

文章编号:1000-8055(2009)11-2465-06

中冷回热航空涡扇发动机热力循环初步分析

曹梦源,唐海龙,陈 敏

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院,北京 100191)

摘 要: 中冷回热航空发动机是在常规发动机循环基础上加入了中冷和回热两个环节,有效利用了发动机排放的热量,提高了热效率,降低了耗油率,是新概念节能环保发动机。利用 MATLAB 平台,建立了基于部件特性的三轴分排涡扇中冷回热发动机总体性能仿真模型。利用该模型对分排涡扇中冷回热发动机进行性能仿真计算和热力循环分析。计算结果表明:在相同的循环参数和单位推力水平下中冷回热航空涡扇发动机比常规循环涡扇发动机具有更低的耗油率。

关 键 词: 中冷回热航空发动机; 涡扇发动机; 热力循环; 单位推力; 单位耗油率

中图分类号: V235.13⁺1

文献标识码: A

Preliminary analysis of thermodynamic cycle of an intercooled recuperated turbofan engine

CAO Meng-yuan, TANG Hai-long, CHEN Min

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Intercooled recuperated aero-engine (IRA) is built based on conventional engine while intercooled and recuperated cycles are incorporated. It can utilize effectively engine's heat, improve the thermal efficiency and reduce the specific fuel consumption. The intercooled recuperated aero engine presents a new concept about "green" engine. On the MATLAB platform, an overall performance simulation model has been developed on the intercooled recuperated tri-spool turbofan engine with split exhaust. Then, performance simulation and thermal cycle analysis was carried out under this model. The result indicates that, with the same thermal cycle parameters and specific thrust, the specific fuel consumption of the IRA is less than that of the conventional turbofan engine.

Key words: intercooled recuperated aero-engine (IRA); turbofan engine; thermodynamic cycle; specific thrust; specific fuel consumption

随着我国经济的持续增长、国力的增强以及航空工业技术能力的不断提升,大飞机公司已经挂牌成立;然而,大飞机项目是一项长期而艰巨的系统工程,研制周期一般需要 15~20 年的时间。为了能在竞争日益激烈的世界航空市场占有一席之地,在方案论证和设计的初始阶段,应能高屋建瓴地预测到未来 15~20 年后大型运输机的发展

趋势。

1 中冷回热航空涡扇发动机研究背景及基本原理

1.1 发展背景

为了满足飞机运营商的需要,使准备研制的

收稿日期:2008-11-14; 修订日期:2009-07-03

基金项目:航空科学基金(2007ZB505)

作者简介:曹梦源(1984-),男,吉林通化人,硕士生,主要从事航空发动机总体性能的研究。

大型远程运输机在未来 20 年后更具有市场竞争力,在动力装置研制的初始阶段,必须追求更低的耗油率、飞机噪声水平及氮氧化物排放量.现代民用涡轮风扇发动机在技术上已经优化到了较高的标准,如果想进一步提高性能,只有考虑改变传统的热力循环,其中一个途径就是选择已经应用在工业和海军舰船动力上的中冷回热循环技术.即在发动机中加装中冷器和回热器,提高发动机的热效率.中冷回热航空发动机在国外已经成为研究热点,德国的 MTU 公司联合英国 Cranfield 大学正在论证研究,而目前国内在该方面的研究较少.

据资料介绍^[1-2],采用新型的中冷回热技术的 IRA 氮氧化物排放相对于 1996 年的 ICAO (International Civil Aviation Organization) 限制能够降低 60 %,如果再采用先进的燃烧技术,氮氧化物排放量还可进一步降低 20 %;与 2015 年即将投入使用的齿轮传动涡扇发动机相比,IRA 的耗油率可降低大约 8 %.

1.2 中冷回热发动机(IRA)基本原理

与常规循环相比,中冷回热循环增加了中冷环节和回热环节,涡扇发动机内涵空气经中压压气机压缩后,通过中冷器与外涵空气进行热交换,内涵空气温度降低后进入高压压气机.高压压气机出口气流再与低压涡轮出口气流通过回热器进行热交换,有效利用了涡轮出口燃气余热,增加了进入燃烧室的空气的温度,在涡轮前温度不变的前提下可以减少燃烧室供油量,增大了发动机热效率,耗油率也相应降低.

图 1 为 MTU 公司设计的中冷回热发动机示意图^[1].图 2 为中冷回热三轴分排涡扇发动机截面示意图.

图 3 为三轴分排涡扇发动机常规循环和中冷

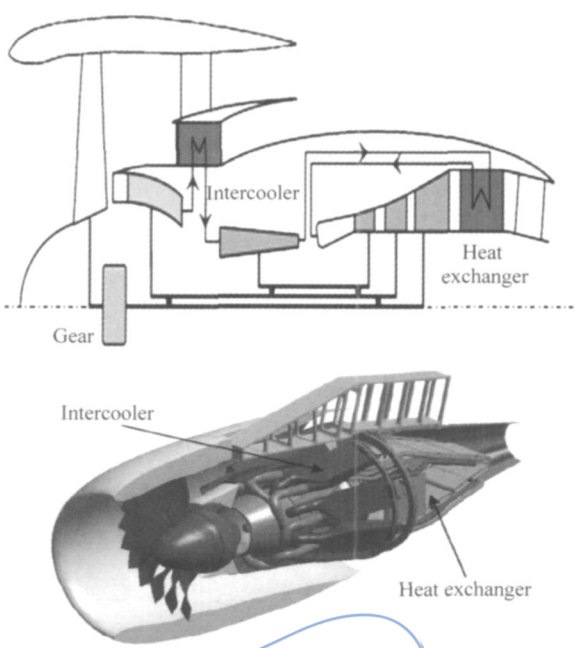


图 1 中冷回热发动机概念图

Fig. 1 Intercooled recuperated turbofan configuration

回热循环焓熵对比图(实线为中冷回热循环焓熵图,虚线为常规循环焓熵图),发动机总压比为 33.5,涡轮前燃气温度为 1850 K.图中在 2-3i 的增压后加入中冷环节 3i1-3i2,内涵空气温度降低,之后的压缩过程为 3i2-3 (IRA).由于 3i2-3 (IRA) 过程所需的功(工质在 3i2、3 (IRA) 两个状态点的焓差)比常规循环直接压缩过程 3i-3 少,因此可增加发动机的可用功,从而增大了发动机推力.在相同的单位推力水平下,为了进一步降低耗油率,需要提高进入燃烧室的气流温度,因此引入回热环节.在图 3 所示循环中,传统发动机中 7-2 循环是在发动机外部完成的放热过程,意味着热量的损失;而回热概念则是将 7-7r2 过程的部分放热量经回热器又重新加入到了循环的 3-7r1 的加热过程中,既减少了循环的放热损失,提高了

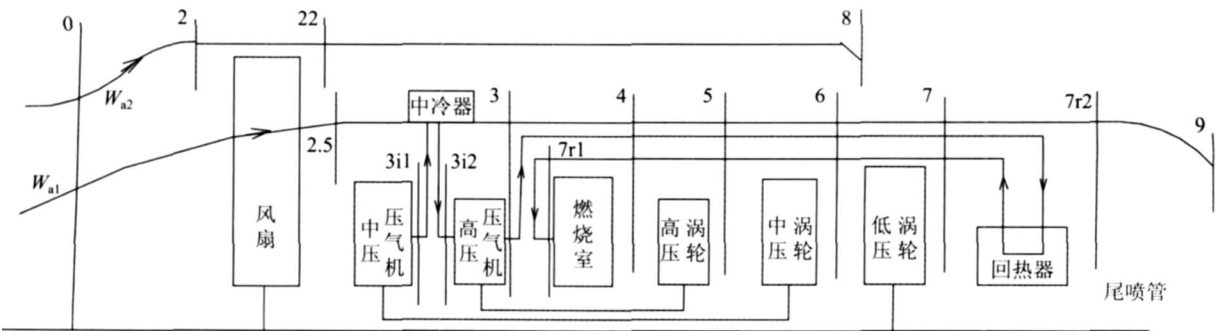


图 2 中冷回热三轴分排涡扇发动机截面示意图

Fig. 2 Intercooled recuperated aero-engine (IRA) stations

循环的热效率;又减少了发动机加热过程的油耗,增加了发动机循环热效率,降低了发动机的耗油率.

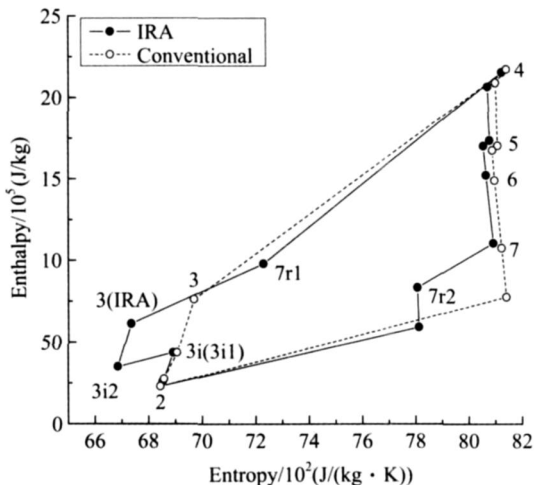


图 3 发动机循环焓熵图

Fig. 3 *h-s* diagram for an intercooled recuperated cycle

在发动机循环过程中加入中冷环节,应限制加入中冷器后空气的压降.如果空气压降过大,压力损失会很大程度抵消中冷环节的效果.

虽然中冷器和回热器的加入,增大了发动机的尺寸和质量,增加了发动机沿流程的压降,同时由于发动机装置复杂性的增加,也带来相应的可靠性和使用寿命等问题.然而,对于远程的民用运输机,耗油率降低到足够程度所节省的燃油成本有可能超过因采用中冷回热而增加的质量和成本,并且可以达到更为苛刻的环保指标,成为目前所倡导的“绿色发动机”.

2 应用于 IRA 的换热器

2.1 换热器的选择

换热器的设计是中冷回热发动机关键技术.根据换热器中热量传递方式可将换热器分为直接接触式换热器、周期流动式换热器、间壁式换热器及流体耦合间接式换热器.根据传热表面结构特点可分为管式、板式、扩展表面式和蓄热式.按传热表面紧凑性可分为紧凑式(传热表面密度大于等于 $700\text{ m}^2/\text{m}^3$)和非紧凑式(传热表面密度小于等于 $700\text{ m}^2/\text{m}^3$).

IRA 能够实现的前提条件是适宜航空使用的换热器的设计.它需要具备如下特点:能够承受 900 K 以上的高温,具有良好的抗热疲劳、抗热腐蚀、抗振动及可无限热膨胀的性能.由于空-空换

热器中传热系数较小,因此紧凑式换热器是最好的选择.

图 4 为 MTU 公司所设计的换热器^[1-2].从高压压气机流出的气流从上部进入到换热器并且分布到 U 型管中. U 型管焊在换热器的内部,组成了换热器的核心.下部的收集管收集经过加热的空气,并送回到燃烧室.低压涡轮出口的燃气流过换热器外部,在加热管内气体的同时温度降低.这种换热器可以有效的降低发动机喷管中的压降^[3-4].

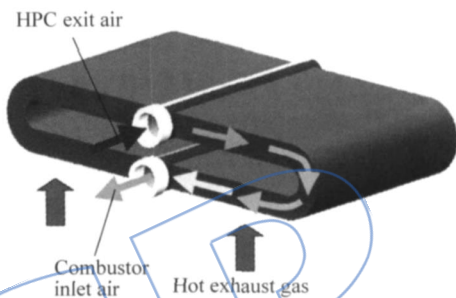


图 4 MTU 公司研制的换热器示意图

Fig. 4 Heat exchanger of MTU

常用的换热器性能计算方法有平均温差法(L TMD)和效率(效能)-传热单元数法(NTU)两种.当气体的进口温度和出口温度都为已知时可以应用 L TMD 法,而当仅仅已知进口温度时可以应用 NTU 法.

本文在计算发动机设计点性能时,已知换热器进口气体温度 t_1' , t_2 和压力 p_{in} , 给定换热器传热有效度 ε 和气流流经换热器压降百分比 p_d , 采用平均温差法计算换热器出口温度 t_1'' , t_2' 和压力 p_{out} .

本文所采用的换热器计算方法如下^[5]:

- 1) 已知两气体进口温度 t_1 和 t_2' , 假设 $t_1' > t_2'$;
- 2) 给定换热器传热有效度 ε 和换热器压降 p_d ;
- 3) 计算气体热容量 W_1 和 W_2 ;

$$W = q_m c_p \tag{1}$$

式中 q_m 为气体质量流量, c_p 为气体比热容.

- 4) 计算最大可能传热热流量;

$$\phi_{\max} = W_{\min} (t_1' - t_2') \tag{2}$$

- 5) 计算实际传热热流量;

$$Q = \varepsilon \cdot \phi_{\max} \tag{3}$$

- 6) 计算换热器出口温度;

$$t_2'' = p_{out} \frac{Q}{W_2} - t_2'$$
 (4)

$$t_1'' = t_1' - \frac{Q}{W_1}$$
 (5)

7) 计算换热器出口压力.

$$p_{out} = p_{in} (1 - p_d)$$
 (6)

2.2 换热器的尺寸和质量

本文参考外国文献中计算方法进行了应用于 IRA 的换热器尺寸,质量和压降的估算,计算结果见表 1.

表 1 换热器计算结果

Table 1 Heat exchange calculation results

中冷器参数	数值	回热器参数	数值
传热有效度	0.6	传热有效度	0.714
管内压降/ %	7.46	管内压降/ %	8.09
管外压降/ %	5.39	管外压降/ %	9.47
长度/ m	0.8	长度/ m	0.72
宽度/ m	1.125	宽度/ m	0.78
高度/ m	0.41	高度/ m	0.2
质量/ kg	111.3	质量/ kg	102.1
个数	6	个数	8
总质量/ kg	667.8	总质量/ kg	816.8

由表 1 可见,在本文选择的发动机设计参数下,加入换热器带来较大气流压降和发动机质量的增加.如果在这两个问题上不得到有效地解决,中冷回热发动机带来的热效率和耗油率的改善将被抵消.

3 IRA 性能仿真

计算所用发动机仿真模型为 MATLAB 平台下的三轴分排涡扇发动机仿真模型,采用部件级方法建模.考虑到中冷回热技术主要面向未来的超高涵道比涡扇发动机,因此在本文的研究中,发动机涵道比暂取 13.5,其他设计参数以 Rolls-Royce 公司的 Trent 700 发动机为基准,根据现代民用大涵道比发动机参数水平选择.设计点高度为 10680 m,速度为 0.82 马赫,流量 650 kg/s.

图 5 为在同一单位推力水平下,风扇压比保持不变的前提下,发动机热效率随总压比的变化曲线(计算时未考虑气流通过回热器后压降影响).保证发动机单位推力和风扇压比不变目的是为了在保证发动机外括尺寸不变、发动机在飞机

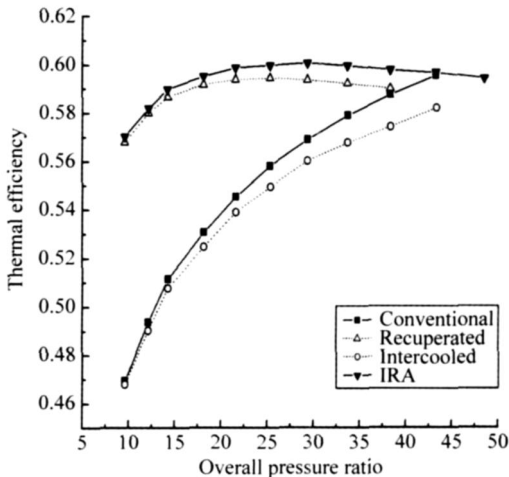


图 5 发动机热效率随压比变化图

Fig. 5 Thermal efficiency of different engine concepts

上的安装损失不变的前提下进行参数比较.由图可得,随着总增压比的提高,中冷回热发动机的热效率最高,回热发动机次之但高于常规循环发动机,中冷发动机的热效率最低.这是由于:

- 1) 发动机的热效率取决于总增压比和涡轮前温度两个因素.随着总增压比的增加,相应较高的涡轮前温度有利于热效率的提高.
- 2) 随着温度的升高,气体分子运动加剧,使得压缩气体变得更加困难,同时为高增压比压气机设计带来困难,中冷环节的加入降低了气流进入高压压气机的温度,从而使得进一步提高发动机总增压比成为可能.国外有研究表明,在总增压比高于 50 时,选择优化参数的中冷发动机的热效率要高于传统发动机.

在本文的研究中,为了比较相同单位推力下不同类型发动机性能,在相同的单位推力约束条件下,中冷发动机由于加入中冷环节后降低了燃烧室进口温度,涡轮前温度相应降低,使得中冷发动机的热效率低于常规循环发动机.

3) 常规循环发动机加入回热环节后,利用了发动机的余热,提高了燃烧室进口温度,在相同的单位推力约束条件下,涡轮前温度仍然可保持较高值,因此热效率要优于常规循环传统发动机.然而,随着总增压比的提高,高压压气机出口气流总温增加,与来自低压涡轮出口燃气的换热效果变差,因此,当总压比在 37.5 左右,回热发动机的热效率与常规循环传统发动机的热效率出现交点.

4) 为了降低高压压气机出口气流总温,提高其与低压涡轮出口燃气的换热效果,在回热发动机的基础上增加了中冷环节构成了中冷回热发动

机,有利于提高发动机的热效率.图中,中冷回热发动机在压比 25 左右存在最佳热效率,此时发动机单位推力为 $12.4 \text{ daN} \cdot \text{s/kg}$.如果随着单位推力增加,涡轮前温度进一步增高,中冷回热发动机最佳热效率所对应的发动机总增压比会增加.

图 6 为同一单位推力水平下发动机耗油率随发动机总压比的变化曲线.计算过程中不考虑气流通过回热器后压降影响,由图可见,当总压比小于 50 时,在相同的总压比下,中冷回热发动机与常规循环发动机、分别只加入中冷和回热的发动机相比,具有更低的耗油率.

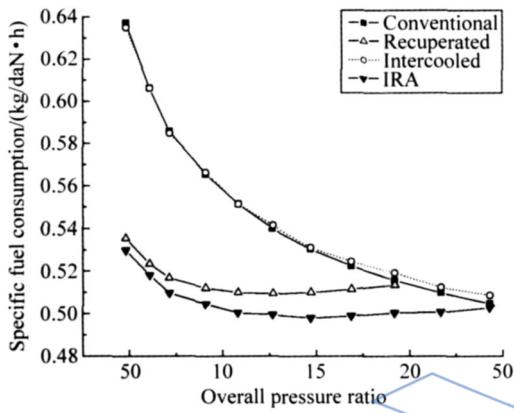


图 6 发动机耗油率随压降变化图

Fig. 6 Specific fuel consumption of different engine concepts

为了评估气流经过换热器产生的压降损失给发动机性能带来的影响,图 7 给出了通过换热器及管道气流压降变化对中冷回热发动机耗油率的影响.图中假设气流通过换热器及管道后压降为 0.3%,5%和 8%.由图可知,气流通过换热器后压降越大则耗油率越高,在换热器压降为 8%时,在发动机压比大于 33 以后,IRA 的耗油率还高于常规循环发动机的耗油率.因此,IRA 设计时要严格控制换热器的压降.

图 8 和图 9 分别为常规循环发动机和中冷回热循环的耗油率-单位推力变化曲线,中冷回热发动机中冷器和回热器传热有效度都为 0.6.由图可知,对于中冷回热发动机,在同一涡轮前燃气温度水平下,为保证低耗油率水平,可以选择中等压比,同时还可以保证较高的发动机单位推力;对于常规循环发动机,在同一涡轮前燃气温度水平下,为保证低耗油率,则需较高的压比,并且难以得到较高的单位推力.例如:当发动机涡轮前燃气温度为 1800 K,发动机总压比 33.75 时,对于常规循环发动机,单位推力为 $12.3 \text{ daN} \cdot \text{s/kg}$,耗油率为

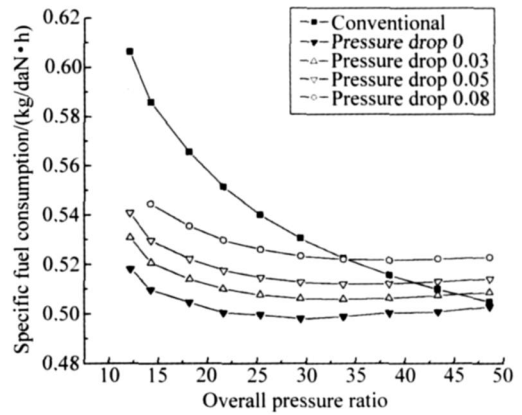


图 7 发动机耗油率随压降变化图

Fig. 7 Influence of pressure drop on specific fuel consumption

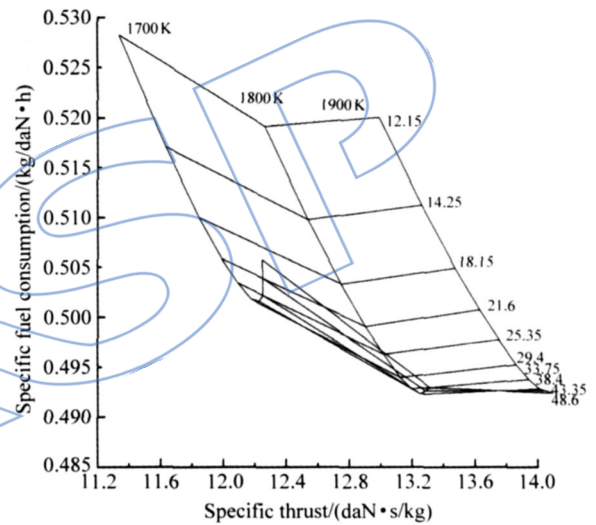


图 8 IRA 耗油率-单位推力图

Fig. 8 Specific thrust vs specific fuel consumption of an IRA

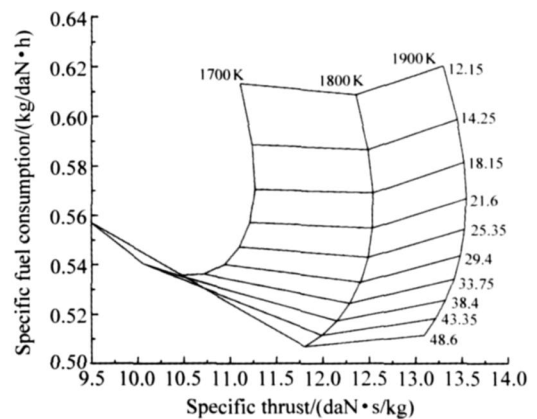


图 9 常规循环发动机耗油率-单位推力图

Fig. 9 Specific thrust vs specific fuel consumption of a conventional engine

0.525 kg/daN·h. 而对于中冷回热发动机单位推力为 13.2 daN·s/kg, 耗油率为 0.49 kg/daN·h, 不仅耗油率较低, 而且保持了较高的单位推力。

图 10 为不同换热器传热有效度下, 发动机的耗油率随单位推力的变化曲线, 图中 ε 为换热器传热有效度(计算时未考虑气流通过回热器后压降影响)。从图中可以看出, 换热器传热有效度越高, 传热效果越好, 发动机在达到相同单位推力的条件下耗油率越低。同时, 换热器传热有效度越高, 达到较低耗油率和较高单位推力水平所需发动机压比越低。

图 11 为不同换热器压降下, 发动机耗油率随

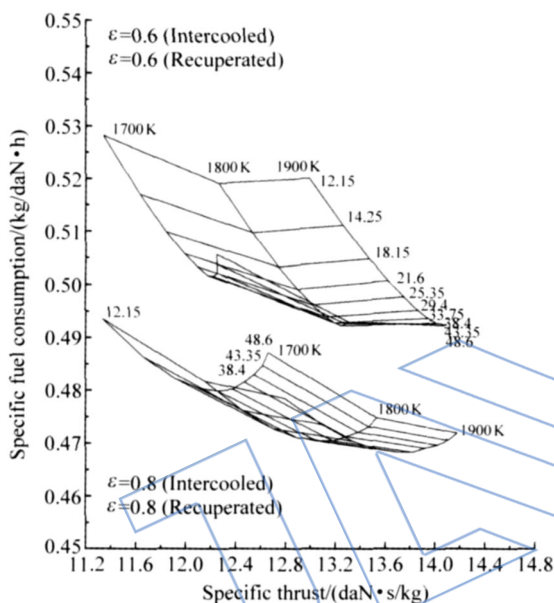


图 10 换热器传热有效度对发动机性能影响

Fig. 10 Influence of pressure drop on IRA performance

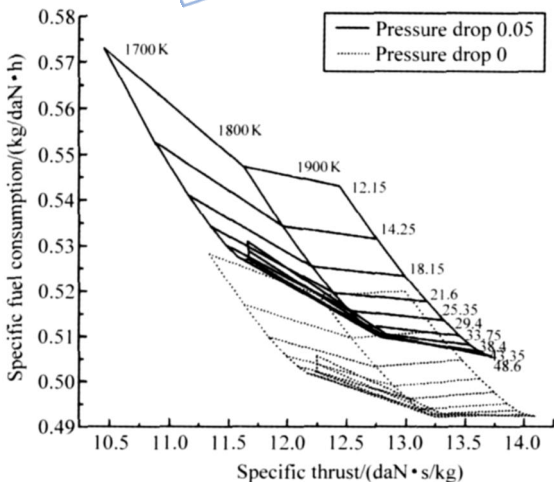


图 11 换热器压降对发动机性能影响

Fig. 11 Influence of heat exchanger effectiveness on IRA performance

单位推力变化曲线, 其中虚线为不考虑压降影响, 实线为假设换热器压降为 5%。从图中可以看出, 换热器压降增大, 在相同循环参数下发动机耗油率增大, 单位推力减小, 因此应严格控制换热器压降。

由以上分析可知, 换热器传热有效度越高, 换热效果越好, 发动机性能越好, 但换热器的尺寸和质量会增大。并且, 传热有效度越大, 换热器的增大会使气流通过换热器后的压降增大, 给发动机性能带来负面影响, 因此应选用适中的换热器传热有效度。

4 结 论

通过 MATLAB 平台下的三轴分排涡扇发动机部件级模型仿真计算, 结果表明:

1) 在相同涡轮前温度条件下, 中冷回热发动机获得最佳热效率的增压比低于常规循环发动机。在同一涡轮前燃气温度水平和耗油率要求条件下, 中冷回热发动机可以选择相对低的增压比, 同时还可以得到较高的发动机单位推力。

2) 换热器的流阻对航空发动机性能有显著影响, 流阻过大会导致中冷回热发动机性能不如常规高增压比涡扇发动机性能。

3) 换热器的效率对发动机性能有明显的影 响。中冷回热发动机换热器的传热有效度越高, 则相同参数下发动机的耗油率越低。但理论上传热有效度越高, 换热器质量和换热器的流阻会越大, 将对发动机性能产生负面影响, 因此, 应选择适中的换热器传热有效度。

参考文献:

- [1] Boggia S, Rud K. Intercooled recuperated aero engine [R]. MTU Aero Engines, 2004.
- [2] Wilfert G, Sieber J, Rolt A, et al. New environmental friendly aero engine core concepts [R]. ISABE Paper 2007-1102.
- [3] Scialo's S. Performance simulation and investigation of an intercooler recuperated aero-engine [D]. U. K.: School of Engineering Cranfield University, 2007.
- [4] Duchemin T. Turbine design and flow investigation in a recuperated nozzle of an icr aero-engine [D]. U. K.: School of Engineering Cranfield University, 2007.
- [5] 余建祖. 换热器原理与设计 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版, 2006.
- YU Jianzu. Principle and design of heat exchangers [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2006. (in Chinese)