

文章编号:1000-8055(2012)08-1801-08

面向飞机总体设计的开式转子发动机分析模型

张 帅, 余雄庆

(南京航空航天大学 航空宇航学院

飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京 210016)

摘 要: 应用高速桨扇试验数据与涡轴核心机估算模型相结合的方法, 建立了一种快速的、能用于飞机总体方案论证阶段的开式转子发动机分析模型。它使用少量的总体参数即可估算出开式转子发动机推力与耗油率特性、质量和外形尺寸, 计算速度快。通过对比模型的估算结果与文献的试验数据, 证明其精度能够满足飞机总体初步方案论证的要求, 可用于评估采用开式转子发动机带来的收益。

关 键 词: 开式转子; 高速桨扇; 涡轴核心机; 飞机总体设计; 客机

中图分类号: V236

文献标志码: A

Model of open rotor engine for aircraft conceptual design

ZHANG Shuai, YU Xiong-qing

(Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced

Design Technology of Flight Vehicle, College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A rapid analysis model of the open rotor engine, which can be used in aircraft conceptual design, was established by the combination of the test data of high speed propfan and approximate model of turboshaft. The performance, mass and size of the open rotor engine were able to be predicted quickly by this model with a small amount of input parameters. The precision of the model was validated by the experimental data from the references. The model developed in the paper can be used in the aircraft conceptual design to evaluate the benefits of using open rotor engines.

Key words: open rotor; high speed propfan; turboshaft; aircraft conceptual design; airliner

开式转子发动机(open rotor engine)又称为无涵道风扇发动机(unducted fan engine),它来源于 20 世纪 70 年代倍受航空界关注的桨扇发动机(propfan engine)。这类发动机可以兼具涡桨发动机耗油率低与涡扇发动机适于高速飞行的特点,在当时石油危机的背景下具有显著经济效益,多家发动机公司与研究机构竞相开展研究。其中美国通用电气公司(GE)和法国国家航空发动机

设计制造公司(Snecma)共同投资近 10 亿美元研制 GE36 发动机;普惠公司(Pratt & Whitney)和艾利逊公司(Allison)共同研制了 578DX 发动机。以上两种发动机均采用了推进式对转桨扇的设计方案,最终都因石油危机渡过,油价回落以及对转桨扇的噪声过大等一系列原因而搁浅。乌克兰研制的 D-27 发动机采用拉进式对转桨扇,配装在俄罗斯的 An-70 军用运输机上使用,这也是目前

收稿日期:2011-09-19

网络出版地址:http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120830.1200.201208.1801_018.html

基金项目:南京航空航天大学科研基地创新创优基金(NJ2010006)

作者简介:张帅(1982—),男,山东高密人,博士生,研究方向为飞行器总体设计。

为止唯一投入使用的桨扇发动机项目。

进入新世纪,民用客机对经济性与环保性的要求进一步提高。国际航空运输协会(IATA)、国际民航组织(ICAO)以及欧洲航空研究咨询委员会(ACARE)等组织纷纷提出降低排放污染的计划目标。其中 ACARE 更是明确提出:到 2020 年航空运输业的氮氧化物(NO_x)与二氧化碳(CO_2)排放量分别降低 80%与 50%。面对严苛的排放限制要求,低耗油率、低排放的开式转子发动机再次引起航空界的重视。各大发动机制造商均提出了新一代发动机耗油率降低 25%~30%的目标,并且关注开式转子发动机的技术研究。飞机制造商对发动机的耗油率也提高了要求,空客和波音公司已提出希望下一代客机燃油效率提高 20%的目标,并且明确表示在开发下一代中短程客机时考虑采用开式转子发动机的技术方案^[1]。开式转子发动机的主要优点是耗油率低,因而同等情况下的污染物排放量也大大降低;缺点是噪声较大,结构复杂、可维护性差,质量有所增加。有研究表明,采用对转桨扇时若后级桨扇的叶片数减少、叶片直径减小可以取得很好的减噪效果。若采用复合材料桨叶,开式转子发动机的噪声和质量均有显著减小。

以上迹象均表明开式转子发动机很有可能成为下一代客机的主要动力装置之一,因而在进行新一代客机预研时应考虑采用开式转子发动机的方案。美国国家航空航天局(NASA)曾联合了多家发动机与飞机生产商对民用飞机采用桨扇发动机的综合效益进行了评估,评估方法以飞机与发动机的试验测试数据为基础^[2]。但试验数据仅在一定范围内有效。为配合下一代客机总体方案论证,需要研究开式转子发动机分析模型。该模型应该能提供发动机的推力与耗油率特性,以及发动机的外形、质量等数据,供飞机总体初步设计、飞行性能计算等使用。实现这一功能的开式转子发动机分析模型主要有三类:第一类基于螺旋桨理论,将其作为涡桨发动机分析计算;第二类基于大涵道比涡扇理论,将其作为超大涵道比的涡扇发动机计算;第三类将螺旋桨理论与涡轴发动机分析模型相结合,综合分析开式转子发动机的核心机与外转子(高速桨扇)的配合性能。针对多种不同的高速桨扇,NASA 在大量试验数据的基础上建立了桨扇发动机的评估模型^[3],可以在一定范围内计算桨扇的推力、噪声、质量等特性,是一种典型的基于螺旋桨理论的分析方法。英国 Cran-

field 大学的 Jackson 在其博士学位论文中给出了一种基于大涵道比涡扇理论的分析方法,通过调整风扇的等熵压缩效率来逼近开式转子的性能参数^[4];Bellocq 等人使用高速桨扇的试验数据与涡轴发动机仿真模型相结合的方法给出一种综合分析模型^[5],可以计算开式转子发动机的性能。美国加州州立理工大学的研究人员在原有的涡轴分析模型基础上结合高速螺旋桨试验数据建立了一种开式转子的分析模型,用于新一代客机的总体方案评估^[6]。研究表明螺旋桨理论与涡轴发动机相结合的分析方法最接近开式转子发动机的真实工况,分析得到的发动机性能数据误差较小。

文献[5-6]中使用的涡轴发动机模型均是基于循环参数分析的仿真分析模型,分析精度较高、计算时间较长且需要较详细的涡轴核心机设计参数。在飞机总体初步设计阶段,通常难以获得详细的核心机设计参数。有关研究表明开式转子发动机的推力与耗油率特性主要取决于核心机的功率输出特性以及所配桨扇的特性,与核心机循环参数的选取关系不大。因此可以采用涡轴发动机功率输出特性的估算方法建立开式转子发动机涡轴核心机的分析模型。

本文提出一种以高速桨扇试验数据模型与涡轴发动机功率特性估算相结合的方法来建立开式转子发动机的分析模型,具有计算速度快、输入参数少、适用推力范围大等特点,分析精度完全可以满足总体设计的要求。

1 开式转子发动机构造特点

开式转子发动机通常是采用涡轴核心机加自由涡轮驱动变距桨扇的方式构成动力系统;自由涡轮驱动桨扇的方式可以是直接驱动,也可以是通过行星齿轮减速器驱动。直驱式的自由涡轮效率较低,排气尾流带走的能量较多;带动齿轮减速器的自由涡轮转速较高、效率较高,吸收核心机燃气的能量多,排气尾流的能量很低。

在不考虑其他损失的情况下,一般可以认为桨扇吸收的功率(P_p)等于自由涡轮输出的轴功率(P_s)与喷流推进力的等效功率(P_e)之差。其中自由涡轮输出的轴功率可以近似认为等于核心机功率(P_c)与自由涡轮效率(η_t)、减速器效率(η_g)的乘积。各部分功率之间的关系如下式所示:

$$P_p = P_s - P_e = P_c \eta_t \eta_g - P_e \quad (1)$$

对于直驱式桨扇,因为没有减速器,在使用上式计算其吸收功率时应去掉 η_g 项。直驱式桨扇由

于排气尾流带走能量而产生的排气推力约占总推力的3%~8%;对于使用减速器驱动的桨扇,排气尾流带走的能量完全可以忽略^[5]。因而,在近似分析模型中可以忽略排气尾流的推力影响,即上式中的 P_e 项可以近似认为等于0。

此外,按桨扇的不同安装位置,开式转子发动机还被分为推进式与拉进式2种类型。设计参数相同时,两者的推力特性略有不同,主要由短舱对气流的干扰引起;在短舱影响不大的情况下可以忽略其对气流的干扰作用,即认为推进式与拉进式桨扇的推力特性相同。

2 高速桨扇数据模型

NASA在20世纪70年代开展桨扇发动机研究的时候做了大量试验,其中也包括高速桨扇特性的风洞试验,并提供了部分试验数据^[7-8]。其中,文献^[7]以表格的形式给出了8叶和10叶桨扇在不同马赫数和进距比(J)下对应的拉力系数(C_T)、功率系数(C_P),以及进距比大于0情况下的推进效率(η_p);高速桨扇均是变距桨,因此数据表中与不同马赫数和进距比对应的每一组数据均按多个不同的桨位(即桨距角)给出。

2.1 对转桨扇分析

根据文献^[7]中提供的试验数据,可以分别构建8叶、10叶桨扇的数组矩阵,作为高速桨扇的数据模型。需要指出的是在导入桨扇特性数据时,只需要导入功率系数与拉力系数,根据经典螺旋桨理论,桨扇的效率可以由功率系数、拉力系数与进距比的取值计算得出,如下式所示:

$$\eta_p = C_T J / C_P \quad (2)$$

$$J = v / (nD) \quad (3)$$

式中 v 是当前的飞行速度,即桨扇轴向气流的来流速度; n 和 D 分别代表桨扇的转速和直径。对于对转式桨扇,前桨对气流有一定加速作用,改变了后桨的来流速度以及气流对桨叶的攻角,从而改变后桨的进距比。气流对桨叶攻角的改变影响了桨扇的实际转速,但作用较小,可以忽略不计;来流速度对进距比的影响非常明显,需要计算受前桨作用后的实际来流速度。后桨实际来流速度与前桨的桨盘面积及其产生的拉力有关,如下式所示^[5]:

$$v_r = \sqrt{v_i^2 + \frac{2T_f}{\rho A_f}} \quad (4)$$

式中 v_i 和 v_r 分别为前桨与后桨的来流速度,其中前桨的来流速度可以认为是飞机的飞行速度;

T_f 为前桨产生的拉力; A_f 为前桨的桨盘面积(即 $A_f = \pi D_f^2 / 4$, D_f 为前桨直径); ρ 为当前飞行高度的空气密度。

2.2 桨扇效率的计算

与普通螺旋桨一样,桨扇的进距比随飞行速度的提高不断增大。定距桨的拉力系数与功率系数均随进距比的增大而减小,并且只能在较小的进距比范围内保持较高的推进效率。变距桨的桨叶角可以随飞行速度提高而增大,从而使其推进效率在整个进距比范围内都能保持较高水平。先进开式转子发动机的控制系统可以根据飞行速度自动调节桨扇的桨叶角,使桨扇在一定的转速范围内可以充分吸收发动机的输出功率,从而维持较高的推进效率。在桨扇允许使用的进距比范围内,其效率可以由式(2)计算。

当飞行速度为0时,桨扇的推进效率为0,此时发动机使用较小的桨叶角,发动机转速可以迅速提高,推进效率也迅速提高;随着飞行速度的提高,桨叶角逐渐增大,桨扇转速下降并维持在一定的转速范围内;当飞行速度保持稳定时,桨叶角也稳定在一个合适的位置。按以上规律,可以认为桨扇总是工作在效率最高的桨叶角位置。因此在使用桨扇的试验数据时,首先按飞行马赫数和进距比选取对应的特性数组;再在特性数组中选取最高效率所对应的拉力系数与功率系数。

进距比为0时对应的桨扇推进效率为0,因此无法根据效率最高的准则判定静推力时桨扇使用的桨叶角位置。这里提出一个“功率-拉力转换率”的判定准则,按此准则可以找出吸收相同功率的情况下产生最高拉力的桨叶角位置,并认为当桨扇前进速度(即来流速度)为0时使用此桨叶角位置可以保证将发动机功率充分转换为拉力。根据经典螺旋桨理论,拉力与功率分别表示为下式:

$$T = C_T \rho n^2 D^4 \quad (5)$$

$$P = C_P \rho n^3 D^5 \quad (6)$$

从式(6)可以看出:由于同一个螺旋桨在飞行高度不变时, ρ 和 D 均为定值,因而吸收功率相同的情况下,转速 n 随 C_P 的不同取值而改变。假定 ρ 、 D 与 P 均为单位“1”,则 n 可以表示为 C_P 的函数,即 $n = 1 / \sqrt[3]{C_P}$;由此可以推出,吸收单位功率产生的单位拉力为

$$\bar{T} = C_T / (C_P)^{\frac{2}{3}} \quad (7)$$

上式中的单位拉力 $\bar{T}$ 即代表了螺旋桨静止状态下的“功率-拉力转换率”。

2.3 海平面静态需用功率计算

在飞机总体设计阶段,可以确定的推进系统参数主要是飞机所需的海平面静推力 T_0 (sea-level static thrust, 简称 SLST). 对于开式转子发动机,还要根据使用条件确定桨扇的直径. 要分析开式转子发动机的性能首先要根据 T_0 确定对应的桨位和转速,从而确定出核心机的海平面静态需用功率(P_0). 对转式桨扇前桨的静态来流速度为 0,因此其桨位选取为“功率-拉力转换率”最高情况下对应的桨位,并据此确定前桨的功率系数(C_P^f). 后桨的来流速度及进距比受到前桨产生拉力的影响,其桨位选取为最大效率对应的桨位. 此外前后桨产生的推力之和为 T_0 ,在计算转速时先要假定前桨的推力比例,然后经过多次计算迭代使前后桨产生的推力之和与 T_0 的差值小于一定误差,就可以计算出转速、前后桨推力比例,以及后桨设定桨位对应的功率系数(C_P^r). 计算流程如图 1 所示.

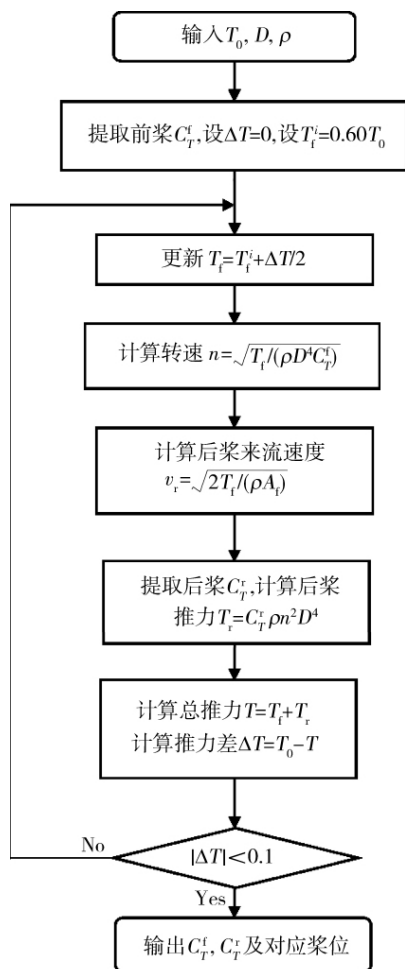


图 1 确定海平面静态功率的计算流程

Fig. 1 Flowchart for computation of sea-level static power

确定了转速、前后桨的桨位及其对应的功率系数,就可以计算出驱动桨扇所需要的海平面静态功率(P_{p0}),其计算公式如下:

$$P_{p0} = \rho n^3 D^5 (C_P^f + C_P^r) \quad (8)$$

根据公式(1)及其简化条件,由 P_{p0} 可以确定

$$P_0, \text{ 即 } P_0 = \frac{P_{p0}}{\eta_t \cdot \eta_g}.$$

3 涡轴核心机特性估算

开式转子发动机中与桨扇相匹配的涡轴核心机实质上是一台涡轮轴发动机,通常采用单轴式或双轴式构造. 核心机的输出功率随飞机飞行高度与速度的变化而变化,因此还需要在海平面静态功率的基础上估算其功率输出的高度特性与速度特性. 核心机的耗油率由其功率决定,同时也受到飞行高度与速度的影响.

3.1 功率特性估算

涡轮轴发动机的可用功率随飞行速度的增大而略有增大,随飞行高度的增大而减小. 实际飞行状态对应的输出功率可以表示成海平面静态功率(P_0)、飞行马赫数(Ma)以及当前飞行高度所对应的空气相对密度(σ)的函数,如下式所示^[9]:

$$P = P_0 (\sigma + k \sigma^b Ma) \quad (9)$$

式中 k 和 b 为功率特性调整参数,改变其取值可以调整可用功率随飞行高度、马赫数变化的规律,从而模拟出涡轴发动机不同参数设置(循环参数、控制参数等)情况下对应的功率输出特性.

在飞行高度增加时,涡轴发动机的总压比增加,输出的单位功率增大;但是随着飞行高度增加流过发动机涵道的空气流量不断减小,其功率因而减小. 由于发动机流量减小是决定性的,因而涡轴发动机的总输出功率随着飞行高度的增加不断减小^[10]. 在飞行速度提高、马赫数增大时,涡轴发动机的总压比和空气流量均不断增大,因此其功率随飞行速度的提高而增大^[10].

3.2 耗油率特性估算

涡轴发动机的输出功率增大时其耗油量也随之增大,若假定功率不变,其耗油量随飞行高度的增加而减小,随马赫数增大也略有减小. 在确定了涡轴发动机的输出功率(P)及其使用状态的高度与马赫数的情况下,其单位功率耗油率可以表示成下式^[9](单位为 $(\text{N/kW})/\text{h}$):

$$c_i^P = c_0 (1 - c_1 P \times 10^{-3}) (1 - c_2 Ma) \quad (10)$$

式中 c_0 为与飞行高度有关的系数,可表示成空气相对密度(σ)和对应高度声速(a)的函数,如下式所示:

$$c_0 = \frac{1000\sigma^{0.117}}{a} \quad (11)$$

在巡航高度, c_0 的值可直接取 2.88; c_1 和 c_2 取值可由经验数据确定,分别取 0.025 与 0.2^[9].

如前所述,涡轴发动机的功率随飞行高度的增大而减小,随飞行速度的提高而增大.功率是决定其耗油率的最关键因素,因此耗油率特性与功率特性随高度、速度的变化趋势一致.

开式转子发动机中,若涡轴核心机的输出功率为 P (单位: kW) 时桨扇产生的推进力为 T (单位: N), 则其耗油率可以根据单位功率耗油率转换为无量纲的标准形式 (实际量纲为 1/h), 转换算式如下式所示:

$$c_i^T = \frac{c_i^P P}{T} \quad (12)$$

当桨扇的推进效率为 η_p 时,其吸收功率与拉力、速度的关系为 $P_p = Tv/\eta_p$; 吸收功率与核心机输出功率的关系表示为 $P_p = P_c \eta_i \eta_g$; 由此可得 $P_c = Tv/(\eta_p \eta_i \eta_g)$. 设 $\eta = \eta_p \eta_i \eta_g$, 则公式(10)可以表示成无量纲的标准形式,如下式所示^[9]:

$$c_i^T = c'_0 (1 - c_1 P \times 10^{-3}) (1 - c_2 Ma) \quad (13)$$

式中 $c'_0 = Ma \cdot \sigma^{0.117} / \eta$.

4 整机综合分析模型

自由涡轮吸收核心机的输出功率驱动桨扇产生推进力. 核心机的输出功率因飞行高度和速度的不同而改变; 桨扇的推进力与空气密度和进距比有关, 因而也受到飞行高度和速度的直接影响. 要获取开式转子发动机的高度特性与速度特性, 首先需要选择几个典型的高度、速度状态点; 然后在选定的状态点上计算涡轴核心机的输出功率; 再根据输出功率确定桨扇可以吸收的功率; 最后根据桨扇的特性数据和吸收功率计算出桨扇在当前状态点上产生的推力及耗油率. 分析流程如图 2 所示.

在不同高度与马赫数状态下分别进行分析计算, 就可以得到发动机的高度与速度特性.

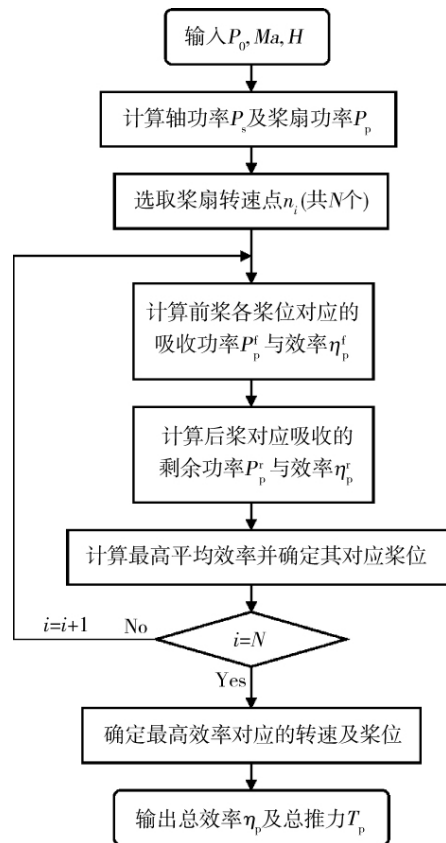


图 2 整机综合分析流程

Fig. 2 Flowchart for the overall engine analysis

5 短舱外形与整机质量估算

发动机因在飞机上安装而需要设计短舱的外形. 涡扇发动机短舱需要包裹住风扇与核心机, 并在短舱内壁与核心机之间形成外涵道. 开式转子发动机的桨扇裸露在机体之外, 因此其短舱只需要包容核心机及其附件机匣. 文献[11]中提供了一类针对涡扇发动机短舱的外形估算方法, 可以根据发动机的空气质量流量(q_m)、风扇直径(D_f)及最大使用马赫数(Ma_{max})等参数估算短舱的进气唇口直径(D_i)、最大直径(D_m)以及长度(L_n)等特征尺寸. 以该方法为基础, 结合开式转子发动机的特点对公式加以修改, 可以建立其对应的短舱外形估算模型. 开式转子推进系统的质量可以按核心机、桨扇、减速齿轮等部分分别计算.

5.1 短舱外形估算

根据空气质量流量可以计算短舱的进气唇口直径^[11], 如下式所示:

$$D_i = 0.00207q_m + 0.81788 \quad (14)$$

式中已经将量纲转换为公制, 质量流量对应于海

平面额定静推力状态(单位为 kg/s);进气口直径(单位为 m)。在开式转子发动机中,流过核心机的空气中除小部分用于机件冷却以外其中的大部分会流过燃烧室参与燃烧过程。因此,可以根据燃油流量与油气比估算核心机的空气质量流量,如下式所示:

$$q_m = \frac{c_t^p P}{3600 \times 9.8} / (f_1 f_2) \quad (15)$$

式中 f_1 为油气比,取值范围通常为 0.025 ~ 0.035,涡轴发动机在海平面最大工作状态一般可以取 0.032; f_2 为参与燃烧的空气质量比例,单轴式涡轴发动机一般可以取 0.95。式中的耗油率及功率对应于海平面最大功率状态。由式(15)计算得到的空气质量流量(单位为 kg/s),其值代入到式(14)中可以计算出进气口直径。

涡扇发动机的短舱最大直径可以由风扇直径估算,通常取值为风扇直径的 1.21 倍;短舱长度是由风扇直径及其最大使用马赫数决定^[11]。对开式转子发动机来说,短舱内径的最大尺寸由核心机压气机的第一级决定。压气机第一级转子的直径可以近似认为等于进气口直径。综合考虑附件机匣安装、燃油供给以及动力涡轮等条件^[12],这里将短舱的最大直径取为进气口直径的 2 倍;主机短舱长度表示为进气口直径与最大使用马赫数的函数,如下式所示:

$$L_n = 1.60[2.36D_i - 0.39(D_i Ma_{\max})^2] \quad (16)$$

式中已经将量纲转换为公制,即进气口直径与短舱长度的单位为 m。主机短舱之后为桨扇安装段和尾部收缩段。安装段的长度与自由涡轮级数、齿轮减速器尺寸等有关,在没有详细参数的情况下,安装段长度可以取为 $0.5L_n$ (涡轮直驱式)或 $0.55L_n$ (齿轮传动式);收缩段长度可以取为 $0.5L_n$ 。

5.2 整机质量估算

涡桨发动机的功质比例约为 0.34 ~ 0.42 kW/N(含齿轮减速器);涡轴发动机的功质比例约为 0.50 ~ 0.80 kW/N^[9]。其中,功率指的是海平面静态功率。开式转子发动机所选配的涡轴发动机可以取功质比为 0.80 kW/N,则其裸机质量可以表示为 $m_e = (P_o/0.80)/9.8$ (单位:kg),考虑到短舱、自由涡轮以及其他附件的安装,实际的涡轴核心机质量应为^[9] $1.60m_e$ 。

桨扇的质量可以根据其直径估算,文献[3]中提供了标准 8 叶和 10 叶桨扇的直径与质量关系

曲线。标准桨的使用特性为桨尖线速度(最大转速)为 243.84 m/s、桨载荷(最大功率)为 561.87 kW/m²;其中桨载荷定义为使用功率与桨扇直径平方的比值。8 叶桨扇直径与质量的关系曲线可以拟合成如下式所示的形式(公制量纲:直径单位为 m,质量单位为 kg):

$$m'_p = 55.53D^2 - 118.33D + 106.47 \quad (17)$$

桨扇的实际使用特性与标准桨不同时,还需要根据实际的最大转速(n_m)、最大功率(P_m)对质量进行修正^[3],如式(18)所示(公制量纲:转速单位为 r/min,功率单位为 kW)。

$$m_p = m'_p \left[\left(\frac{n_m \pi D}{14634} \right) \left(\frac{P_m/D^2}{560} \right) \right]^{0.3} \quad (18)$$

从曲线数据中还可以得出桨叶数量的影响,直径相同的情况下,10 叶桨的质量约为 8 叶桨质量的 1.22 倍。对于采用 10×8 对转桨扇的开式转子发动机,其推进系统的总质量可表示为

$$m = (1.60m_e + 2.22m_p) \cdot (1 + f_g) \quad (19)$$

式中 f_g 为减速齿轮引起的质量增加比例。对于齿轮传动式发动机,因安装减速齿轮质量约增加 15%,即通常情况下 f_g 的取值为 0.15;对于涡轮直驱式, f_g 的取值为 0。

6 分析模型验证

使用 GE36 发动机的技术报告数据^[12]对分析模型的有效性进行验证。GE36 的主要设计参数为:风扇直径为 11.67 ft(约 3.56 m),海平面静推力(额定状态)为 25 000 lb(约 111.2 kN)。这两个设计参数值作为分析模型的输入数据,可以计算出海平面静功率、转速、整机质量等。表 1 对比了计算结果和报告提供的数据。

表 1 主要技术参数的分析结果

Table 1 Results of the primary engine parameters

对比项目	报告数据	分析输出	相对误差/%
海平面静功率/kW	11425	11445	0.2
桨扇转速/ (r/min)	起飞 1390	1470	5.8
	巡航 1277	1332	4.3
整机质量/kg	3628.7	3551.0	2.1

假定油气比为 0.032,可以计算出通过核心的空气质量流量,并进一步计算出短舱外形的特征尺寸.计算结果为进气口直径为 0.86 m,短舱最大直径为 1.72 m,主机短舱长度为 2.95 m,整机总长度为 5.90 m.由短舱特征尺寸绘制的外形轮廓如图 3 所示.

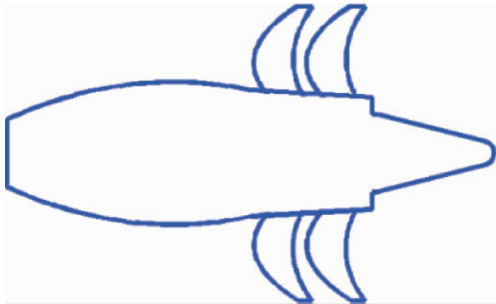


图 3 分析输出的整机外形
Fig. 3 Engine profile obtained from analysis model

计算得到的外形特征尺寸及轮廓与文献[12]中所提供的 GE36 外形非常接近,主要外形数据对比如表 2 所示.

表 2 主要外形参数的分析结果
Table 2 Results of the engine profile parameters

对比项目	报告外形	分析输出	相对误差/%
进气口直径/m	0.82	0.86	4.9
短舱最大直径/m	1.71	1.72	0.6
整机总长度/m	5.79	5.90	1.9

在不同高度和马赫数下进行计算,可以得到发动机推力与耗油率的高度和速度特性.其中推力特性以当前状态推力与海平面静推力的比例(T/T_0)表示;耗油率的指标为单位推力耗油率(specific fuel consumption,简称 SFC).分析模型给出的典型状态点计算结果与 GE36 的特性数据^[6,12]对比见表 3.

表 3 典型状态点的推力与耗油率特性
Table 3 Thrust & SFC(specific fuel consumption) of typical points

对比状态点		报告数据		分析输出		相对误差	
高度/m	Ma	T/T_0	SFC	T/T_0	SFC	$(T/T_0)/\%$	SFC/%
12 192	0.80	0.19	0.41	0.18	0.39	5	5
10 668	0.72	0.25	0.38	0.23	0.39	8	3
6 096	0.60	0.38	0.37	0.35	0.37	8	<1
3 048	0.50	0.49	0.34	0.47	0.34	4	<1
0	0.10	0.90	0.23	0.93	0.22	3	4
0	0	1.00	0.20	1.00	0.21		5

从以上分析结果可以看出:分析模型得出的数据与 GE36 技术报告中给出的测试数据接近,相对误差均控制在 10%以内,完全可以满足飞机总体分析中对推进系统模型精度的要求.

7 结 论

从开式转子发动机的构造特点出发,将高速桨扇的试验数据与涡轴发动机特性的估算方法相结合,构建了一种工程分析模型.该模型可以计算输出开式转子发动机的推力与耗油率特性,得出外形的主要特征尺寸以及整机质量.模型所需的输入参数少,计算速度快.以 GE36 发动机为算例对分析模型的精度进行了验证,各个不同工作状

态的计算结果均具有较高精度.综上所述,以该方法建立的开式转子发动机分析模型适合于方案的总体分析与总体论证阶段使用.

参考文献:

[1] 胡晓煜.下一代窄体客机发动机最新进展[J].航空发动机,2010,36(1):52-56.
HU Xiaoyu. Latest development of next generation narrow aircraft engine[J]. Aeroengine, 2010, 36(1): 52-56. (in Chinese)
[2] Awker R W. Evaluation of propfan propulsion applied to general aviation[R]. NASA CR-175020,1986.
[3] Parzyeh D, Shenkman A, Cohen S. Large scale advanced prop-fan (LAP) performance, acoustic and weight estimation[R]. NASA CR-174782,1984.

-
- [4] Jackson A J B. Optimisation of aero and industrial gas turbine design for the environment[D]. Cranfield, UK: Cranfield University, 2009.
- [5] Bellocq P, Sethi V, Cerasi L, et al. Advanced open rotor performance modelling for multidisciplinary optimization assessments[R]. ASME GT-2010-22963, 2010.
- [6] Smith N R, Blessing B, Dixon J, et al. Conceptual design of an environmentally responsible 150-passenger commercial aircraft[R]. AIAA 2010-1392, 2010.
- [7] Baum J A, Dumais P J, Mayo M G, et al. Prop-fan data support study[R]. NASA CR-152141, 1978.
- [8] Jeracki R J, Mikkelsen D C, Blaha B J. Wind tunnel performance of four energy efficient propellers designed for Mach 0.8 cruise[R]. NASA TM-79124, 1979.
- [9] Howe D. Aircraft conceptual design synthesis[M]. London, Bury St Edmunds: Professional Engineering Publishing Limited, 2000.
- [10] 尚义. 航空燃气涡轮发动机[M]. 北京: 航空工业出版社, 1995.
- [11] Jenkinson L R, Simpkin P, Rhodes D. Civil jet aircraft design[M]. London: Arnold (a Member of the Hodder Headline Group), 1999.
- [12] GE Aircraft Engines GE36 Project Department. Full scale technology demonstration of a modern counterrotating unducted fan engine concept[R]. NASA CR-180867, 1987.