

文章编号:1000-8055(2012)08-1809-06

间冷回热循环航空发动机参数匹配研究

龚 昊, 王占学, 刘增文
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 在常规大涵道比涡扇发动机热力循环基础上增加间冷过程和回热过程, 发展了间冷回热循环航空发动机(IRA)的计算模型和相应的性能仿真程序. 分析了采用间冷回热技术的分排大涵道比涡扇发动机的热力循环参数选择与匹配. 结果表明: 间冷度、回热度、外涵道间冷用气量、增压级和高压压气机压比分配、总增压比、涵道比等热力循环参数对 IRA 的性能有很大影响; 合理应用间冷回热技术, 并优化发动机热力循环参数匹配可以显著改善发动机的性能.

关 键 词: 间冷; 回热; 航空发动机; 热力循环参数; 匹配

中图分类号: V235.13

文献标志码: A

Study on thermodynamic cycle parameter matching for intercooled recuperated aero-engine

GONG Hao, WANG Zhan-xue, LIU Zeng-wen

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The intercooled and recuperated processes were incorporated into the conventional high bypass turbofan engine thermodynamic cycle. Consequently, the intercooled recuperated aero-engine (IRA) simulation model was built and an overall performance simulation program was developed. Then, analysis on choosing and matching the thermodynamic cycle parameters of IRA was conducted. The result indicates that there are some thermodynamic cycle parameters such as intercooler effectiveness, recuperator effectiveness, bypass intercooling split, pressure ratio assignment between booster and high pressure compressor, overall pressure ratio and bypass ratio, which have significant influence on IRA performance. The turbofan engine performance can be improved with the proper use of intercooling, recuperation and the optimized matching of the thermodynamic cycle parameters.

Key words: intercooled; recuperated; aero-engine; thermodynamic cycle parameter; matching

现代民用航空发动机的技术水平已经很高, 为达到更高的性能水平, 并满足排放和噪声的严格规定, 可以借鉴已经应用在工业和海军舰船动力上的间冷回热技术, 发展间冷回热循环航空发动机(intercooled recuperated aero-engine, 简称

IRA)^[1-2]. 目前, IRA 在国外已经成为研究热点, 欧盟的环保型航空发动机部件验证(CLEAN)计划和新型航空发动机方案(NEWAC)计划均将其作为重要研究内容^[3-5], 清洁天空(clean sky)计划和德国 MTU Aero Engines 公司的 clean air en-

收稿日期: 2011-09-22

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120830.1200.201208.1809_019.html

基金项目: 国家自然科学基金(51176156); 教育部博士点基金(20106102110025)

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

gine (CLAIRE) 计划均将换热器技术列为重要技术基础^[6]. 国内对 IRA 研究较少, 尚处于概念论证和机理研究阶段, 仅对换热器技术和革新燃气轮机循环开展了一些研究^[7-8]. 本文在常规大涵道比涡扇发动机热力循环基础上增加间冷过程和回热过程, 发展了 IRA 计算模型, 并分析了不同热力循环参数及其匹配对发动机性能的影响.

1 计算模型与循环方案

1.1 IRA 计算模型

本文的 IRA 计算模型为通过在常规循环双转子分排大涵道比涡扇发动机模型^[9]基础上加装间冷器 (intercooler, 简称 IC) 和回热器 (recuperator 或 heat exchanger, 简称 HX) 发展而来, 其截面编号见图 1. 间冷器热端位于增压级 (IPC) 与高压压气机 (HPC) 之间, HPT 为高压涡轮. 热端进口 24 接增压级出口, 热端出口 25 接高压压气机进口; 外涵道中增加一个分流器, 分出一个中涵道, 间冷器冷端占据中涵道, 冷端进口 13、冷端出口 14 接外涵道. 回热器位于低压涡轮 (LPT) 后, 冷端通过导管与高压压气机出口 (燃烧室进口) 相连, 冷端进口 3 接高压压气机出口, 冷端出口 3r 接燃烧室进口; 热端进口 6 接低压涡轮出口, 热端出口 6r 接尾喷管进口. 图 1 中, HPT 为高压涡轮. 显然, IRA 气流流路较常规循环发动机更加复杂.

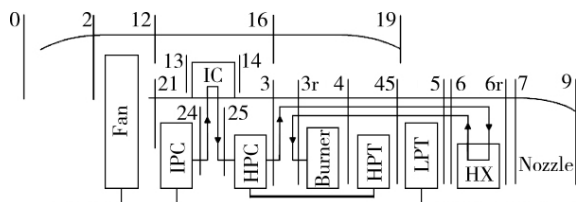


图 1 IRA(intercooled recuperated aero-engine)

截面编号图

Fig. 1 IRA(intercooled recuperated aero-engine) stations

IRA 部件模型中, 除间冷器和回热器外, 其他部件计算方法与常规循环发动机无异, 详见参考文献^[10]. 下面主要介绍间冷器和回热器的换热过程计算方法如下:

1) IRA 性能计算时, 各截面参数按发动机部件顺序计算, 因此, 经高压压气机部件计算后, 高压压气机出口总温 T_{t3} 为已知. 现假设回热器冷端出口总温即燃烧室进口总温 T_{t3r} 数值, 则燃烧室、涡轮部件的计算可继续进行, 得低压涡轮出口总温即回热器热端进口总温 T_{t6} .

2) 回热器冷、热端的比定压热容分别为 c_{pc} 和 c_{ph} , 流量分别为 q_{mc} 和 q_{mh} , 则回热器冷、热端的气体热容分别为

$$W_c = c_{pc} \times q_{mc} \quad (1)$$

$$W_h = c_{ph} \times q_{mh} \quad (2)$$

$W_{\min}$ 取作 W_h 和 W_c 中较小的一个.

3) 回热器性能指标之一是回热度 (recuperator effectiveness 或 heat exchanger effectiveness, 简称 HXE), 定义为

$$\epsilon_{re} = \frac{\text{实际传热量}}{\text{理想传热量}} = \frac{W_h \times (T_{t6} - T_{t6r})}{W_{\min} \times (T_{t6} - T_{t3})} \quad (3)$$

给定 ϵ_{re} , 由式 (3) 可得回热器热端出口总温 T_{t6r} .

4) 回热器的再生热可按式计算:

$$Q_r = W_c \times (T_{t3r} - T_{t3}) = W_h \times (T_{t6} - T_{t6r}) \quad (4)$$

则回热器冷端出口总温 T_{t3r} 可由式 (4) 求出, 若该值与之前假设的 T_{t3r} 的误差超限, 则需重新假设 T_{t3r} 数值进行高压压气机出口 3 到回热器热端出口 6r 的计算, 直至假设的 T_{t3r} 与计算的 T_{t3r} 两者误差不超限, 此时 T_{t3r} 为实际回热器冷端出口总温.

5) 另外, 给定回热器冷、热端总压恢复系数 σ_{r1} 和 σ_{r2} , 则回热器冷、热端出口总压分别为

$$p_{t3r} = \sigma_{r1} \times p_{t3} \quad (5)$$

$$p_{t6r} = \sigma_{r2} \times p_{t6} \quad (6)$$

间冷器的换热过程与回热器的类似, 但间冷器部件计算时, 由于间冷器冷、热端进口总温均已知, 则通过给定间冷度 (intercooler effectiveness, 简称 ICE) 数值可以直接求出间冷器冷、热端出口总温, 不需迭代.

常规循环两轴分排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, 增加了一个平衡方程, 为回热器热平衡方程, 即

$$q_{mh} \times (h_{t6} - h_{t6r}) = q_{mc} \times (h_{t3r} - h_{t3}) \quad (7)$$

其中 h_t 为对应截面的总焓, 新增迭代变量为回热器冷端出口总温, 新增残差为回热器冷端出口总温残差, 组成 7 阶非线性代数方程组, 本文通过 Newton-Raphson 方法求解.

1.2 IRA 循环方案

常规分排涡扇发动机循环全过程中除引气和漏气外气流无热量交换. 间冷回热循环比常规循环增加了间冷和回热两个换热过程, 机理如下:

间冷过程: 内涵气流经增压级压缩后进入间

冷器与外涵气流换热, 高压压气机进口总温降低, 实现相同增压比时, 高压压气机压缩功少于常规循环。同时, 外涵气流经换热后总温升高。

回热过程: 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, 此时燃烧室进口处气流总温较无回热过程时升高。达到相同涡轮前温度, 燃烧室供油量低于常规循环。另外, 由于排气温度降低, 发动机总效率提高。

本文选取巡航状态为设计点, 高度为 11 km, 马赫数为 0.8, 流量为 650 kg/s, 内、外涵风扇压比和涡轮前温度(TET)分别为 1.4, 1.7 和 1750 K, 研究不同热力循环参数及其匹配对 IRA 性能的影响。其参数匹配研究数值范围见表 1。

表 1 IRA 参数匹配研究数值列表

Table 1 Data for IRA parameter matching study

参数	数值范围		
	下限	设计点	上限
涵道比(BPR)	6	11	13
增压级压比(IPR)	2	3.42	8
高压压气机压比(HPR)	2	6.4	16
间冷度(ICE)	0.4	0.6	0.8
回热度(HXE)	0.4	0.6	0.8
间冷器总压恢复系数	0.9	0.98	1.0
回热器总压恢复系数	0.9	0.98	1.0
外涵道间冷用气比例	0.06	0.15	0.24

2 数值模拟结果与分析

2.1 间冷回热对发动机总效率和总增压比的影响

涵道发动机作为热机和推进器的组合体, 应该用总效率来衡量其经济性^[9]。现保持风扇增压比和涡轮前温度不变, 只改变高压压气机压比, 其他参数取为表 1 中设计点数值(若无间冷, 则间冷度为 0; 若无回热, 则回热度为 0), 得到如图 2 所示的巡航状态下 IRA、回热循环发动机(recuperated)、间冷循环发动机(intercooled)与常规循环发动机(conventional)总效率随总增压比(OPR)的变化曲线。可见当总增压比不很大时, IRA 的总效率最高, 且存在最优总增压比。

常规循环发动机的总效率随总增压比的增大而增大。但随着温度的升高, 气体分子运动加剧, 压缩气体变得更加困难, 加入间冷过程可以降低高压压气机进口总温, 使得进一步提高发动机总

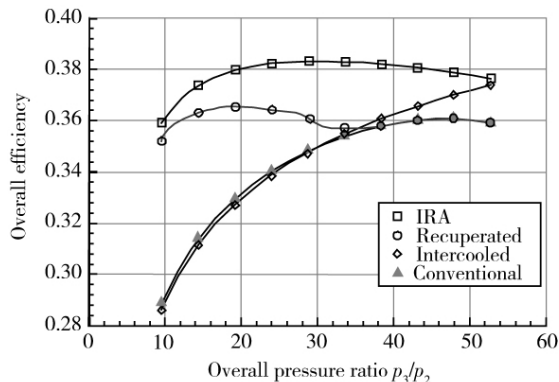


图 2 发动机总效率随总增压比变化图

Fig. 2 Overall efficiency of different engine concepts

增压比成为可能。此时为保持涡轮前温度不变, 需要消耗更多燃油, 因此总增压比不很大时, 间冷循环发动机总效率低于常规循环发动机。当总增压比很大时, 气流即使经过间冷, 其总温仍然很高, 燃烧室温升较小, 耗油率维持一般水平即可, 而压气机耗功比无间冷发动机少, 间冷循环发动机的总效率超过常规循环发动机。

常规发动机循环中加入回热过程后, 利用了发动机排气余热, 燃烧室进口总温升高, 总效率提高。但随着总增压比的增大, 高压压气机出口总温升高, 回热器冷、热端温差减小, 导致换热效果变差, 因此在较高压比处回热循环发动机总效率不高于常规循环发动机。为了提高总效率, 可以增加间冷过程以降低高压压气机出口总温, 改善回热器换热过程^[11]。

理论上间冷度越大则间冷效果越好, 实现相同增压比的压缩功越小; 回热度越大则回热效果越好, 达到相同涡轮前温度的耗油率越低。

图 3 给出了不同间冷度和回热度时的情况,

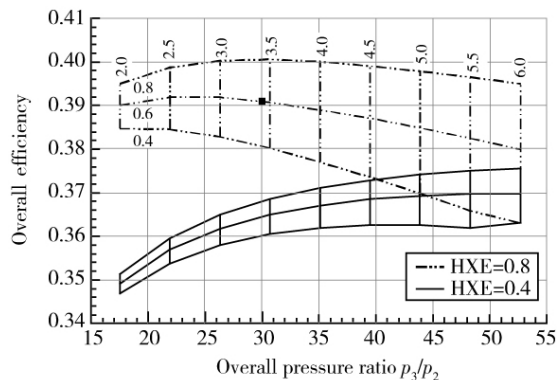


图 3 间冷度和回热度对总效率的影响

Fig. 3 Effect of ICE(intercooler effectiveness) and HXE(heat exchanger effectiveness) on overall efficiency

回热度分别取为 0.4 和 0.8, 每种回热度下间冷度变化范围为 0.4~0.8。由图可知, 等回热度下, 总效率随间冷度的增大而上升; 总增压比不很大时, 等间冷度下, 回热度大的, 热效率高。每条等间冷度线或等回热度线都存在最优总增压比使总效率最高, 并且最优总增压比随间冷度的增大而增大, 随回热度的增大而减小。另外当总增压比较高时, 回热器对提高总效率作用不大。

2.2 间冷度和回热度的配合关系

图 4 中, 间冷度和回热度变化范围分别为 0~0.9, 等值线为热效率, 可见不同间冷度和回热度的组合, 会得到不同的性能结果。无间冷时, 净推力和耗油率都随着回热度的增大而下降; 有间冷时, 沿等间冷度线, 性能参数变化情况与无间冷时相似, 且一定程度上, 间冷度越大, 净推力和耗油率下降越快。无回热时, 净推力随着间冷度的增大而增大, 耗油率随着间冷度的增大而轻微变化; 有回热时, 沿等回热度线, 随着间冷度的增大, 净推力增大, 耗油率降低, 且回热度越大, 耗油率变化程度越大, 而净推力变化程度越小。当研究热效率与间冷度和回热度的关系时, 可见等间冷度条件下, 回热度越大, 则热效率越高; 等回热度条件下, 间冷度越大, 则热效率越高。

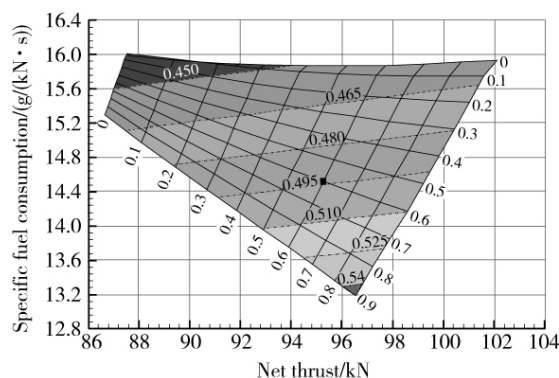


图 4 间冷度和回热度对性能参数的影响

Fig. 4 Effect of ICE and HXE on engine performance

间冷度越大, 换热越多, 则外涵道气流做功能力增大越多, 同时高压压气机进口总温越低, 实现相同增压比时消耗的压缩功越少, 两者均导致发动机净推力显著增大, 后者一定程度上还会影响发动机的耗油率。另外, 间冷度越大还会使得高压压气机出口总温越低, 从而保证回热器冷、热端有足够的温差, 利于回热器换热过程。而回热度越大, 则回热器回收的热量越多, 更多的余热被利用, 燃烧室进口总温越高, 达到相同涡轮前温度耗

油率越低, 热效率越高。

基于以上分析, 达到相同热效率并且不考虑总压损失和质量的前提下, 为达到较大净推力, 应尽量选择较大间冷度, 配以适当回热度(与耗油率指标有关, 要求耗油率越低, 则回热度应越大); 为达到较低耗油率, 应尽量选择较大回热度, 配以适当间冷度(与净推力指标有关, 要求净推力越大, 则间冷度应越大)。而要达到更高热效率, 则间冷度和回热度都应选择较大值。

间冷回热技术对发动机热力循环和性能产生积极影响的同时, 也存在一些问题。由参考文献[11-13]可知, 相同换热器材料和技术水平下, 间冷度和回热度越高时, 理论上间冷器和回热器的质量和总压损失也会越大, 这会对发动机性能产生消极影响。图 5 反映了间冷器总压损失对耗油率和净推力的影响, 图中间冷器热端总压恢复系数变化范围为 1.00~0.90, 间冷度变化范围为 0.4~0.8, 可见高间冷度、低总压损失的间冷器一直有益于间冷回热循环[13]。相同间冷度下, 总压损失越小, 耗油率越低而净推力越大; 相同总压损失下, 间冷度越大, 耗油率越低而净推力越大。对回热器也可得出相似结论。综上分析, 应选择适中的间冷度和回热度, 同时必须控制总压损失。

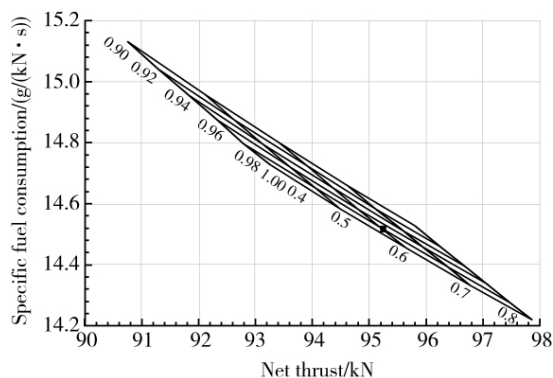


图 5 总压损失对性能参数的影响

Fig. 5 Effectiveness over pressure loss correlation

2.3 增压级压比和高压压气机压比的分配

对于使用间冷技术的航空发动机而言, 总增压比和风扇压比不变时, 增压级压比与高压压气机压比的分配情况对发动机性能有很大影响。显然, 保持间冷度和间冷器冷端进口总温不变时, 间冷器热端进口总温越高, 则换热量越大, 外涵道气流温升越大, 导致净推力增大, 此时增压级压比较大而高压压气机压比较小。高压压气机压比减小则其级数也相应减少, 使得间冷过程影响到的压

气机级数减少,若总增压比较大,则将对耗油率产生消极影响.另一方面,若增压级压比较小而高压压气机压比较大,则内、外涵道换热量会减少,但此时冷过程可以使更多的压气机级受益.不过如果增压级压比太小,则换热量将减少过多,同样会减小间冷过程的影响能力.

图6反映了回热度固定,不同间冷度下,发动机性能参数随增压级和高压压气机压比分配的变化而变化的情况,图中间冷度变化范围为0.4~0.8,增压级压比变化范围为1~6,等值线为增压级压比与高压压气机压比之比,总增压比为30.可见,等间冷度线上存在最低耗油率点,但此时净推力可能并不理想,因此要综合考虑耗油率和净推力来确定增压级和高压压气机压比分配,得到最佳发动机性能.一般来说,间冷度越大,对于后面级的帮助越大,增压级压比可以越大.反之,增压级压比应越小.

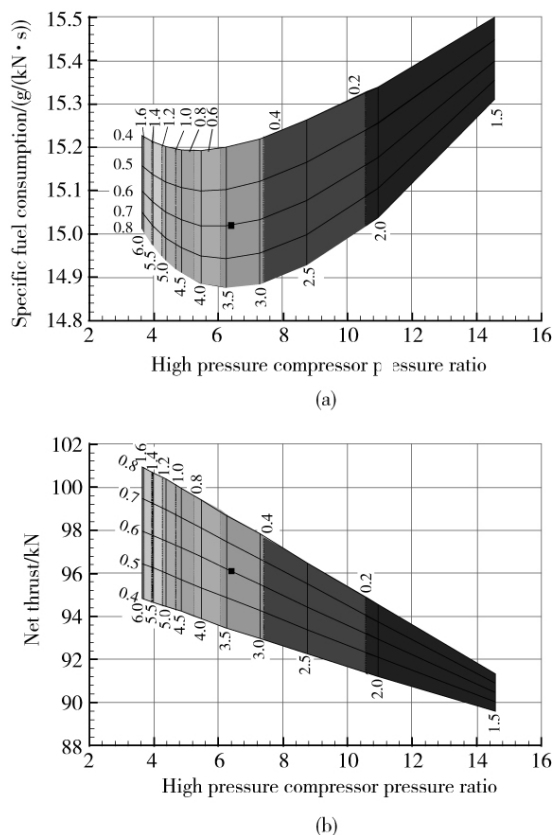


图6 不同间冷度下增压级与高压压气机压比分配对性能参数的影响(回热度为0.4时)

Fig. 6 Effect of pressure ratio assignment between IPC (intermediate pressure compressor) and HPC (high pressure compressor) on engine performance for different ICE (HXE=0.4)

图7与图6反映了不同回热度下,发动机性能参数随增压级和高压压气机压比分配变化而变化的情况.可见,为实现耗油率最低,回热度越大时增压级压比应越大;回热度越小时增压级压比应越小.对于净推力,回热度的影响较小.

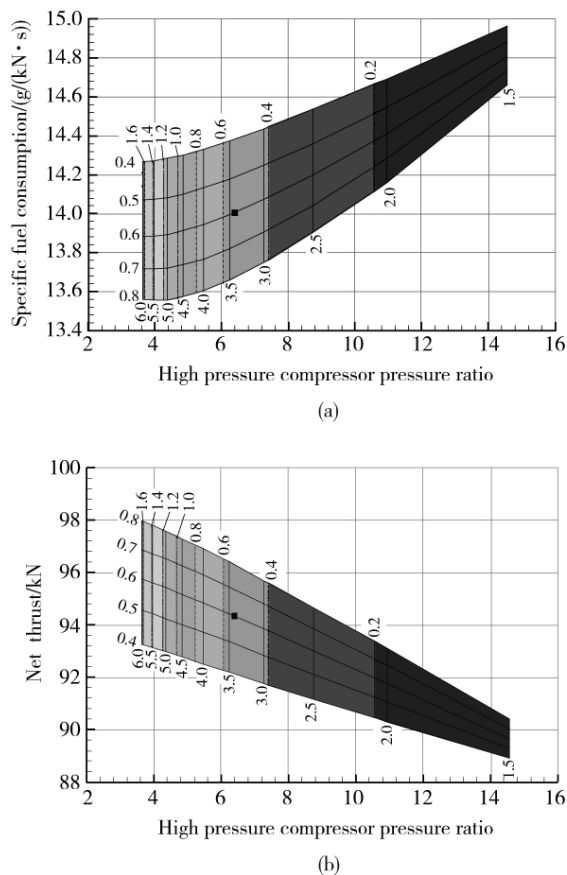


图7 不同间冷度下增压级与高压压气机压比分配对性能参数的影响(回热度为0.8时)

Fig. 7 Effect of pressure ratio assignment between IPC and HPC on engine performance for different ICE (HXE=0.8)

2.4 间冷回热对涵道比的影响

图8中,回热度分别取为0,0.4和0.8,每种

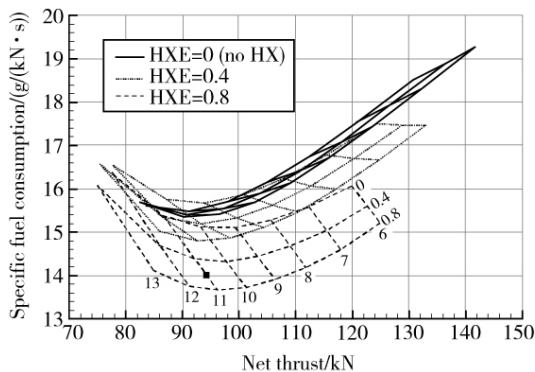


图8 不同间冷度和回热度对涵道比影响

Fig. 8 Effect of ICE and HXE on bypass ratio

回热度数值下,涵道比变化范围为 6~13,间冷度变化范围为 0~0.8。可见无回热时,可以考虑选取较高涵道比,这是因为随着涵道比的增大,耗油率降低较为显著,在一定程度上可以接受净推力的相应减小;有回热时,涵道比变化对净推力影响较大,而耗油率变化较小。回热度越大,越适合选取较小的涵道比以增加净推力,此时耗油率几乎不变。涵道比和回热度固定时,间冷度越大,则净推力越大,耗油率越低。

2.5 外涵道间冷用气量选择

图 9 中,外涵道间冷用气量与外涵道流量之比变化范围为 0.06~0.24,涵道比变化范围为 6~12,等值线为耗油率,横轴表示的是间冷器冷、热端流量之比(或外涵道间冷用气量与内涵道流量之比)。由图可见间冷器冷、热端流量相接近时发动机性能最佳。最佳间冷用气量随涵道比的增大而减小。

增压级和高压压气机压比分配、间冷器总压恢复系数、间冷度和回热度等参数对间冷用气量无明显影响,最佳间冷用气量均保持不变。

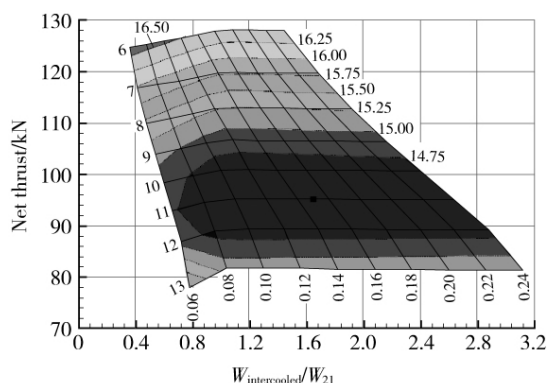


图 9 涵道比对间冷用气量的影响

Fig. 9 Effect of BPR on bypass intercooling split

3 结 论

1) 相同总增压比和涡轮前温度下,IRA 的总效率高于常规循环发动机,即经济性优于常规循环发动机。相同涡轮前温度下,IRA 获得最佳总效率的总增压比低于常规循环发动机。

2) 达到相同性能时,IRA 可以在一定范围内选择低于常规循环发动机的总增压比和涵道比。且回热度越大,越适合选取较小的涵道比。

3) 间冷度和回热度越高,则相同参数下发动机耗油率越低,但理论上间冷器和回热器的质量和总压损失也会越大,因此应选择适中的间冷度和回热度,同时必须控制总压损失。

4) 总增压比不变条件下,为达到较好性能,间冷度越大时增压级压比应越大,反之增压级压比应越小;回热度大时增压级压比应越大,反之增压级压比应越小。

5) 涵道比对间冷用气量有明显影响,最佳间冷用气量随涵道比的增大而减小。间冷器冷、热端流量相接近时发动机性能最佳。

参考文献:

- [1] Krammer P, Rued K, Truebenbach J. Technology preparation for green aero engines[R]. AIAA-2003-2790, 2003.
- [2] 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.
- [3] Wilfert G, Sieber J, Rolt A, et al. New environmental friendly aero engine core concepts[R]. ISABE-2007-1120, 2007.
- [4] Rolt A M, Kyprianidis K G. Assessment of new aeroengine core concepts and technologies in the EU framework 6 NEWAC programme[R]. ICAS-2010-408, 2010.
- [5] Boggia S, Rud K. Intercooled recuperated aero engine[R]. München, Germany: MTU Aero Engines, 2004.
- [6] 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 07 06 602/01, 2008.
- [7] 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.
- [8] 吴丁毅, 马明明, 马峰, 等. 舰用燃气轮机间冷回热改造计算研究[J]. 机械设计与制造, 2007(11): 47-49.
WU Dingyi, MA Mingming, MA Feng, et al. Calculation study of intercooled recuperated alteration of gas turbine for naval ships[J]. Machinery Design & Manufacture, 2007(11): 47-49. (in Chinese)
- [9] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2008.
- [10] 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.
- [11] Marx M. Investigation and optimisation of intercooling in an intercooled recuperated aero engine[D]. UK: School of Engineering, Cranfield University, 2007.
- [12] McDonald C F, Rodgers C. Heat exchanged propulsion gas turbines: a candidate for future lower sfc and reduced emission military and civil aeroengines[R]. ASME Paper GT-2009-59156, 2009.
- [13] 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): 65-70.
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): 65-70. (in Chinese)