

文章编号:1674-8190(2018)03-356-07

# 民用涡扇发动机不同构型总体参数和性能分析研究

薛冰晶,李华雷,谭智勇

(中国航发商用航空发动机有限责任公司 总体部,上海 200241)

**摘要:** 提高民用大涵道比涡扇发动机的经济性以及发动机市场竞争性是当前的研究热点。对双轴直驱(ATF)、齿轮传动(GTF)和间冷回热(IRA)三个构型进行循环参数对比分析,确定不同构型发动机的技术优势。结果表明:GTF构型方案与ATF方案相比的巡航非安装耗油率降低2.5%;IRA构型方案巡航非安装耗油率与ATF构型相比降低了11.97%,与GTF构型相比降低了9.7%;相比于ATF和GTF构型,IRA构型的高压压气机和高压涡轮级数均有所减少,有效缩短了核心机长度,也降低了高压压气机的设计难度。

**关键词:** 民用涡扇发动机;双轴直驱;齿轮传动;间冷回热;性能分析

中图分类号: V235.13

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2018.03.008

## Study on Overall Parameter and Performance Analysis of Different Configurations for Civil Turbofan Engine

Xue Bingjing, Li Hualei, Tan Zhiyong

(Department of Engine System and Integration, AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China)

**Abstract:** In order to improve the competitiveness, optimizing the fuel economy and competitiveness of civil turbofan engines is becoming the research highlights recently. The comparison analysis of cycle parameters is carried out for different configurations such as advanced turbofan(ATF), geared turbofan(GTF) and intercooled recuperated aero-engine(IRA). The technical advantage of different configurations is determined. The research results show that the specific fuel consumption at the cruise uninstalled condition of GTF configuration is decreased by 2.5% compared to that of ATF configuration. The specific fuel consumption at the cruise uninstalled condition of IRA configuration is decreased by 11.97% compared to that of ATF configuration, and which is decreased by 9.7% compared to that of GTF configuration. Comparing to ATF and GTF configurations, the stage number of high pressure compressor and high pressure turbine in IRA configuration can be reduced to shorten the core engine length, and this also diminish the design difficulties of high pressure compressor.

**Key words:** civil turbofan engine; advanced turbofan; geared turbofan; intercooled recuperated aero-engine; performance analysis

## 0 引言

大涵道比涡扇发动机降低耗油率可以采用提高循环热效率和推进效率的方法。提高循环热效

率主要通过提高热力循环总压比、循环温比(即涡轮前温度 $T_4$ )、各部件效率,或者采用更为复杂的先进循环,例如间冷回热循环(IRA)等方式来实现。提高推进效率主要通过提高涵道比,降低外涵的排气速度,降低单位推力来实现。

双轴直驱构型(ATF)的大涵道比涡扇发动机是目前技术成熟度最高、应用最广的传统构型方式。由于风扇的气动设计限制,驱动风扇的低压涡轮转子转速较低,给低压涡轮的设计带来困难和限

收稿日期:2018-03-21; 修回日期:2018-06-21

基金项目:工信部民机预研项目(MJ-2014-D-20)

通信作者:薛冰晶, xuebj@acaec.com.cn

制。提高循环总压比,会对高压压气机的压比水平要求提高,高压压气机的设计难度增大。郭福水等<sup>[1]</sup>引入总体与部件协同设计的思想,基于 Isight 软件建立优化平台,可有效地得到系统最优解和相应的总体参数。沈锡钢<sup>[2]</sup>从总体上阐述了大涵道比涡扇发动机总体性能循环参数的相互影响关系,以及要考虑的设计、材料和工艺水平限制等因素,以及提高发动机总体性能的新途径和新技术。K. Philipp 等<sup>[3]</sup>研究了如何确定合适的发动机概念设计方案的高效优化方法,可以同时考虑发动机性能参数和基本的结构尺寸,结果表明该优化方法能够将多目标问题简化为单一目标问题来求解,在很大程度上提升了概念设计方案确定过程的计算效率。

齿轮传动构型(GTF),通过在风扇和增压级间增加齿轮减速器,解耦了风扇和低压压气机之间的转速匹配关系,风扇转速可以进一步降低,低压涡轮转子可以在较高的转速下运行,实现提高涵道比,降低耗油率的效果。但是对于齿轮传动构型,存在风扇驱动减速齿轮箱设计加工难度大、传热润滑结构设计相对复杂等问题<sup>[4-5]</sup>。张德志等<sup>[6]</sup>和李杰<sup>[7]</sup>分析了 GTF 发动机相对于传统涡扇发动机在总体结构、低压部件和滑油系统设计等方面的新特点和优势。J. Kurzke<sup>[8]</sup>将 GTF 构型与传统发动机构型的不同点进行了对比,并针对 GTF 构型方案的设计点选择、涵道比和总压比的选取进行了理论分析,并明确了 GTF 构型应用的设计难点。

间冷回热构型(RIA),采用了更为复杂的先进热力循环。间冷器和回热器的引入实现了整个热力循环的优化。其循环特点为:间冷器可以有效降低高压压气机的进口温度,减小高压压气机的耗功;回热器可以使进入燃烧室的工质与涡轮排气进行热交换,提高燃烧室进口温度,实现余热能量的回收利用,从而达到提高循环热效率和降低耗油率的目的。该构型需要增加高温换热器,导致总体结构布局复杂以及换热器设计困难等一系列问题<sup>[9-12]</sup>。龚昊等<sup>[13-14]</sup>通过引入间冷器、回热器和间冷涵道模型,初步分析了 IRA 构型在减小耗油率方面的优势以及引入新技术的挑战。K. Rud 等<sup>[15]</sup>对 IRA 构型发动机开展了研究,以低油耗为目标计算了发动机的热力学参数,并对换热器进行了设计,结果表明 IRA 构型的发动机在降低耗油率和排放上优势很大。

本文基于目前可以实现的部件技术水平,开展上述三种构型的总体参数研究和性能对比分析,比较三种构型的技术特点,以期为我国民用涡扇发动机的总体方案选型提供有力支撑。

## 1 耗油率的发展趋势

在国际市场上,大型飞机发动机的研制主要依赖 GE、普惠和罗罗三家公司。上述公司已经实现了发动机系列化发展,其推力范围覆盖 100~500 kN。目前全世界民航市场面临严峻挑战,航空公司需要在运营成本方面力求最低化,这对民用航空发动机设计研发的经济性指标提出了更高要求,民用涡扇发动机的耗油率发展趋势如图 1 所示。

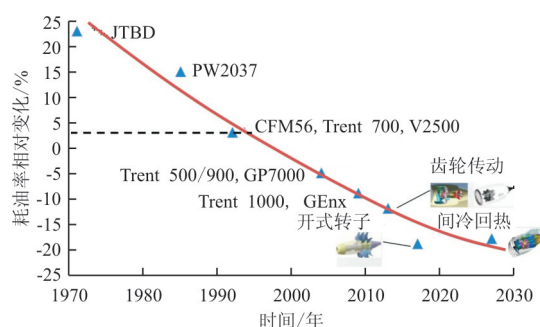


图1 民用涡扇发动机耗油率的发展趋势示意图  
Fig. 1 Schematic diagram of SFC developing trend of civil turbofan engine

从图 1 可以看出:到 2030 年民用涡扇发动机的耗油率需要比 CFM-56 的耗油率降低超过 20%。为此美国和欧盟制定了一系列的技术发展计划,旨在提高发动机性能和部件效率,降低污染排放、噪声以及维护成本。其中包括美国的 VAATE 计划、UEET 计划,欧洲的 ANTLE 计划、CLEAN 计划、NEWAC 计划等,也都取得了阶段性的研究成果。

涡扇发动机耗油率的优化主要通过改善推进效率和热效率两个方面实现,不同发动机公司通过不同的技术途径来实现这一目标。GE 公司的 GE9X 发动机为 11 级高压压气机,高压压气机压比 27,发动机总压比高达 60,是目前航空发动机领域中最高压比的发动机。罗罗公司技术路线图表明,其 Ultra Fan 超级风扇发动机将采用风扇驱动变速齿轮箱技术,即 GTF 构型,实现较大的涵道比以及较高的推进效率。欧盟第 6 框架下启动的 NEWAC 计划由德国 MTU 牵头,40 多个合作伙

伴共同参与,旨在开发间冷回热循环的构型方案,提高发动机热效率,降低耗油率。

## 2 总体参数研究

本文针对上述三个构型的发动机,开展总体参数研究。分析计算过程中,选取同等水平的部件效率,以经济巡航非安装状态作为总体参数的设计点进行计算和分析。

### 2.1 ATF 构型计算分析

ATF 构型发动机由风扇、增压级、高压压气机、燃烧室、高低压涡轮和内外涵喷管等组成,其发动机构型(如图 2 所示)在稳定工作时需要实现流量连续、功率平衡和转速平衡。

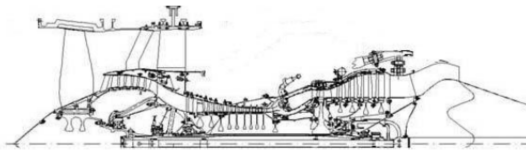


图 2 ATF 构型示意图

Fig. 2 Schematic diagram of ATF configuration

流量平衡:

$$W_2 = W_{23} + W_{13} = (1 + B)W_{23} \quad (1)$$

式中: $W_2$  为风扇出口流量; $W_{23}$  为增压级进口流量; $W_{13}$  为外涵道进口流量; $B$  为涵道比。

高低压轴功率平衡方程:

$$L_{HT} \times \eta_H = L_{HC} \quad (2)$$

$$L_{LT} \times \eta_L = L_{LB} + L_{Fan} \quad (3)$$

式中: $L_{HT}$  为高压涡轮功率; $L_{LT}$  为低压涡轮功率; $L_{HC}$  为高压压气机消耗功; $L_{LB}$  为增压级消耗功; $L_{Fan}$  为风扇消耗功; $\eta_H$  为高压轴机械效率; $\eta_L$  为低压轴机械效率。

高低压轴转速平衡方程:

$$n_{HT} = n_{HC} \quad (4)$$

$$n_{LT} = n_{LB} = n_{Fan} \quad (5)$$

式中: $n_{HT}$  为高压涡轮转速; $n_{LT}$  为低压涡轮转速; $n_{HC}$  为高压压气机转速; $n_{LB}$  为增压级转速; $n_{Fan}$  为风扇转速。

在进行 ATF 构型总体参数研究时,设计点选择为巡航非安装状态,且考虑以下限制条件:温度限制(例如高温起飞状态下压气机出口、高压涡轮以及低压涡轮进口温度);气动参数限制(例如总压

比、高压涡轮膨胀比、低压涡轮膨胀比等)。本文以最大爬升状态下总压比 50、高温起飞状态下燃烧室出口温度 1 960 K 为限制条件,通过热力循环分析计算,优化风扇压比和涵道比,得到 ATF 构型的典型状态点各截面主要气动热力参数。为了表征 ATF 构型的技术特点,本文分析耗油率与涵道比的关系、低压涡轮膨胀比与涵道比的关系。变化规律曲线如图 3~图 4 所示。

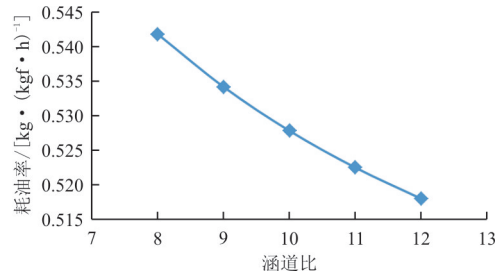


图 3 ATF 构型的耗油率变化规律

Fig. 3 The changing law of SFC for ATF configuration

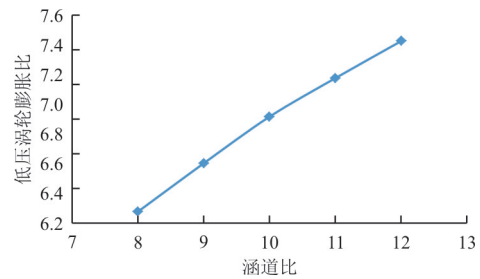


图 4 ATF 构型的低压涡轮膨胀比变化规律

Fig. 4 The changing law of LPT expansion ratio for ATF configuration

从图 3 可以看出:随着涵道比的增加,耗油率逐渐降低。这是由于随着涵道比的增加,外涵道流量相对增加,在保证推力一定的前提下,推进效率增大,总效率提升,耗油率降低。所以增大涵道比是提高发动机燃油经济性的有效手段。

从图 4 可以看出:随着涵道比的增加,低压涡轮膨胀比逐渐增加。涵道比增加,意味着内涵的流量减少,为了保证核心机做功能力,需要提高涡轮前温度,从而导致高低压涡轮膨胀比重新匹配,低压涡轮的膨胀比随着涵道比的增大而增加。低压涡轮膨胀比的增加会导致低压涡轮所需级数的增加,这同时也会增加发动机整机长度和重量。

对于 ATF 构型,涵道比的增大受限于涡轮前温度和低压涡轮膨胀比。例如低压涡轮的膨胀比超过 7,低于六级的低压涡轮设计非常困难,且重量增加

很多。所以 ATF 构型的涵道比很难超过 12。

### 2.2 GTF 构型计算分析

GTF 构型与 ATF 构型相比,低压涡轮的转速和风扇的转速不同,而是通过减速器的减速比相关联,其构型如图 5 所示。

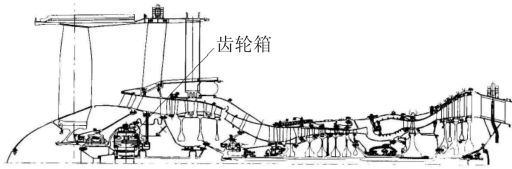


图 5 GTF 构型示意图

Fig. 5 Schematic diagram of GTF configuration

低压轴转速与风扇转速的平衡方程如下:

$$n_{LT} = n_{LB} = \epsilon n_{Fan} \quad (6)$$

式中:  $\epsilon$  为风扇驱动齿轮箱的传动比。

为了便于比较,GTF 构型的限制条件与 ATF 构型的限制条件相同。热力学分析计算给出其主要参数。分析 GTF 构型涵道比与耗油率、涵道比与低压涡轮膨胀比的关系,如图 6~图 7 所示。

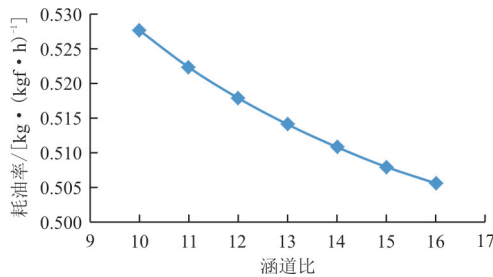


图 6 GTF 构型的耗油率变化规律

Fig. 6 The changing law of SFC for GTF configuration

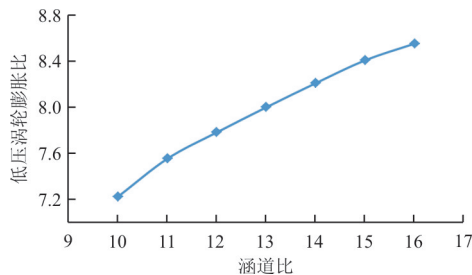


图 7 GTF 构型的低压涡轮膨胀比变化规律

Fig. 7 The changing law of LPT expansion ratio for GTF configuration

从图 6~图 7 可以看出:GTF 构型与 ATF 构型的变化规律相同,随着涵道比的增加,耗油率逐渐降低,低压涡轮膨胀比随着涵道比的增大而增

加。原因是 GTF 和 ATF 两个构型的热力学循环过程是完全相同的,所以这些表征其构型特点的热力学参数的变化规律相似。

GTF 构型中风扇驱动减速齿轮箱改变了风扇转速和低压转子转速的对应关系,使风扇在较低的转速下工作,低压涡轮在相对高的转速下工作。低压涡轮载荷系数提高,级数降低,发动机重量相应降低。例如 PW 公司的 PW1000G 发动机,低压涡轮的膨胀比约为 7,但是低压涡轮的级数只有 3 级。因此对于 GTF 构型的发动机涵道比可以超过 12,从而得到更低的耗油率。

### 2.3 IRA 构型计算分析

IRA 构型在低压压气机(或者增压级)与高压压气机间增加了换热器,在涡轮和燃烧室间增加了回热器,所以需要考虑高低压压气机压比分配的问题,其构型如图 8 所示。还需要考虑换热器的换热效率、总压恢复系数以及外涵道冷气量比例等参数对发动机性能的影响。间冷器和回热器参数可以根据当前国内的设计和制造水平来初步确定,而压比分配和冷却气量比例需要进行参数研究。

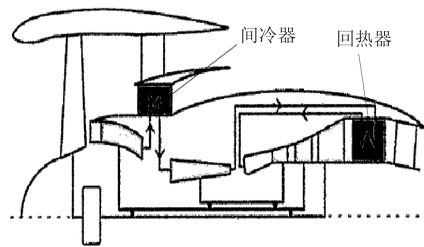


图 8 IRA 构型示意图

Fig. 8 Schematic diagram of ATF configuration

高低压压气机压比分配定义为

$$x = \pi_{cmp} / \pi_{booster} \quad (7)$$

式中:  $x$  为压比分配;  $\pi_{cmp}$  为高压压气机压比;  $\pi_{booster}$  为风扇内涵/增压级压比。

换热器效率的定义为

$$\eta_{ex} = \frac{T_{in} - T_{out}}{T_{in} - T_{coolant}} \quad (8)$$

式中:  $\eta_{ex}$  为换热器效率,对于间冷器和回热器均适用;  $T_{in}$  为换热器进口温度;  $T_{out}$  为换热器出口温度;  $T_{coolant}$  为冷却介质温度。换热器效率采用目前换热器较高水平的换热效率值:80%。

冷却气量分配比例定义为:间冷器的用气量与外涵道流量的比值。

间冷器换热效率、冷热端总压恢复系数以及冷却气量的比例会影响到压气机进口的总压和总温，进而影响压气机耗功，因此在进行压气机压比和风扇内涵压比参数研究时，需要对冷却气量比例进行综合考虑，相应计算得到不同冷却气量比例下高低压压比分配与耗油率、高压涡轮膨胀比和低压涡轮膨胀比的对应关系，如图 9~图 11 所示。

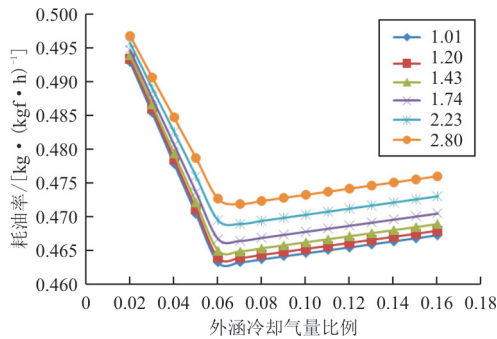


图 9 不同冷却气量比例下压比分配与耗油率的对应关系  
Fig. 9 Corresponding relationship between pressure ratio split and SFC

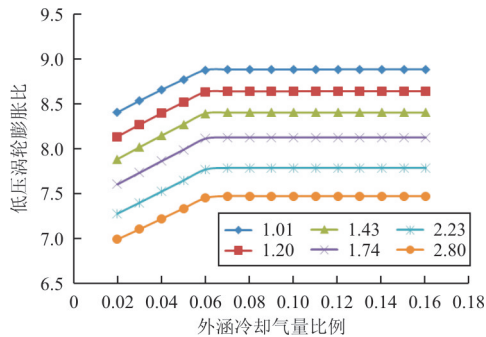


图 10 压比分配与低压涡轮膨胀比的对应关系  
Fig. 10 Corresponding relationship between pressure ratio split and LPT expansion ratio

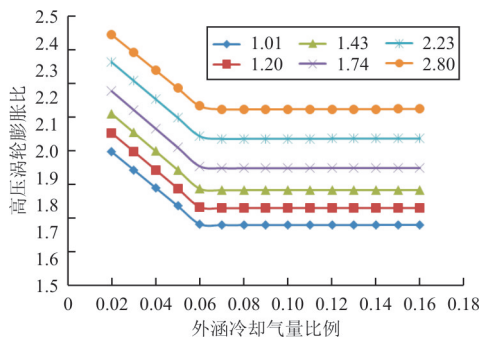


图 11 压比分配与高压涡轮膨胀比的对应关系  
Fig. 11 Corresponding relationship between pressure ratio split and HPT expansion ratio

从图 9 可以看出，基于相同的总压比、涡轮前

温度和涵道比水平，当冷却气量比例为 6% 时设计点的耗油率取得最低值，当冷却气量比例从 7% 增加到 10% 时，耗油率会有所增加，但高低压涡轮膨胀比基本保持不变(从图 11 可以看出)，根据计算结果选取设计点工况的冷却气量比例为 6%。

在确定冷却气量比例的基础上，分析不同压比分配对高低压涡轮膨胀比的影响规律。从图 10~图 11 可以看出：随着压气机压比分配的减小，低压涡轮膨胀比逐渐增加，高压涡轮膨胀比逐渐减小。压比分配过小会导致低压涡轮膨胀比过高，而高压涡轮膨胀比较小。压比分配过大，风扇/内涵增压级出口温度较低，间冷器冷却作用不明显。从图 9~图 11 可以得出：基于相同的总压比、涡轮前温度和涵道比水平，考虑到高低压涡轮膨胀比的合理性，同时兼顾考虑耗油率，当冷却气量比例为 6% 时，高低压压比分配为 1.43 时为最佳压比分配。

在确定压比分配和风扇外涵冷却气量之后，进行 IRA 构型的总体参数研究，其结果如图 12 所示。为了保证回热器充分发挥换热作用，因此 IRA 构型的总压比水平相对较低，因此一般不会达到高压压气机出口总温限制。最终得到 IRA 构型方案在设计点的总压比为 23，涵道比为 16.2，燃烧室出口温度为 1 678 K，该总体参数在设计点的耗油率为 0.456 kg/(kgf·h)。

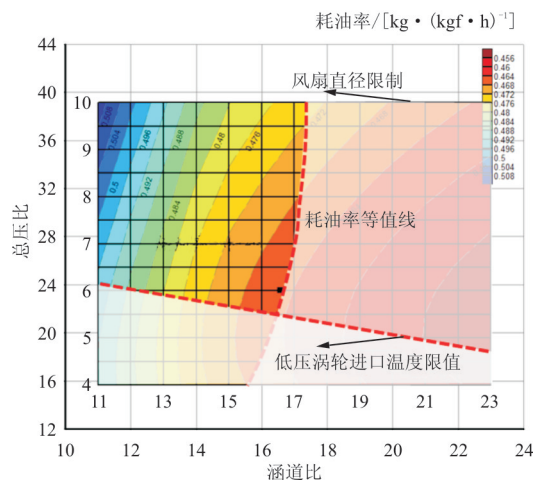


图 12 IRA 构型的总体参数选取结果  
Fig. 12 Overall parameters Selection for IRA configuration

### 3 不同构型性能对比分析

基于上述不同构型总体参数研究方法,得到设计点工况的总体参数,如表 1~表 2 所示。

表 1 不同构型设计点(巡航)总体参数对比

Table 1 Comparison of overall parameters for different configurations at design point(Cruise)

性能参数	数 值		
	ATF	GTF	IRA
总压比	43.1	43.2	23
涵道比	12	16	16.2
涡轮前温度/K	1 660	1 685	1 678
耗油率/[ $\text{kg} \cdot (\text{kgf} \cdot \text{h})^{-1}$ ]	0.518	0.505	0.456
风扇内涵/增压级压比	2.05	2.5	4.12
高压压气机压比	21.4	17.6	5.9

表 2 不同构型的性能参数对比

Table 2 Comparison of performance parameters for different configurations

性能参数	数 值		
	ATF	GTF	IRA
总压比(最大爬升)	50.49	50.2	26.9
耗油率/[ $\text{kg} \cdot (\text{kgf} \cdot \text{h})^{-1}$ ] (巡航非安装)	0.518	0.505	0.456
高压压气机出口总温/K (巡航非安装)	798.8	800.6	520.0
涡轮前最高温度/K (高温起飞)	1 956	1 956	1 984.5
高压压气机压比 (最大爬升)	22.8	18.8	5.9

从表 1~表 2 可以看出:

(1) 在一定的限定条件下和推力要求下,受到低压涡轮膨胀比的限制,ATF 构型的涵道比很难突破 12 以上,其涵道比最小;GTF 构型涵道比 ATF 构型大,可以达到 15 左右;IRA 构型由于采用了复杂循环,涵道比可以更大,耗油率水平最优。

(2) 在各典型工况点推力水平一致的前提下,保持设计点各部件效率水平相当,GTF 构型方案的巡航非安装耗油率比 ATF 构型方案降低了 2.5%;IRA 构型方案的巡航非安装耗油率与 ATF 构型相比降低了 11.97%,与 GTF 构型相比降低了 9.7%。

(3) GTF 构型方案在最大爬升状态下的高压压气机压比相比于 ATF 构型减小了 4,核心机进口换算流量减小了 12.6 kg/s。IAR 构型方案可以在较低的总压比下获得更大的涵道比。

在发动机结构设计方面,GTF 构型由于减速齿轮箱的引入,低压轴转速进一步提升,使得风扇内涵/增压级级数与 ATF 构型相比从 4 减小到 3,高压压气机级数从 10 减小到 9。涡轮构型方面,高压涡轮级数与 ATF 构型相同,低压涡轮级数可以从 7 减小到 4,从而进一步缩短整机长度。RA 构型发动机使用间冷回热技术,采用了更为复杂的热力循环,更加有效的使用热量;同时如果结合提高涡轮前温度,可以获得更大的涵道比,所以该构型耗油率较 ATF 和 GTF 构型更低。所以 RIA 构型低油耗特性是通过使用间冷回热技术,结合涵道比和涡轮前温度的增加来实现。因此在相同的推力要求下,IRA 构型的涵道比将必然会超过现役所有涡扇发动机,三个构型的各部件构型参数如表 3 所示。

表 3 ATF、GTF 和 IRA 的部件级数对比

Table 3 Comparison of component stage for different configurations

性能参数	数 值		
	ATF	GTF	IRA
风扇级数	1	1	1
风扇内涵/增压级级数	4	3	4
高压压气机级数	10	9	6
高压涡轮级数	2	2	1
低压涡轮级数	7	4	5

IRA 构型通过间冷器和回热器的有效一体化布局,其尺寸相对于相同推力级的涡扇发动机,增大程度有望控制在可接受范围内。由于总压比需求相对较低,可以考虑 4 级低压压气机(增压级)和 6 级高压压气机的方案。相应的涡轮负荷降低,涡轮方案可以考虑 1 级高压涡轮和 4~5 级低压涡轮的方案。从而缩短了核心机和整机的长度,将结构设计难度转移到未来轻质、紧凑、高效换热的间冷器和回热器设计方面。

### 4 结 论

(1) 与 ATF 方案相比,GTF 构型方案的巡航

非安装耗油率降低了 2.5%;GTF 构型方案在最大爬升状态下的核心机进口换算流量相比于 ATF 构型减小了 12.6 kg/s。

(2) IRA 构型方案的巡航非安装耗油率与 ATF 构型相比降低了 11.97%,与 GTF 构型相比降低了 9.7%。该收益主要来源于涵道比的增加、间冷器和回热器的应用。

(3) 相比于 ATF 构型,GTF 构型和 IRA 构型的高压压气机和高压涡轮级数均有所减少,有效缩短了核心机长度,也降低了高压压气机的设计难度。但是对于 GTF 构型,增大了齿轮箱的设计难度和整机结构及整机强度的设计难度。对于 IRA 构型,增加了高温换热器的设计难度和整机布局的困难。

### 参考文献

- [1] 郭福水, 罗钜, 闫成, 等. 大涵道比涡扇发动机总体参数优化研究[J]. 科学技术与工程, 2017, 12(21): 121-127.  
Guo Fushui, Luo Ju, Yan Cheng, et al. An optimization study for propulsion parameters of a high-bypass-ratio turbofan engine [J]. Science Technology and Engineering, 2017, 12(21): 121-127. (in Chinese)
- [2] 沈锡钢. 大涵道比涡扇发动机总体性能与循环参数设计[J]. 航空科学技术, 2011, (4): 4-7.  
Shen Xigang. Design of performance and cycle parameters of high bypass ratio turbofan[J]. Aeronautical Science & Technology, 2011(4): 4-7. (in Chinese)
- [3] Philipp K, Dieter B, et al. Automated multi-objective optimization process for preliminary engine design[R]. ASME 2012-GT-68612, 2012.
- [4] Wilfert G, Kriegl B. Cleanvalidation of a high efficient low NOx core, a GTF high speed turbine and an integration of a recuperator in an environmental friendly engine concept [R]. AIAA-2005-4195, 2005.
- [5] Kurzke J. Fundamental differences between conventional and geared turbofans[R]. ASME 2009-GT-59745, 2009.
- [6] 张德志, 张锦绣, 王凤. 齿轮驱动涡扇发动机结构设计特点分析[J]. 航空发动机, 2011, 37(4): 1-4.  
Zhang Dezhi, Zhang Jinxiu, Wang Feng. Analysis of structure design characteristic for geared turbofan engine [J]. Aeroengine, 2011, 37(4): 1-4. (in Chinese)
- [7] 李杰. 齿轮传动涡轮风扇(GTF)发动机先进技术综述[J]. 航空发动机, 2009, 35(4): 54-58.  
Li Jie. Overview of advanced technology for geared turbofan engine(GTF) [J]. Aeroengine, 2009, 35(4): 54-58. (in Chinese)
- [8] Kurzke J. Fundamental differences between conventional and geared turbofans[R]. ASME 2009-GT-59745, 2009.
- [9] Boggia S, Rüd K. Intercooled recuperated gas turbine engine concept[R]. AIAA-2005-4192, 2005.
- [10] Andriani R, Gamma F, Ghezzi U. Numerical analysis of intercooled and recuperated turbofan engine[J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 2011, 28(2): 139-146.
- [11] Kyprianidis K G, Grönstedt T, Ogaji S O T, et al. Assessment of future aero-engine designs with intercooled and intercooled recuperated cores [ R ]. ASME 2010-GT 23621, 2010.
- [12] Xu L, Kyprianidis K G, Grönstedt T U J. Optimization study of an intercooled recuperated aero-engine[J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 29(2): 424-432.
- [13] 龚昊, 王占学, 康涌, 等. 间冷回热航空发动机性能计算与分析[J]. 航空动力学报, 2014, 29(6): 1453-1461.  
Gong Hao, Wang Zhanxue, Kang Yong, et al. Performance calculation and analysis of intercooled recuperated aero-engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(6): 1453-1461. (in Chinese)
- [14] 龚昊, 王占学, 周莉, 等. 间冷回热涡扇发动机的初步分析[J]. 工程热物理学报, 2015, 36(5): 975-979.  
Gong Hao, Wang Zhanxue, Zhou Li, et al. Preliminary energy analysis of intercooled recuperated turbofan engine [J]. Journal of Engineering Thermo Physics, 2015, 36(5): 975-979. (in Chinese)
- [15] Rud K, Boggia S. Intercooled recuperated gas turbine engine concept[R]. AIAA-2005-4192, 2005.

### 作者简介:

薛冰晶(1985—),女,硕士,工程师。主要研究方向:航空发动机总体性能设计。

李华雷(1986—),男,博士,工程师。主要研究方向:航空发动机总体性能及控制设计。

谭智勇(1973—),男,博士,工程师。主要研究方向:航空发动机总体性能设计。

(编辑:赵毓梅)