

翼身融合运输机分布式电推进系统设计及油耗评估

达兴亚, 李永红, 熊能, 钟世东

(中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 针对翼身融合运输机开展了分布式电推进系统的总体设计与油耗评估。通过数值计算完成了70t载质量翼身融合飞机的气动设计与优化。在巡航马赫数为0.80和10km高度的设计点,最大升阻比达到了24。通过求解积分边界层方程组,完成了电推进系统的总体设计。电推进系统包含10个推进风扇,风扇直径为1.45m,压比为1.35,巡航功率为2.94MW。建立了考虑燃烧过程的发动机一维性能模型,对发动机油耗进行了评估,获得了不同发动机循环参数下燃油消耗。建模结果表明,基于翼身融合布局和分布式电推进技术,可使运输机的油耗较C-17节省近50%。

关 键 词: 分布式电推进; 大型运输机; 翼身融合; 边界层吸入; 飞机油耗

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Distributed electrical propulsion system design and fuel consumption evaluation for a blended-wing-body transport

DA Xingya, LI Yonghong, XIONG Neng, ZHONG Shidong

(High Speed Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: A distributed electrical propulsion system was preliminarily designed and its fuel consumption was evaluated for a blended-wing-body transport. Aerodynamic design and optimization for this blended-wing-body transport with 70t pay-loads were completed through numerical computations. At the design point of cruise Mach number 0.80 and cruise altitude 10km, the maximum lift-to-drag ratio reached 24. The preliminary design of distributed electrical propulsion system was accomplished by solving integral boundary layer equations. The electrical propulsion system was composed of 10 electrically driven fans with diameter of 1.45 m, pressure ratio of 1.35 and cruise power of 2.94 MW. An one-dimensional engine performance model considering the burning process was established and the engine fuel consumption was evaluated for different engine cycles. Analysis shows that the blended-wing-body configuration with distributed electrical propulsion can reduce the fuel consumption by 50% as compared with C-17 transport.

收稿日期:2019-04-08

基金项目:科技创新特区项目;国家自然科学基金(11602291)

作者简介:达兴亚(1984—),男,副研究员,博士,主要从事分布式推进、推进/机体一体化、进气道技术研究。

E-mail:dxingya@163.com

引用格式:达兴亚,李永红,熊能,等.翼身融合运输机分布式电推进系统设计及油耗评估[J].航空动力学报,2019,34(10):2158-2166. DA Xingya, LI Yonghong, XIONG Neng, et al. Distributed electrical propulsion system design and fuel consumption evaluation for a blended-wing-body transport[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(10): 2158-2166.

Key words: distributed electrical propulsion; large transport; blended-wing-body; boundary layer ingestion; aircraft fuel consumption

随着装备数量和使用频率的上升,大型运输机的发展将从单纯追求高性能,转变到强调性能、成本、可靠性、环保等综合指标的均衡发展。低油耗、低排放和低噪声,大载荷、大航程和短距起降将成为新一代运输机的突出特点。

传统管状机身布局飞机节能减排降噪的潜能接近极限,未来很难有大的突破。在这样的背景下,美国洛克希德马丁公司提出了基于大涵道比发动机的翼身融合布局运输机方案^[1],用以替代 C-17 运输机。该方案依然采用类似 C-17 的集装箱式货仓,不同之处在于机身前部与机翼相融合,同时采用上翼面超大涵道比涡扇发动机布局,油耗较 C-17 可降低 70%。

节能减排降噪的另一个途径是使用分布式电推进系统。这种系统是 NASA 面向 N+3 客机提出的推进方案^[2-3]。它使用涡轮发电机来发电,而涡轮发动机本身不产生推力,因此热力循环参数可以得到大幅优化。通过电力驱动散布在机身背部的小直径风扇,可实现很高的推进效率(增大有效涵道比)^[2]。将该方案与翼身融合布局、边界层吸入技术^[3-5]相结合,有望使油耗降低 70%。采用分布式推进,还可以降低噪声并提高推进系统安全性。借助动力升力技术以及推力矢量技术,使飞机具备短距起降的潜力。除 NASA 提出的 N3-X 外,空客公司、美国航空航天经验系统公司、极光公司等都在开展基于分布式电推进的飞行器研究。

总地来看,分布式电推进技术在大型运输机上的应用具有一定潜力,将它与翼身融合布局相结合,能够满足新一代运输机的突出特点,同时还可规避超大涵道比涡扇发动机的研制困难。飞机和推进系统设计过程包括总体设计、详细设计等阶段,其中总体设计是否合理,会对详细设计带来较大影响。本文以大型运输机为对象,从气动、推进和发动机三个方面开展总体设计,完成飞机燃油消耗评估。

1 飞机气动设计与优化

1.1 设计特征

目前比较著名的运输机有美国的 C-17、C-5 以及我国的运-20。C-17 是美军保有量最大、飞行时间最长的运输机,总计达 223 架。它的载

质量为 77 t,最大起飞质量为 265 t,飞行马赫数为 0.73,但 9 t/h 的油耗使其使用成本居高不下。本文研究的翼身融合运输机瞄准 C-17 量级,巡航高度为 10 km,巡航马赫数为 0.80,最大起飞质量为 240 t,载质量为 70 t。本文运输机方案拟使用无尾翼身融合布局形式,在机翼两侧各安装一个涡轮发电机,在机身背部安装一排推进风扇。为了与当前的运输系统兼容,依然采用集装箱式货仓结构,总体尺寸与 C-17 接近,为:20 m×5 m×4 m。

飞机质量评估是飞机设计的重要内容,传统上需要飞机气动、推进、结构多轮迭代完成。一些研究表明,相同任务载荷下,翼身融合飞机具有质量优势,比如 NASA 的 HWB300 飞机最大起飞质量较常规管状飞机低 2.8%^[6];而洛克希德马丁公司的 HWB 运输机较 C-17 结构质量减少 9%^[1]。本文假定飞机空质比与 C-17 一致。

1.2 设计方法

采用集装箱式货仓结构并满足容积要求对布局的气动设计带来了挑战。一方面,机身剖面翼型的相对厚度明显增大,影响全机升阻特性;另一方面,机身与机翼剖面相对厚度的差异使得两者的融合设计具有一定的困难。该布局设计的另一个特点是为满足安装一排推进风扇的需求,机身背部还应比较平直。

由于翼身融合布局的机身也会产生很大一部分升力,因此参考面积取全机的正投影面积。综合参考 C-17 和 B-2 的翼载^[7](如表 1 所示),考虑机身的升力贡献,翼载初步定在 250~300 kg/m² 范围,参考面积大致为 800~960 m²。设定参考面积为 900 m²,对应的巡航升力系数约为 0.22。基于以上的布局要求,初步设计了如图 1 所示的翼身融合运输机方案:飞机总长为 44.26 m,翼展为 63.5 m,机身高度为 6.59 m,机翼前缘后掠角为 28°。

表 1 典型飞机机翼面积及翼载
Table 1 Wing area and load of typical aircraft

飞行器	机翼参考面积/m ²	翼载/(kg/m ²)
C-17	353	750
B-2	478	319

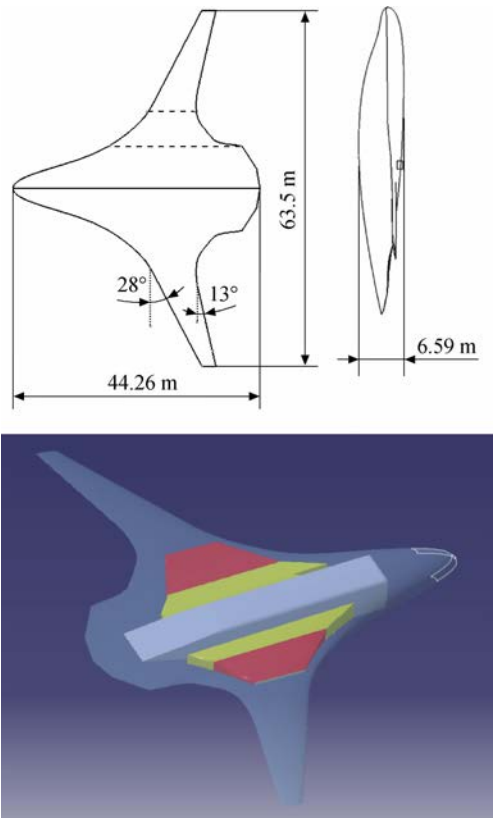


图 1 初步布局及货仓布置

Fig. 1 Preliminary configuration and cabin arrangement

全机沿展向采用分段式翼型配置,机身区域采用前缘加载翼型方案,外翼采用典型超临界翼型配置,融合段采用光滑过渡。为使全机具有较好的气动特性,在初始外形的基础上对全机典型翼型剖面形状和扭转角进行了优化设计。优化平台为基于雷诺平均 N-S 方程的有限体积求解器和遗传优化算法,具体参见文献[8]。该优化问题可归纳如下。

设计状态:巡航马赫数 $Ma=0.80$,雷诺数 $Re=6.8\times10^6\text{ m}^{-1}$,迎角 $\alpha=3.5^\circ$;

设计目标:阻力最小;

约束条件:在保证容积和翼型最大厚度情况下,升力增大且抬头力矩不增加。

1.3 设计结果

图 2 所示为优化后全机典型翼型剖面示意图,机身中剖面翼型扭转角为 1.1° ,翼尖剖面扭转角为 -6.4° 。

图 3 给出了优化后的气动特性(不带推进系统)。图中 C_l 为升力系数, C_d 为阻力系数, C_m 为俯仰力矩系数, K 为升阻比。由于气动系数的参考面积为全机投影面积,数值较常规飞机要明显偏小。可以看出:

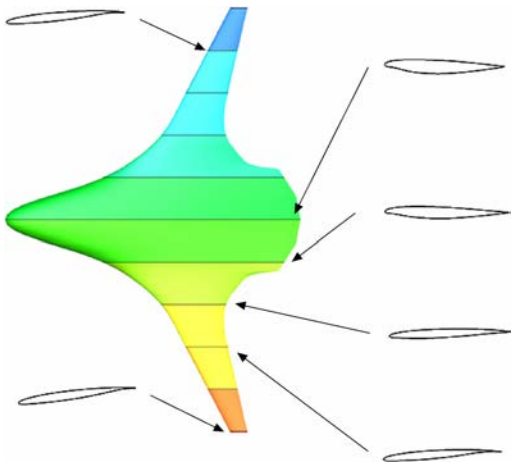
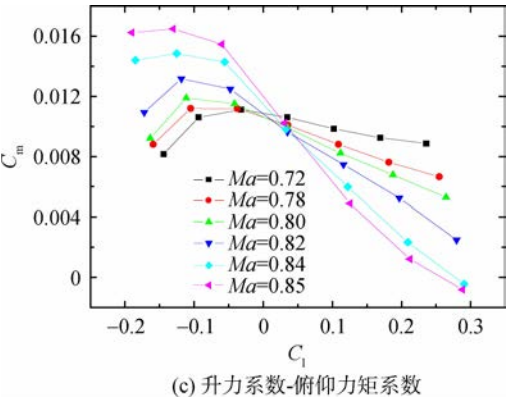
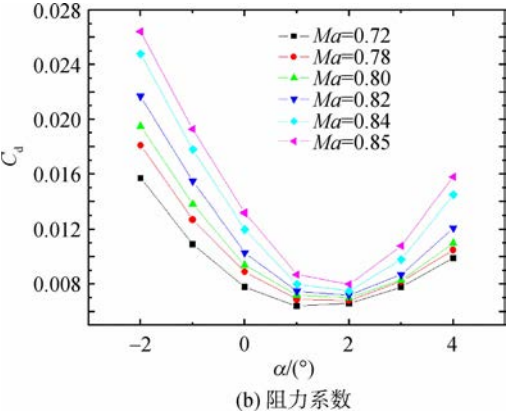
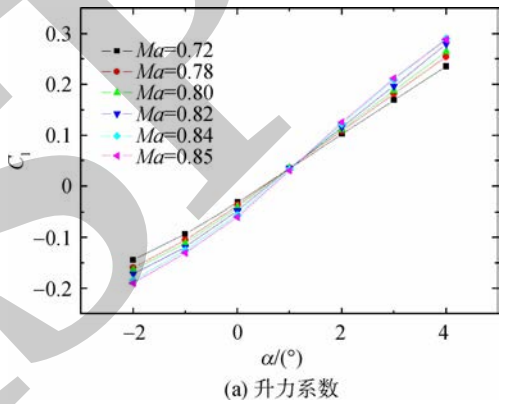


图 2 不同截面的翼型配置

Fig. 2 Airfoil configurations of different sections



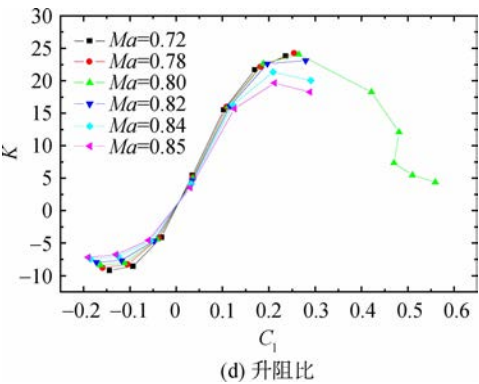


图 3 优化后飞机气动特性

Fig. 3 Aircraft aerodynamic characteristics after optimization

- 1) 该布局全机具有良好的升阻特性, $Ma = 0.80$ 时最大升阻比可达 24.7, 对应升力系数达到 0.26, 其中机身升力约占全机升力的 36%;
- 2) 全机升阻极曲线符合大展弦比布局的基本规律。迎角大于 4° 后全机阻力系数随迎角的增大而急剧增加;
- 3) 巡航升力系数为 0.22 的迎角约为 3.5° , 发生在最大升阻比前, 对应升阻比为 23.2;
- 4) 在巡航马赫数下, 小迎角范围内机身产生 0.006 左右的抬头力矩, 用以缓和机身背部推进系统产生的低头力矩。

2 电推进系统循环参数设计

2.1 设计方法

电推进系统通常采用一维方法完成初步设计。对于该运输机布局, 由于电推进系统与机体背部流场耦合, 同时拟采用边界层吸入技术来降低油耗, 其设计必须考虑与机体的一体化效益。建立如图 4 所示的二维计算域, 入口为距头部 31.72m 的截面, 出口为喷管出口截面, 上边界为自由流管和进气道、喷管上物面, 下边界为机体。采用积分边界层方程组求解边界层在计算域内的发展, 再代入到推力公式中即可求解出推力。

考虑边界层动量损失后的推力公式为

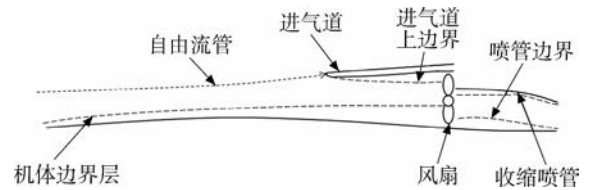


图 4 二维计算域

Fig. 4 Two-dimensional computational zone

$$F_{eff} = \dot{m}_0(u_{9e} - u_{2e}) + A_9(p_9 - p_0) - A_2(p_2 - p_0) - \rho_{9e}u_{9e}^2(\theta_{9a} + \theta_{9b}) + \rho_{2e}u_{2e}^2(\theta_{2a} + \theta_{2b}) \quad (1)$$

式中 $\dot{m}$ 为流量, u 为速度, A 为面积, p 为静压, θ 为边界层的动量厚度, ρ 为密度; 下标 9 代表喷口截面, 0 代表自由来流状态, 2 代表进气道入口截面, a 代表上表面, b 代表下表面, e 代表边界层边缘。推力的推导及积分边界层方程组的求解可参见文献[9]。

2.2 入口边界层状态

根据 CFD 计算结果, 得到了巡航状态沿机身 $x=31.72\text{m}$ 处的边界层速度分布。图 5 给出了三个展向位置(z)的边界层速度剖面, 分别距离对称面 0.5、4、7m。可以看到, 在该截面边界层的速度分布是不一样的。表 2 给出了由速度分布积分得到的边界层厚度 δ 、位移厚度 δ^* 和动量厚度 θ 。受机身曲面的影响, 靠近中心面的边界层厚度最大, 达到了 631mm, 位移厚度和动量厚度最大, 但是其形状因子 H 最小。越往外侧, 机身的边界层厚度、位移厚度和动量厚度都在减小, 这是因为两侧的机身长度更短, 但是形状因子在增大。在进行二维计算时, 边界层参数取三个截面的平均值, 即位移厚度为 60mm, 动量厚度为 34mm, 形状因子为 1.76。

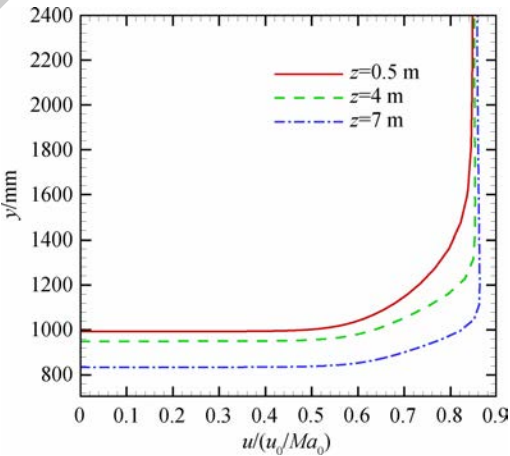


图 5 机身边界层速度分布

Fig. 5 Velocity distribution in airframe boundary layer

表 2 机身边界层参数

Table 2 Airframe boundary layer parameters

x/m	z/m	δ/mm	δ^*/mm	θ/mm	H
31.72	0.5	631	87.7	54.2	1.62
31.72	4	363	55.1	30.8	1.79
31.72	7	213	37.1	17.5	2.12

2.3 考虑电力系统的推力估算

电力系统技术是支撑分布式电推进系统发展的重要基础,主要包括高性能电动机技术、大容量功率变换器技术等^[10]。电力系统会带来额外的质量以及功率损失,有必要在初步设计时进行预估。N3-X 的阻力大约为 133 kN,其电动机功率为 38.8 MW。本文运输机设计总质量和载质量均低于 N3-X,电动机需用功率可初步取为 38.8 MW,并以此为基础预估电力系统质量。

目前的涡扇发动机等效功率密度大致在 3~8 kW/kg 之间^[11],而航空用 MW 级永磁电动机功率密度达到 14 kW/kg,效率超过 97%^[12],虽然还没有达到高温超导电动机的功率密度和效率水平,但已接近航空发动机核心机 16 kW/kg 的水平^[2]。转换器的功率密度达到 19 kW/kg,效率达到 99%^[9]。按照 14 kW/kg 和 97% 估算,电力系统大约为 7.7 t。

本文发电机和电动机的功率密度和效率取折衷值,分别为 8 kW/kg,98% (Honeywell 公司已实现该指标),转换器的功率密度取 19 kW/kg,效率取 99%。据此初步估算电力系统的质量大致为 15 t,飞机总质量达到 255 t,需用升力系数 0.234。考虑到分布式推进系统可能会带来一些增升收益^[13-14],因此巡航状态升阻比暂定为 24,则巡航状态所需推力为 104 kN。

2.4 设计结果

基于式(1)可计算出推进系统的推力大小,进而与飞机阻力相匹配,测算出推进系统的宽度。由于进气道需要进行减速扩压,其扩张比应大于 1。根据文献[9],进气道的扩张比对推进系统的功率影响不大。本文扩张比取 1.2,风扇直径与个数满足如下关系

$$\frac{n\pi D^2/4}{h_2 W_p} > 1.2$$

$$nD + (n - 1)W_{strut} = W_p$$

式中 n 为风扇个数; D 为风扇直径; h_2 为进气道入口高度; W_p 为推进系统宽度; W_{strut} 为风扇之间间隔,这里假定不大于 0.1 m。表 3 中给出了四组参数下的计算结果,在计算时假设风扇在畸变来流下的效率损失统一为 1%。为了确保足够的推力并且油耗不显著提高,风扇压比取为 1.35 较为合适^[9]。从表 3 中可见,为了获得相等的推力,在不同循环参数下进气道入口的马赫数 (Ma_2)、边界层状态都会发生变化,其中动量厚度、形状因子

随进气道入口马赫数的增大而减小。

总地来看,推进系统的宽度越大,油耗越低。对应第四组循环参数,当采用 10 个推进风扇时,风扇直径为 1.45 m,此时单台风扇的流量为 119 kg/s,推力为 10.4 kN,单台风扇功率 P_{fan} 为 2.94 MW,风扇总功率 $P_{fan,t}$ 为 29.4 MW。对应第四组参数的吸入边界层占比(边界层厚度与进气道高度的比值)为 32%。由于总功率仅为 29.4 MW,那么机电系统的质量将会降低到 11 t,需用推力降低到 102.5 kN。这样推进系统产生的巡航推力比需用推力稍大。电推进系统的布局如图 6 所示。需指出,这里给出的是巡航状态风扇推力,起飞状态下风扇换算转速会更高,推力也需换算到地面状态,因此推力会更大。

表 3 风扇推进系统设计结果

Table 3 Design results of fan propulsion system

参数	循环 1	循环 2	循环 3	循环 4
Ma_2	0.67	0.72	0.73	0.73
θ_2	0.058	0.047	0.046	0.046
H_2	1.72	1.67	1.67	1.67
Ma_9	0.9	0.9	0.9	0.9
h_2/m	1.2	1.1	1.0	0.9
风扇压比	1.35	1.35	1.35	1.35
风扇效率	0.92	0.92	0.92	0.92
风扇损失/%	1	1	1	1
W_p/m	12.4	12.6	13.8	15.4
P_{fan}/MW	3.07	2.98	2.97	2.94
$P_{fan,t}/MW$	30.7	29.8	29.7	29.4

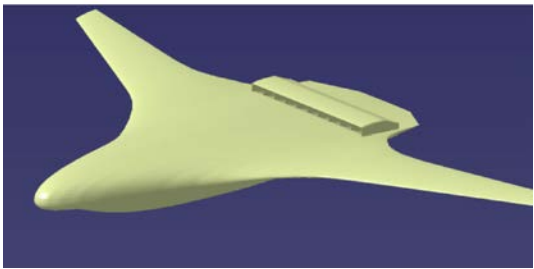


图 6 推进系统在运输机上的布置

Fig. 6 Propulsion system arrangement on the transport

3 飞机燃油消耗评估

3.1 燃气轮机模型

本文假设在机翼翼尖各安装一个燃气轮机。燃气轮机模型如图 7 所示,包括进气道、低压压气

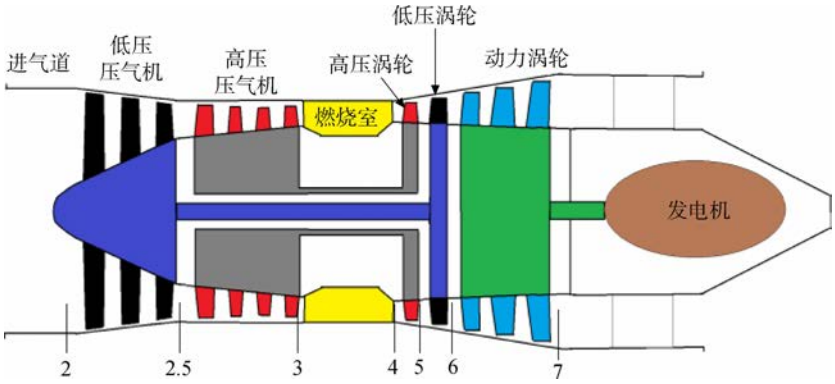


图 7 燃气轮机模型
Fig. 7 Gas turbine engine model

机、高压压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮、动力涡轮和喷管。截面标记如图 7 所示。该方案采用轴向排气,一方面减少侧向排气对机体的干扰,降低干扰阻力;另一方面在起飞过程中可提供一部分推力。

3.2 油耗计算方法

3.2.1 气体热力性质

精确估算燃气轮机各部件的比热比和比定压热容是准确评估发动机油耗的关键。空气的比定压热容 c_p 和比热比 γ 计算较为简单,可采用如下的经验公式估算:

$$\begin{aligned} \frac{c_p}{R} &= B_1 T^{-2} + B_2 T^{-1} + B_3 + B_4 T + \\ &\quad B_5 T^2 + B_6 T^3 + B_7 T^4 \\ \gamma &= \frac{c_p}{c_p - R}, \quad R = 287 \text{ J}/(\text{mol} \cdot \text{K}), \\ B_1 &= 1.00995016 \times 10^4 \\ B_2 &= -1.96827561 \times 10^2, \\ B_3 &= 5.00915511 \\ B_4 &= -5.76101373 \times 10^{-3}, \\ B_5 &= 1.06685993 \times 10^{-5} \\ B_6 &= -7.96029797 \times 10^{-9}, \\ B_7 &= 2.18523191 \times 10^{-12} \end{aligned} \quad (3)$$

其中 R 为气体热力常数; T 为温度,式(3)适用温度范围为 $200 \sim 1000 \text{ K}$ 。

燃气的热力特性与组分有关,本文采用 NASA 的化学平衡计算(chemical equilibrium for applications,CEA)方法预测燃烧组分,然后再根据各组分比例和热力公式计算比定压热容和比热比。计算模型和方法参见文献[15]。

3.2.2 计算流程

采用一维理想方法^[16]分析发动机热力循环,

但每个部件后均会根据温度和组分重新计算热力学参数。油耗估算过程中输入参数包括飞行高度、飞行马赫数、压气机压比、压气机/涡轮多变效率和涡轮前温度等。定义 π 为总压比(即总压/静压)、 τ 为总温比(即总温/静温)、 η 为效率、 e 为多变效率、 p_t 为总压、 T_t 为总温、 T 为静温、 P 为功率,下标 r 表示自由流管、 i 表示进气道、 lpc 和 hpc 表示低压压气机和高压压气机、 lpt 和 hpt 表示低压涡轮和高压涡轮、 et 表示动力涡轮、 c 表示燃烧室,下标数字表示部件截面。具体计算流程如下。

1) 自由流管的总压比和总温比

$$\pi_r = (1 + 0.2Ma_0^2)^{3.5} \quad (4)$$

$$\tau_r = 1 + 0.2Ma_0^2 \quad (5)$$

2) 燃气轮机的气流流量

$$\dot{m}_2 = \dot{m}_1 / \phi \quad (6)$$

式中 $\dot{m}_1$ 为电推进风扇的总流量, ϕ 为涵道比。

3) 燃烧室压力估算

假设燃烧室压比 π_c , 则其压力为

$$p_{c,t} = p_0 \pi_r \pi_i \pi_{lpc} \pi_{hpc} \pi_c \quad (7)$$

其中 π_i 可取 1。

4) 燃烧室温度估算

进入燃烧室的空气温度为

$$T_{t3} = T_0 \tau_r \tau_i \tau_{lpc} \tau_{hpc} \quad (8)$$

式中 τ_r 根据飞行马赫数计算, τ_i 可取 1, 其他为

$$\tau_{lpc} = \pi_{lpc}^{(\gamma_{lpc}-1)/(\gamma_{lpc}e_{lpc})} \quad (9)$$

$$\tau_{hpc} = \pi_{hpc}^{(\gamma_{hpc}-1)/(\gamma_{hpc}e_{hpc})} \quad (10)$$

在得到燃烧室压力和空气温度后,就可以利用 CEA 方法估算出对应于涡轮前温度 T_{t4} 的燃烧产物与单位流量油耗 f 。

5) 高压涡轮总温比和总压比

根据高压涡轮与高压压气机的功率平衡公式
 $P_{\text{hpc}}=P_{\text{hpt}}$,有

$$(\tau_{\text{hpc}}-1)=\frac{c_{p,\text{hpt}}}{c_{p,\text{hpc}}}(1+f)\tau_{\text{hpc}}\tau_{\text{c}}\eta_{\text{m,hpt}}(1-\tau_{\text{hpt}})\tag{11}$$

其中 η_{m} 为机械传动效率。那么就有

$$\eta_{\text{hpt}}=1+\frac{1-\tau_{\text{hpc}}}{\frac{c_{p,\text{hpt}}}{c_{p,\text{hpc}}}(1+f)\tau_{\text{hpc}}\tau_{\text{c}}\eta_{\text{m,hpt}}}\tag{12}$$

其中

$$\tau_{\text{c}}=\frac{T_{\text{t4}}}{T_{\text{t3}}}=\frac{T_{\text{t4}}}{T_0\tau_{\text{r}}\tau_{\text{i}}\tau_{\text{hpc}}\tau_{\text{hpc}}}\tag{13}$$

高压涡轮总压比为

$$\pi_{\text{hpt}}=\tau_{\text{hpt}}^{\gamma_{\text{hpt}}/[(\gamma_{\text{hpt}}-1)\epsilon_{\text{hpt}}]}\tag{14}$$

6) 低压涡轮总温比和总压比

根据高压涡轮与高压压气机的功率平衡公式
 $P_{\text{lpc}}=P_{\text{lpt}}$,有

$$(\tau_{\text{lpc}}-1)=\frac{c_{p,\text{lpt}}}{c_{p,\text{lpc}}}(1+f)\tau_{2\rightarrow5}\eta_{\text{m,lpt}}(1-\tau_{\text{lpt}})\tag{15}$$

那么就有

$$\tau_{\text{lpt}}=1+\frac{1-\tau_{\text{lpc}}}{(1+f)\frac{c_{p,\text{lpt}}}{c_{p,\text{lpc}}}\tau_{2\rightarrow5}\eta_{\text{m,lpt}}}\tag{16}$$

其中 $\tau_{2\rightarrow5}$ 表示从截面 2 到截面 5 的总温比。

$$\tau_{2\rightarrow5}=\frac{T_{\text{t5}}}{T_{\text{t2}}}=\tau_{\text{lpc}}\tau_{\text{hpc}}\tau_{\text{c}}\tau_{\text{hpt}}\tag{17}$$

低压涡轮总压比为

$$\pi_{\text{lpt}}=\tau_{\text{lpt}}^{\gamma_{\text{lpt}}/[(\gamma_{\text{lpt}}-1)\epsilon_{\text{lpt}}]}\tag{18}$$

7) 动力涡轮总温比和总压比

根据动力涡轮功率与飞机推进风扇总功率
 $P_{\text{fan,t}}$ 相平衡,可得

$$\begin{aligned} P_{\text{fan,t}}/(\eta_{\text{gen}}\eta_{\text{inv}}\eta_{\text{tran}}\eta_{\text{elec}}\eta_{\text{m,elec}}) &= \\ \dot{m}_6c_{p,\text{et}}\eta_{\text{m,et}}(T_{\text{t6}}-T_{\text{t7}}) &= \\ (1+f)\dot{m}_2c_{p,\text{et}}\eta_{\text{m,et}}T_0\tau_{0\rightarrow6}(1-\tau_{\text{et}}) \end{aligned}\tag{19}$$

其中 gen、inv、tran、elec 分别表示发电机、转换器、传输和电动机。那么有

$$\begin{aligned} P_{\text{fan,t}} &= (1+f)\dot{m}_2c_{p,\text{et}}T_0\tau_{0\rightarrow6}(1-\tau_{\text{et}})\eta_{\text{et}\rightarrow\text{fan}} \\ \tau_{\text{et}} &= 1-\frac{P_{\text{fan,t}}}{(1+f)\dot{m}_2c_{p,\text{et}}T_0\tau_{0\rightarrow6}\eta_{\text{et}\rightarrow\text{fan}}} \end{aligned}\tag{20}$$

其中

$$\begin{aligned} \eta_{\text{et}\rightarrow\text{fan}} &= \eta_{\text{m,et}}\eta_{\text{gen}}\eta_{\text{inv}}\eta_{\text{tran}}\eta_{\text{elec}}\eta_{\text{m,elec}} \\ \tau_{0\rightarrow6} &= \tau_{\text{r}}\tau_{\text{i}}\tau_{\text{lpc}}\tau_{\text{hpc}}\tau_{\text{c}}\tau_{\text{hpt}}\tau_{\text{lpt}} \end{aligned}\tag{21}$$

那么动力涡轮的总压比为

$$\pi_{\text{et}}=\tau_{\text{et}}^{\gamma_{\text{et}}/[(\gamma_{\text{et}}-1)\epsilon_{\text{et}}]}\tag{22}$$

8) 单位功率油耗

$$S=\frac{f\dot{m}_2}{P_{\text{fan,t}}}=\frac{f}{(1+f)c_{p,\text{et}}T_0\tau_{0\rightarrow6}(1-\tau_{\text{et}})\eta_{\text{et}\rightarrow\text{fan}}}\tag{23}$$

3. 2. 3 模型验证

使用 GasTurb 软件^[17]对模型进行验证。燃气轮机参数参考 N3-X: 飞行高度为 10 km、飞行马赫数为 0.80, 低压压气机、高压压气机、高压涡轮和低压涡轮的多变效率均为 0.91, 燃烧室压比为 0.97, 轴传动效率取 1。

表 4 和表 5 给出了三组状态下单位流量输出功率(MW/(kg/s))与单位流量油耗之间的对比结果。其中: 第一组数据参照 N3-X, 涡轮前温度 $T_{\text{t4}}=1600\text{ K}$ 、高低压压气机压比分别为 15 和 4; 第二组中涡轮前温度和压气机压比降低, $T_{\text{t4}}=1500\text{ K}$ 、高低压压气机压比分别为 10 和 4; 第三组只降低压气机压比, $T_{\text{t4}}=1600\text{ K}$ 、高低压压气机压比分别为 10 和 4。可以看到本文方法和 GasTurb 得到的单位流量功率和油耗十分接近, 其中输出功率误差约为不超过 0.6%、油耗误差约为 1.1%, 说明本文采用 CEA 方法预测燃烧组分进而估算燃气热力参数是可信的。

表 4 单位流量输出功率的对比
Table 4 Specific power output comparison

状态	单位流量输出功率/(MW/(kg/s))		相对 误差/%
	GasTurb	本文	
1	0.5749	0.5776	-0.45
2	0.5354	0.5385	-0.58
3	0.6190	0.6222	-0.51

表 5 单位流量油耗的对比
Table 5 Specific fuel consumption comparison

状态	单位流量油耗		相对 误差/%
	GasTurb	本文	
1	0.0217	0.0218	-0.73
2	0.0210	0.0213	-1.13
3	0.0244	0.0246	-1.01

3. 3 燃油估算结果

考虑到电力转换损失, 所需巡航功率为 $29.4/(0.98\cdot0.98\cdot0.99)=30.9\text{ MW}$ 。采用前文验证算例的三个燃气轮机参数, 需要质量流量分别为 53.5、57.5、49.7 kg/s, 对应的有效涵道比为

22.2、20.7、23.9,飞机油耗为 1.175、1.218、1.221 kg/s,而单位推力耗油率为 0.407、0.422、0.423 kg/(daN·h)。

C-17 运输机采用四台 F117-PW-100 发动机,涵道比为 5.9。网络资料显示,该发动机中间油耗为 0.622 kg/(daN·h)。有公开资料显示 C-17 的油耗达到 9 t/h,如果按照飞机质量 265 t 和升阻比 17 推算,耗油率为 0.590 kg/(daN·h)。文献[18]中给出了 F117-PW-100 民用版 PW2000 发动机的巡航油耗为 0.574 kg/(daN·h)。总地来看,目前对 F117-PW-100 真实油耗的估计还不太确切。这里按中间值 0.590 kg/(daN·h)来估算。基于此,与本文飞机等质量情况下 C-17 的油耗估算为 2.313 kg/s。

本文翼身融合运输机采用分布式电推进方案,对应三组燃气轮机热力循环参数,油耗分别降低了 49.2%、47.3%、47.2%。这组数据还未达到 N3-X 的燃油消耗水平,主要原因在于 N3-X 使用了更多的风扇并选用了功率密度和效率更高的高温超导电动机。但是,考虑到本文选用的是常规电动机,且主要性能参数已在美国获得验证,更具可行性。

3.4 对飞机起飞质量的影响

C-17 飞机的空质比为 0.315,此处按 0.4 估算本文运输机的空质为 96 t,考虑电力系统 15 t 增量、载质量 70 t,假设飞机最大航程为 8700 km,根据布雷盖航程公式,在单位推力耗油率为 0.42 kg/(daN·h)时,巡航阶段约需燃油 40 t,使得飞机总质量仅有 225 t,略低于预估的 240 t。因此,虽然电力系统带来了额外质量增量,但由于燃油效率显著下降,飞机的总质量并不会增大。

4 结 论

1) 设计了基于分布式电推进的 70 t 载质量翼身组合运输机布局,其优势是采用了传统的集装箱货仓布局,能够与当前的运输系统兼容,同时机电系统采用已实现的常规电动机和发电机,提高了系统可行性。

2) 采用二维积分边界层方法获得了推进系统的循环参数,其中风扇总数 10 个,单个风扇直径为 1.45 m、压比为 1.35、流量为 119 kg/s、巡航状态推力(从进气道入口到喷管出口截面)为 10.4 kN、功率为 2.94 MW。

3) 建立了考虑燃烧过程的发动机一维性能分析方法,通过准确预测燃烧组分和燃气热力特

性变化,获得了不同发动机循环参数下飞机的燃油消耗率,巡航状态油耗较 C-17 降低近 50%,展现出分布式推进技术的巨大节油优势。

4) 基于常规经验所作的结构质量评估表明,飞机耗油率降低有助于抵消电力系统的增量,确保飞机最大起飞质量不显著增加。

5) 本文建立了分布式电推进系统循环参数的总体设计方法,并对油耗进行了评估,但考虑到分布式推进系统内流与外流高度耦合,有必要发展内外流高效耦合计算方法,开展更为详细的总体设计与分析,将推进风扇的内部流动与外流进行耦合分析。

参考文献:

- [1] HOOKER J R, WICK A. Design of the hybrid wing body for fuel efficient air mobility operations[R]. AIAA-2014-1285, 2014.
- [2] FELDER J L, KIM H D, BROWN G V. Turboelectric distributed propulsion engine cycle analysis for hybrid-wing-body aircraft[R]. AIAA-2009-1132, 2009.
- [3] ASHCRAFT S W, PADRON A S, PASCIONI K A, et al. Review of propulsion technologies for N+3 subsonic vehicle concepts[R]. NASA-TM-2011-217239, 2011.
- [4] PLAS A. Performance of a boundary layer ingesting propulsion system[D]. Massachusetts, US: Massachusetts Institute of Technology, 2006.
- [5] PLAS A, SARGEANT M, MADANI V, et al. Performance of a boundary layer ingesting (BLI) propulsion system [R]. AIAA-2007-450, 2007.
- [6] NICKOLC L, MCCULLERS L A. Hybrid wing body configuration system studies[R]. AIAA-2009-931, 2009.
- [7] 杨宇飞. 飞翼运输机气动布局设计[D]. 西安:西北工业大学, 2007.
- [8] 李永红. 栅格翼气动特性数值模拟与外形参数优化研究[D]. 四川 绵阳:中国空气动力研究与发展中心, 2012.
- [9] LI Yonghong. Numerical investigations on aerodynamic characteristics and shape optimization of grid fin[D]. Mi-nyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2012. (in Chinese)
- [9] 达兴亚, 范召林, 熊能, 等. 分布式边界层吸入推进系统建模与分析[J]. 航空学报, 2018, 39(7): 122048. 1-122048. 9.
- [10] DA Xingya, FAN Zhaolin, XIONG Neng, et al. Modeling and analysis of distributed boundary layer ingesting propulsion system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(7): 122048. 1-122048. 9. (in Chinese)
- [10] 孔祥浩, 张卓然, 陆嘉伟, 等. 分布式电推进飞机电力系统研究综述[J]. 航空学报, 2018, 39(1): 021651. 1-021651. 13.
- [10] KONG Xianghao, ZHANG Zhuoran, LU Jiawei, et al. Review of electric power system of distributed electric propulsion aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(1): 021651. 1-021651. 13. (in Chinese)

[11] LUONGO C A,MASSON P J,NAM T,et al. Next generation more-electric aircraft;a potential application for HTS superconductors[J]. IEEE Transactions on Applied Superconductivity,2009,19(3):1055-1068.

[12] YOON A,YI X,MARTINE J,et al. A high-speed, high-frequency,air-core PM machine for aircraft application[C]// IEEE Power and Energy Conference at Illinois. Piscataway,NJ,US:IEEE Press,2016.

[13] 闫万方,吴江浩,张艳来. 分布式推进关键参数对 BWB 飞机气动特性影响[J]. 北京航空航天大学学报,2015,41(6):1055-1065.

YAN Wanfang,WU Jianghao,ZHANG Yanlai. Effects of distributed propulsion crucial variables on aerodynamic performance of blended wing body aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2015,41(6):1055-1065. (in Chinese)

[14] 项洋,吴江浩,张艳来. BLI 效应下整流罩设计对翼型气动特性的影响[J]. 北京航空航天大学学报,2016,42(5):945-952.

XIANG Yang,WU Jianghao,ZHANG Yanlai. Effects of cowl design on aerodynamic performance of airfoil with BLI[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2016,42(5):945-952. (in Chinese)

[15] SANDORD G,MCBRIDE B J. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications[R]. NASA-RP-1311,1994.

[16] YANG S L,SIOU Y K,URIP E,et al. A complete parametric cycle analysis for ideal turbofan engine with inter-stage turbine burner[EB/OL]. [2018-01-09]. http://pages.mtu.edu/~kiew/ITB/UserManual_ITB.doc.

[17] 张书刚,郭迎清,陆军. 基于 GasTurb/MATLAB 的航空发动机部件级模型研究[J]. 航空动力学报,2012,27(12):2850-2856.

ZHANG Shugang, GUO Yingqing, LU Jun. Research on aircraft engine component-level models based on GasTurb/MATLAB[J]. Journal of Aerospace Power,2012,27(12):2850-2856. (in Chinese)

[18] 黄维娜,李中祥. 国外航空发动机简明手册[M]. 西安:西北工业大学出版社,2014:183-184.

(编辑:陈 越)