压压气机进口总温降低, 高压压气机消耗的压缩功减少; 间冷涵道的气流总温升高, 做功能力增强, 通过独立的喷管排出。

回热器位于低压涡轮后, 冷端进口接高压压气机出口, 冷端出口接燃烧室进口。内涵气流经高压压气机压缩后, 通过导管进入回热器与高温燃气换热, 再通过导管返回燃烧室进口。换热后, 燃烧室进口总温较无回热过程时升高, 相同涡轮前温度下, 燃烧室总温降低; 低压涡轮出口气流经换热后进入内涵喷管, 由于一部分热量被回收, 排气温度降低。

间冷过程中间冷涵道推力的增加可以补偿由于内涵喷管排气总温降低导致的内涵推力降低, 以及引入间冷器和回热器带来的总压损失的影响, 从而保证发动机推力降低有限或不降低。

2.2 换热器模型和计算方法

IRA 部件模型中, 除间冷器和回热器外, 其

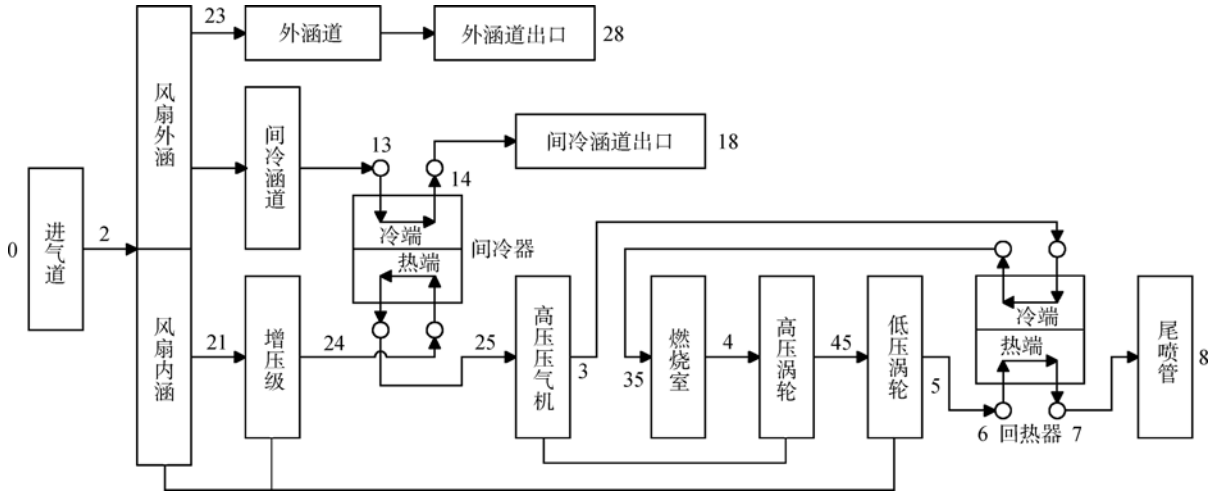


图1 IRA模型示意图

Fig. 1 Sketch of IRA model

他部件计算方法与常规循环双轴分排大涵道比涡扇发动机(简称常规循环涡扇发动机)无异,详见文献[17].下面主要介绍间冷器和回热器的计算模型和换热过程计算方法.换热器模型示意图见图2,截面编号与图1相同.

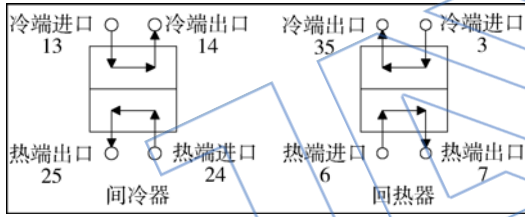


图2 换热器模型示意图

Fig. 2 Sketch of heat exchanger model

2.2.1 换热器性能指标

换热器性能指标之一是换热效率,对间冷器和回热器分别定义如下:

$$\begin{cases} \epsilon_{ic} = \frac{c_{p24} \times \dot{m}_{24} \times (T_{t24} - T_{t25})}{\min\{c_{p13} \times \dot{m}_{13} \times (T_{t24} - T_{t13}), c_{p24} \times \dot{m}_{24} \times (T_{t24} - T_{t13})\}} \\ \epsilon_{re} = \frac{c_{p6} \times \dot{m}_6 \times (T_{t6} - T_{t7})}{\min\{c_{p3} \times \dot{m}_3 \times (T_{t6} - T_{t3}), c_{p6} \times \dot{m}_6 \times (T_{t6} - T_{t3})\}} \end{cases} \quad (1)$$

式中 ϵ 为换热效率, c_p 为比定压热容, $\dot{m}$ 为质量流量, T_t 为总温;下标 ic 代表间冷器, re 代表回热器.

对间冷器而言,间冷用气量仅占外涵道总流量的一部分

$$\dot{m}_{13} = \dot{m}_{bypass} \times \left(\frac{\dot{m}_{intercooled}}{\dot{m}_{bypass}} \right) \quad (2)$$

其中 $\dot{m}_{bypass}$ 为风扇后外涵道总流量, $(\dot{m}_{intercooled}/$

$\dot{m}_{bypass})$ 为外涵道间冷用气分流比.

换热器另一性能指标是冷、热端总压恢复系数,分别定义为

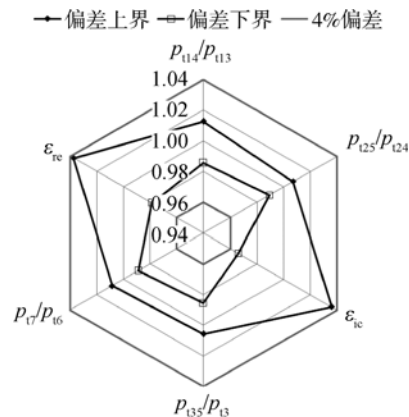
$$\begin{cases} \sigma_{ic,c} = \frac{p_{t14}}{p_{t13}}, \sigma_{ic,h} = \frac{p_{t25}}{p_{t24}} \\ \sigma_{re,c} = \frac{p_{t35}}{p_{t3}}, \sigma_{re,h} = \frac{p_{t7}}{p_{t6}} \end{cases} \quad (3)$$

其中 σ 为总压恢复系数, p_t 为总压;下标 c 代表换热器冷端, h 代表换热器热端.

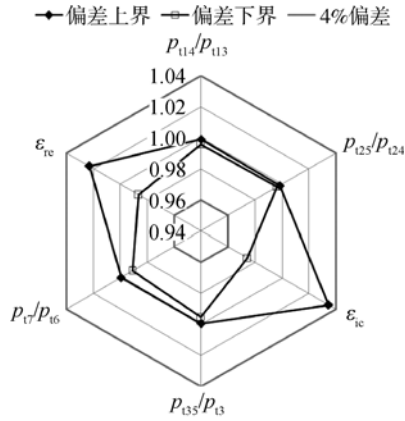
2.2.2 换热器特性计算

在文献[18]基础上,本文发展了 IRA 用间冷器和回热器的 1 阶精度特性公式,见式(4)~式(9).对于本文的算例,分别用式(4)~式(9)与文献[19]的方法计算得到换热器特性,两者计算换热器性能的偏差见图3.图中, ϵ_{ic} 和 ϵ_{re} 分别代表间冷器和回热器的换热效率, p_{t14}/p_{t13} 和 p_{t25}/p_{t24} 分别代表间冷器冷、热端总压恢复系数, p_{t35}/p_{t3} 和 p_{t7}/p_{t6} 分别代表回热器冷、热端总压恢复系数.

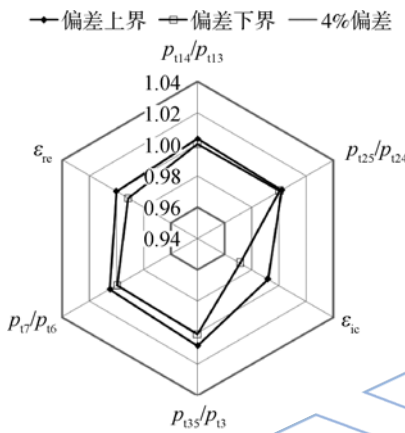
由图3可见,换热效率的最大偏差小于4%,



(a) 高度速度特性的计算精度



(b) 起飞状态节流特性的计算精度



(c) 巡航状态节流特性的计算精度

图3 换热器性能计算精度结果

Fig. 3 Calibration results of heat exchanger performance

总压恢复系数的最大偏差小于2%，模型精度基本满足IRA概念研究和初步方案论证需求。因此，本文使用该组公式进行IRA非设计点数值模拟，不进行详细的换热器设计。

1) 间冷器特性计算

间冷器换热效率为

$$\epsilon_{ic} = 1 - \frac{\dot{m}_{24} \times \frac{\sqrt{T_{t24}}}{p_{t24}}}{\dot{m}_{24,des} \times \frac{\sqrt{T_{t24,des}}}{p_{t24,des}}} \times (1 - \epsilon_{ic,des}) \quad (4)$$

式中下标 des 代表该数值为设计点数值。

间冷器冷端总压恢复系数为

$$\sigma_{ic,c} = 1 - \left[\frac{\dot{m}_{13} \times \frac{\sqrt{T_{t13}}}{p_{t13}}}{\dot{m}_{13,des} \times \frac{\sqrt{T_{t13,des}}}{p_{t13,des}}} \right]^2 \times (1 - \sigma_{ic,c,des}) \quad (5)$$

间冷器热端总压恢复系数为

$$\sigma_{ic,h} = 1 - \left[\frac{\dot{m}_{24} \times \frac{\sqrt{T_{t24}}}{p_{t24}}}{\dot{m}_{24,des} \times \frac{\sqrt{T_{t24,des}}}{p_{t24,des}}} \right]^2 \times (1 - \sigma_{ic,h,des}) \quad (6)$$

2) 回热器特性计算

回热器换热效率为

$$\epsilon_{re} = 1 - \frac{\dot{m}_3 \times \frac{\sqrt{T_{t3}}}{p_{t3}}}{\dot{m}_{3,des} \times \frac{\sqrt{T_{t3,des}}}{p_{t3,des}}} \times (1 - \epsilon_{re,des}) \quad (7)$$

回热器冷端总压恢复系数为

$$\sigma_{re,c} = 1 - \frac{\left(\frac{\dot{m}_3}{p_{t3}} \right)^2 \times \frac{T_{t3}^{1.55}}{T_{t3}^{0.55}}}{\left(\frac{\dot{m}_{3,des}}{p_{t3,des}} \right)^2 \times \frac{T_{t3,des}^{1.55}}{T_{t3,des}^{0.55}}} \times (1 - \sigma_{re,c,des}) \quad (8)$$

回热器热端总压恢复系数为

$$\sigma_{re,h} = 1 - \frac{\left(\frac{\dot{m}_6}{p_{t6}} \right)^2 \times T_{t6}}{\left(\frac{\dot{m}_{6,des}}{p_{t6,des}} \right)^2 \times T_{t6,des}} \times (1 - \sigma_{re,h,des}) \quad (9)$$

2.2.3 换热过程计算方法

步骤1 设计点计算时给定换热器换热效率 ϵ_{des} ，非设计点计算时，间冷器由式(4)，回热器由式(7)得非设计点换热效率。

步骤2 已知换热器冷、热端进口总温，则换热器热端出口总温 T_{t25} 和 T_{t7} 可由式(1)求出。

步骤3 换热器的再生热可按下式计算：

$$\begin{cases} Q_{ic} = c_{p13} \times \dot{m}_{13} \times (T_{t14} - T_{t13}) = \\ \quad c_{p24} \times \dot{m}_{24} \times (T_{t24} - T_{t25}) \\ Q_{re} = c_{p3} \times \dot{m}_3 \times (T_{t35} - T_{t3}) = \\ \quad c_{p6} \times \dot{m}_6 \times (T_{t6} - T_{t7}) \end{cases} \quad (10)$$

由式(10)可得换热器冷端出口总温 T_{t14} 和 T_{t35} 。

步骤4 已知换热器冷、热端进口总压，间冷器由式(5)、式(6)，回热器由式(8)、式(9)可得冷、热端总压恢复系数，则换热器冷、热端出口总压可由式(4)计算得出。

2.3 IRA性能计算方法

由于引入间冷器和回热器，IRA共同工作方程组较常规循环涡扇发动机有所变化。常规循环涡扇发动机共同工作方程组为6阶非线性代数方程组，包含6个迭代变量，对应6个残差。IRA共

同工作点计算时,除常规循环发动机的平衡方程外,增加了间冷涵道流量平衡方程和回热器热平衡方程,新增迭代变量为间冷器冷端进口流量和回热器冷端出口总温,新增残差为间冷涵道流量残差和回热器冷端出口总温残差。本文 IRA 共同工作方程组如下:低压涡轮-风扇与增压级功率平衡方程;高压涡轮-高压压气机功率平衡方程;低压涡轮-风扇内涵出口流量平衡方程;高压涡轮-高压压气机流量平衡方程;风扇外涵出口-外涵尾喷管流量平衡方程;低压涡轮出口-内涵尾喷管流量平衡方程;间冷器冷端出口-间冷涵道出口流量平衡方程。

回热器热平衡方程,即

$$\dot{m}_6 \times (h_{t6} - h_{t7}) = \dot{m}_3 \times (h_{t35} - h_{t3}) \quad (11)$$

式中 h_t 为总焓。

本文通过 Newton-Raphson 方法求解该 8 阶非线性代数方程组。

3 IRA 性能计算分析

本文选取巡航状态为设计点,IRA 和对照常规循环涡扇发动机(Ref. E)的主要设计点参数见表 1,空气系统见表 2。换热器参数参考文献[11, 19]给出,其他部件效率根据现代大涵道比涡扇发

表 1 IRA 和 Ref. E 的设计点参数

Table 1 Design parameters of IRA and Ref. E

设计点参数	IRA	Ref. E
高度/km	11	11
马赫数	0.8	0.8
流量/(kg/s)	650	650
涵道比	10	10
内涵风扇压比	1.5	1.5
外涵风扇压比	1.62	1.62
增压级压比	3	3
高压压气机压比	7.5	7.5
涡轮前温度/K	1700	1700
间冷器换热效率	0.6	
回热器换热效率	0.7	
间冷器冷端/热端 总压恢复系数	0.95/0.95	
回热器冷端/热端 总压恢复系数	0.95/0.95	
间冷用气分流比	0.1	

表 2 IRA 空气系统

Table 2 IRA air system

引出位置	引入位置	相对 焓增	引气 量/%
高压压气机末级	高压涡轮导向器	1	10
高压压气机末级	高压涡轮转子	1	5
高压压气机末级	低压涡轮导向器	1	2
高压压气机中间级	低压涡轮转子	0.7	3

动机参数水平选择。除间冷回热相关的参数外,Ref. E 的参数与 IRA 的相同。控制规律为低压轴相对物理转速($N_{l,rel}$)等于常数。数值模拟得到 IRA 和 Ref. E 的高度速度特性、节流特性见第 3.1 至第 3.3 节。

3.1 高度、速度特性

间冷回热航空发动机(IRA)与对照常规循环涡扇发动机(Ref. E)的净推力和耗油率(SFC)随高度、速度的变化如图 4 和图 5 所示。两种发动机的参数变化趋势相同:相同马赫数下,随着高度的增大,净推力和耗油率降低,但高度对于净推力的影响程度高于对耗油率的影响;相同高度下,随着马赫数的增大,净推力降低,耗油率增大,但在较高的高度下,马赫数对于净推力的影响减小。由于控制低压轴相对物理转速为常数,在同一工况下,IRA 和对照常规循环涡扇发动机进口流量相同,但间冷过程增大了部分外涵气流的做功能力,因而 IRA 的净推力较常规循环涡扇发动机有所增

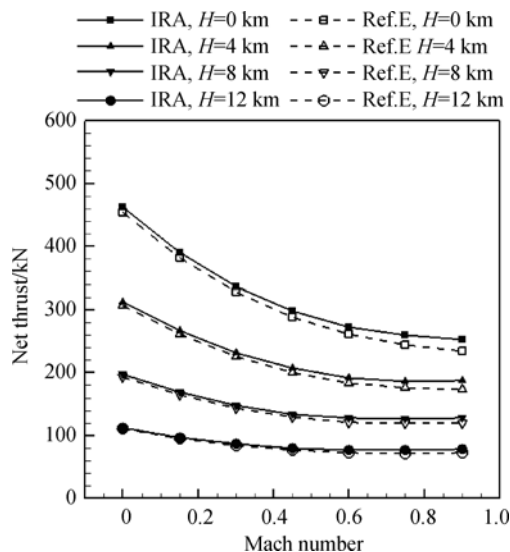


图 4 高度、马赫数对净推力的影响

Fig. 4 Effect of altitude and Mach number on net thrust

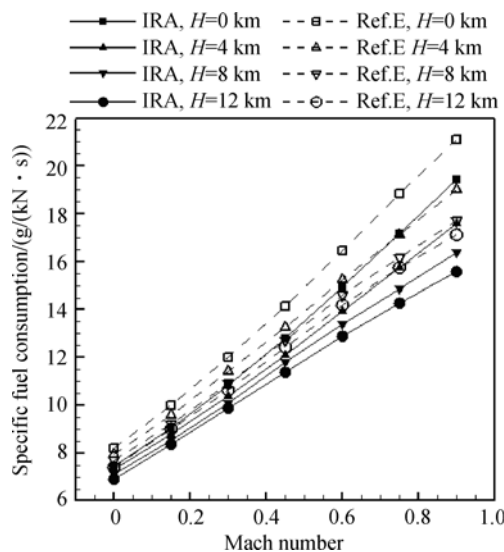


图 5 高度、马赫数对耗油率的影响

Fig. 5 Effect of altitude and Mach number on SFC

加. 高度越低, 马赫数越大时, IRA 的净推力增大越多. 间冷过程减少了高压压气机压缩耗功, 同时, 回热过程减小了燃烧室温升, 两者使得发动机耗油率明显降低.

IRA 和对照常规循环涡扇发动机的涵道比随高度、马赫数的变化见图 6. 两种发动机的涵道比变化趋势相同, 等高度下都随马赫数的增大而增大, 等马赫数下都随高度的增大而减小. 在低高度时, IRA 的涵道比略大于常规循环涡扇发动机, 而发动机进口流量相同, 则 IRA 的外涵流量大于常规循环涡扇发动机. IRA 的间冷用气分流比 $\dot{m}_{\text{intercooled}}/\dot{m}_{\text{bypass}}$ 随高度、马赫数的变化见图 7,

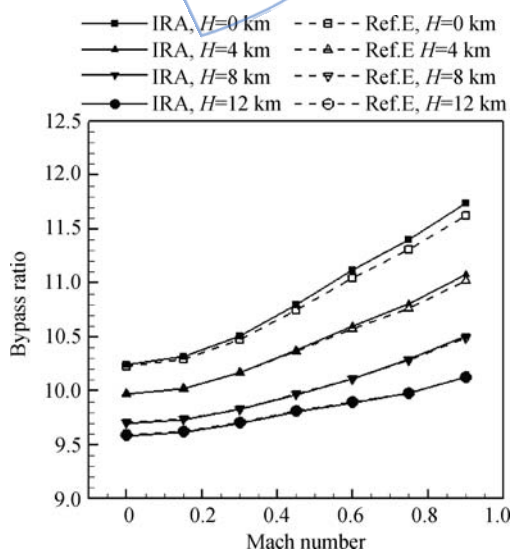


图 6 高度、马赫数对涵道比的影响

Fig. 6 Effect of altitude and Mach number on bypass ratio

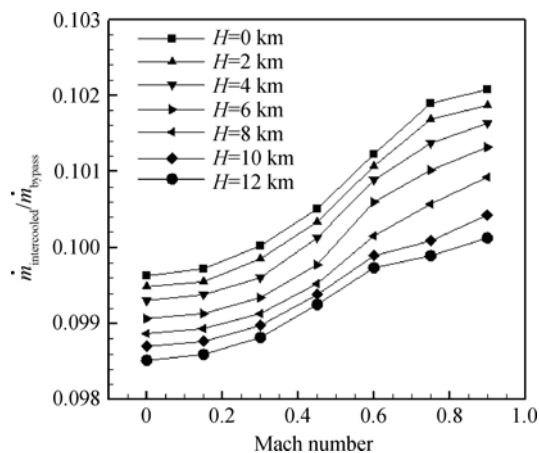
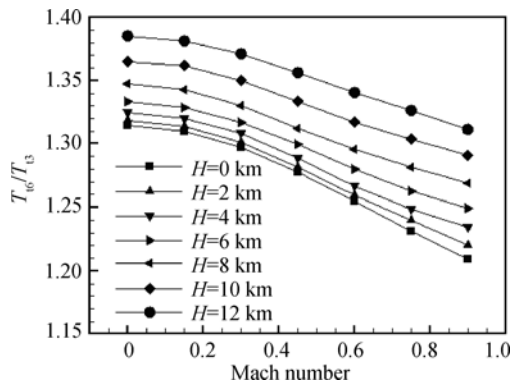


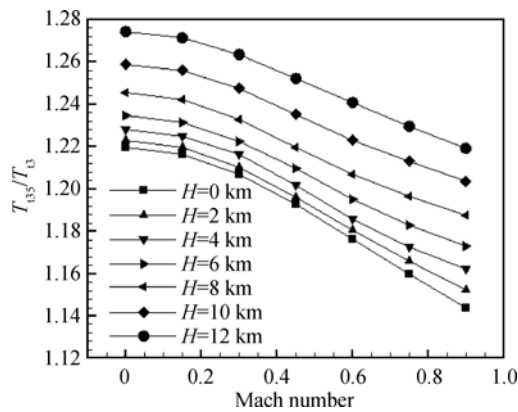
图 7 高度、马赫数对间冷用气分流比的影响

Fig. 7 Effect of altitude and Mach number on mass flow ratio between intercooling and bypass

间冷用气分流比变化趋势与涵道比变化趋势相同. 当涵道比低于设计涵道比时, 间冷用气分流比也低于其设计值, 但其偏离设计值不超过 2%, 说明间冷涵道从外涵道气流中的分流比例基本可以保持不变.

冷端进口总温低于热端进口总温是 IRA 回热器在非设计点冷、热端正常换热的必要条件. 图 8 反映了高度、马赫数变化对回热器工作条件的影响, 可知低压涡轮出口总温 T_{16} 总是高于高压压气机出口总温 T_{13} , 满足回热器正常工作条件. 图 9 反映了随高度、马赫数的变化, 回热器的换热情况, 可知燃烧室进口总温 T_{135} 总是高于高压压气机出口总温 T_{13} , 即回热器冷端出口总温总是高于回热器冷端进口总温. 说明回热器在飞行包线内始终可以正常换热, 且相同高度下, 马赫数越小, 换热越好; 相同马赫数下, 高度越低, 换热越好.

图 8 高度、马赫数对 T_{16}/T_{13} 的影响Fig. 8 Effect of altitude and Mach number on recuperator inlet temperature ratio T_{16}/T_{13}

图 9 高度、马赫数对 T_{135}/T_{13} 的影响Fig. 9 Effect of altitude and Mach number on recuperator cold section temperature ratio T_{135}/T_{13}

3.2 起飞状态节流特性

图 10 给出了起飞状态间冷回热航空发动机与对经常规循环涡扇发动机的净推力和耗油率随低压轴相对物理转速 ($N_{l,rel}$) 的变化. 随低压轴相对物理转速的降低, 两种发动机的净推力单调减小, 而耗油率先降低后升高. 两种发动机的净推力曲线几乎重合, 但由于间冷过程降低高压压气机压缩耗功, 同时回热过程降低了燃烧室温升, 使得 IRA 的耗油率明显低于常规循环涡扇发动机.

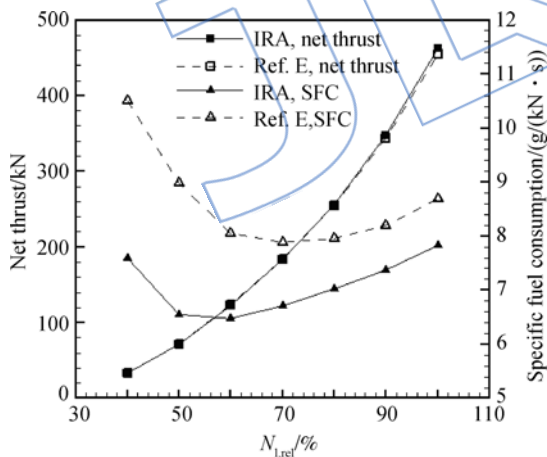
图 10 起飞状态 $N_{l,rel}$ 对净推力和耗油率的影响Fig. 10 Effect of $N_{l,rel}$ on net thrust and SFC on takeoff condition

图 11 给出了起飞状态 IRA 与对经常规循环涡扇发动机的涵道比和 IRA 间冷用气分流比 $\dot{m}_{intercooled}/\dot{m}_{bypass}$ 随低压轴相对物理转速的变化. 两种发动机的涵道比以及 IRA 间冷用气分流比都随着转速的降低而增大. 随着转速的变化, 涵道比的变化幅度较大, 且 IRA 的涵道比变化幅度大于

常规循环涡扇发动机, 但间冷用气分流比偏离设计数值最大不超过 3%, 说明间冷涵道从外涵道气流中的分流比例基本可以保持不变.

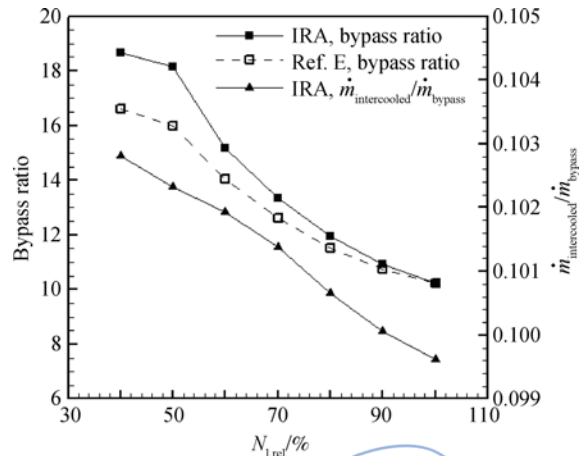
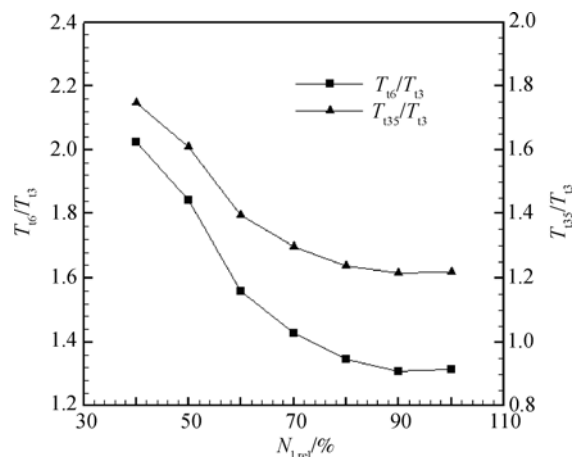
图 11 起飞状态 $N_{l,rel}$ 对涵道比和间冷用气分流比的影响Fig. 11 Effect of $N_{l,rel}$ on bypass ratio and mass flow ratio between intercooling and bypass on takeoff condition

图 12 给出了起飞状态 IRA 回热器热端、冷端进口总温比 T_{16}/T_{13} 和冷端出口、进口总温比 T_{135}/T_{13} 随低压轴相对物理转速的变化, 两者都随着转速的降低而增大. 回热器热端进口总温 T_{16} 一直高于冷端进口总温 T_{13} , 回热器冷、热端可以正常换热, 换热后冷端总温 T_{135} 升高 20%~80%, 转速越低, 总温升高幅度越大.

图 12 起飞状态 $N_{l,rel}$ 对 T_{16}/T_{13} 和 T_{135}/T_{13} 的影响Fig. 12 Effect of $N_{l,rel}$ on recuperator inlet temperature ratio T_{16}/T_{13} and recuperator cold section temperature ratio T_{135}/T_{13} on takeoff condition

3.3 巡航状态节流特性

图13给出了巡航状态间冷回热航空发动机与对对照常规循环涡扇发动机的净推力和耗油率随低压轴相对物理转速($N_{l,rel}$)的变化。随低压轴相对物理转速的降低,净推力单调减小,耗油率先小幅降低后急剧升高。在高转速下,IRA净推力大于常规涡扇发动机,随着转速的降低,两种发动机的净推力差别减小。而IRA耗油率则一直低于常规循环涡扇发动机。

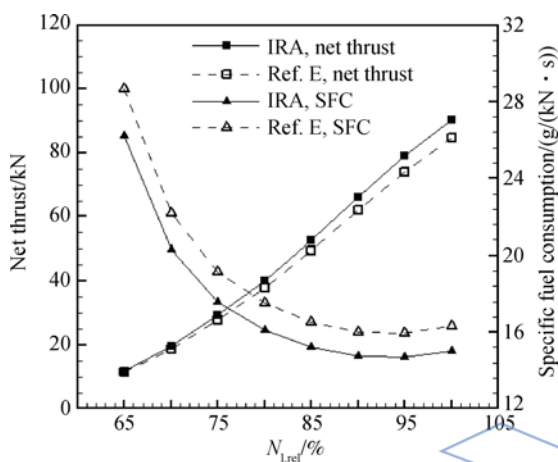


图13 巡航状态 $N_{l,rel}$ 对推力和耗油率的影响

Fig. 13 Effect of $N_{l,rel}$ on net thrust and SFC on cruise condition

图14给出了巡航状态IRA与对对照常规循环涡扇发动机的涵道比和IRA间冷用气分流比 $\dot{m}_{intercooled}/\dot{m}_{bypass}$ 随低压轴相对物理转速的变化。涵道比和间冷用气分流比都随着转速的降低而增大。不同的转速下,两种发动机的涵道比较为接近。IRA的涵道比变化幅度较大,而间冷用气分流比偏离设计数值最大不超过4%,说明间冷涵道从外涵道气流中的分流比例基本可以保持不变。

图15给出了巡航状态IRA回热器热端、冷端进口总温比 T_{16}/T_{13} 和冷端出口、进口总温比 T_{135}/T_{13} 随低压轴相对物理转速的变化。回热器热端进口总温 T_{16} 一直高于冷端进口总温 T_{13} ,回热器冷热端可以正常换热。随着转速的降低,回热器热端、冷端进口总温比和冷端出口、进口总温比都先降低后升高,在低压轴相对物理转速在75%左右时达最小值,此时回热器热端、冷端温差较小,回热器换热较少。

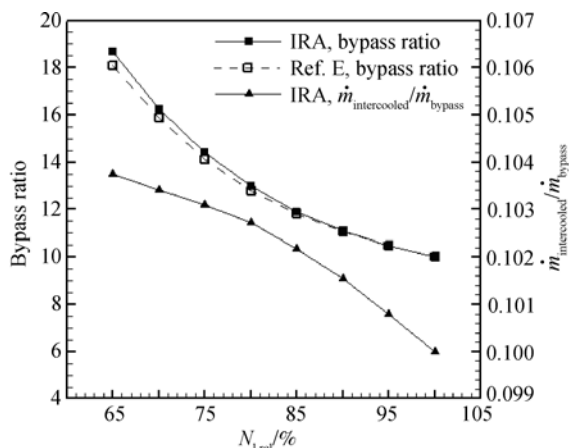


图14 巡航状态 $N_{l,rel}$ 对涵道比和间冷用气分流比的影响

Fig. 14 Effect of $N_{l,rel}$ on bypass ratio and mass flow ratio between intercooling and bypass on cruise condition

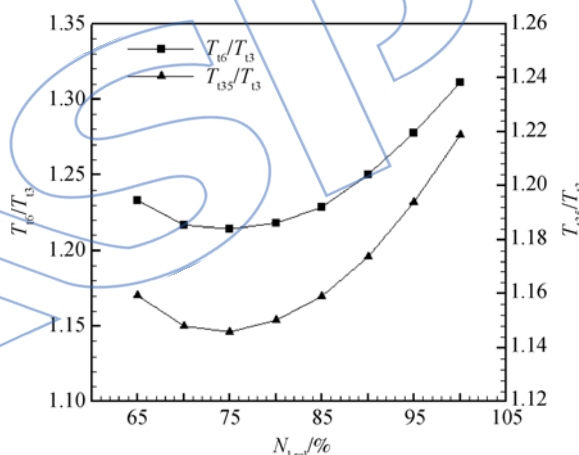


图15 巡航状态 $N_{l,rel}$ 对 T_{16}/T_{13} 和 T_{135}/T_{13} 的影响

Fig. 15 Effect of $N_{l,rel}$ on recuperator inlet temperature ratio T_{16}/T_{13} and recuperator cold section temperature ratio T_{135}/T_{13} on cruise condition

4 结 论

采用求解非线性方程的方法确立的IRA的数学模型和性能数值模拟程序可以有效模拟该IRA的工作过程。经分析计算结果可得:

1) 全包线内,回热器热端进口总温一直高于冷端进口总温,回热器冷、热端可以正常换热,保证了IRA的正常工作。

2) 高度速度特性中,IRA涵道比和间冷用气分流比随高度、马赫数的变化趋势基本一致;起飞状态节流特性和巡航状态节流特性中,IRA涵道

比和间冷用气分流比随低压轴相对物理转速的变化趋势也基本一致。

3) 全包线内,间冷用气分流比较设计点数值变化较小,基本保持不变。

4) 与对对照常规循环涡扇发动机相比,不同工况下,IRA 的净推力都接近或大于对对照常规循环涡扇发动机,而耗油率明显低于对对照常规涡扇发动机,显示了间冷回热循环的优势和在航空动力应用上的潜力。

参考文献:

- [1] McDonald C F, Massardo A F, Rodgers C, et al. Recuperated gas turbine aeroengines: Part I early development activities[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2008, 8(2): 139-157.
- [2] McDonald C F, Massardo A F, Rodgers C, et al. Recuperated gas turbine aeroengines: Part II engine design studies following early development testing[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2008, 8(3): 280-294.
- [3] 张忠文, 曲文浩, 郑培英, 等. 间冷回热燃气轮机发展现状[J]. 航空发动机, 2010, 36(3): 42-44.
ZHANG Zhongwen, QU Wenhao, ZHENG Peiying, et al. The development state of intercooled recuperated gas turbine[J]. Aeroengine, 2010, 36(3): 42-44. (in Chinese)
- [4] McCarthy L S, Scott M L. The WR-21 intercooled recuperated gas turbine engine-operation and integration into royal navy type 45 destroyer power system[R]. ASME Paper GT-2002-30266, 2002.
- [5] Wilfert G, Sieber J, Rolt A, et al. New environmental friendly aero engine core concepts [R]. ISABE-2007-1120, 2007.
- [6] Rolt A M, Kyprianidis K G. Assessment of new aero-engine core concepts and technologies in the EU framework 6 NEWAC programme[R]. Nice, France; 27th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2010.
- [7] Boggia S, Rud K. Intercooled recuperated aero engine[R]. Munchen, Germany; MTU Aero Engines, 2004.
- [8] McDonald C F, Massardo A F, Rodgers C, et al. Recuperated gas turbine aeroengines: Part III engine concepts for reduced emissions, lower fuel consumption, and noise abatement[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2008, 8(4): 408-426.
- [9] Gmelin T C, Hüttig G, Lehmann O. Summarized description of aircraft efficiency potentials taking account of current engine technology and foreseeable medium-term developments[R]. Berlin, Germany: German Federal Ministry for the Environment, Nature Conservation and Nuclear Safety, FKZ UM 0706 602/01, 2008.
- [10] Dewanji D, Rao A G, Buijtenen J P. Conceptual study of future aero-engine concepts [J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 2009, 26(4): 263-276.
- [11] Andriani R, Gamma F, Ghezil U. Numerical analysis of intercooled and recuperated turbofan engine[J]. International Journal of Turbo and Jet-Engines, 2011, 28(2): 139-146.
- [12] Kyprianidis K G, Grönstedt T, Ogaji S O T, et al. Assessment of future aero-engine designs with intercooled and intercooled recuperated cores[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2011, 133(1): 011701. 1-011701. 10.
- [13] Xu L, Kyprianidis K G, Grönstedt T. Optimization study of an intercooled recuperated aero-engine[J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 29(2): 424-432.
- [14] 曹梦源, 唐海龙, 陈敏. 中冷回热航空涡扇发动机热力循环初步分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(11): 2465-2470.
CAO Mengyuan, TANG Hailong, CHEN Min. Preliminary analysis of thermodynamic cycle of an intercooled recuperated turbofan engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2465-2470. (in Chinese)
- [15] SONG Xingchao, TANG Hailong, CHEN Min. Throttling performance analysis of intercooled recuperated turbofan aero-engine[C]// Proceedings of 4th International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering, Xi'an: [s. n.], 2012: 564-569.
- [16] 龚昊, 王占学, 刘增文. 间冷回热循环航空发动机参数匹配研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(8): 1809-1814.
GONG Hao, WANG Zhanxue, LIU Zengwen. Study on thermodynamic cycle parameter matching for intercooled recuperated aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(8): 1809-1814. (in Chinese)
- [17] Sellers J F, Daniele C J. DYNGEN: a program for calculating steady-state and transient performance of turbojet and turbofan engines[R]. NASA TND-7901, 1975.
- [18] Walsh P P, Fletcher P. Gas turbine performance[M]. 2nd ed. Oxford: Blackwell Science Ltd., 2004.
- [19] 余建祖. 换热器原理与设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.