

# 考虑排放影响的飞机多学科优化设计

刘楠溪<sup>1</sup>, 白俊强<sup>1,\*</sup>, 华俊<sup>2</sup>, 郭斌<sup>1</sup>, 王晓鹏<sup>3</sup>

1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072

2. 中国航空研究院, 北京 100012

3. 上海机电工程研究所, 上海 201109

**摘要:** 随着民用航空运输业的发展, 飞机对气候环境的影响越来越受到重视。为了满足未来飞机设计中经济性和环保性等指标, 有必要在飞机概念设计阶段综合考虑成本和排放的影响。本文使用全球平均温度变化作为衡量飞机排放对气候影响的标准, 分析了飞机巡航高度和速度对于排放物的影响。进一步, 通过整合气动、重量、成本和排放等学科模型, 建立了飞机概念设计阶段的多学科优化框架。基于该优化框架, 以机翼平面形状、飞行速度和高度等参数为优化变量, 分别以排放最小和成本最低为目标, 进行了单目标和多目标优化设计研究。Pareto 最优前沿的优化结果显示, 单位排放成本的高低会影响成本相对于排放性能的变化趋势。

**关键词:** 飞机排放; 运营成本; 优化设计; 平均温度变化; 排放社会成本

中图分类号: V221<sup>+</sup>.6

文献标识码: A

文章编号: 1000-6893(2017)01-220340-14

随着航空运输业的蓬勃发展, 飞机的总燃油消耗量不断增大, 发动机排放物对环境的负面影响日益突出。联合国政府间气候变化委员会(IPCC)1999年发布的数据指出, 因人类活动而产生的温室气体中, 航空运输业约占3.5%<sup>[1]</sup>。依据欧盟环境署对二氧化碳(CO<sub>2</sub>)的检测资料来看, 自1990年以来, 航空业的CO<sub>2</sub>排放量平均每年增长4.5%, 预计2050年将增大到23~28亿吨左右<sup>[2]</sup>。

航空运输产生的主要污染物有CO<sub>2</sub>、氮氧化物(NO<sub>x</sub>)、飞行尾迹以及形成的卷云(Aviation Induced Cloudiness, AIC)和碳烟颗粒(Soot)等, 这些物质除了严重危害机场周边环境和公共健康外, 还会导致温室效应和气候变化, 因此飞机污染物排放问题引起了各国政府和相关机构的高度关

注。2006年, 欧盟把航空业纳入了温室气体排放交易体系(EU-ETS), 将航空碳交易分为配额分配和排放交易两个部分, 范围涉及所有在欧盟境内起飞和降落的航班<sup>[3]</sup>。目前实行的排放政策侧重起飞和着陆阶段排放的气体对机场附近大气环境的影响, 而在巡航阶段, 飞机飞行时间长, 排放的气体将直接影响对流层顶到平流层之间的大气成分, 其对全球气候的影响是最为主要的。因此, 飞机污染物所引起的潜在温室效应是近期研究的重点, 也是国际民航组织(ICAO)在制定未来排放政策时着重考虑的内容。

图1显示了从飞机污染物排放和浓度到辐射强迫(Radiative Forcing, RF)并最终引起气候变化的整个因果链<sup>[4]</sup>, 在不同的阶段可以使用不同精度的模型对气候变化进行评估, 而模型的不确定

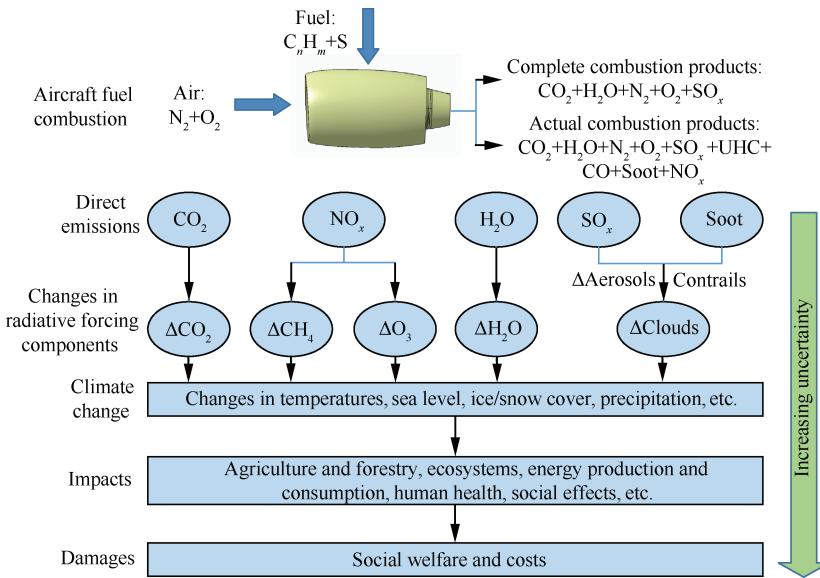
收稿日期: 2016-04-20; 退修日期: 2016-06-08; 录用日期: 2016-06-27; 网络出版时间: 2016-08-15 09:04

网络出版地址: [www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20160815.0904.002.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20160815.0904.002.html)

基金项目: 国家级项目

\* 通讯作者. E-mail: junqiang@nwpu.edu.cn

引用格式: 刘楠溪, 白俊强, 华俊, 等. 考虑排放影响的飞机多学科优化设计[J]. 航空学报, 2017, 38(1): 220340. LIU N X, BAI J Q, HUA J, et al. Multidisciplinary design optimization incorporating aircraft emission impacts[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(1): 220340.

图 1 航空发动机排放及其引起的气候变化<sup>[4]</sup>Fig. 1 Aircraft emissions and resulting impacts on climate change<sup>[4]</sup>

性沿着因果链逐步增大。其中被研究者广泛应用的是度量排放物物理影响(如温度变化等)的模型,包括全球增温潜势(GWP)、全球温变潜能(GTP)和线性温度响应(LTR)模型等。GWP用于衡量与基准物质CO<sub>2</sub>相比,单位质量某种物质在选定时间段内累积排放造成的辐射强迫<sup>[5-7]</sup>;GTP用于衡量与基准物质CO<sub>2</sub>相比,单位质量某种物质排放造成的在选定时间点上全球平均地表温度的变化<sup>[8]</sup>;LTR用于估算排放物对全球气候的年平均影响,相比前两种模型不够精确,但具有计算效率高和运用灵活等优点<sup>[9-15]</sup>,因此经常被运用于飞机概念设计阶段的多学科优化中。

Antoine 和 Kroo 将噪声和排放整合到优化系统中,在飞机概念设计阶段考虑CO<sub>2</sub>和NO<sub>x</sub>排放的影响,指出飞机的噪声、排放和成本性能之间存在矛盾<sup>[16]</sup>。Henderson 等以CO<sub>2</sub>排放、起降阶段的NO<sub>x</sub>排放和飞机运营成本为优化目标进行单目标和多目标的优化设计,并进一步分析了燃油量和排放量随飞行航程的变化<sup>[17]</sup>;王宇和张帅通过敏感性分析指出降低飞行速度和高度可以减小温室气体的排放量,但是会导致飞机运营成本的增加<sup>[18]</sup>,此外,他们还以直接运营成本(Direct Operating Cost, DOC)和全球增温潜势为目标进行了多目标优化设计<sup>[19]</sup>。然而,上述研究都没有涉及到特定航线的碳排放税,没有研究国际

排放政策的制定对未来飞机设计的影响。

本文首先研究了不同排放物对全球平均温度的影响随飞行高度和马赫数的变化趋势。进一步,综合气动、重量和性能等学科,搭建了概念设计阶段的优化框架。其中在成本模块创新性地引入了排放社会成本这一概念,以考虑现有的排放政策(碳排放税)以及未来可能实行的限排措施对飞机设计的影响。最后针对某一中欧航线的典型任务剖面,分析飞机运营成本最小和气候危害最小之间的矛盾,得到兼顾排放性能的经济性较好的飞机设计方案。

## 1 设计方法与工具

### 1.1 气动力计算

气动模块由几何模型、网格生成和气动力计算3部分组成。通过改变计算的输入数据,来控制机翼平面几何参数的变化,包括参考面积、展弦比、前缘后掠角、稍根比、后缘转折(Kink)位置等。再利用代数和嵌套方法自动生成网格,最后采用全速势方程的数值方法进行求解<sup>[20]</sup>。

本文使用的气动计算程序考虑了机翼的黏性(摩擦阻力和型阻等)影响,对激波进行近似非等熵修正,适用于亚声速和跨声速翼身组合体带短舱的构型。

## 1.2 重量估算

机翼重量估算采用改进的工程梁计算方法。即将机翼翼盒简化为盒式梁,将气动求解得到的环量分布与工程梁计算理论相结合,得到机翼结构重量<sup>[21]</sup>。其他飞机部件,如机身、发动机和起落架的重量,采用统计数据和经验公式进行估算。设计燃油重量由机翼容积和燃油密度决定,优化过程中实际轮档燃油量应小于设计值。

## 1.3 飞行性能计算

典型的客机航线任务剖面如图 2 所示。本文将飞机发动机排放分滑行、起飞、起飞爬升、空中爬升、巡航、下降和进近 7 个状态进行计算。滑行、起飞、起飞爬升和进近阶段的性能参数参照 ICAO 的规定进行估算,发动机的工作状态、推力和运行时间如表 1 所示<sup>[22]</sup>。

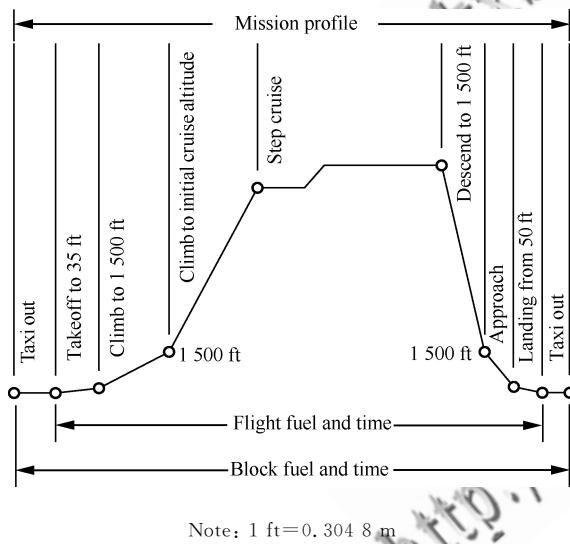


图 2 典型飞行任务剖面

Fig. 2 Typical flight mission profile

表 1 标准起飞着陆 (LTO) 循环下的推力设置和工作时间<sup>[22]</sup>

Table 1 Thrust settings and time spent during standard land takeoff (LTO) cycle<sup>[22]</sup>

Engine modes	Power setting/%	Time/min
Takeoff	100	0.7
Climb out	85	2.2
Approach	30	4.0
Idle	7	26.0

本文假定飞机做定常爬升和下降,即爬升速度和爬升角不随时间变化,将起飞结束点到指定巡航高度这一空中爬升段进行  $n$  等分,采用简化的动力学方程计算时间和水平距离等性能参数。在每个高度段爬升所需的时间和飞过的水平距离为

$$\Delta t = \frac{\Delta h}{V(T/W - C_D/C_L)} \quad (1)$$

$$\Delta L = \frac{\Delta h \cos \gamma}{(T/W - C_D/C_L)} \quad (2)$$

式中: $\Delta h$  为飞机飞过的垂直距离; $V$  为飞行速度; $T$  为发动机推力; $W$  为飞机重量; $\gamma$  为爬升角; $C_L$  和  $C_D$  分别为升力系数和阻力系数;空中爬升总的飞行时间和水平距离为

$$t = \sum_{k=1}^n \Delta t_k \quad (3)$$

$$L = \sum_{k=1}^n \Delta L_k \quad (4)$$

巡航阶段按照飞行高度层间隔规定的要求,以每次上升 300 m 的方式实现阶梯式爬升,分成小航段对推力、燃油和排放等参数进行逐步求解。

## 1.4 推力和油耗计算

滑行、起飞、起飞爬升和进近 4 个阶段的燃油流量由 ICAO 公布的发动机排放数据获得,该数据库包含发动机在各个工作状态下的燃油消耗率和排放指数。而空中爬升、下降以及巡航阶段的燃油流量  $W_f$  由不同速度、高度下的发动机推力  $T$  和燃油消耗率  $c$  获得,即

$$W_f = cT \quad (5)$$

涡扇发动机的推力与燃油消耗率均随飞行速度、高度和油门位置(节流)变化。文献[23]采用统计学方法,将其拟合为速度、高度以及发动机参数的关系,其表达式为

$$T = T_0 \{1 + \exp[-(k_1 + k_2 h) T_0]\} k_3 \cdot \exp\left\{-\left[k_4 h + V\left(k_5 + k_6 \exp(-k_7 h) \cos\left(\frac{\pi}{4} + k_8 h\right)\right)\right]\right\} \quad (6)$$

式中: $T_0$  为海平面最大静推力; $h$  为飞行高度,m;系数  $k_i$  ( $i = 1, 2, \dots, 8$ ) 分别为  $k_1 = 0.259, k_2 = 7.22 \times 10^{-6} \text{ N}^{-1} \cdot \text{m}^{-1}, k_3 = 1.781, k_4 = 1.31 \times 10^{-4} \text{ m}^{-1}, k_5 = 0.002 \text{ s/m}, k_6 = 0.0016 \text{ s/m}, k_7 = 6.56 \times 10^{-6} \text{ m}^{-1}, k_8 = -3.31 \times 10^{-4} \text{ m}^{-1}$ 。

发动机的燃油消耗率定义为单位推力下每小时所消耗的燃油重量,通常用 1/时间表示。发动机在飞机整个任务范围的燃油消耗率  $c$  可由设计点状态的性能参数进行估算,并根据飞行状态(高度、马赫数)和油门杆位置加以修正,其表达式为  $c = c_0 [1 + 0.01(T_d/T_{OD} - 1)] (1 - 0.15\alpha_{BP}^{0.65}) \cdot [1 + 0.28(1 + 0.063\alpha_{BP}^2) Ma] \sigma^{0.08}$  (7)

式中: $c_0$  为设计点状态的燃油消耗率; $T_d$  和  $T_{OD}$  分别为设计点状态的推力和当前状态(非设计点)的推力; $\alpha_{BP}$  为发动机的涵道比; $\sigma$  为飞行环境的密度与标准大气密度之比; $Ma$  为飞行马赫数。

## 1.5 成本模型

### 1.5.1 直接运营成本

直接运营成本是反映客机经济性的最直观指标,本文采用欧洲航空公司协会(AEA)的计算方法<sup>[24]</sup>,按所有权和现金成本分别计算,结果归结为固定成本、燃油成本和时间成本,如图 3 所示。固定成本,如利息和保险费用等,与飞机利用率相关,通常保持不变;燃油成本主要受燃油消耗量和燃油价格的影响;时间成本,如维修成本、机组费用、空管和机场服务费等,一般与飞行时间成正比。

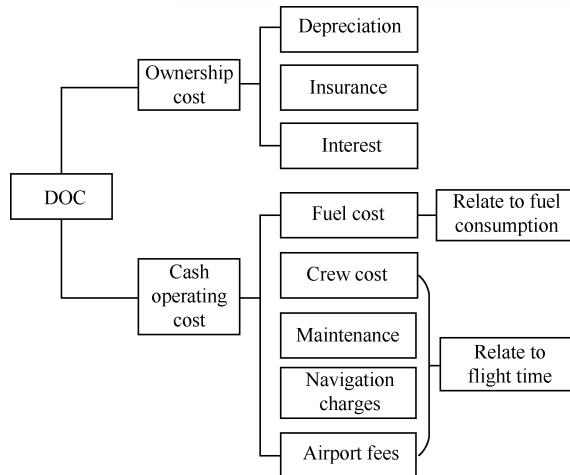


图 3 直接运营成本(DOC)组成

Fig. 3 Direct operating cost (DOC) components

### 1.5.2 排放的社会成本

社会成本用于评估飞机排放对环境和对整个

社会的外部成本,反映了政策对排放的控制程度。Morrell 和 Lu 在 2007 年提出,不同飞行阶段的排放物会造成不同的社会成本,表 2 为发动机排放单位质量的污染物( $\text{CO}_2$  和  $\text{NO}_x$ )所造成社会成本的最大值和最小值<sup>[25]</sup>。根据本文所建立的排放模型,计算出  $\text{CO}_2$  和  $\text{NO}_x$  排放物的质量,辅以不同大小的排放成本数据,最终得到特定航线下不同飞机构型排放造成的总社会成本。目前对于  $\text{CO}_2$  和  $\text{NO}_x$  排放影响的认识较为完善,但是因为对煤烟等排放物产生的影响的评估还存在很大的不确定性,所以本文只对  $\text{CO}_2$  和  $\text{NO}_x$  两种主要排放物的社会成本进行了研究。

表 2 发动机排放物的社会成本<sup>[25]</sup>  
Table 2 Social cost of engine emissions<sup>[25]</sup>

Emission	Cost/(€ · kg <sup>-1</sup> )		
	Minimum	Maximum	Average
$\text{CO}_2$	0.01	0.04	0.03
$\text{NO}_x$	4	25	14.50

## 2 排放和温度变化模型

航空活动主要通过二氧化碳、氮化物、水汽、飞行尾迹以及形成的卷云和煤烟颗粒等物质,直接或间接地改变地球环境系统的辐射平衡。由于各种物质排放量不同,其在大气中存在的生命期、浓度也各不相同,因此,它们对全球大气环境的影响程度也不同。

$\text{CO}_2$ 、 $\text{H}_2\text{O}$  和  $\text{CH}_4$  等温室气体通过吸收地球输出的能量,减少地表热量向空间辐射,使地球表面温度升高。航空尾迹以及形成的卷云也通过类似的机制产生正辐射强迫值,但目前对其影响程度的研究存在很大的不确定性,本文采用与飞行距离相关的线性模型进行估算<sup>[26]</sup>。

氮氧化物(包括  $\text{NO}$ 、 $\text{NO}_2$  和  $\text{N}_2\text{O}$ )对大气的影响体现在 3 个方面:平流层以下  $\text{NO}_x$  的增多会促进臭氧( $\text{O}_{3S}$ )的形成,产生短期的正辐射强迫影响;与平流层的臭氧反应,破坏臭氧层( $\text{O}_{3L}$ ),在较长的时间段内降低辐射强迫值;破坏温室气体  $\text{CH}_4$ ,从而产生制冷效应。

### 2.1 污染物排放量

各种污染物的排放量  $E_i$  由各飞行阶段的燃

油消耗量  $m_{\text{fuel}}$  和排放指数  $\text{EI}_i$  决定, 其表达式为  
 $E_i = \text{EI}_i \cdot m_{\text{fuel}}$  (8)

排放指数定义为消耗单位燃油所排放的气体质量, 通常用 g/kg 表示。表 3 为 GEnx-1B 发动机各种排放物的排放指数。 $\text{CO}_2$  和  $\text{H}_2\text{O}$  的排放指数依赖于燃油成分, 故假定在整个飞行阶段为常数<sup>[1,22]</sup>。 $\text{NO}_x$  和煤烟的排放指数与发动机的总压比、温度、燃油消耗率以及推力状态有关, 所以在不同的飞行阶段需要采用不同的方法进行估算。

煤烟占总排放量的比例很小, 可假定其巡航状态的排放指数只与发动机推力设置相关, 如图 4 所示进行插值估算。氮氧化物的排放是影响气候变化的主要因素, 因此还考虑了排放指数随发动机运行环境的变化。本文在 ICAO 发动机排放数据库的基础上, 采用波音的燃油流量修正方法对氮氧化物的排放进行预测<sup>[22]</sup>。

具体方法为: ① 根据机型和所需推力, 选用特定型号的发动机, 得到 ICAO 数据库中 4 个标准状态(15 °C 海平面净推力)下的修正燃油流量

表 3 GEnx-1B 发动机的排放数据

Table 3 Emission data of engine GEnx-1B

Species	Emission index/(g · kg <sup>-1</sup> )			
	Takeoff	Climb out	Approach	Idle
$\text{CO}_2$	3 160	3 160	3 160	3 160
$\text{H}_2\text{O}$	1 230	1 230	1 230	1 230
$\text{NO}_x$	32.50	24.61	11.6	5.00
Soot	0	0	5.54	0.05

$W_{\text{ff}}$  和排放指数。由于 ICAO 提供的排放指数没有计入发动机安装影响, 因此将其乘以一个系数得到修正排放指数 REI; ② 根据式(9)将实际飞行状态下的燃油流量  $W_f$  转化为标准大气条件下的修正燃油流量  $W_{\text{ff}}$ , 根据图 4 所示进行邻近线性插值, 得到对应的标准大气条件下的修正排放指数 REI; ③ 根据式(10)将 REI 修正为实际飞行状态下的排放指数 EI。

$$W_{\text{ff}} = \frac{W_f}{\delta_{\text{amb}}} \theta_{\text{amb}}^{3.8} e^{0.2 M_a^2} \quad (9)$$

$$\text{EI}_{\text{NO}_x} = \text{REI}_{\text{NO}_x} e^H \sqrt{\frac{\delta_{\text{amb}}^{1.02}}{\theta_{\text{amb}}^{3.3}}} \quad (10)$$

$$H = -19 \left( \frac{0.621 98 \Phi P_v}{P_{\text{amb}} - \Phi P_v} - 0.0063 \right) \quad (11)$$

式中:  $\delta_{\text{amb}}$  为飞行环境的压强与标准大气压强之比;  $\theta_{\text{amb}}$  为飞行环境的温度与标准大气温度之比;  $\Phi$  为相对湿度;  $P_v$  为饱和蒸汽压, 其是环境温度的函数。

## 2.2 辐射强迫

大气中温室气体和气溶胶的浓度、地表覆盖率和太阳辐射的变化改变了气候系统的能量平衡, 从而成为气候变化的驱动因子。辐射强迫就是用来量化由这些驱动因子引起的进入地球系统的能量扰动<sup>[27]</sup>, 其与全球平均表面温度线性相关。正辐射强迫值导致近地表变暖, 而负辐射强迫值导致近地表变冷。不同的气候强迫因子影响地球-大气系统能量平衡的程度和时间周期不同, 减少某些短生命期气体的排放能够降低短期变暖的速率, 对气候变化可产生相对快速的影响, 但对长期变暖的影响很有限。本文的辐射强迫值均指全球年平均值, 单位采用  $\text{W}/\text{m}^2$  表示。

长生命期气体包括  $\text{CO}_2$ 、 $\text{CH}_4$  和  $\text{O}_{3L}$ , 采用式(12)计算其排放引起的辐射强迫值的变化, 在一个规定的时间尺度  $t$  内分为  $N = (t - t_0)/\Delta t$  个时间段进行积分, 其中  $\text{CH}_4$  和  $\text{O}_{3L}$  产生的辐射强迫和  $\text{NO}_x$  的排放量相关。

$$\begin{aligned} \text{RF}_i &= \int_{t_0}^t E_i(\tau) G_i(t - \tau) d\tau \approx \\ &\sum_{n=0}^{N-1} E_i(t_0 + n\Delta t) G_i(t - t_0 - n\Delta t) \Delta t \\ i &= \text{CO}_2, \text{CH}_4, \text{O}_{3L} \end{aligned} \quad (12)$$

式中:  $G_i$  为排放物的扰动响应方程, 其表征了排

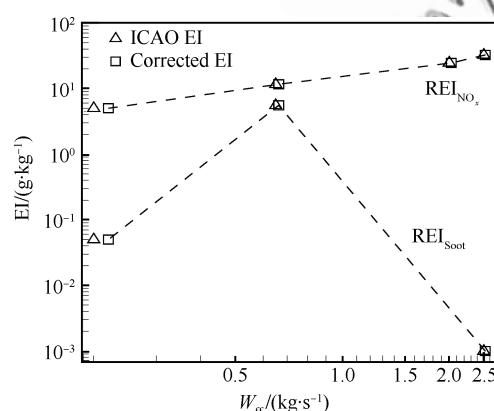


图 4 对数坐标系下排放指数(EI)和燃油流量( $W_{\text{ff}}$ )的关系  
Fig. 4 Emission index (EI) vs fuel flow ( $W_{\text{ff}}$ ) on lg-lg scale

放物对辐射强迫的影响随时间衰退,可由式(13)得到。

$$G_i(t) = A_i \sum_{j=1}^{n_j} \alpha_j e^{-t/\tau_j} \quad (13)$$

式中:参数  $\alpha_j$  和  $\tau_j$  如表 4 所示;对于  $\text{CO}_2$ 、 $\text{CH}_4$  和  $\text{O}_{3\text{S}}$ ,参数  $A$  分别为  $1.80 \times 10^{-15}$ 、 $-5.16 \times 10^{-13}$  和  $-1.21 \times 10^{-13}$ ,单位为  $\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{kg})$ <sup>[13]</sup>。

短生命期气体在大气中的存留时间小于一年,包括  $\text{H}_2\text{O}$ 、 $\text{O}_{3\text{S}}$ 、煤烟和 AIC 等,它们所产生的辐射强迫可直接根据参考年份的统计数据得到。对于  $\text{H}_2\text{O}$ 、 $\text{O}_{3\text{S}}$  和煤烟,其辐射强迫值通过式(14)进行计算;AIC 对辐射强迫的影响根据飞行距离  $L(t)$  进行估算。参考排放量  $E_i^{\text{ref}}$  和参考飞行距离  $L^{\text{ref}}$ (对于 AIC)如表 5 所示,RF<sub>i</sub><sup>ref</sup> 为对应的参考辐射强迫。

表 4 扰动响应方程的参数

Table 4 Parameters of impulse response function

Functions	Parameters	$j=0$	$j=1$	$j=2$	$j=3$
$G_{\text{CO}_2}$ <sup>[28]</sup>	$\alpha_j$	0.217	0.259	0.338	0.186
	$\tau_j/\text{Year}$	$\infty$	172.9	18.51	1.186
$G_{\text{NO}_x}$ <sup>[1]</sup>	$\alpha_j$	1			
	$\tau_j/\text{Year}$	12			
$G_T$ <sup>[29]</sup>	$\alpha_j / (\text{K} \cdot \text{W}^{-1} \cdot \text{m}^2)$	0.631	0.429		
	$\tau_j/\text{Year}$	8.4	409.5		

表 5 排放和辐射强迫的参考数据

Table 5 Reference data of emissions and radiative forcing

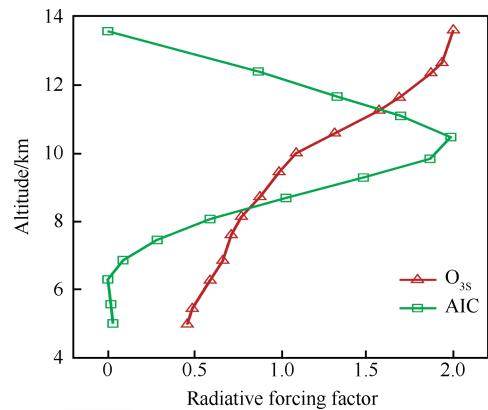
Emissions	Reference RF/ ( $\text{W} \cdot \text{m}^{-2}$ )	Reference emission
$\text{NO}_x\text{-O}_{3\text{S}}$ <sup>[30]</sup>	0.0219	$2.16 \times 10^9 / (\text{kg} \cdot \text{year}^{-1})$
$\text{H}_2\text{O}$ <sup>[30]</sup>	0.0020	$1.69 \times 10^{11} / (\text{kg} \cdot \text{year}^{-1})$
Soot <sup>[30]</sup>	0.0025	$1.69 \times 10^{11} / (\text{kg} \cdot \text{year}^{-1})$
AIC <sup>[31]</sup>	0.0478	$4 \times 10^{10} / \text{km}$

$$\text{RF}_i(t, h) = s_i(h) \text{RF}_i^{\text{ref}} \frac{E_i(t)}{E_i^{\text{ref}}} \quad (14)$$

$$i = \text{H}_2\text{O}, \text{O}_{3\text{S}}, \text{Soot}$$

$$\text{RF}_{\text{AIC}}(t, h) = s_{\text{AIC}}(h) \text{RF}_{\text{AIC}}^{\text{ref}} \frac{L(t)}{L^{\text{ref}}} \quad (15)$$

式(14)和式(15)中: $s_i(h)$  为辐射强迫因子,其表征了  $\text{NO}_x$  对臭氧的短期影响以及 AIC 对辐射强迫的影响程度都是随高度变化的。本文将文献中的实验测量数据进行了标准化<sup>[32-33]</sup>,如图 5 所示,

图 5  $\text{O}_{3\text{S}}$  和 AIC 的辐射强迫因子随高度的变化Fig. 5 Variation of radiative forcing factor data with altitude for  $\text{O}_{3\text{S}}$  and AIC

相同质量的排放物  $\text{O}_{3\text{S}}$  和 AIC 在不同高度段引起的辐射强迫扰动量是不一样的。

### 2.3 全球平均温度变化

一段时间内,单位质量的排放物直接和间接造成的辐射强迫各不相同,单位辐射强迫造成的全球变暖也不相同,为了便于比较计算结果,需要先对各种排放物的辐射强迫值进行标准化处理,得到当量辐射强迫<sup>[1]</sup>。

当量辐射强迫是一种以  $\text{CO}_2$  辐射强迫为基准来表示不同排放物变暖影响程度的通用换算方法,定义为一段时间内,某种排放气体直接和间接造成的辐射强迫与两倍  $\text{CO}_2$  造成的辐射强迫的比值,即

$$\text{RF}_i^*(t) = \frac{\lambda_i}{\lambda_{\text{CO}_2}} \cdot \frac{\text{RF}_i}{\text{RF}_{2 \times \text{CO}_2}} \quad (16)$$

式中: $\lambda$  为气候敏感性参数,指在辐射强迫中单位变化之后全球年平均表面温度的平衡变化,用于衡量气候系统对持续性辐射强迫的响应,单位是  $\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{kg})$ ,各排放物的气候敏感性参数在表 6 中列出<sup>[34]</sup>。 $\lambda_i/\lambda_{\text{CO}_2}$  以  $\text{CO}_2$  为衡量基准比较了造成相同辐射强迫的排放气体对全球变暖不同程度的影响; $\text{RF}_{2 \times \text{CO}_2}$  表征了 2 倍  $\text{CO}_2$  浓度引起的强迫辐射,其值为  $3.7 \text{ W/m}^2$ 。

在所选定时间内对当量辐射强迫和扰动响应方程的乘积进行积分,就可以得到全球平均温度变化,如式(17)所示<sup>[12]</sup>,指某种型号的机群,持续运行一段时间,对全球表面平均温度造成的影响随时间的变化。

表 6 气候敏感性参数

Table 6 Climate sensitivity parameters

Parameter	Value/ (W · m <sup>-2</sup> · kg <sup>-1</sup> )	Parameter	Value/ (W · m <sup>-2</sup> · kg <sup>-1</sup> )
$\lambda_{CO_2}$	0.73	$\lambda_{O_3}$	1.37
$\lambda_{CH_4}$	0.86	$\lambda_{Soot}$	0.51
$\lambda_{H_2O}$	0.83	$\lambda_{AIC}$	0.43

$$\Delta T(t) = \int_{t_0}^t RF_{CO_2}^*(\tau) G_T(t - \tau) d\tau \approx \sum_{n=0}^{N-1} RF_{CO_2}^*(t_0 + n\Delta t) G_T(t - t_0 - n\Delta t) \Delta t \quad (17)$$

式中: 气候扰动响应方程  $G_T$  为

$$G_T(t) = \sum_{j=1}^{n_j} \alpha_j e^{-t/\tau_j} \quad (18)$$

$\alpha_j$  和  $\tau_j$  如表 4 所示。

为了便于比较不同飞机设计方案对温度变化的影响程度,本文选定飞机的运行年限(即  $t - t_0$ )为 30 年,对时间尺度  $t_{max}$ (100 年)内的温度变化进行积分,采用式(19)得到在飞机适行期间,平均每年的温度变化值为

$$\Delta T_{ave} = \frac{1}{H} \int_0^{t_{max}} \Delta T(t) dt \quad (19)$$

### 3 飞行参数对排放的敏感度

前人的研究表明,通过降低飞行高度可以减少  $NO_x$  和 AIC 对气候的影响<sup>[19,35-36]</sup>,但是燃油效率最高点在飞行马赫数和高度都较大时取得<sup>[37]</sup>。本文首先改变巡航高度和马赫数,详细分析不同排放物对气候造成的影响随这两个飞行参数的变化。

#### 3.1 高度和马赫数组合参数的影响

以某一型号的宽体客机为基准构型,其参数如表 7 第 1 列所示,保持机翼构型和发动机等其他参数不变,同时改变飞行的巡航高度和马赫数,高度变化范围为 6~12 km,马赫数的变化范围为 0.55~0.85。

图 6 表达了飞行高度和马赫数的不同组合对  $CO_2$  排放的影响。 $\Delta T_{ave}$  表示  $CO_2$  所引起的全球每年平均温度变化,纵坐标为  $\Delta T_{ave}$  与图中最低点处的温度变化量的比值。离散黑点为排放模型得

表 7 优化问题的设计变量及其变化范围

Table 7 Design variables and boundaries for optimization problems

Design variable	Baseline	Lower bound	Upper bound
Wing area/m <sup>2</sup>	320	180	380
Wing sweep/(°)	35	15	40
Wing aspect ratio	10	4	18
Wing taper ratio	0.18	0.1	0.8
Cruise Mach number	0.76	0.55	0.85
Initial cruise altitude/km	10	6	12
Engine bypass ratio	8.8	5	18
Pressure ratio	43	26	45

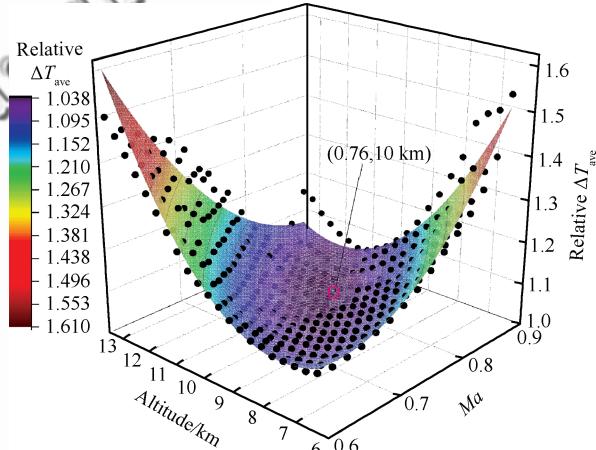
图 6  $\Delta T_{CO_2}$  随飞行高度和马赫数的变化

Fig. 6 Variation of  $\Delta T_{CO_2}$  with altitude and Mach number

到的计算值,曲面为二次多项式拟合的结果。

由于  $CO_2$ 、 $H_2O$  和煤烟等排放物对温度的影响只与燃油消耗量有关,图 6 其实体现了燃油效率随飞行参数的变化规律。可以看到,随着飞行马赫数的增大,飞行高度也要相应地增加,才能维持较小的燃油消耗量,从而降低  $CO_2$  对气候影响。原因分析如下:飞机燃油效率与重量、高度和速度等参数有关,在重量和航程一定的情况下,存在一个高度和马赫数的组合,使瞬时燃油效率最高。图中显示燃油量最低值在(0.76, 10 km)附近达到,偏离最优点阻力增大,所需推力增大,燃油量随之增多。

沿着某一高度或马赫数切面,则可得到在这一特定高度或马赫数下变量随马赫数或高度变化的规律。接下来,针对飞机产生的  $CO_2$ 、 $H_2O$ 、

$\text{NO}_x$ (即  $\text{O}_3$  和  $\text{CH}_4$ )、煤烟和 AIC 等排放物, 分别改变飞行高度或马赫数, 研究全球平均温度的变化趋势。

### 3.2 飞行高度对排放的影响

如图 7 所示, 马赫数为 0.76, 巡航高度的变化范围为 6~12 km, 间隔为 300 m。

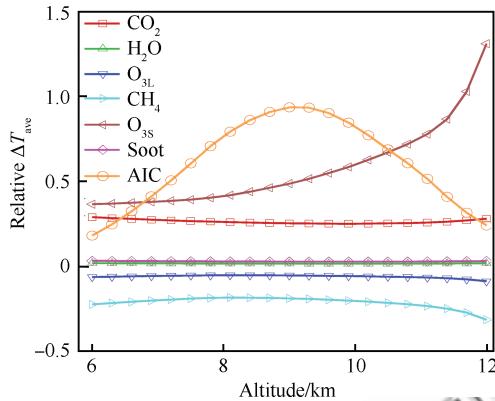


图 7 不同排放物引起的  $\Delta T_{\text{ave}}$  随飞行高度的变化曲线

Fig. 7 Impact of changing altitude on  $\Delta T_{\text{ave}}$  of different emissions

$\text{CO}_2$  排放在 10 km 高度下达到最小, 而此时 AIC 和  $\text{NO}_x$  排放的影响程度较大。对比飞机在不同高度下飞行时, 各种排放物对应的  $\Delta T_{\text{ave}}$  呈现出的变化趋势, 可以看出, AIC 和  $\text{O}_{3\text{s}}$  随高度变化最为明显。在较高或较低飞行高度下, AIC 对全球温度的影响程度较小, 这主要是由辐射强迫因子的变化引起的。而对于  $\text{O}_{3\text{s}}$ , 高度变化影响了发动机工作环境, 从而改变了  $\text{NO}_x$  的排放指数, 此外,  $\text{O}_{3\text{s}}$  辐射强迫因子随高度变化较大, 在较高海拔时  $\text{O}_{3\text{s}}$  的增温效应十分显著。

### 3.3 飞行速度对排放的影响

巡航高度为 10 km, 巡航马赫数的变化范围为 0.55~0.85, 其他参数固定不变。图 8 比较了不同排放物对气候的影响随飞行马赫数的变化规律。在高度不变的情况下, AIC 曲线几乎不随马赫数变化, 而  $\text{O}_3$  和  $\text{CH}_4$  的影响主要和氮氧化物的排放指数有关。

整体来看, 排放物对气候的影响随飞行高度的变化比较明显, 单独改变飞行马赫数对飞机排

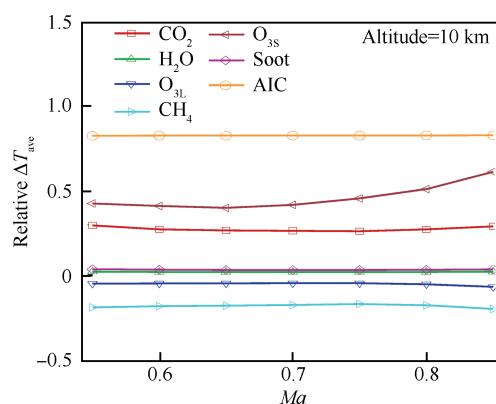


图 8 不同排放物引起的  $\Delta T_{\text{ave}}$  随飞行马赫数的变化曲线

Fig. 8 Impact of changing Mach number on  $\Delta T_{\text{ave}}$  of different emissions

放性能的影响较小。而在耗油最少的马赫数和高度下,  $\text{NO}_x$  和 AIC 对温度变化的影响较大, 因此需要综合考虑不同的减排目标和政策要求对飞行参数进行选择。

## 4 多学科优化设计

### 4.1 优化问题

本文使用一种基于 NAND(Nested Analysis and Design)的一体化优化设计方法构建了考虑飞机排放的多学科优化平台<sup>[38]</sup>, 分析框架如图 9 所示。这种方法将各个学科的分析模型集成在一起形成系统级分析模型, 然后将系统级分析模型作为优化环节中的各个模块, 最终根据不同的设计要求选出最优的方案。

优化方法采用基于 Pareto 最优概念的非支配排序遗传算法 NSGA-II(Non-dominated Sorting Genetic Algorithm-II), 其具有非劣最优解分布均匀的优点。优化种群数和进化代数分别为 180 个和 1 000 代。以 250 座双发宽体客机为研究对象, 飞行航线从北京到法兰克福, 设计航程为 7 800 km, 年利用率为 3 650 h。优化设计变量包括飞机机翼外形、发动机性能和飞行剖面参数, 其变化范围如表 7 所示。优化设计过程中考虑了飞机几何尺寸、气动和性能等约束(见表 8), 以直接运营成本和各种排放物的  $\Delta T_{\text{ave}}$  为优化设计目标, 确定飞机的总体和构型参数。

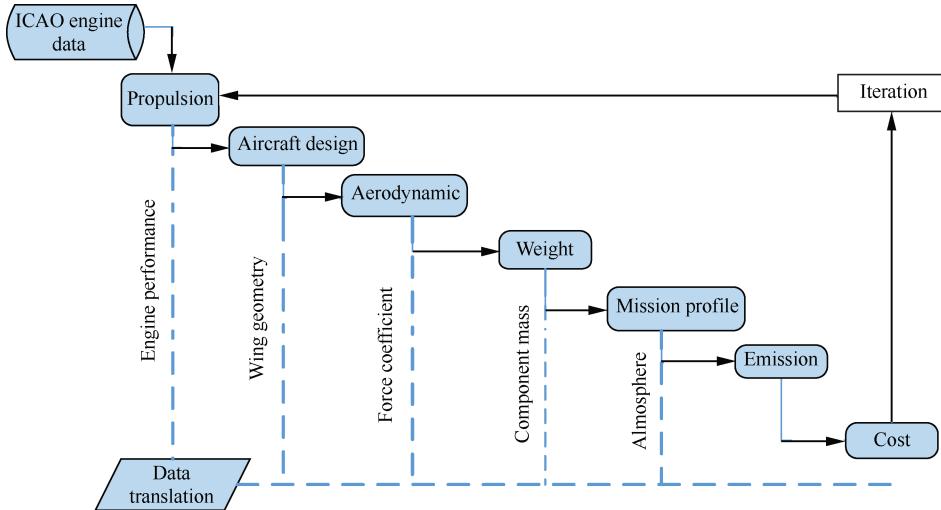


图 9 飞机多学科分析框架

Fig. 9 Framework of multidisciplinary design analysis

表 8 优化问题的约束设置

**Table 8** Constraints for optimization problems

Constraint	Value
Design mission range/km	7 800
Takeoff field length/m	$\geq 2\ 500$
Landing field length/m	$\geq 2\ 000$
Second segment climb gradient	$\geq 0.024$
Angle of cruise/(°)	$\leq 2.5$
Drag-to-thrust ratio	$\leq 0.88$
Wing span/m	$\leq 80$
Wing fuel volume	$\geq$ Required block fuel volume

## 4.2 单目标优化结果

单目标优化的目标依次为直接运营成本最低、 $\text{CO}_2$  引起的  $\Delta T_{\text{ave}}$  最低、 $\text{NO}_x$  引起的  $\Delta T_{\text{ave}}$  最低、总  $\Delta T_{\text{ave}}$  最低以及总成本(加上排放的社会成本)最低,优化结果由表 9 给出。

最小 DOC 即最经济的设计点,目前航空公司关心的是飞机的使用经济性,而决定使用经济性的一个重要指标就是飞机的直接运营成本。优

表 9 单目标优化结果

**Table 9** Single objective optimization results

Objective					
	Minimum DOC	Minimum $\text{CO}_2$	Minimum $\text{NO}_x$	Minimum $\Delta T_{\text{ave}}$	Minimum cost
MTOW/kg	177 690	175 940	180 460	176 080	176 630
Wing area/ $\text{m}^2$	311.4	300.7	366.1	298.1	308.8
Wing aspect ratio	9.12	10.22	11.74	11.98	10.10
Wing sweep/(°)	34.5	25.5	17.0	15.0	31.5
Wing taper ratio	0.14	0.13	0.16	0.14	0.13
Cruise Mach number	0.85	0.77	0.58	0.56	0.81
Initial cruise altitude/km	11.200	9.800	7.000	6.200	9.200
Final cruise altitude/km	12.964	12.647	9.056	8.514	11.947
Thrust/kg	33 850	23 602	32 735	33 100	33 866
Bypass ratio	10.5	11.5	11.2	11.4	11.0
Engine pressure ratio	31.5	33.8	26.0	29.0	26.0
Relative DOC	1.00	1.05	1.12	1.10	1.03
Relative $\text{CO}_2$	1.07	1.00	1.11	1.09	1.06
Relative $\text{NO}_x$	2.08	1.99	1.00	1.07	1.95
Relative $\Delta T_{\text{ave}}$	3.12	2.98	2.85	1.00	3.01

Note: MTOW—Maximum takeoff weight.

化结果和目前市场上运营的飞机构型参数相近。较高的巡航马赫数可以减小飞行轮档时间,从而减小与飞行时间相关的维护和人员成本等。在此马赫数下,飞机后掠角相对较大、展弦比相对较小,巡航升力系数较低,这样避免了波阻增大过多,从而保证了一定的气动效率,燃油消耗比最小燃油点时大了7%。相对于其他设计点的优化结果,最小DOC的发动机涵道比较小。虽然涵道比增大会增加燃油效率,但也会增加重量和阻力,且其推力随高度和速度衰减较快,在巡航状态时不能提供大的推力以平衡阻力。

最小CO<sub>2</sub>即CO<sub>2</sub>排放引起的ΔT<sub>ave</sub>最小的设计点,此时燃油量也最少。和最小DOC点相比,其后掠角减小、展弦比增大、诱导阻力较低,再加上巡航升力系数较高,气动效率高,且发动机总压比大,增大热效率,促进完全燃烧,进而减少燃油流量。但由于其飞得较慢,轮档时间比最小DOC点时大,增加了直接运营成本。

氮氧化物的排放量与发动机的设计参数和运行状态密切相关。结果显示,飞行马赫数和高度很低时,NO<sub>x</sub>造成的ΔT<sub>ave</sub>最小。因为在此高度下相同质量的NO<sub>x</sub>对大气的影响程度低;且在发动机设计方面,燃烧室温度和总压比的降低减小了NO<sub>x</sub>的排放指数。但相较于其他设计点,其机翼面积和展弦比大,最大起飞重量(MTOW)大,气动效率不高,造成燃油量和DOC均明显增大。

最小ΔT<sub>ave</sub>的优化结果是总排放物(包括CO<sub>2</sub>、NO<sub>x</sub>、H<sub>2</sub>O、煤烟、尾迹和卷云等)对气候影响最小的构型,其飞行速度更慢,飞行高度更低。在此设计状态,氮氧化物和AIC对大气的影响低,全球平均温度的变化主要归因于CO<sub>2</sub>的排放。从表9中可以看出,最小NO<sub>x</sub>和最小ΔT<sub>ave</sub>的设计分别使直接运营成本增大了12%和10%,这不利于航空公司的发展,如何在排放和成本之间进行取舍是一个重要的问题。

为了更直观地体现排放和飞机运营之间的关系,在总成本中加入了CO<sub>2</sub>和NO<sub>x</sub>的排放社会成本。如表9所示,总成本最小的优化是在飞机设计追求经济效益的同时,考虑排放效应而采取了一些妥协:相对最小DOC点,飞行高度和马赫数略有降低,后掠角略微减小。

### 4.3 多目标优化结果

本文以飞机的成本最低和排放最少为优化目标,进行多目标优化设计研究,综合分析排放和成本两个目标之间的矛盾。其中成本性能以DOC和排放社会成本之和来表示,每千克排放物社会成本分别取表2中的最高和最低值(根据汇率换算为人民币),排放性能以所有排放物引起的温度变化ΔT<sub>ave</sub>为评估标准。

对于多目标优化问题,一般不存在绝对的最优解,而是通常存在一组有效解集,也称为Pareto解集。所谓Pareto解集是指由这样的一些解组成的集合,与集合之外的任何解相比它们至少有一个目标函数比集合之外的解好而其他目标函数又不比集合之外的解差。决策者可根据不同的评判准则综合分析,确定出设计方案<sup>[39]</sup>。

图10为在不同单位排放成本下,以Pareto前沿表示的总成本和ΔT<sub>ave</sub>的优化结果,每个点代表一个可行解。可以看出,两个Pareto前沿趋势相似,随着飞行马赫数和高度的降低,排放对气候的影响减少,但是飞行总成本上升,中间的设计点实际上是取得成本和排放性能的某种折中。ΔT<sub>ave</sub>下降到一定程度时,曲线变缓,表明降低污染带来的成本代价增大,减排价值减小。

取Pareto前沿的4个顶点为研究对象,作出每个设计点的成本组成分布图(见图11)和排放组成分布图(见图12)。图11中只显示了燃油、时间和排放成本的变化(现金成本基本不变),其

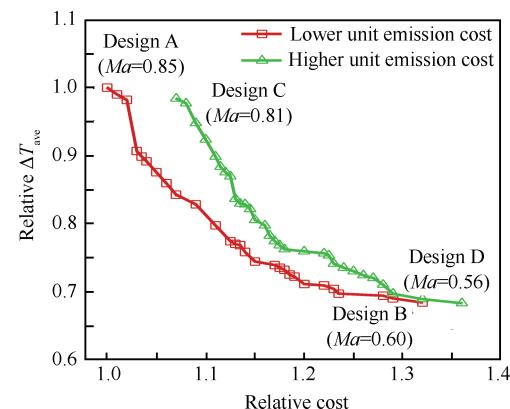
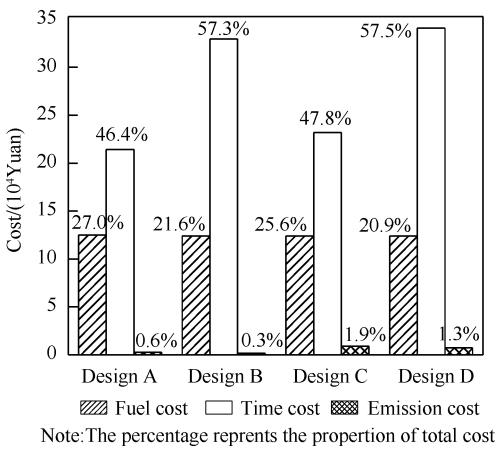


图10 不同的单位排放成本下ΔT<sub>ave</sub>和成本的优化结果

Fig. 10 Optimization results of ΔT<sub>ave</sub> and cost for different unit emission cost



Note: The percentage represents the proportion of total cost.

图 11 不同设计点的成本组成

Fig. 11 Cost distributions of different design point

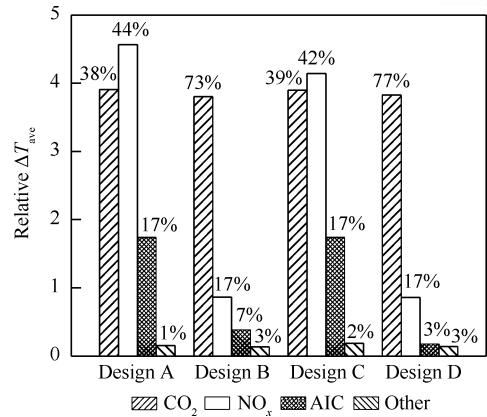


图 12 不同设计点的排放组成

Fig. 12 Emission distributions of different design point

中百分数为占总成本的比例。对于长航程飞行，时间成本所占的比例较大，是影响总成本的主要因素。

通过对两幅图的分析得到， $\Delta T_{ave}$  的减小主要归功于 NO<sub>x</sub> 和 AIC 排放的减小，CO<sub>2</sub> 随燃油量的减少也略有降低，但占总排放的比例在升高。在  $\Delta T_{ave}$  减小的过程中，虽然排放和燃油成本都有所降低，但是由于飞行速度减慢，飞行时间增加，时间成本所占比例不断增大，其增加量超过了燃油成本的减小量，导致总成本不断增加。

对这两个 Pareto 前沿进行比较，可以看到，排放物社会成本的浮动会对排放和成本性能之间的权衡产生影响。当单位排放社会成本较高时，最小成本设计点对应的  $\Delta T_{ave}$  值小于社会成本较

低时得到的设计点的  $\Delta T_{ave}$  值，说明此时更倾向于对气候影响较小的设计，减排量相对较大；且该点对应的经济巡航马赫数（使成本最低的巡航速度）较低<sup>[40]</sup>，相应地后掠角较小，展弦比较大。由此可以看出，单位排放社会成本的大小直接影响了最优点飞机设计参数的选取。

在飞机概念设计阶段进行飞机排放和成本性能的多目标优化研究具有一定的指导意义：针对某个给定的单位排放的社会成本，可以评估在成本代价不大的情况下，相对于排放基准线所能够实现温室气体减排的规模，从而在满足日趋严格的适航要求的同时降低飞机运营成本。当单位排放的社会成本较高时，相当于增加了与油耗相关的成本，削弱了时间成本的影响，需要更多地考虑燃油和排放的因素；当社会成本降低时，为了不产生太大的成本代价，则应关注与时间相关的成本的变化。

## 5 结论

1) 本文采用全球平均温度变化这一指标来评估飞机排放物对气候变化的影响。改变飞行参数得到以下结论：减小飞机的巡航高度和马赫数，可以显著降低氮氧化物、尾迹和卷云等物质对气候的影响。

2) 不同的优化目标得到的飞机设计参数组合不同，单目标优化结果显示：飞机的直接运营成本(DOC)和排放性能之间的矛盾最为明显。最小 DOC 优化结果的后掠角大，展弦比相对较小；若要使排放对温度变化的影响最小，需飞行在较低的高度和马赫数下，相应地后掠角小，展弦比大。所以在飞机设计中需要综合协调成本和排放性能。

3) 本文在成本计算中引入排放的社会成本这一概念，以分析在减排政策变化的情况下如何“折中”地选择飞机设计参数。随着排放对气候影响的降低，飞机的总成本增大，而排放社会成本的浮动会影响这一变化趋势。当排放成本较高时，需要更多地考虑飞机排放性能，适当降低马赫数、巡航高度、机翼后掠角等参数。

4) 在今后的研究中，可以进一步分析航线优化和技术（如机翼自然层流、替代燃油、开式转子发动机等）对飞机排放性能的改善。

## 致 谢

感谢南京航空航天大学的王宇老师和柴啸博士在发动机建模方面给予的指导和建议。

## 参 考 文 献

- [1] PENNER J E. Aviation and the global atmosphere: A special report of IPCC Working Groups I and III in collaboration with the Scientific Assessment Panel to the Montreal Protocol on Substances that Deplete the Ozone Layer [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1999: 18-20.
- [2] FAN A. An assessment of environmental impacts of a NextGen implementation scenario and its implications on policy-making[D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2010: 54-55.
- [3] 闫国华, 吴鹏. 飞机完整航线二氧化碳排放量估算[J]. 装备制造技术, 2013(8): 29-31.
- YAN G H, WU P. The aircraft the complete routes CO<sub>2</sub> emissions estimate[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2013(8): 29-31 (in Chinese).
- [4] WUEBBLES D J, YANG H, HERMAN R. Climate metrics and aviation: Analysis of current understanding and uncertainties; Technical Report Theme 8[R]. Washington, D. C.: FAA Aviation Climate Change Research Initiative (ACCRD), 2008.
- [5] HOUGHTON J T, JENKINS G J, EPHRAUMS J J. Climate change: The IPCC scientific assessment[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1990: 364-366.
- [6] SMITH S J, WIGLEY M L. Global warming potentials: 1. Climatic implications of emissions reductions[J]. Climatic Change, 2000, 44(4): 445-457.
- [7] BERNTSEN T K, FUGLESTVEDT J S, JOSHIM M M, et al. Response of climate to regional emissions of ozone precursors: Sensitivities and warming potentials[J]. Tellus Series B: Chemical & Physical Meteorology, 2005, 57B: 283-304.
- [8] SHINE K P, FUGLESTVEDT J S, HAILEMARIAM K, et al. Alternatives to the global warming potential for comparing climate impacts of emissions of greenhouse gases[J]. Climatic Change, 2005, 68(3): 281-302.
- [9] LEE D S, FAHEY D W, FORSTER P M, et al. Aviation and global climate change in the 21st century[J]. Atmospheric Environment, 2009, 43(22-23): 3520-3537.
- [10] FUGLESTVEDT J S, SHINE K P, BERNTSEN T, et al. Transport impacts on atmosphere and climate: Metrics [J]. Atmospheric Environment, 2010, 44 (37): 4648-4677.
- [11] LIM L, LEE D S, SAUSEN R, et al. Quantifying the effects of aviation on radiative forcing and temperature with a climate response model [C]//Proceedings of the TAC-Conference. Oxford: TAC, 2007: 202-207.
- [12] SAUSEN R, SCHUMANN U. Estimates of the climate response to aircraft CO<sub>2</sub> and NO<sub>x</sub> emissions scenarios[J]. Climatic Change, 2000, 44(1-2): 27-58.
- [13] MARAIS K, LUKACHKO S P, JUN M, et al. Assessing the impact of aviation on climate[J]. Meteorologische Zeitschrift, 2008, 17(2): 157-172.
- [14] GREWE V, STENKE A. AirClim: An efficient tool for climate evaluation of aircraft technology[J]. Atmospheric Chemistry & Physics, 2008, 8(16): 4621-4639.
- [15] PONATER M, PECHTL S, SAUSEN R, et al. Potential of the cryoplane technology to reduce aircraft climate impact: A state-of-the-art assessment[J]. Atmospheric Environment, 2006, 40(36): 6928-6944.
- [16] ANTOINE N E, KROO I M. Framework for aircraft conceptual design and environmental performance studies[J]. AIAA Journal, 2005, 43(10): 2100-2109.
- [17] 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.
- [18] 王宇, 张帅. 面向客机概念设计的污染气体排放量估算方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(5): 708-714.
- WANG Y, ZHANG S. Estimation method of pollutant gas emissions for civil jet conceptual design[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2013, 45(5): 708-714 (in Chinese).
- [19] WANG Y, YIN H, ZHANG S, et al. Multi-objective optimization of aircraft design for emission and cost reductions[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(1): 52-58.
- [20] 王如华, 尹贵鲁, 何景武, 等. 快速CFD计算工具在民机概念优化设计中的应用[J]. 飞机设计, 2012(5): 31-35.
- WANG R H, YIN G L, HE J W, et al. Fast CFD tool for civil aircraft conceptual design and optimization use[J]. Aircraft Design, 2012(5): 31-35 (in Chinese).
- [21] 巨龙, 白俊强, 孙智伟, 等. 客机机翼环量分布的气动/结构一体化设计[J]. 航空学报, 2013, 34(12): 2725-2732.
- JU L, BAI J Q, SUN Z W, et al. Integrated aero-structure design of circulation distribution for commercial aircraft wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(12): 2725-2732 (in Chinese).
- [22] BAUGHcum S L, TRITZ T G, HENDERSON S C, et al. Scheduled civil aircraft emission inventories for 1992: Database development and analysis: NASA Contractor Report 4700[R]. Washington, D. C.: NASA, 1996.
- [23] ISIKVEREN A T. Quasi-analytical modelling and optimisation techniques for transport aircraft design[D]. Stock-

- holm: Royal Institute of Technology, 2002: 105-108.
- [24] DALLARA S E. Aircraft design for reduced climate impact[D]. Palo Alto, CA: Stanford University, 2011: 1-20.
- [25] MORRELL P, LU C. The environmental cost implication of hub-hub versus hub by-pass flight networks[J]. Transportation Research Part D: Transport & Environment, 2007, 12(3): 143-157.
- [26] JOOS F, PRENTICE I C, SITCH S, et al. Global warming feedbacks on terrestrial carbon uptake under the Intergovernmental Panel on Climate Change (IPCC) emission scenarios[J]. Global Biogeochemical Cycles, 2001, 15(4): 891-907.
- [27] BOUCHER O, REDDY M S. Climate trade-off between black carbon and carbon dioxide emissions[J]. Energy Policy, 2008, 36(1): 193-200.
- [28] SAUSEN R, ISAKSEN I, GREWE V, et al. Aviation radiative forcing in 2000: An update on IPCC (1999)[J]. Meteorologische Zeitschrift, 2005, 14(4): 555-561.
- [29] STORDAL F, MYHRE G, STORDAL E J G, et al. Is there a trend in cirrus cloud cover due to aircraft traffic? [J]. Atmospheric Chemistry & Physics, 2005, 5 (4): 2155-2162.
- [30] KOEHLER M O, RADEL G, DESSENS O, et al. Impact of perturbations to nitrogen oxide emissions from global aviation[J]. Journal of Geophysical Research—Atmospheres, 2008, 113(D11): 3078-3078.
- [31] RADEL G, SHINE K P. Radiative forcing by persistent contrails and its dependence on cruise altitudes[J]. Journal of Geophysical Research—Atmospheres, 2008, 113 (D7): 1829-1836.
- [32] GREWE V, STENKE A, PONATER M, et al. Climate impact of supersonic air traffic: An approach to optimize a potential future supersonic fleet—Results from the EU-project SCENIC[J]. Atmospheric Chemistry and Physics, 2007, 7(19): 5129-5145.
- [33] 廖琳雪, 叶叶沛, 党铁红. 欧洲市场直接运营成本(DOC)分析方法及其应用[J]. 民用飞机设计与研究, 2013(1): 1-4.
- [34] LIAO L X, YE Y P, DANG T H. The method and application of the DOC analysis in European market[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2013(1): 1-4 (in Chinese).
- [35] FORSTER P, FRECKLETON R S, SHINE K P. On aspects of the concept of radiative forcing[J]. Climate Dynamics, 1997, 13(7-8): 547-560.
- [36] FICHTER C. Climate impact of air traffic emissions in dependency of the emission location and altitude[D]. Manchester: Manchester Metropolitan University, 2009: 25-26.
- [37] GIERENS K M, LING L, ELEFTHERATOS K, et al. A review of various strategies for contrail avoidance[J]. Open Atmospheric Science Journal, 2008, 2(1): 1-7.
- [38] JENSEN L, HANSMAN R J, VENUTI J, et al. Commercial airline speed optimization strategies for reduced cruise fuel consumption[C]//Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Reston: AIAA, 2013: 4289-4302.
- [39] CRAMER E J, DENNIS J J, FRANK P D, et al. Problem formulation for multidisciplinary optimization[J]. SIAM Journal on Optimization, 1994, 4(4): 754-776.
- [40] 王宇. 基于不确定性的优化方法及其在飞机设计中的应用[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010: 19-20.
- [41] WANG Y. Uncertainty-based optimization method and its application in aircraft design[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010: 19-20 (in Chinese).
- [42] 丁松滨. 飞行性能与飞行计划[M]. 北京: 科学出版社, 2013: 93-96.
- [43] DING S B. Flight performance and flight plan[M]. Beijing: Science Press, 2013: 93-96 (in Chinese).

(责任编辑: 徐晓)

# Multidisciplinary design optimization incorporating aircraft emission impacts

LIU Nanxi<sup>1</sup>, BAI Junqiang<sup>1,\*</sup>, HUA Jun<sup>2</sup>, GUO Bin<sup>1</sup>, WANG Xiaopeng<sup>3</sup>

1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China

2. Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China

3. Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China

**Abstract:** Continuous increase in air traffic has caused a rise in public awareness of environmental impact of aircrafts, imposing the demand to satisfy the emission requirements for future aircraft concept design and development. In this paper, the average temperature variation is calculated to measure the environmental performance of different aircraft designs. It is firstly used to analyze the effects of cruise altitude and speed variation on the magnitudes of climate impact due to different aircraft emissions, and is then integrated into an aircraft design optimization framework at the conceptual stage, so as to optimize the minimum emission impacts and operating costs. The design variables considered in the optimization problems include aircraft configurations, engine parameters and cruise settings. Additionally, the impact of emission cost on the tradeoffs between economic and environmental performance are reflected on the Pareto-optimal front.

**Keywords:** aircraft emission; operating cost; optimization design; average temperature variation; social cost of emission

**Received:** 2016-04-20; **Revised:** 2016-06-08; **Accepted:** 2016-06-27; **Published online:** 2016-08-15 09:04

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20160815.0904.002.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20160815.0904.002.html)

**Foundation item:** National Level Project

\* **Corresponding author.** E-mail: junqiang@nwpu.edu.cn