

涵道比对大型客机经济性和环保性的影响

柴 啸, 余雄庆, 王 宇
(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: 为了综合评估配装发动机的涵道比对客机的经济性和环保性的影响,建立了一套包括动力、几何、气动、质量、性能、经济性、噪声、排放分析模型的多学科分析流程.以典型宽体客机为应用算例,分析了不同涵道比(8~14)发动机对宽体客机经济性和环保指标的影响.综合分析结果表明:增大发动机涵道比有利于降低客机噪声和起降循环氮氧化物污染物的排放;而发动机涵道比为 11 左右时,客机的现金使用成本最低,航线氮氧化物污染物排放量最少.

关 键 词: 涵道比; 客机; 经济性; 环保性; 排放; 噪声

中图分类号: V235.13; V221 **文献标志码:** A

Effects of bypass ratio on the cost and environmental performance of large civil aircraft

CHAI Xiao, YU Xiong-qing, WANG Yu

(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: In order to assess the effects of bypass ratio on the cost and environmental performance of the civil aircraft with consideration of engine installation, a multidisciplinary analysis procedure was established, in which propulsion, geometry, aerodynamics, mass, mission performance, cost, noise and emissions analysis module were integrated. A typical wide body civil aircraft was used to illustrate the procedure, in which the cost and enviromental performance of wide body aircraft was analyzed with different engine bypass ratios ranging from 8 to 14. The results show that the civil aircraft with the highest bypass ratio engine achieves the lowest noise and landing-takeoff NOx emissions. However, the civil aircraft with the engine of moderate bypass ratio (around 11) has the lowest cash operating cost and flight NOx emissions.

Key words: bypass ratio; civil aircraft; cost; environmental performance; emission; noise

现代民机设计中除了追求经济性外,还要满足不断苛刻的噪声和排放环保性要求.自从涡轮

风扇发动机在大型客机上广泛使用以来,为了提高客机的经济性和环保性,客机配装的发动机的

涵道比在不断地增大,这是因为发动机的涵道比增加可降低发动机的排气速度,提高发动机的推进效率,从而降低发动机的耗油率,同时也可减少了污染物的排放量和降低发动机的喷气噪声.但另一方面,发动机的涵道比的增加,也给客机总体设计方案带来一系列不利的影响:①发动机的推力随着高度和速度衰减得更快,在相同的巡航推力需求下,所需的海平面最大推力增加,需要更大的进气流量,这样导致发动机尺寸和质量增加,从而使整个动力装置的阻力和质量增加.②对于翼吊布局的客机来说,为了保证发动机有足够的离地间隙,需增加起落架高度,进而会增加飞机的空机质量.③发动机尺寸增加导致单台发动机失效时的风车阻力和配平阻力增加,为满足单台发动机失效时二阶段爬升梯度要求,需要的发动机推力将进一步增大.

因此,在客机总体方案设计阶段中选择发动机涵道比时,必须综合考虑发动机涵道比对客机的性能、经济性和环保性的影响.对此问题国外已展开了相关研究.Keith 研究了涵道比对短程和远程飞机的航程和起飞距离的影响^[1].Zimbrick 等在考虑短舱设计和反推装置因素下对涵道比对亚声速运输机燃油性能的影响进行了研究^[2].波音公司对装配不同涵道比的发动机的波音 777 飞机进行了评估^[3].文献[4]研究了大涵道比发动机对飞机航线性能和排放的影响.文献[5]总结了 N+2 项目中不同飞机构型的发动机包含涵道比在内的循环参数的选择结果.国内的李瑞军研究了涵道比对运输机的发动机性能和经济性的影响情况^[6].

上述文献在研究发动机涵道比对飞机的影响时,没有充分考虑发动机涵道比变化引起的客机总体方案的连锁反应及其影响.本文通过集成飞机性能分析模型、动力系统模型、经济性分析模型、噪声预测和排放计算模型,建立一套发动机涵道比对大型客机的经济性、噪声和排放的影响的多学科分析流程,为客机总体设计中发动机涵道比的确定提供一种分析手段.

1 分析方法

为了分析发动机涵道比变化引起的连锁反应对大型客机经济性和环保性的影响,按照飞机总体方案分析的流程,集成动力系统模型、全机几何模型、气动分析模型、质量分析模型、性能分析模型、经济性分析模型、噪声预测模型、排放计算模

型,如图 1 所示.在进行总体方案分析时,需考虑飞机起飞场长、二阶段爬升梯度、初始巡航高度处的爬升梯度、航线性能、短舱离地间隙等约束.

在分析给定的发动机涵道比时,除了风扇效率、风扇增压比和叶尖速度随涵道比变化外,保持发动机核心机和飞机构型参数不变,通过改变的发动机起飞推力、燃油质量和起落架长度来满足各个约束要求,最终得到不同发动机涵道比情况下客机经济性和环保性结果.

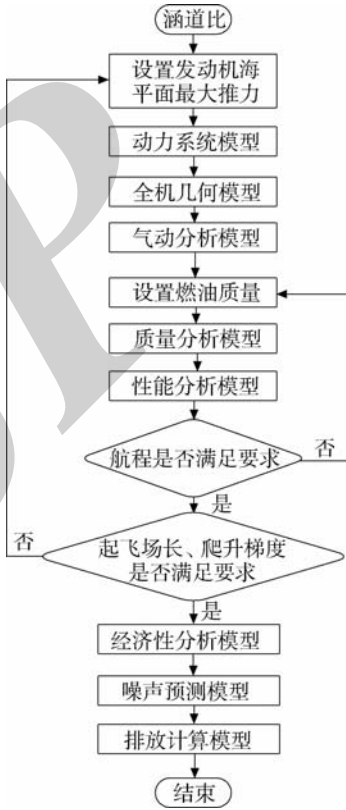


图 1 涵道比对客机影响分析流程
Fig. 1 Analysis process of the effects of bypass ratio on the civil aircraft

本文中全机几何模型、气动分析模型、质量分析模型、性能分析模型主要采用文献[7]的计算方法,不再一一详述.以下说明动力系统模型、机体与动力系统集成模型、经济性分析模型、噪声预测和排放计算模型.其中起落架质量计算和长度评估模型包含在质量分析模块.

1.1 动力系统模型

1.1.1 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、燃油流量以及噪声和排放计算所需的发动机各截面参数.以现代客机常采用的直驱双轴

分开排气涡扇发动机为例(如图 2),建立发动机性能模型。

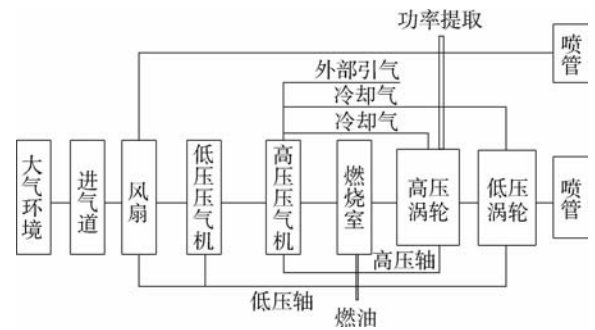


图 2 双轴分开排气涡扇发动机模型

Fig. 2 Turbofan engine model with two-spool separate exhaust

采用部件级变比热容计算模型计算发动机的推力和油耗特性^[8],该模型根据发动机气动热力学特性和部件特性建立发动机各部件数学模型。在选定发动机的控制方案和给定飞行条件和发动机工作状态后,根据流量连续、功率平衡等原理建立各个部件的共同工作方程组,再用数值方法求解该方程组确定共同工作点,即可获得发动机性能特性和各主要截面气流参数。该方法相对于传统的经验公式方法^[9],具有更高的精度,可反映出发动机循环参数的影响,输出发动机的截面参数,同时其计算效率也适用于飞机概念设计。发动机安装到飞机上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。采用文献[10]的方法计算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^[11]。

发动机性能计算结果以关于飞行高度、飞行马赫数和油门杆位置的三维数组形式输出,为提高计算效率,只计算客机飞行包线内发动机数据,飞行包线如图 3 所示。油门杆位置包括最大起飞、最大连续、最大爬升、最大巡航、慢车 5 种状态。

1.1.2 动力系统质量和尺寸

发动机和短舱质量和尺寸采用工程估算方法计算。发动机裸机质量估算主要考虑发动机最大推力、涵道比、增压比和进气流量的影响,计算公式如下^[12]:

$$m_e = \frac{10\pi_{opr}^{0.25} \dot{m}_{air}}{1 + \mu_{bpr}} + 0.12 \frac{F}{g} \cdot \left(1 - \frac{1}{\sqrt{1 + 0.75\mu_{bpr}}}\right) \quad (1)$$

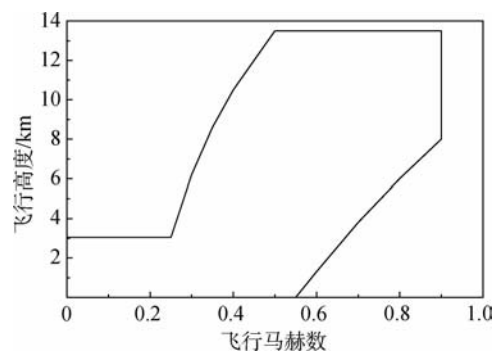


图 3 发动机性能计算包线

Fig. 3 Envelope of engine performance calculation

式中 m_e 为发动机裸机质量; π_{opr} 为总压比; μ_{bpr} 为涵道比; F 为最大推力; g 为重力加速度; $\dot{m}_{air}$ 为发动机进气流量。整个动力系统(包括短舱及附件)的质量可以按发动机裸机质量乘上一个比例系数,初步估算时,该比例系数可以取为 1.6,即动力系统的总质量 m_{pw} 为^[13]:

$$m_{pw} = 1.6m_e \quad (2)$$

动力系统尺寸主要指发动机短舱的长度和最大直径,两者均与风扇直径相关,因而需要先计算风扇的直径。风扇直径主要与发动机最大进气流量有关,在根据风扇直径可以估算发动机短舱的长度和最大直径^[14],计算公式如下:

$$D_f = 3.3847(m_e 2.2046)^{0.457} \cdot 0.3048$$
$$D_{mh} = 1.21D_f \quad (3)$$
$$l_{nac} = 1.6D_{mh}$$

式中 D_f 为风扇直径; D_{mh} 为短舱最大直径; l_{nac} 为短舱长度。

1.1.3 涵道比对风扇参数影响

发动机涵道比改变时将直接影响风扇的设计参数。当涵道比增大时,风扇进气流量将增大,为达到相同的推力水平,需要降低风扇的增压比,风扇的多变效率也会随之增加,而风扇叶尖速度也需要随之降低。根据文献[15]它们之间趋势如图 4~图 6 所示。

1.2 机体与动力系统集成模型

当发动机安装到飞机上时,需要考虑发动机涵道比增加引起的起落架长度问题和单台发动机失效的阻力增量及其需要的垂尾面积变化。

1.2.1 起落架长度评估

起落架分析模型包含在质量分析模块中,主要评估起落架长度是否满足发动机安装要求,估算起落架的质量和尺寸参数^[16]。

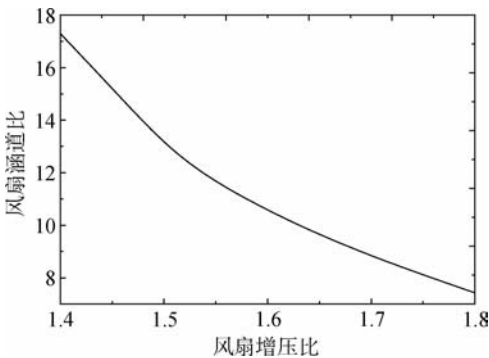


图 4 风扇涵道比与增压比之间关系
Fig. 4 Relationship between bypass ratio and pressure ratio of fan

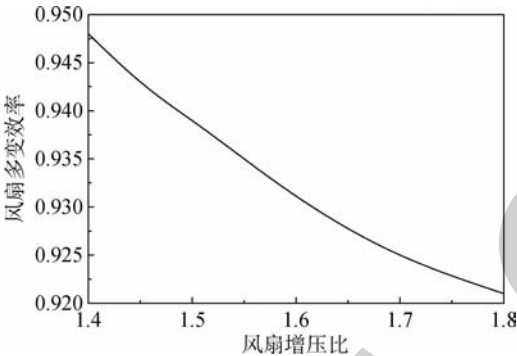


图 5 风扇多变效率与增压比之间关系
Fig. 5 Relationship between polytropic efficiency and pressure ratio of fan

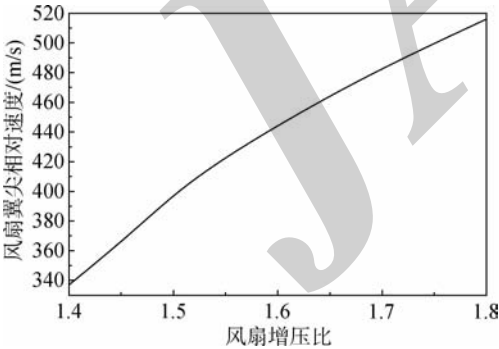


图 6 风扇翼尖相对速度与增压比之间关系
Fig. 6 Relationship between corrected tip speed and pressure ratio of fan

起落架长度评估时主要考虑满足两个约束：①短舱离地间隙要求；②前起落架失效时不能损害到发动机。为满足离地间隙要求，主起落架长度主要受短舱最大直径、发动机安装位置、机翼上反角和主起落位置影响^[15]，它们之间的几何关系如图 7 所示。

图 7 中 l_1 为满足离地间隙约束时主起落架

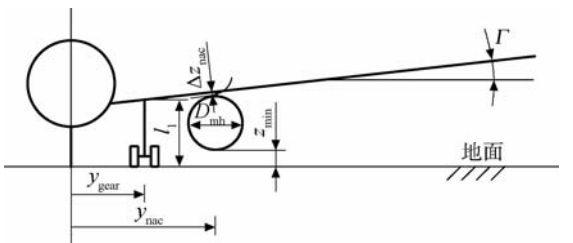


图 7 短舱离地间隙图示
Fig. 7 Geometry of nacelle ground clearance

需要的最小长度； $z_{\min}$ 为最小离地间隙； y_{nac} 为短舱展向位置； y_{gear} 为主起落架展向位置； Γ 为机翼上反角； Δz_{nac} 为短舱与机翼之间间隙。根据图 7 的几何关系，可计算出满足离地间隙约束下主起落架最小长度 l_1

$$l_1 = z_{\min} + D_{\text{mh}} - [(y_{\text{nac}} - y_{\text{gear}}) \tan \Gamma - \Delta z_{\text{nac}}] \quad (4)$$

图 8 中 l_2 为满足第 2 个约束下主起落架需要的最小长度。根据该图的几何关系，可计算 l_2 的长度

$$l_2 = \frac{1}{\left(1 - \frac{\Delta x_{\text{nac}}}{\Delta x_{\text{fus}}}\right)} \left\{ D_{\text{mh}} - \left(\frac{\Delta x_{\text{nac}}}{\Delta x_{\text{fus}}} \right) \Delta z_{\text{fus}} - [(y_{\text{nac}} - y_{\text{gear}}) \tan \Gamma - \Delta z_{\text{nac}}] \right\} \quad (5)$$

式中 Δx_{nac} 为短舱最大直径位置与主起落架前后距离； Δx_{fus} 为机身触地点与主起落架前后距离； Δz_{fus} 为机身触地点距主起落架上安装点垂向距离。其他变量含义同式(4)。

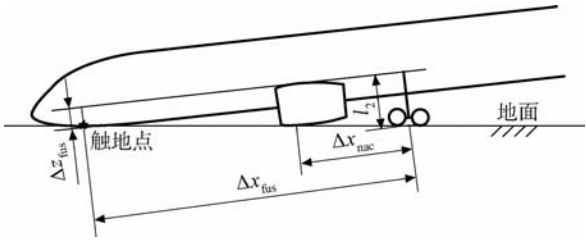


图 8 前起落架失效的示意图
Fig. 8 Geometry of nose gear collapse

在分析不同涵道比发动机时，保持起落架和发动机安装位置不变，只考虑短舱最大直径变化带来的影响。由于 l_1 和 l_2 都在轮胎压缩时算的，最后主起落架最短长度取它们最大值的 1.2 倍。主起落架的长度取 l_1 和 l_2 较大者。

1.2.2 单台发动机失效时垂尾面积变化

当飞机一个发动机停车时，将产生风车阻力以及航向配平导致的配平阻力。该部分计算包含

在气动分析模块^[7]. 由于本文需要分析的发动机涵道比较大,产生的风车阻力及其偏航力矩将较大,从而影响到垂尾面积的大小. 考虑到起飞时单台发动机失效产生的偏航力矩最大,根据基准机型给定的垂尾最大载荷,计算出所需的垂尾面积^[15],计算公式如下:

$$Y_{\text{oeo}} = \frac{(F + F_{\text{wm}}) y_{\text{nac}}}{l_v}$$
$$S_{\text{vtceo}} = \frac{Y_{\text{oeo}}}{L_{v, \text{max}}}$$

(6)

式中 F_{wm} 为风车阻力; l_v 为垂尾力臂长度; $L_{v, \text{max}}$ 为垂尾最大载荷(kg/m^2); S_{vtceo} 为所需的垂尾面积.

1.3 经济性分析模型

客机经济性指标可通过现金成本和直接运营成本来衡量^[17]. 直接运营成本包括所有权成本和现金成本,如图 9 所示. 所有权成本指的是因飞机购置而产生的费用,包括利息(或租金)、折旧费、保险费 3 项;现金成本包括机组、燃油、维修、运行和旅客餐食等各项费用. 本文研究中采用现金成本衡量客机的经济性,分析模型采用文献^[17]给出的计算方法.

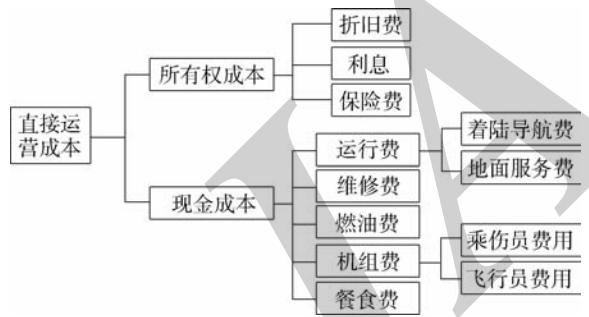


图 9 直接运营成本的组成

Fig. 9 Elements of direct operating cost

1.4 噪声预测模型

飞机噪声是指在飞机上所存在的各种噪声源的声辐射总和^[18],包括动力系统噪声和机体噪声. 动力系统噪声主要包括风扇噪声、喷气噪声、核心机噪声以及涡轮噪声等. 机体噪声主要由湍流边界层绕流产生,包括展开的起落架及其舱门和盖板的绕流、增升装置和辅助操作面的绕流、机翼和机身绕流,以及发动机短舱与吊挂、机身的相互干扰等产生的噪声. 在起飞阶段,风扇噪声和喷流噪声对总噪声的贡献是主要的. 在进场着陆阶段,机体噪声是主要的噪声来源. 按照国际民航组织(ICAO)Annex 16 适航噪声审定指南要求^[19],适航噪声审定通过在地面指定位置点(如图 10 所

示)测量飞机起飞和进场着陆阶段的有效感觉噪声级($L_{\text{PN,e}}$,dB)来进行评定的.

本文采用 NASA 研发的飞机噪声预测程序 ANOPP 来预测适航噪声^[20]. ANOPP 是一款基于半经验方法的飞机噪声预测程序,它以大量的实验数据为基础,并结合理论分析得出部件噪声预测的经验公式,预测结果比较可靠,计算效率高,其分析流程如图 11 所示. 图中 ATM 用于计算大气环境;ABS 计算大气环境噪声吸收;JTO 用于计算起飞和侧边噪声所需的起飞轨迹;SFO 用于计算降落轨迹;GEO 用于计算飞机与观察点之间的距离与方位角;HDNFAN 用于计算发动机风扇噪声,本文研究中添加了发动机进气道和排气管中衬套的降噪影响^[21];STNJET 用于计算发动机的喷气噪声,根据文献^[22]修正了原方法,并且考虑花瓣型喷口的降噪效果;FNKAFM 用于计算机体噪声;PRO 用于计算噪声从噪声源传播到观测者中衰减;LEV 用于计算观测者接受到感觉噪声级(L_{PN} ,dB),EFF 用于计算作为噪声审定的有效感觉噪声级($L_{\text{PN,e}}$,dB).

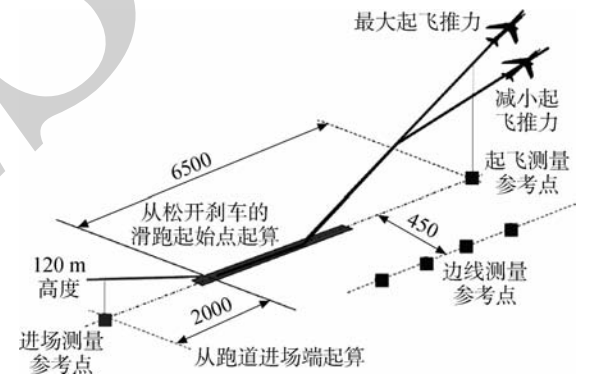


图 10 客机起降阶段的噪声测量点(单位:m)

Fig. 10 Noise certification points of landing-takeoff of civil aircraft (unit:m)

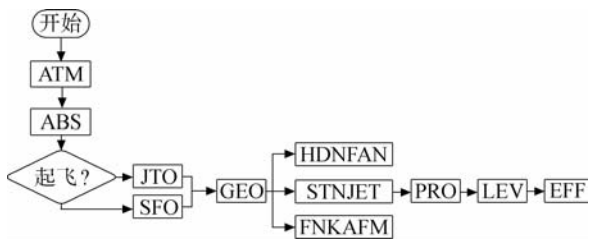


图 11 ANOPP 各模块分析流程图

Fig. 11 Flow chart of ANOPP program

1.5 排放计算模型

航空发动机排放的污染物主要包括氮氧化物

(NO_x)、一氧化碳(CO)、未燃碳氢化合物(UHC)与碳烟颗粒(soot)等,这些物质除对机场周边环境与公共健康造成严重危害外,飞机在高空飞行中所排放的污染物更容易导致温室效应和气候的变化,因此国际民航组织(ICAO)以及各国适航当局对民航发动机的污染物排放作了一系列强制性的规定. 现有的排放标准体系以飞机的起降(landing-takeoff, LTO)循环为基础,对航空器在机场附近的排放做出了规定,而对于飞机高空巡航时的排放没有明确规定,但鉴于高空排放的危害性,ICAO 正在考虑把对高空排放的控制也纳入到新的适航体系中. 本文同时计算了起降循环内适航要求最为严格的 NO_x 排放量和全航线 NO_x 的排放量.

计算起降循环内的 NO_x 排放量时,首先需要计算 NO_x 的排放因子 I_{e,NO_x} ,它主要与发动机燃烧室前后压力和温度参数有关,计算式为^[23]

$$I_{e,NO_x} = 0.004194T_4 \left(\frac{p_3}{3.028 \times 10^6} \right)^{0.37} \exp \left(\frac{T_3 - 817.2}{191.7} \right) \tag{7}$$

式中 p_3 为燃烧室进口总压(Pa); T_3 为燃烧室进口总温(K); T_4 为燃烧室出口总温(K). 然后再根据起降各个阶段的规定的飞行时间和推力等级,即可算得起降内 NO_x 的总排放量.

全航线 NO_x 的排放量采用波音流量法^[24],首先根据式(8)对飞行状态下的发动机燃油流量 $\dot{m}_f$ 进行修正,得到对应的地面静止状态下的修正燃油流量 $\dot{m}_{ff}$,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得到参考排放指数 $I_{e,NO_x,ref}$,再运用式(9)得到所计算状态下的污染物排放指数 I_e .

$$\dot{m}_{ff} = \frac{\dot{m}_f}{\delta_{amb}^{3.8}} \exp(0.2Ma^2) \tag{8}$$

$$I_{e,NO_x} = I_{e,NO_x,ref} \cdot e^{I_e} \left(\frac{\delta_{amb}^{1.02}}{\delta_{amb}^{3.3}} \right)^{\frac{1}{2}} \tag{9}$$

$$I_e = -19.0 \times \left(\frac{0.62198\phi p_v}{p_{amb} - \phi p_v} - 0.0063 \right) \tag{10}$$

式中 δ_{amb} 为飞行环境的压强与标准大气压强之比; θ_{amb} 为温度之比; Ma 为飞行马赫数; ϕ 为相对湿度; p_v 为饱和水蒸气压, p_{amb} 为环境大气压.

2 算 例

以某宽体客机总体方案设计为例,分析发动机涵道比对客机经济性和环保性的影响. 宽体客

机的标准座级为 280 座,设计航程为 12 000 km,巡航马赫数为 0.85. 分析中性能约束主要有起飞场长小于 2 500 m;二阶段爬升梯度大于 2.4%;初始巡航高度爬升梯度大于 3 m/s. 发动机涵道比变化范围为 8~14.

图 12 和图 13 为发动机涵道比对发动机海平面最大静推力(F_s)和初始巡航高度耗油率(R_c)的影响. 从图中可以看出随着涵道比的增大,发动机需要的海平面推力增大,发动机耗油率降低.

图 14 和图 15 分别为涵道比对飞机最大起飞质量(m_{to})、轮挡油耗(m_{fuel})和现金成本的影响. 从图中可以看出,涵道比为 11 时轮挡油耗最低;现金成本最小时,涵道比值略小于 11.

图 16 为发动机涵道比对飞机起飞有效感觉噪声级($L_{PN,eflyover}$)、侧边有效感觉噪声级($L_{PN,elateral}$)、进近有效感觉噪声级($L_{PN,eapproach}$)和总有效感觉噪声级($L_{PN,ecumulative}$)的影响,从图中可以看出,随涵道比的增加,各个有效感觉噪声级都随之降低.

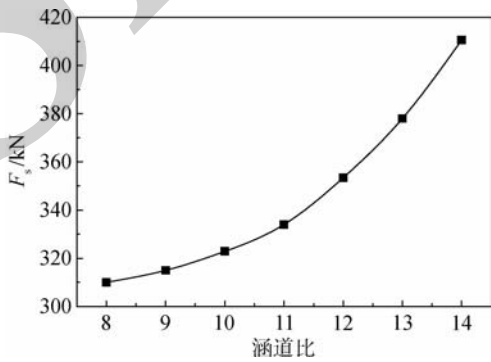


图 12 涵道比对发动机海平面最大静推力的影响
Fig. 12 Effect of bypass ratio on engine maximum sea level static thrust

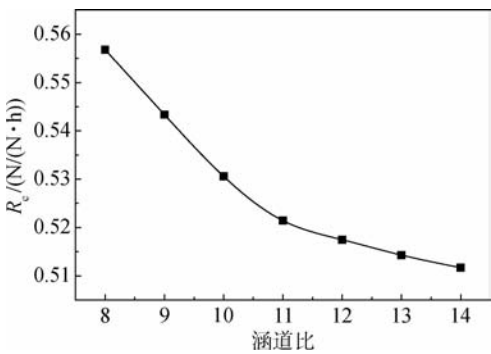


图 13 涵道比对初始巡航高度耗油率的影响
Fig. 13 Effect of bypass ratio on specific fuel consumption of initial cruise altitude

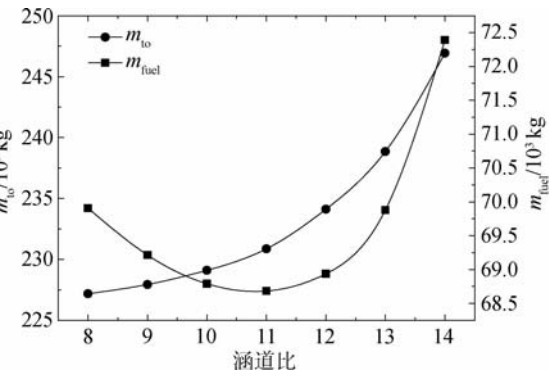


图 14 涵道比对飞机最大起飞质量和轮挡油耗的影响

Fig. 14 Effect of bypass ratio on aircraft maximum takeoff mass and block fuel consumption

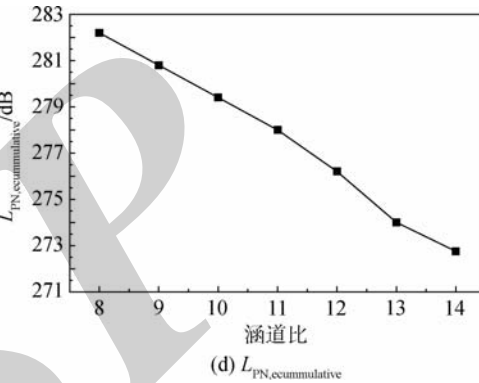
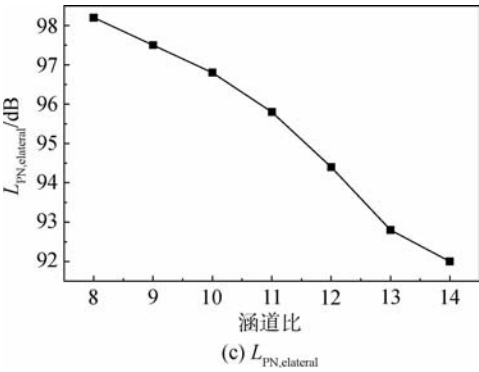


图 16 涵道比对飞机有效感觉噪声级的影响

Fig. 16 Effect of bypass ratio on aircraft noise

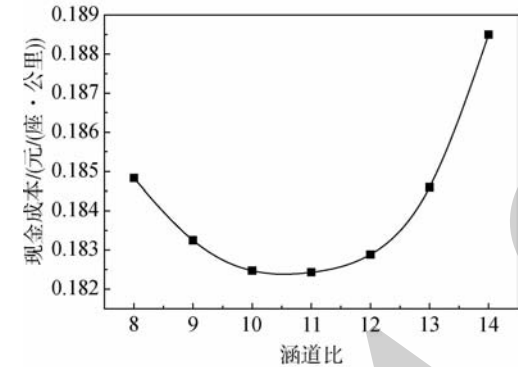
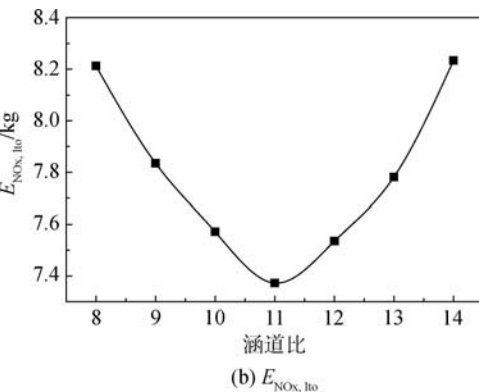
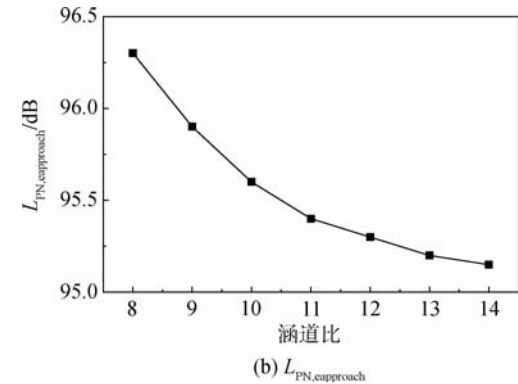
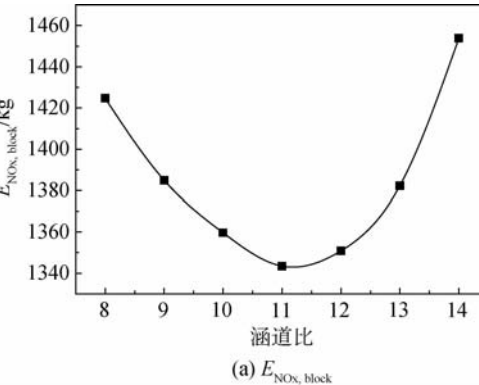
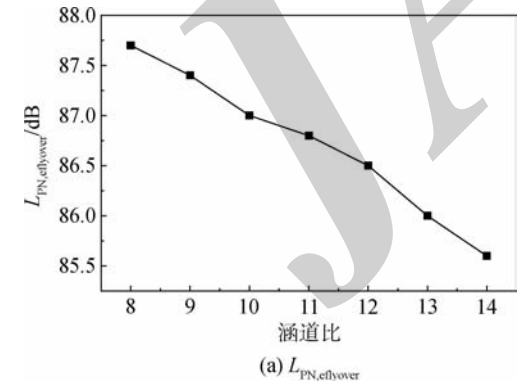


图 15 涵道比对现金成本的影响

Fig. 15 Effect of bypass ratio on cash operating cost

图 17 为发动机涵道比对 NO_x 排放的影响。主要考察了飞机航线 NO_x 排放量($E_{NOx,block}$)和起



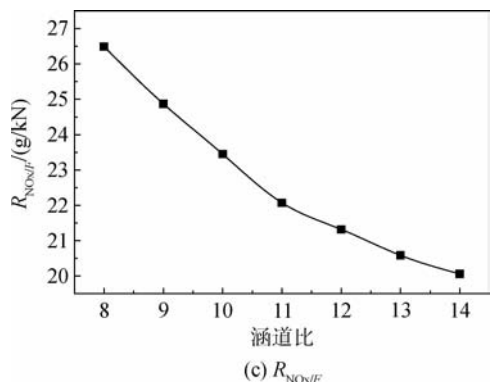


图17 涵道比对NOx排放量的影响

Fig. 17 Effect of bypass ratio on NOx emission

降循环NOx的排放($E_{NOx, lto}$)以及ICAO适航规定 $R_{NOx/F}$ (即起降NOx排放量与发动机最大推力的比值,单位为g/kN).航线NOx排放量主要由轮挡油耗决定,从图17中可以看出,它随涵道比变化趋势与轮挡油耗变化趋势类似;起降NOx排放量随着涵道比增大先减小和增大,而 $R_{NOx/F}$ 随涵道比的增大而减小.

3 结论

1) 通过集成动力系统模型、全机几何模型、气动分析模型、质量分析模型、性能分析模型、经济性分析模型、噪声预测模型、排放计算模型,建立了一种多学科分析流程,可用于分析发动机涵道比对大型客机的经济性、噪声和排放的影响,为客机总体设计中发动机涵道比的确定提供了分析依据.

2) 宽体客机算例结果表明,增加发动机涵道比,有利于降低客机噪声和起降循环污染物的排放;而发动机涵道比为11左右时,客机的经济性最好,航线污染物排放量也最少.

3) 为了满足更苛刻的噪声标准,需配装涵道比更大的发动机,但发动机涵道比过大,会不利于客机的经济性.因此,需要在综合权衡环保性和经济性基础上,选择合理的发动机涵道比.

参考文献:

[1] Keith A L, Jr. A brief study of the effects of turbofan-engine bypass ratio on short and long haul cruise aircraft [R]. NASA/TN-D-7890, 1975.

[2] Zimbrick R A, Colehour J L. Investigation of very high bypass ratio engines for subsonic transports[J]. Journal of Propulsion and Power, 1990, 6(4): 490-496.

[3] Ldaggett D, Tbrown S, Tkawai R. Ultra-efficient engine diameter study[R]. NASA/CR-2003-212309, 2003.

[4] Sorato S, Pascovici D S, Ogaji S O T, et al. Investigating the emissions and performance of high bypass ratio aero-engines[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2008, 222(4): 463-471.

[5] Kestner B K, Schutte J S, Gladin J C, et al. Ultra high bypass ratio engine sizing and cycle selection study for a subsonic commercial aircraft in the N+2 timeframe [R]. ASME Paper GT2011-45370, 2011.

[6] 李瑞军. 涵道比对运输机发动机性能和经济性影响分析[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2013, 30(4): 12-17.

LI Ruijun. Analysis of effect of bypass ratio on the performance and economy of transport aeroengine[J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2013, 30(4): 12-17. (in Chinese)

[7] 张帅, 余雄庆. 中短程客机总体参数敏感性分析[J]. 航空学报, 2013, 34(4): 809-816.

ZHANG Shuai, YU Xiongqing. Sensitivity analysis of primary parameters in preliminary design of a short/medium-haul airliner[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(4): 809-816. (in Chinese)

[8] Fellers J, Jdaniele C. DYNGEN: a program for calculating steady-state and transient performance of turbojet and turbofan engines[R]. NASA/TN D-7901, 1975.

[9] 张帅, 王宇, 钟伯文, 等. 面向客机总体设计的涡扇发动机分析模型[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(3): 382-388.

ZHANG Shuai, WANG Yu, ZHONG Bowen, et al. Model of turbofan engine for civil aircraft conceptual design[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 48(3): 382-388. (in Chinese)

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

[11] Walsh P P, Fletcher P. Gas turbine performance[M]. Oxford: Blackwell Science Limited, 2004: 64-65.

[12] 王凤, 廉正彬, 李洪军. 大涵道比涡扇发动机重量估算方法研究[C]//第五届中国航空学会青年科技论坛. 南昌: 中国航空学会, 2012: 304-307.

[13] Howe D. Aircraft conceptual design synthesis[M]. London: Professional Engineering Publishing Limited, 2000.

[14] Jenkinson L R, Simpkin P, Rhodes D. Civil jet aircraft design[M]. Oxford: Butterworth-Heinemann, 1999.

[15] Guynn M D, Berton J J, Fisher K L, et al. Engine concept study for an advanced single-aisle transport[R]. NASA/TM-2009-215784, 2009.

[16] Sforza P M. Commercial airplane design principles[M]. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2014: 251-298.

[17] 叶叶沛. 民用飞机经济性[M]. 成都: 西南交通大学出版社, 2013: 76-81.

[18] 朱自强, 兰世隆. 民机机体噪声及其降噪研究[J]. 航空学报, 2015, 36(2): 406-421.

ZHU Ziqiang, LAN Shilong. Study of airframe noise and its reduction for commercial aircraft[J]. Acta Aeronautica

et Astronautica Sinica,2015,36(2):406-421. (in Chinese)

[19] International Civil Aviation Organization. ICAO Annex 16 environmental protection; Volume I aircraft noise[M]. Quebec, Canada; International Civil Aviation Organization, 2008.

[20] Clark B J. Computer program to predict aircraft noise levels[R]. NASA/TP-1913,1981.

[21] Kontos K B, Janardan B A, Gliebe P R, et al. Improved NASA-ANOPP noise prediction computer code for advanced subsonic propulsion systems; Volume 1 ANOPP evaluation and fan noise model improvement[R]. NASA/CR-195480,1996.

[22] Stone J R, Krejsa E A, Clark B J, et al. Jet noise modeling for suppressed and unsuppressed aircraft in simulated flight[R]. NASA/TM-2009-215524,2009.

[23] Henderson R P, Martins J R R A, Perez R E. Aircraft conceptual design for optimal Environmental performance[J]. Aeronautical Journal,2012,116(1175):1-22.

[24] 曹铭栋,王占学,刘增文,等. 民用飞机全航线排放预测[J]. 航空动力学报,2015,30(12):2992-3001.

CAO Mingdong, WANG Zhanxue, LIU Zengwen, et al. Prediction of civil aircraft emission in complete flight route [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30 (12): 2992-3001. (in Chinese)

(编辑:陈 越)