

文章编号:1000-8055(2015)12-2992-10

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2015.12.024

民用飞机全航线排放预测

曹铭栋, 王占学, 刘增文, 张晓博

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 针对民用飞机全航线的排放预测问题, 运用飞机升阻特性模型、发动机性能模型和飞机航线性能模型计算了民用飞机在全航线上的飞机升阻特性与发动机性能, 并将以上模型与基于 T_3-p_3 法与波音流量法所建立的排放计算模型相耦合, 详细计算了飞机在实际飞行过程中未燃碳氢化合物(UHC)、一氧化碳(CO)、氮氧化合物(NO_x)的排放指数, 并得到了全航线的各种污染排放物排放总量, 完善了民用航空发动机排放预测分析体系, 为低污染民用航空发动机的设计与评估提供理论依据. 计算结果表明, 飞机处在起飞以及爬升阶段时, NO_x 的排放指数较高, 而 UHC 与 CO 的排放指数较低; 当飞机处在下降以及进场时, NO_x 的排放指数较低, 而 UHC 与 CO 的排放指数较高. NO_x 的总排放量在 3 种污染排放产物中最高.

关 键 词: 民用飞机; 航线; 排放; T_3-p_3 法; 波音流量法; 排放指数

中图分类号: V231.1; TP301.6

文献标志码: A

Prediction of civil aircraft emission in complete flight route

CAO Ming-dong, WANG Zhan-xue, LIU Zeng-wen, ZHANG Xiao-bo

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: To predict the emission of civil aircrafts in complete flight routes, the aircraft lift-to-drag feature model, engine performance model and flight routes performance model were adopted to calculate the aircraft lift-to-drag feature and engine performance in complete flight routes. The above models were combined with the established emission calculation model based on T_3-p_3 method and Boeing method to calculate the emissions index of unburned hydrocarbons (UHC), carbon monoxide (CO), nitrogen oxides (NO_x) and the total emissions in the aircraft flight routes. These models could improve the civil aviation engine emission prediction analysis system and provide a theoretical basis for the design and evaluation of the low pollution civil aviation engine. The results show that the emission index of NO_x is high while the emission index of UHC and CO are low when the aircraft takes off and climbs, the emission index of NO_x is low while the emission index of UHC and CO are high when the aircraft approaches and lands off, and the total mass of NO_x is higher than the other two emission products.

Key words: civil aircraft; flight routes; emission; T_3-p_3 method; Boeing method; emissions index

随着现代航空运输业的发展, 航空运输对大气环境的影响, 已越来越受到航空发动机制造者

的重视. 民用航空发动机(下文简称发动机)的市场竞争性不仅体现在其低耗油率上, 与环境之间

收稿日期: 2014-05-04

基金项目: 工信部民用飞机专项科研项目

作者简介: 曹铭栋(1985—), 男, 重庆江津人, 博士生, 主要从事发动机总体设计研究.

的友好性也直接影响其市场竞争力.因此,发动机污染物排放预测研究成为低污染研究领域的一大热门课题,国内外对发动机污染物排放预测研究做了大量工作,文献[1]基于 CFD,分别对环形燃油燃烧室不同工况点的燃烧流场、新改造的双燃料燃烧室不同燃料流场设计准则下的燃烧流场、实验设计工况点下的双燃料混合燃烧流场以及 NO_x 排放进行了数值预测.文献[2]运用燃烧室多反应器模型计算分析了发动机处在海平面不同工况下,各污染物沿燃烧室轴向分布情况.文献[3]总结分析了不同类型燃烧室 NO_x,CO,UHC 等排放产物的计算公式,并运用 CFD 计算不同类型燃烧室中各污染物的体积分数分布.文献[4]运用 T_3-p_3 方法研究了发动机性能退化对 NO_x,CO,UHC 以及炭烟颗粒排放的影响,并计算了全航线污染排放总量.文献[5]运用发动机排放清单研究了民航机场附近的飞机排放浓度扩散预测模型.文献[6]采用简化的飞机与发动机模型计算了各航段上的排放量.

基于 CFD 的排放预测分析法,关注于发动机某一工作状态下的燃烧室污染物排放分布,将其运用到飞机全航线的排放预测中会消耗大量的计算时间,这在工程运用中是不切实际的,而现有的整机排放预测模型^[4-6]考虑的飞机航线性能模型与发动机性能模型较为简单,如文献[4]对飞机航线性能模型计算较为简单,未考虑民用飞机的阶梯巡航过程,文献[5]只计算了民航机场附近的污染排放,未考虑巡航状态的污染排放量,文献[6]只粗略给出各航段污染排放总量,未详细计算发动机污染排放在各航段上随飞行状态的变化情况.因此,有必要建立一套考虑飞机全航线飞行过程以及发动机全航线工作状态的整机全航线排放计算分析方法,使得排放计算模型更加接近飞机与发动机在实际工作情况下的排放过程,为低排放发动机设计与评估提供参考.

1 建模方法

要实现民用飞机全航线的污染排放预测计算,需要将飞机升降特性模型、发动机性能模型、发动机进排气系统安装损失模型、飞机航线性能模型相结合,以此模拟发动机在飞机航线飞行过程中的实际工作状态,并将模拟所得的发动机相关参数与排放计算模型相结合,完成飞机整个飞行航线的污染排放量的计算.图 1 给出了民用飞机全航线污染排放计算流程.

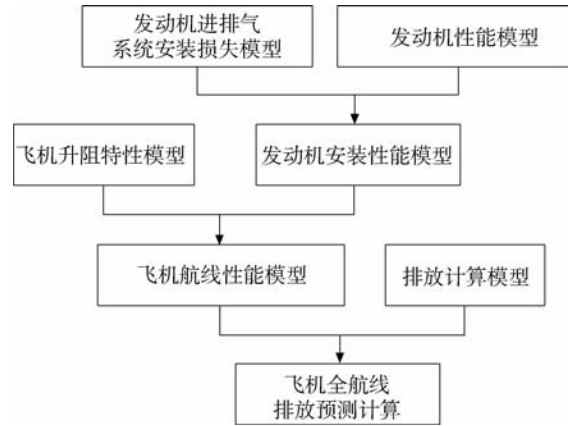


图 1 民用飞机全航线污染排放计算流程
Fig. 1 Emissions calculation process of civil aircraft in complete flight route

1.1 飞机升降特性模型

飞机升降特性模型主要是计算飞机实际航线飞行过程中所受到的阻力与升力.飞机升降特性模型主要采用文献[7]的方法,该方法将飞机升力系数分为机翼/机身组合体升力系数、尾翼/机身组合体升力系数以及起飞降落过程中的升力系数增量,式(1)给出了升力系数的计算方法:

$$C_L = C_{L,w/f} + C_{L,ht/f} k_{dec} \frac{S_{ht}}{S_w} + \Delta C_{L,w}^t \quad (1)$$

式中 C_L 为飞机总升力系数; $C_{L,w/f}$ 为机翼/机身组合体升力系数; $C_{L,ht/f}$ 为尾翼/机身组合体升力系数; k_{dec} 为减速因子,对于大型民用飞机而言,取值在 0.85 与 0.95 之间^[7]; S_{ht} 与 S_w 分别为水平尾翼与机翼面积; $\Delta C_{L,w}^t$ 为起飞与降落过程中升力系数增量.

飞机的阻力系数用下式进行计算,该计算方法将飞机总阻力分为形状阻力、诱导阻力、干扰阻力以及飞机在起飞降落过程中的阻力增量.

$$C_D = k_{misc} (C_{D,pr0} + \Delta C_{D,pr0}^{comp} + \Delta C_{D,pr0}^{int}) + \Delta C_{D,pr0}^L + C_{D,vi} + \Delta C_D^t \quad (2)$$

式中 C_D 为飞机的总阻力系数; k_{misc} 为阻力掺混系数; $C_{D,pr0}$ 为最小形状阻力系数; $\Delta C_{D,pr0}^{comp}$ 为由于气体压缩引起的最小形状阻力系数增量; $\Delta C_{D,pr0}^{int}$ 为由于翼身组合体引起的最小形状阻力系数增量; $\Delta C_{D,pr0}^L$ 为与升力相关的阻力系数增量; $C_{D,vi}$ 为涡流诱导阻力系数; ΔC_D^t 为起飞与降落过程中的阻力系数增量.式(1)与式(2)中的各变量计算方法,可参考文献[7].

1.2 飞机航线性能模型

飞机飞行过程中的受力模型采用飞机质点模

型,该模型将飞机简化为一个质点,如图 2 所示,图中 γ 为飞机在飞行过程中的航迹角; α 为飞行攻角; β 为飞行俯仰角; F 为发动机所产生的推力; W 为飞机所受到的重力; L 为飞机升力; D 为飞机阻力。

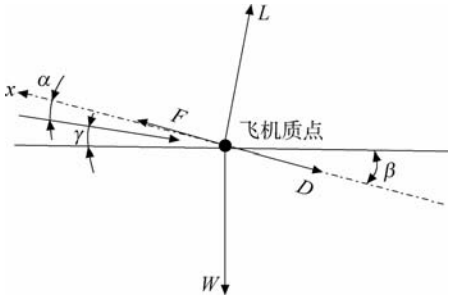


图 2 飞机飞行受力示意图
Fig. 2 Sketch of aircraft flight force

根据图 2 中的飞机受力模型,可以建立飞机在飞行时的受力方程,如式(3)所示:

$$\begin{cases} m\dot{V}_{\text{tas}} = F\cos\alpha - D - W\sin\gamma \\ mV_{\text{tas}}\dot{\gamma} = L + F\sin\alpha - W\cos\gamma \end{cases} \quad (3)$$

式中 m 为飞机质量; $\dot{V}_{\text{tas}}$ 为飞机加速度; V_{tas} 为真实空速.在地面起飞滑跑过程中,飞机除了受到空气阻力外,还会受到地面摩擦阻力,对于地面滑跑过程中的速度,采用式(4)计算。

$$m\dot{V}_{\text{tas}} = F\cos\alpha - D - (W - L - F\sin\alpha)\mu_{\text{f}} \quad (4)$$

式中 μ_{f} 为地面摩擦因数,式(5)为飞行过程中高度与距离的变化量。

$$\begin{cases} \frac{\text{d}S}{\text{d}t} = V_{\text{tas}}\cos\gamma \\ \frac{\text{d}h}{\text{d}t} = V_{\text{tas}}\sin\gamma \end{cases} \quad (5)$$

式中 S 为飞行距离; h 为飞行高度.飞行过程中的飞行高度与飞行距离可通过对式(5)中的速度在距离方向与高度方向积分得到.对于民用飞机飞行过程质量的变化量,可通过式(6)计算。

$$\frac{\text{d}m}{\text{d}t} = -N_{\text{e}}\dot{m}_{\text{f}} \quad (6)$$

式中 N_{e} 为发动机台数; $\dot{m}_{\text{f}}$ 为单台发动机的燃油流量。

飞行过程的任务航线采用民用飞机典型的飞行任务剖面^[8](未考虑备用燃油航段),如图 3 所示.该任务剖面包含了起动与滑行、起飞、阶梯爬升与加速、阶梯巡航、下降与减速、进场与着陆.各个任务航段中的速度与高度采用文献[9]中给出的参数。

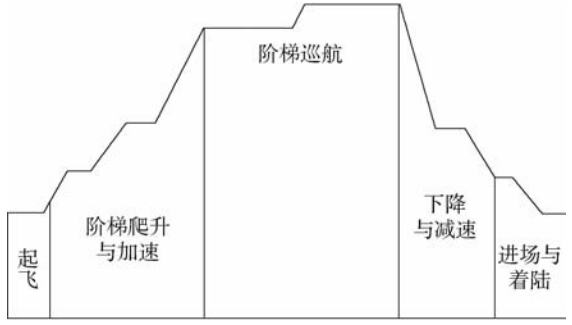


图 3 民用飞机典型飞行任务剖面
Fig. 3 Typical flight mission profile of civil airplane

飞行任务航段中所需要的校正空速 V_{cas} 可由式(7)计算得到。

$$V_{\text{cas}} = \sqrt{\frac{2}{n} \cdot \frac{p_{\text{amb}}}{\rho_{\text{amb}}}} \times \sqrt{\left\{ 1 + \frac{p}{p_{0,\text{isa}}} \left[\left(1 + \frac{n}{2} \cdot \frac{\rho}{p} V_{\text{tas}}^2 \right)^{1/n} - 1 \right] \right\}^n - 1} \quad (7)$$

式中 n 为等熵膨胀系数; p_{amb} 为标准海平面大气压; ρ_{amb} 为标准海平面大气密度; p 为飞行状态下的大气压; ρ 为飞行状态下的大气密度。

在飞机飞行过程中,需要对飞机飞行姿态进行调整,本文运用自动控制中的比例积分(proportional-integral,PI)控制算法实现对飞机飞行姿态的调整^[10],计算过程中根据飞行任务控制对象的不同(如等速爬升或等高加速、等速巡航、等速下降等),调整飞机的俯仰角、速度、高度、油门杆位置等参数。

1.3 发动机性能模型

发动机性能模型主要是提供飞机飞行状态下的推力、燃油流量以及燃烧室进口参数,为了提高飞机航线性能模型的计算速度,将发动机性能模型输出的推力、燃油流量以及燃烧室进口参数编制成关于高度、马赫数和油门杆位置的三维数表,计算时只需对该数表进行三维插值计算即可。

发动机性能模型计算主要包括发动机设计点性能计算与非设计点性能计算.设计点性能计算主要运用发动机设计点相关部件参数,从发动机进口到出口进行一次气动计算,而非设计点性能计算主要是在设计点确定后,通过发动机部件特性图插值计算发动机在给定高度、马赫数、相应的控制规律以及限制参数下的性能参数。

在飞机飞行过程中,发动机多数时间处于非设计点,发动机性能模型的研究重点在于给出发动机的控制规律以及非设计点性能。

对于民用涡扇发动机而言,在实际飞行过程中规定了 6 种工作状态^[11],每种工作状态对应了相应的油门杆位置,这 6 种工作状态分别为最大起飞、最大连续、最大爬升、慢车、反推、最大反推. 本文不考虑发动机反推工作状态,同时增加最大巡航以及空中慢车两个工作状态,并对各个工作状态进行标号,如表 1 所示.

表 1 发动机油门杆位置定义

Table 1 Definition of engine power lever position

编号	定义
RC50	最大起飞(TO)
RC45	最大连续(MCT)
RC40	最大爬升(MCL)
RC35	最大巡航(MCR)
RC21	空中慢车(FI)
RC20	地面慢车(GI)

最大起飞状态(RC50)主要工作在飞机起飞过程中,它主要受到发动机最大转速限制以及高压压气机出口总压 $p_{t3,max}^{to}$ 、涡轮前温度 $T_{t4,max}^{to}$ 的限制. 最大连续状态(RC45)在起飞包线内规定其推力与相同工作条件下的最大推力之比为一固定值,在起飞包线以外主要受到高压压气机出口总压 $p_{t3,max}^{mct}$ 、涡轮前温度 $T_{t4,max}^{mct}$ 的限制. 最大爬升状态(RC40)在整个飞行包线内规定其推力与相同工作条件下的最大连续状态(RC45)推力之比为一固定值. 最大巡航状态(RC35)为介于最大爬升状态(RC40)与空中慢车状态(RC21)之间的状态,该状态下的发动机推力与最大爬升状态(RC40)的推力之比为一固定值. 空中慢车状态(RC21)主要工作在飞机下降阶段,该状态需要确保飞机能够稳定下降并减速,同时还要保证发动机各部件工作具有足够的喘振裕度. 地面慢车状态(RC20)主要工作在飞机在地面滑行过程中,其推力规定为起飞推力的 7%^[12]. 发动机工作在慢车状态下,为了确保发动机各部件具有足够的喘振裕度,需要对发动机增压级后采取放气措施,本文采用增压级等喘振裕度控制,即当增压级喘振裕度小于所规定值时,在增压级后实施放气,使其喘振裕度达到所规定值. 喘振裕度 S_m 采用等式(8)进行定义^[13].

$$S_m = \frac{\pi_{surge} - \pi_{working}}{\pi_{working}} \times 100\%$$

(8)

式中 π_{surge} 表示在给定换算流量下,部件共同工作线

上的工作点在喘振边界上所对应的压比; $\pi_{working}$ 表示在部件共同工作线上,给定换算流量下的压比.

发动机进排气系统作为发动机的进气与排气装置,在飞机飞行过程中会产生进气道溢流阻力损失、进气道总压损失与喷管后体阻力损失,以上损失在计算飞机航线性能时是必须要考虑的. 本文采用 Install 安装性能计算方法^[14],该方法主要对基准进气道特性图进行相应的缩放,再通过插值相应的进气道特性图,得到进气道总压恢复系数以及进气道溢流阻力系数. 对于喷管后体所造成的安装损失,将其折算到喷管总压恢复系数上^[15].

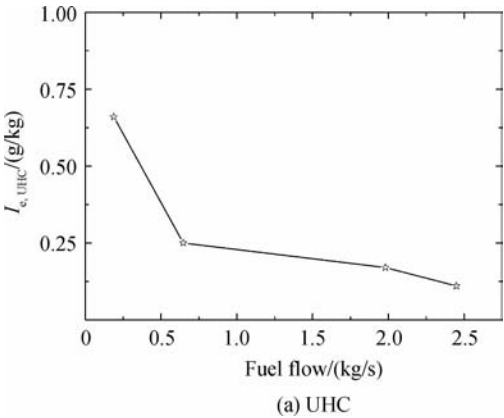
1.4 排放计算模型

在民用飞机飞行全航线排放预测中,计算点多,数据量大,因此要求排放计算模型相对简单、计算速度快. 现阶段较适合与飞机航线性能模型相结合的排放计算方法有基于燃烧室进口温度、压力、空气流量的 T_3-p_3 法以及基于燃油流量的波音流量法^[9].

1.4.1 波音流量法

波音流量法将 ICAO(国际民用航空组织)排放数据库中各种发动机在地面工作状态所测得的 LTO(land take off)循环内的污染物排放量作为参考状态值,将飞行条件下的燃油流量进行修正,得到其所对应的地面状态下的燃油流量与排放产物 UHC,NOx 和 CO 的关系. 图 4 为 PW4056 发动机在一个 LTO 循环下所测得的 UHC,NOx 和 CO 排放指数与燃油流量之间的关系图^[16].

需要指出的是计算中所涉及到的 LTO 循环主要是指发动机在起飞降落过程的一个循环,它主要包括起飞(推力节流比为 100%)、爬升(推力节流比为 85%)、进场(推力节流比为 30%)、慢车(推力节流比为 7%)4 个状态,每个状态的推力与起飞推力之比为一固定值.



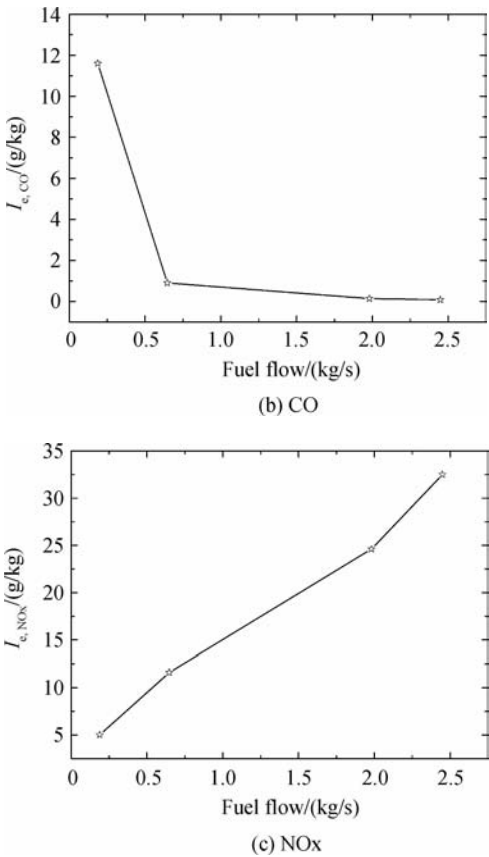


图 4 PW4056 发动机排放特性

Fig. 4 Emission characteristic map of PW4056 engine

波音流量法对飞行状态下的发动机燃油流量进行修正,得到对应的地面静止状态下的修正燃油流量 $\dot{m}_{ff}$,修正方法如式(9)所示:

$$\dot{m}_{ff} = \frac{\dot{m}_f}{\delta_{amb}} \theta_{amb} 3.8e^{0.2Ma^2} \tag{9}$$

式中 Ma 为马赫数, δ_{amb} 为环境压力与标准大气压力的比值, θ_{amb} 为环境温度与标准大气温度的比值. 运用式(9)所得到的修正燃油流量,通过地面工作状态下的燃油流量与各污染物排放量之间的关系,即可得到地面参考排放指数 $I_{e,UHC,ref}$, $I_{e,CO,ref}$, $I_{e,NO,ref}$. 再运用式(10)即可得到所计算状态下的污染排放指数.

$$\begin{cases} I_{e,UHC} = I_{e,UHC,ref} \frac{\theta_{amb}^{3.3}}{\delta_{amb}^{1.02}} \\ I_{e,CO} = I_{e,CO,ref} \frac{\theta_{amb}^{3.3}}{\delta_{amb}^{1.02}} \\ I_{e,NOx} = I_{e,NOx,ref} e^H \left(\frac{\theta_{amb}^{3.3}}{\delta_{amb}^{1.02}} \right)^{\frac{1}{2}} \end{cases} \tag{10}$$

式中 H 可由下式计算:

$$H = -19.0 \times \left(\frac{0.62198 \phi p_v}{p_{amb} - \phi p_v} - 0.0063 \right) \tag{11}$$

式中 ϕ 为大气相对湿度; p_v 为饱和水蒸汽压力.

1.4.2 T_3-p_3 法

T_3-p_3 法与波音流量法相类似,也将 ICAO 排放数据库中各种发动机在地面工作状态下所测得的 LTO 循环内的污染物排放量作为参考状态值,不同点在于, T_3-p_3 法需要运用发动机性能计算程序计算得到参考状态下的燃烧室进口温度、压力、空气流量与污染排放产物之间的关系. 在计算发动机其他工作点时,只需要将该工作状态下燃烧室的进口温度和压力、空气流量,运用式(12)对地面参考状态下的燃烧室进口温度、压力、空气流量与污染排放产物之间的关系进行相应的修正^[17],即可得到计算点的发动机污染排放量.

$$\begin{cases} I_{e,UHC} = f_{UHC} \left(\frac{\dot{m}_{a3}}{p_3^{1.8} e^{\frac{T_3}{300}}} \right) \left(\frac{T_3}{T_{3,sls}} \cdot \frac{p_{3,sls}}{p_3} \right)^{0.8} \\ I_{CO} = f_{CO} \left(\frac{\dot{m}_{a3}}{p_3^{1.8} e^{\frac{T_3}{300}}} \right) \left(\frac{T_3}{T_{3,sls}} \cdot \frac{p_{3,sls}}{p_3} \right)^{1.5} \\ I_{e,NOx} = f_{NOx} \left(\frac{\dot{m}_f}{\delta_t \sqrt{\theta_t}} \right) \delta_t^a \theta_t^b \end{cases} \tag{12}$$

式中 $p_{3,sls}$, $T_{3,sls}$ 为发动机在地面状态下的燃烧室进口压力与进口温度; $\dot{m}_{a3}$, p_3 , T_3 分别为所计算点燃烧室进口空气流量、压力与温度; $f_{UHC} \left(\frac{\dot{m}_{a3}}{p_3^{1.8} e^{\frac{T_3}{300}}} \right)$, $f_{CO} \left(\frac{\dot{m}_{a3}}{p_3^{1.8} e^{\frac{T_3}{300}}} \right)$, $f_{NOx} \left(\frac{\dot{m}_f}{\delta_t \sqrt{\theta_t}} \right)$ 分别为地面状态下燃烧室进口温度、压力、空气流量、燃油流量与 UHC, CO, NOx 之间的对应关系; δ_t 为发动机进口的总压与标准状况下的地面静压之比; θ_t 为发动机进口的总温与标准状况下的地面静温之比; 指数 a, b 取值分别为 0.4, 3^[17].

2 算例计算与分析

计算以 B767-200ER 飞机作为算例,该飞机为 B767-200 飞机的加大航程型,最大起飞质量 (MTOW) 增加到 1.7554×10^5 kg,最大航程增加到 8 000 海里 (14 816 km),图 5 给出了 B767-200ER 飞机的零油质量航程图^[18],图中 MZFW 为最大零燃油质量该图体现了飞机在最大起飞质量、不同载油量和商载条件下,飞机的零油质量与航程之间的变化关系,图中由 A 点到 B 点表示飞机所装的燃油逐渐增加,航程也随之增大. B 点表示飞机已达到最大起飞质量,按照此刻飞机的商载,供飞机使用的燃油量已不能再增加,此时所对应的航程为飞机的最大商载航程. 超过 B 点之

后,飞机若要增加航程,只能减少商载增加燃油.由 B 点到 C 点是飞机在最大起飞质量条件下,减少商载、增加燃油量所带来的航程增加量. C 点所对应的航程为最大燃油航程. C 点以后表示在飞机油箱装满燃油情况下,若再想延长航程,就必须减少商载直到使它变为零, D 点被叫做零商载航程,该航程为飞机能飞的最远航程.飞机飞行航线计算模型将 C 点作为计算模型结束点,即整个飞行距离为 12 320 km.

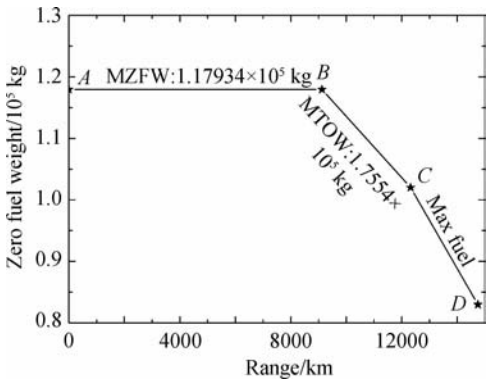


图 5 B767-200ER 飞机零油质量航程图
Fig. 5 Zero fuel weight range diagram of B767-200ER aircraft

图 6 与图 7 为根据 B767-200ER 飞机实际几何尺寸^[16]计算得到的在巡航与起飞状态、不同攻角下的升阻特性,计算结果与文献^[19]中公开的 B767-200ER 飞机实际的升阻特性进行了对比,对比结果表明,本文计算的升阻特性结果与实际的升阻特性吻合较好.

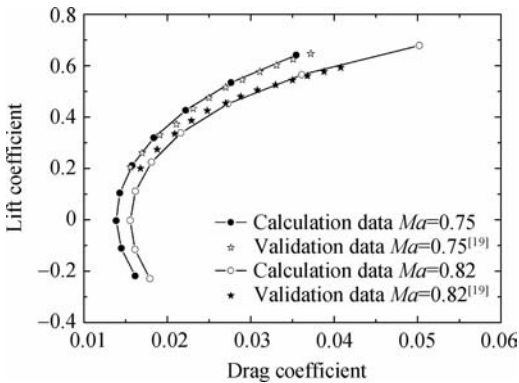


图 6 B767-200ER 飞机升阻特性曲线($h=10668\text{ m}$)
Fig. 6 Lift-drag characteristic curves of B767-200ER aircraft ($h=10668\text{ m}$)

发动机性能模型采用 B767-200ER 飞机所装配的 PW4056 发动机作为算例,该型发动机为双转子涡扇发动机,风扇为单级,高压压气机为 11 级

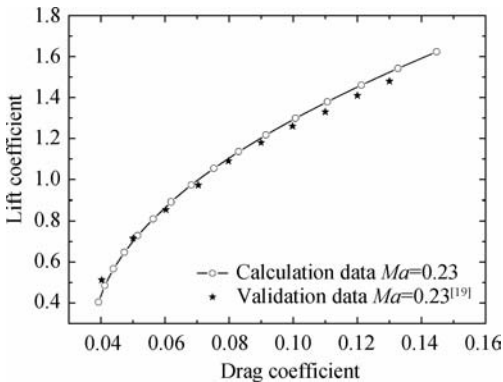


图 7 B767-200ER 飞机升阻特性曲线($h=0\text{ m}$, $Ma=0.23$,襟翼角度为 15° ,收起起落架)
Fig. 7 Lift-drag characteristic curves of B767-200ER aircraft ($h=0\text{ m}$, $Ma=0.23$,flaps 15° , gear up)

轴流压气机,高压涡轮为 2 级,低压涡轮为 4 级.表 2 给出了 PW4056 发动机的限制参数^[16,20],其中包

表 2 PW4056 发动机工作限制参数
Table 2 Limit parameters for PW4056 engine

参数	数值	
	限制	非限制
p_{t3}/kPa	3 039	2 680
T_{t4}/K	1 557.47	1 472.8
$N_{cf}/\%$		108.39
$N_{lp}/(\text{r/min})$		4 012
$N_{hp}/(\text{r/min})$		10 450

括高压压气机出口压力 p_{t3} 、涡轮前温度 T_{t4} 、低压轴最大换算转速 N_{cf} 、低压轴最大物理转速 N_{lp} 、高压轴最大物理转速 N_{hp} .

计算过程中为了保证模型正确性以及精度,分别取了发动机在地面状态、标准大气环境下的 4 个发动机状态(起飞、爬升、进场、慢车)作为参考点,计算发动机在这 4 个状态下的发动机推力、燃油流量,并与 ICAO 排放数据库中的测量值进行对比^[16],对比结果如图 8 所示.

图 9 为 PW4056 发动机在地面静止状态下,运用等喘振裕度控制后,增压级共同工作线的变化情况.从图中可以看出采用增压级后放气的等喘振裕度控制方法后,低转速工作时增压级的共同工作线远离了喘振边界,工作稳定性增加.

图 10(a)为 PW4056 发动机在地面,不同油门杆位置下,发动机非安装推力随马赫数的变化关系;图 10(b)为 PW4056 发动机在高度为 7 222 m,不同油门杆位置下,发动机非安装推力随马赫

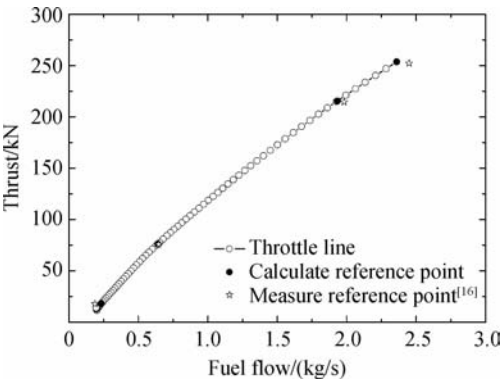


图 8 PW4056 发动机地面节流特性

Fig. 8 Throttle characteristic of the PW4056 engine on the ground

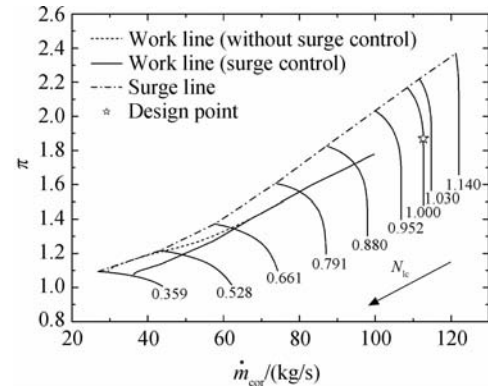
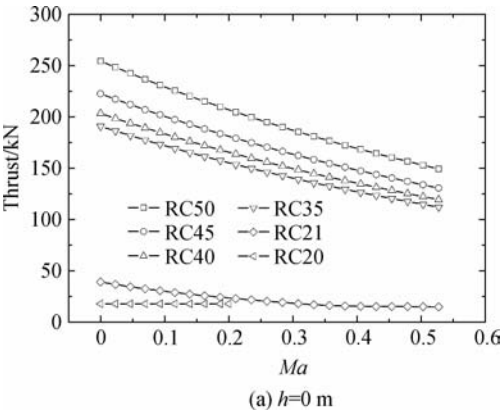
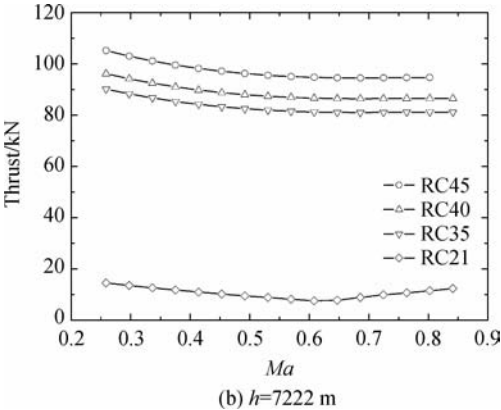


图 9 增压级共同工作线

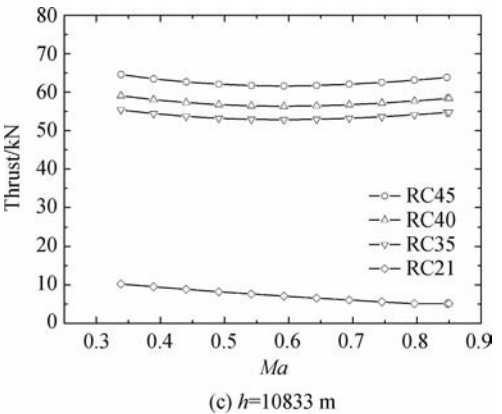
Fig. 9 Work lines of the booster



(a) $h=0\text{ m}$



(b) $h=7222\text{ m}$



(c) $h=10833\text{ m}$

图 10 PW4056 发动机不同高度下推力随马赫数变化关系
Fig. 10 Relationship between Mach number and thrust at different altitudes

数的变化关系;图 10(c)为 PW4056 发动机在高度为 10833 m,不同油门杆位置下,发动机非安装推力随马赫数的变化关系。

在航线性能计算中,按照民用飞机典型任务剖面将飞行任务进一步详细划分为 18 个任务航段.在起飞滑跑阶段,当滑跑速度达到 298 km/h 时,飞机开始起飞抬轮,该速度大概为该飞机失速速度的 1.2 倍,飞机在达到 480 m 高度时完成典型的起飞与初始爬升过程,该过程中发动机油门杆位置处于最大起飞状态(RC50).在 480 m 高度,发动机油门杆位置处于最大连续状态(RC45),飞机加速到校正空速(CAS)463 km/h,并以该速度爬升到 3048 m,在 3048 m 高度加速到校正空速(CAS)525 km/h,此时油门杆位置设定为 RC37,并以校正空速(CAS)525 km/h 爬升到第 1 巡航高度 9 448 m.在巡航过程中,飞机继续爬升到第 2 巡航高度 11 000 m,巡航爬升时,油门杆处于最大巡航状态(RC35).飞机在飞行 12 000 km 后,进入下降状态,在下降过程中,发动机油门杆位置处于空中慢车状态(RC21),飞机首先以校正空速(CAS)493 km/h 等速下降到高度 3 048 m,在该高度上进一步减速到校正空速(CAS)463 km/h,再以该速度下降到高度 480 m,在高度 480 m 上进一步减速到校正空速(CAS)290 km/h,以该速度进场着陆。

图 11~图 13 为 B767-200ER 飞机飞行任务数值模拟结果,其中,图 11 为 B767-200ER 飞机在飞行过程中的飞行高度变化情况,图 12 为 B767-200ER 飞机在飞行过程中的飞行速度变化情况,图 13 为 B767-200ER 飞机在飞行过程中的飞行姿态与油门杆位置变化情况.从图 12~图 13

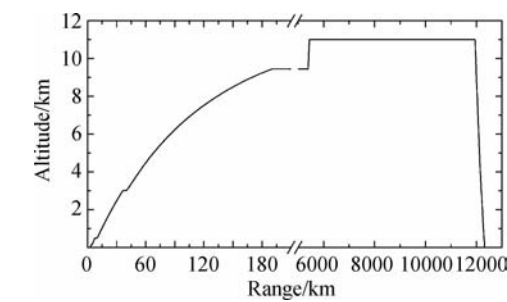


图 11 B767-200ER 飞机全航线飞行高度
Fig. 11 Flight level of B767-200ER aircraft in complete flight route

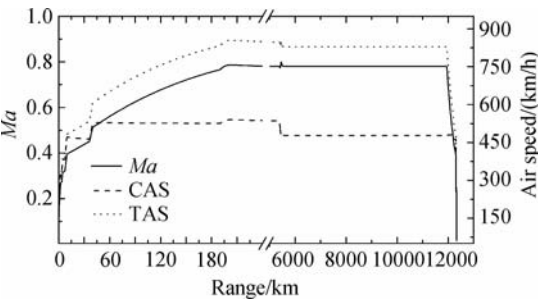


图 12 B767-200ER 飞机全航线飞行速度
Fig. 12 Flight speed of B767-ER aircraft in complete flight route

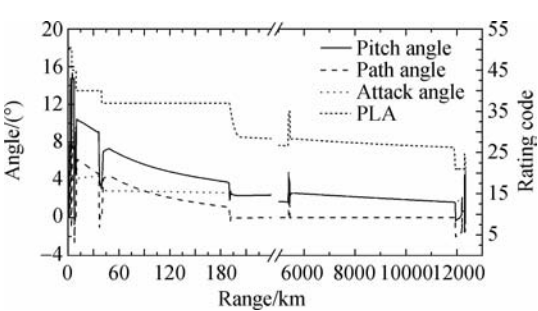


图 13 B767-200ER 飞机全航线飞行姿态与油门杆位置变化
Fig. 13 Flight attitude and engine power lever position of B767-200ER aircraft in complete flight route

中可以看出,本文给出的飞机飞行性能计算方法能准确地模拟 B767-200ER 飞机的飞行过程,计算所得的各航段高度、速度达到了所设定的高度与速度.

图 14~图 16 为 B767-200ER 飞机在飞行过程中,UHC,CO,NO_x 的排放指数的变化情况.图 17 为 B767-200ER 飞机全航程各污染物的排放总量.从图 14~图 16 中可以看出,当飞机处在起飞以及爬升阶段(发动机处于大功率状态),NO_x 的排放指数较高,而此时 UHC 与 CO 的排放指

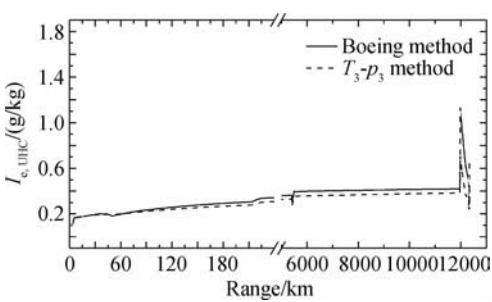


图 14 B767-200ER 飞机全航线 UHC 排放指数
Fig. 14 UHC emission index of B767-200ER aircraft in complete flight route

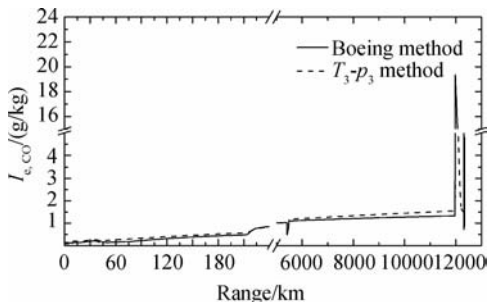


图 15 B767-200ER 飞机全航线 CO 排放指数
Fig. 15 CO emission index of B767-200ER aircraft in complete flight route

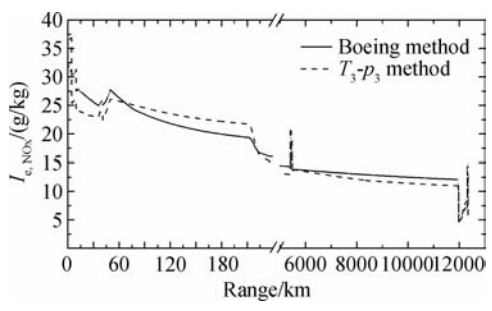


图 16 B767-200ER 飞机全航线 NO_x 排放指数
Fig. 16 NO_x emission index of B767-200ER aircraft in complete flight route

数较低;当飞机处在下降以及进场(发动机处于小功率状态),NO_x 的排放指数较低,而 UHC 与 CO 的排放指数较高.造成以上现象的原因在于,当发动机处于大功率状态下,燃烧室火焰温度高、燃烧环境压力大,燃烧化学反应速率增加,在燃气经过燃烧室的有限时间内,NO_x 体积分数能较快达到化学反应平衡时的体积分数,而此时燃烧室的燃烧效率高,燃油燃烧较为完全,UHC 与 CO 的生成量低;相反,当发动机处于小功率状态下,燃烧室火焰温度低,燃烧室火焰温度低、燃烧环境压力低,燃烧化学反应速率较慢,在燃气经过燃烧

室的有限时间内, NO_x 体积分数未能达到化学反应平衡时的体积分数, 造成 NO_x 的生成量较低, 而此时燃烧室内燃油雾化较差, 燃烧室燃烧效率较低, 燃油燃烧不充分, 生成的 UHC 与 CO 较多。

从图 14~图 17 可以看出, 采用波音流量法与 T_3 - p_3 法所计算的 UHC, CO, NO_x 的排放指数随飞行距离的变化趋势是相同的, 而全航线污染物排放总量有所不同。排放指数随飞行距离的变化趋势相同的原因在于两种估算方法对飞行状态下的污染排放量的计算都是在地面参考状态污染物排放量 ($f_{\text{UHC}}(x)$, $f_{\text{CO}}(x)$, $f_{\text{NO}_x}(x)$) 的基础上乘以 $\theta^{y_1}/\delta^{y_2}$ 。而全航线污染物排放总量上差异在于波音流量法中 x 的取值为地面静止状态下的修正燃油流量 $\dot{m}_{\text{ff}}$, θ 为环境温度与标准大气温度的比值 θ_{amb} , δ 为环境压力与标准大气压力的比值 δ_{amb} ; 在 T_3 - p_3 法中 x 为与燃烧室进口温度 T_3 、压力 p_3 、空气流量 $\dot{m}_{\text{a3}}$ 相关的参数, θ 为飞行状态下燃烧室进口温度 T_3 与地面状态下燃烧室进口温度 $T_{3,\text{sls}}$ 的比值 θ_i , δ 为飞行状态下燃烧室进口压力 p_3 与地面状态下燃烧室进口压力 $p_{3,\text{sls}}$ 的比值 δ_i , 同时, 两种修正方法中指数 y_1 , y_2 取值也不相同。

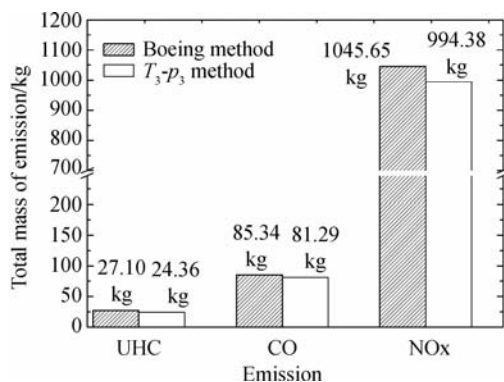


图 17 B767-200ER 飞行全航线污染物排放总量

Fig. 17 Total mass of emission of B767-200ER aircraft in complete flight route

3 结 论

1) 将民用飞机升阻特性计算模型、发动机性能计算模型、发动机进排气系统安装损失模型、飞机航线性能模型以及排放计算模型相耦合, 建立了民用飞机全航线排放预测模型。

2) 基于民用飞机全航线排放预测模型的计算结果可以看出, 当飞机在起飞以及爬升阶段时, NO_x 的排放指数较高, UHC 与 CO 的排放指数

较低; 当飞机在下降以及进场时, NO_x 的排放指数较低, UHC 与 CO 的排放指数较高。

3) 随着 ICAO 对民用航空发动机排放考核标准的日益提高, 排放评估的范围已经不仅仅局限于机场周边的区域, 飞机在巡航状态下的排放量也会纳入到排放评估体系中。通过对民用飞机全航线排放计算, 可以较为全面地评估发动机在整个飞行过程中的排放总量, 为低污染排放发动机的设计与评估提供理论依据。

参考文献:

- [1] 穆勇. 燃气轮机双燃料燃烧室流场及污染排放数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2010.
MU Yong. Numerical investigation on combustion flows and pollutions of dual-fuel combustor in gas turbine/mortise[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2010. (in Chinese)
- [2] Visser W P J, Kluitters S C A. Modeling the effects of operating conditions and alternative fuels on gas turbine performance and emissions[R]. NLR-TP-98629, 1998.
- [3] Rizk N K, Mongia H C. Emissions predictions of different gas turbine combustors[R]. Reno, US: 32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1994.
- [4] 孙见忠, 左洪福, 刘鹏鹏, 等航空发动机污染物排放量估算方法[J]. 交通运输工程学报, 2012, 12(2): 53-61.
SUN Jianzhong, ZUO Hongfu, LIU Pengpeng, et al. Estimation method of aero-engine pollution emissions[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2012, 12(2): 53-61. (in Chinese)
- [5] 夏卿, 左洪福, 杨军利. 中国民航机场飞机着陆起飞(LTO)循环排放量估算[J]. 环境科学学报, 2008, 28(7): 1469-1474.
XIA Qing, ZUO Hongfu, YANG Junli. Evaluation of LTO cycle emissions from aircraft in China's civil aviation airports[J]. Acta Scientiae Circumstantiae, 2008, 28(7): 1469-1474. (in Chinese)
- [6] 魏志强, 王超. 航班飞行各阶段污染物排放量估算方法[J]. 交通运输工程学报, 2010, 10(6): 48-52.
WEI Zhiqiang, WANG Chao. Estimating method of pollution emissions for scheduled flight in different phases[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2010, 10(6): 48-52. (in Chinese).
- [7] Torenbeek E. Synthesis of subsonic airplane design[M]. London: Delft University Press, 1976: 467-556.
- [8] 陈迎春, 宋文滨, 刘洪. 民用飞机总体设计[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2010.
- [9] Baughcum S L, Tritz T G, Henderson S C. Scheduled civil aircraft emission inventories for 1992: database development and analysis[R]. NASA-CR-4700, 1996.
- [10] 胡寿松. 自动控制原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1994.
- [11] Society of Automotive Engineers. Gas turbine engine

steady state and transient performance presentation for digital computers[R]. SAE Paper AS-681,1974.

[12] Ghenaiet A. Optimization of turbofan propulsion cycle using a genetic algorithm[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2010, Glasgow, UK; ASME, 2010:1-13.

[13] 廉筱纯,吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005.

[14] Kowalski E J. A computer code for estimating installed performance of aircraft gas turbine engines[R]. NASA-CR-159691,1979.

[15] Philip P W,Paul F. Gas turbine performance[M]. Oxford: Blackwell Science Limited,2004.

[16] International Civil Aviation Organization. Aircraft engine emissions individual datasheets[EB/OL]. [2013-12-27]. <http://easa.europa.eu/environment/edb/aircraft-engine-emissions.php>.

[17] Döpelheuer A, Lecht M. Influence of engine performance on emission characteristics [R]. Lisbon, Portugal: RTO AVT Symposium,1998.

[18] Boeing Commercial Airplanes. 767 Airplane characteristics for airport planning [R]. Seattle: Boeing Company, D6-58328,2005.

[19] Rogers R O. AS310 notes:aircraft performance[EB/OL]. [2013-12-27]. <http://faculty.erau.edu/rogersr/>.

[20] US Department of Transportation Federal Aviation Administration. PW4000 series engines type certificate data sheet[R]. Washington:FAA E24NE,2014.

(编辑:陈 越)