

面向客机概念设计的污染气体排放量估算方法

王 宇 张 帅

(南京航空航天大学飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京, 210016)

摘要:针对民用航空发动机排放的污染气体对环境产生影响的问题,基于国际民航组织排放数据库和响应面拟合方法,提出了面向飞机概念设计阶段污染气体排放量的估算方法;并鉴于各种污染气体处于不同海拔高度时对温室效应的影响程度不相同,提出使用每座每千千米温室气体排放量(CO₂ 当量)作为衡量客机污染气体排放量的指标;通过采用较详细的任务剖面各阶段的飞行动力学模型,提高排放量估算精度。在验证该方法准确性的基础上,分析了某型客机机翼主要外形参数、巡航飞行速度变化对温室效应的影响。结果表明,适当增加机翼后掠角、展弦比和降低飞行速度,可以减小客机温室气体的排放量。

关键词:飞机设计;排放量;温室效应;全球升温潜能值

中图分类号:V221

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2013)05-0708-07

Estimation Method of Pollutant Gas Emissions for Civil Jet Conceptual Design

Wang Yu, Zhang Shuai

(Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Pollutant gases emitted from the civil aviation engines are harmful to the environment. A new estimation method of emissions for aircraft conceptual design is proposed based on the international civil aviation organization(ICAO) aircraft engine emission databank and the response surface fitting methods. Since the amounts of greenhouse effects of various pollutant gases rely on altitudes, the greenhouse gas emissions (CO₂ equivalent) per passenger per thousand kilometers are used to measure the amount of emissions. And by refining the flight dynamics models in various stages of mission profile, the estimation accuracy of emission can be improved. The impacts of the wing configuration and cruise speed on greenhouse effect are discussed, after verifying the accuracy of the proposed method. The results indicate that the greenhouse gas emissions can be reduced by appropriately increasing wing sweep and aspect ratio, and lowering the flight speed.

Key words: aircraft design; emission; greenhouse effect; global warming potential(GWP)

随着全球航空运输的迅速发展和人们环保意识的日益增强,飞机飞行过程中排放的污染气体对环境的影响已经越来越引起人们的关注。而且按照欧盟排放交易体系的规定,从 2012 年 1 月 1 日起,所有到、离欧盟机场的航班均需交付超过排放

额度的罚款。因此,污染气体排放还会间接增加飞机的运营成本。目前我国正在进行支线客机、大型客机的研制工作,为了提高飞机在国际市场的竞争力,有必要在设计阶段就对飞机的污染气体排放量作出评估。

基金项目:中国博士后基金(2011M500919)资助项目;南京航空航天大学科研基地创新创优基金(NJ20120004)资助项目。

收稿日期:2012-09-10;修订日期:2013-07-24

通信作者:王宇,女,博士,讲师,E-mail:wangyu@nuaa.edu.cn。

飞机发动机排放出的污染气体主要有 CO_2 , NO_x , CO , HC 等^[1], 这些气体对环境的影响主要包括两方面, 一方面侧重起飞和着陆过程中排放的各种气体对机场附近大气环境、人类健康的影响^[2-6]; 另一方面侧重飞行过程中, 尤其是高空巡航阶段, 排出的二氧化碳等温室气体对大气臭氧层的影响^[7-10], 即这些气体引起的温室效应。早期的研究主要针对机场范围, 国际民航组织(International civil aviation organization, ICAO)根据发动机生产商的审定数据建立了发动机排放数据库^[3], 可用于计算飞机在标准起飞着陆循环(Landing and take-off, LTO)中滑行、起飞、爬升、进近 4 个阶段的污染气体排放问题。1997 年, Perl 等人评估了里昂—桑托拉斯机场的飞机污染气体排放量^[4]; 夏卿等人对中国民航机场 2002—2006 年的污染气体排放量进行了估算^[6]。由于民航客机通常要经历长时间巡航飞行, 这个阶段排放的 CO_2 , NO_x 等气体会直接影响大气层组成而产生温室效应, 因此近期的研究更加关注排放气体对温室效应的影响。Deidewig 等人基于 ICAO 数据库和燃油流量法提出了巡航飞行阶段污染气体排放量的计算方法^[7]。通过此方法, 黄勇等人对中国上空的 NO_x 排放量及其分布情况进行了评估^[9-10]。除燃油流量法外, 还有经验公式法、 $\text{P}_3\text{-T}_3$ 法和高精度仿真等。其中经验公式法针对不同发动机的修正参数不易确定; $\text{P}_3\text{-T}_3$ 法较为通用, 但计算过程中需要燃烧室进气的压强、温度、燃油和空气的当量比等参数; 基于大规模几何网格和动力学仿真的方法可获得较高的排放量计算精度, 但只有在发动机内部构造已知且计算时间允许的情况下才可行。因此, 从估算精度、计算量、可获知参数等方面考虑, 燃油流量法较适合应用于飞机概念设计阶段的排放量估算。

只是在飞机概念设计阶段, 客机将要配装的发动机可能还未定型, 还没有标准状态的排放数据。而且目前在飞机概念设计阶段所做的排放量的研究大都是直接选定现有的某种发动机型号, 而且通常只将巡航状态各种气体的排放分别求出, 然后简单地叠加进行评估, 这种方式不仅对整个飞行过程考虑得不全面, 而且也忽略了不同气体在不同高度对环境影响严重程度区别。

针对这些问题, 本文提出面向飞机概念设计阶段的污染气体排放量计算方法, 并且考虑到各种污染气体处于不同海拔高度时对大气环境的影响程度不相同, 通过采用较详细的任务剖面各阶段的飞行动力学模型, 提高排放量估算精度, 另外引入每

座每千千米温室气体排放量作为总的评估客机排放气体对温室效应影响的指标参数。最后, 在验证方法准确性的基础上, 初步探讨了飞机外形参数和巡航飞行速度对大气环境的影响。

1 排放量估算方法

根据 ICAO 给定的排放量计算模型^[3], 在飞机飞行的各阶段中, 各种污染气体的排放量 E 可以依据发动机消耗的燃油量 W_{fuel} 和该气体对应的排放指数 EI 来计算, 即

$$E = EI \times W_{\text{fuel}} \quad (1)$$

排放指数 EI 表示每消耗 1 千克燃油所排出该气体克数, 各种污染气体的排放指数均不相同, 而且一些气体的排放指数还会随着发动机的运行状态和运行环境而变化。 H_2O 和 CO_2 的排放指数近似为定值, H_2O 的排放指数 $EI_{\text{H}_2\text{O}}$ 为 1 237 g/kg, CO_2 的排放指数 EI_{CO_2} 为 3 150 g/kg。而 HC , CO , NO_x 等气体的排放指数 EI_{HC} , EI_{CO} 和 EI_{NO_x} 则并非为常数, 其具体数值需要根据发动机的具体型号及运行环境来确定。 ICAO 测量并公布的发动机排放数据库中, 提供了部分现有发动机处于 LTO 的起飞、爬升、进近和滑行 4 个工作状态时, 且为 15 °C 海平面净推力情况下, 燃油流量(单位时间的燃油量)或推力与排放指数之间的关系。表 1 为装配于波音 737-800 客机的发动机 CFM56-7B27 的部分排放数据。

表 1 发动机 CFM56-7B27 的部分排放数据

飞行状态	起飞	爬升	进近	滑行
推力设置/%	100	85	30	7
燃油流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	1.284	1.043	0.349	0.116
$EI_{\text{CO}}/(\text{g} \cdot \text{kg}^{-1})$	0.20	0.50	1.40	17.90
$EI_{\text{NO}_x}/(\text{g} \cdot \text{kg}^{-1})$	30.90	23.70	11.00	4.80

但在飞机概念设计阶段计算某客机的排放量时, ICAO 公布的数据也不能直接使用, 这主要是因为: (1) 发动机的燃油流量和排放指数都会随着周围环境的温度、压强等参数的变化而变化, 即使是处于 LTO 的 4 个状态但并非在标准条件下, 表中的标准数据也不能直接使用。 (2) 由于现今喷气式客机的巡航高度大都是在对流层顶到平流层内, 在这个高度排出的温室气体对气候的影响要远大于在地面附近时的影响。因此, 在估算飞机排放的污染气体对温室效应的影响时, 巡航阶段必须考虑在内, 而且这是非常重要的一部分。而 ICAO 数据库中已有的数据仅适合估算机场周边污染气体的

排放量,对于客机航行过程中占绝大部分时间的巡航状态的排放量,却不能直接计算。(3)在飞机概念设计阶段,客机将要配装的发动机往往也还未定型,则更没有确定可用的排放指数的相关数据。

鉴于上述3点,本文提出了面向飞机概念设计阶段污染气体排放量的计算方法。下面首先介绍发动机型号已知情况下排放量的计算方法。然后在此基础上对新的方法进行说明。

1.1 发动机数据已知时的估算方法

对于发动机型号已确定的情况,目前对上述问题的处理方法大都是将实际飞行状态的燃油流量 W_{ff} 修正为标准大气条件下的修正燃油流量 RW_{ff} ,然后通过对 ICAO 提供的4个标准状态的数据进行邻近线性插值,得到对应的修正排放指数 REI ,最后再将其反修正回实际飞行条件下的排放指数 EI 。波音采用的修正方法^[3]是通过温度、压力、湿度、飞行马赫数等运行条件进行修正。

燃油流量的修正

$$RW_{ff} = \frac{W_{ff}}{\delta_{amb}} \cdot \Theta_{amb}^{3.8} \cdot \exp(0.2 Ma^2) \quad (2)$$

排放指数的反修正

$$EI_{NO_x} = REI_{NO_x} \cdot e^{-19 \times (S-0.0063)} \cdot \sqrt{\delta_{amb}^{1.02} / \Theta_{amb}^{3.3}} \quad (3)$$

$$EI_{HC,CO} = REI_{HC,CO} \cdot \Theta_{amb}^{3.3} / \delta_{amb}^{1.02} \quad (4)$$

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; S 为湿度之比; Ma 为飞行马赫数。

1.2 发动机数据未知时的估算方法

对于飞机概念设计中发动机数据未知的情况,本文建议可综合参考已有的同类客机配装的发动机的排放数据。但由于不同的发动机的排放数据会变化较大,如果仍然使用常用的邻近线性插值方法,必然会出现数据的大幅波动,如图1中虚线所示。3根虚线为综合发动机 CFM56-7B27 和 V2533-A5 的排放指数并采用邻近线性插值方法得到的曲线,已出现明显波折。如果用于参考的发动机型号越多,曲线波动越剧烈。不仅如此,邻近线性插值方法在已知数据点处修正排放指数 REI 的函数曲线梯度不连续,这与实际不符;以及因为曲线两端出现终止点,存在当修正后的燃油流量 RW_{ff} 不在已知数据范围内时无法向外插值的缺点。

针对这些新出现的问题,本文提出在波音燃油流量修正方法的基础上使用数据拟合的技术,对修正排放指数和修正后的燃油流量 RW_{ff} 之间进行拟

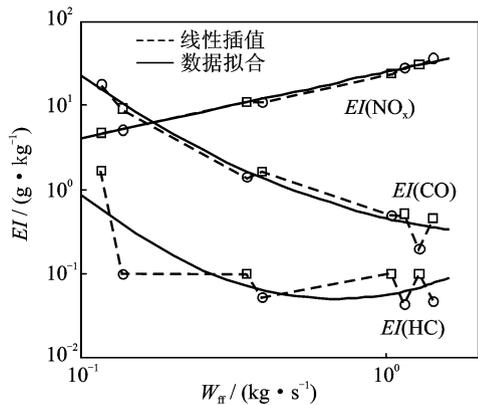


图1 排放指数拟合曲线

合,该曲线不经过已知的数据点,但可以得到一条较好的光滑曲线,这样就便于综合地运用多个发动机的排放数据。对于不同的污染气体,拟合时需要选用不同的拟合模型,常用的模型有多项式拟合模型、指数拟合模型等。如 NO_x 的排放指数在对数-对数坐标系下,与修正后的燃油流量 RW_{ff} 呈近似线性的关系,则在对数空间内选用一阶多项式进行拟合;而 HC,CO 等气体的排放指数与 RW_{ff} 呈非线性关系,则应该选用二阶或更高阶的多项式进行拟合,或者使用其他拟合模型。图1中实线为综合上述两组发动机数据并采用二次多项式对排放指数进行拟合的情况。由图可见,数据拟合方法可以很好地解决邻近线性插值方法中存在的问题。对于数据拟合的精度,可以用误差平方 R^2 来衡量

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2}{\sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y}_i)^2} \quad (5)$$

式中: y_i 为原发动机的数据; \hat{y}_i 为对应的拟合曲线的预测值; \bar{y}_i 为原发动机的数据的均值; n 为原发动机的数据的数目,图1中拟合数据样本点 n 为8。通常 R^2 值越靠近1,表示拟合误差越小,但同时也要考虑对曲线波动的过滤情况。

2 温室气体排放评估标准

飞机排放出的污染气体对大气有诸多的影响,目前最受关注的就是对温室效应的影响。在飞机概念设计阶段,需要一个明确的指标对排放量进行总的评估,这样才便于在不同的设计方案之间进行比较。飞机排放出的污染气体中,排放量较大且温室作用明显的气体主要包括二氧化碳(CO_2)、水(H_2O)、氮氧化物(NO_x)。这些温室气体可以让太

阳短波辐射自由通过,同时强烈吸收地面和空气放出的长波辐射(红外线),对地表有一种遮挡作用。目前在衡量客机排放气体对温室效应的影响时,通常只关注 NO_x 或 CO_2 其中一种气体的排放量,或将几种温室气体的排放量直接叠加。但这些做法都不完全合理,因为各种气体对温室效应的影响大小并不相同,衰减时间也长短不一,而且各种气体对温室效应的影响还随着海拔高度的变化而呈现非线性变化。

为了更合理地评估飞机发动机排放出的温室气体总量,本文引入政府间气候变化专业委员会提出的温室气体影响大气变化的评估标准,某种气体对气候变化的影响程度用全球升温潜能值(Global warming potential, GWP)来衡量^[11]。全球升温潜能值定义为:一段时间内,单位质量的某种温室气体直接和间接造成的全球变暖或辐射强迫,与单位质量的 CO_2 造成的全球变暖或辐射强迫的比值

$$\text{GWP}(x) = \frac{\int_0^{T_H} a_x \cdot [x(t)] dt}{\int_0^{T_H} a_r \cdot [r(t)] dt} \quad (6)$$

式中: T_H 为计算时的评估期间长度(通常以 100 年为准); a_x 为 1 kg 气体的辐射效率; $x(t)$ 则在 1 kg 气体在 $t=0$ 瞬时释放到大气后,随时间衰减之后的比例。分子是待测气体的积分量,分母则是 CO_2 的积分量。全球升温潜能值是以 CO_2 的数据为基准,即 CO_2 的 GWP 等于 1,而 H_2O 和 NO_x 的 GWP 值则与海拔高度相关,在夏季中纬度条件下其变化如图 2 所示^[12]。

在衡量温室气体的总量及影响时,可将各种温室气体的排放量乘以各自的 GWP 值分别转换为二氧化碳当量之后再叠加,得到温室气体总量从而进行比较。因此,在飞机概念设计阶段要比较温室气体的排放量时,考虑到飞行高度对排放指数 EI 和全球升温潜能 GWP 的影响,可先在各飞行航段

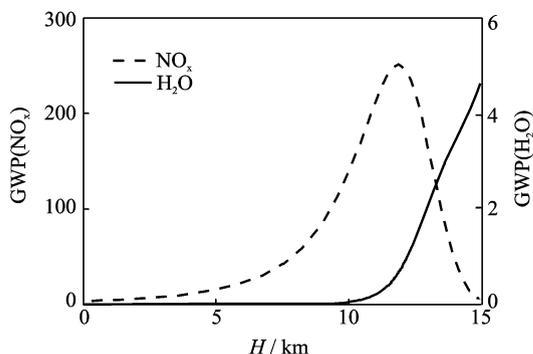


图 2 GWP 值随高度变化图

中将多种温室气体的排放量转化为该航段的温室气体排放量(二氧化碳当量),再将各航段的温室气体相叠加,就得到了全程总的温室气体排放量,即

$$\text{TGWP} = \sum_j \sum_i (W_{\text{fuel},j} \cdot EI_{i,j} \cdot \text{GWP}_{i,j}) \quad (7)$$

式中: i 表示第 i 种温室气体; j 表示第 j 个飞行航段; TGWP 表示总的温室气体排放量。

由于不同型号客机的座位数和航程大都不同,为了便于相互比较,本文提出用每座每千千米的温室气体排放 TGWP-PR 作为衡量标准

$$\text{TGWP-PR} = \frac{\text{TGWP}}{\text{PAX} \times (R \times 1000)} \quad (8)$$

式中:总温室气体排放量 TGWP 的单位为千克; PAX 为座位数; R 为航线任务剖面的总距离,单位为千米,则 TGWP-PR 单位为千克/千千米。

3 航线任务剖面动力学模型

客机完整的航线主任务剖面包括起飞、爬升、巡航、下滑以及进场着陆等阶段。由前两节所述,客机的污染气体排放量与客机的飞行高度、发动机推力设置等密切相关,则在计算污染气体排放量时,把飞行航线任务剖面中各航段分得越细,估算的结果将会更加准确。目前的计算常常只关注了机场附近或将整个航线都近似为定高度巡航状态进行分析,这两种方式显然都有些片面。而如果对整个航线任务过程使用三自由度或六自由度的仿真分析,这样虽然精度很高,但计算时间较长,需要的数据量也过大,在飞机概念设计阶段并不适用。在计算量允许的情况下,本文将爬升段、巡航段、下滑段都进行细化,采用分段解析方法计算,可以提高排放量估算的精度。

3.1 爬升、巡航、下滑段细化

飞机起飞越过安全高度以后到达 457.2 m (1 500 ft) 高度之前为起飞爬升阶段。根据襟翼、起落架、发动机油门的不同状态,起飞爬升可以分为 4 个阶段^[13]。

从 457.2 m (1 500 ft) 到巡航高度为飞机的航线爬升段,飞机正式进入航线飞行。3 048 m (10 000 ft) 以下通常为定速爬升阶段,客机以 463 km/h (250 kt) 的速度做定速爬升。3 048 m (10 000 ft) 以上为加速爬升段。

飞机到达初始巡航高度时,通常飞机已经加速到设计巡航马赫数。在平飞巡航阶段,随着燃油的不断消耗,飞机的重量不断减小,为保持较高的巡航效率,航程较远、平飞巡航段较长的客机通常都

会采用若干段不同高度的阶梯巡航。

在巡航段的终点,飞机的油门收至慢车状态,在阻力大于推力的情况下开始下滑。下滑过程与爬升过程正好相反,在 3 048 m(10 000 ft)以上为减速下滑,到达 3 048 m(10 000 ft)以后减速至 463 km/h(250 kt)并以该速度定速下滑。在下降到 457.2 m(1 500 ft)高度以后,飞机已经到达着陆场上空,开始进近以及进场着陆阶段。

进近过程仍然是减速下滑过程,从 463 km/h(250 kt)减速至进场速度,同时从 457.2 m(1 500 ft)下滑至 15.2 m(50 ft)进场高度对准跑道,然后转为进场着陆阶段。

3.2 飞行运动方程

航线任务飞行的各个阶段可以归结为 4 种典型的飞行方式:等高度定速飞行、等高度变速飞行、定速爬升或下滑、变速爬升或下滑^[7]。每一种典型的飞行方式都可以采用一组简化运动方程来描述^[14]。

等高度定速飞行(即定常直线飞行)状态下,作用在飞机上的合外力和力矩为零。可以近似认为升力 L 等于重力 W 、推力 T 等于阻力 D ,即 $L=W, T=D$ 。

等高度变速飞行(即平飞加减速)的过程中,仍然可以认为升力等于重力,而推力与阻力之差是飞机产生加速度的外力。这一状态下计算飞机加速度的公式为

$$\frac{dv}{dt} = \frac{(T-D)g}{W} \quad (9)$$

式中: v 为当前的飞行速度; g 为重力加速度。

定速爬升的飞行过程可以认为是定常直线上升,用以描述该飞行方式的简化运动方程

$$T = D + W \sin \gamma \quad (10)$$

$$L = W \cos \gamma \quad (11)$$

式中, γ 为爬升梯度(也称为爬升角)。当爬升梯度较小时,爬升梯度和爬升率可以进一步近似表示为

$$\gamma = \frac{T-D}{W} \quad (12)$$

$$V_v = \gamma \cdot v \quad (13)$$

变速爬升的飞行过程实质是非定常的上升运动,对这样的飞行过程分析时需要考虑速度的变化对梯度的影响,其运动方程的一般简化形式如下

$$\frac{W}{g} \frac{dv}{dt} = T - D - W \sin \gamma \quad (14)$$

下滑过程是爬升的逆过程,分析方法与爬升过程的分析类似。

对飞行各阶段运用分段求解运动方程的方法

可以计算出对应的飞行状态和需用推力;分段计算的同时,调用发动机模型中的相关数据,可以进一步求得估算排放量所需要的燃油量 W_{fuel} 、燃油流量 W_{fr} 、平均高度 H (本文取该航段初始高度与终止高度的平均值作近似计算)等参数,具体方法见文献[15]。

4 算 例

4.1 发动机排放指数拟合方法验证

针对目前单通道窄体客机使用的两种发动机 CFM56-7B27 和 V2533-A5,依据 ICAO 发动机排放数据库提供的相关排放数据,分别对本文提出的污染气体排放指数拟合方法进行验证。数据拟合是在双对数坐标系中进行的, NO_x 的排放指数与修正后的燃油流量呈近似线性的关系。因此,选用一阶多项式进行拟合。而 HC 和 CO 的排放指数与燃油流量呈非线性关系,则选用二阶多项式。经计算,6 组气体排放指数对应的 6 条拟合曲线的精度如表 2 所示。由表可见,拟合精度大都在 0.99 以上,表明此方法得到的曲线与原数据变化趋势非常相符,可进一步用于综合参考多台发动机时估算污染气体排放的数据。

表 2 两台发动机排放指数拟合精度

拟合精度	R_{HC}^2	R_{CO}^2	$R_{\text{NO}_x}^2$
CFM56-7B27	0.999 6	0.998 0	0.989 7
V2533-A5	0.998 5	0.999 98	0.993 3

4.2 机翼构型和巡航速度对排放量的影响

下面以某型 190 座单通道窄体客机为基准,总燃油量一定的情况下,应用本文提出的排放量评估方法,首先分析全任务剖面中各航段和主要气体分别对温室效应的影响比例,然后对飞机外形参数和巡航速度对温室气体排放量的影响进行研究。

4.2.1 各航段和主要气体的影响比例

依据第三节所述,本文客机完整的航线任务剖面包括滑跑、起飞、起飞爬升(分 4 个阶段)、航线爬升、巡航(分 3 个阶段)、下降(分 3 个阶段)以及进场着陆共 14 个阶段。经计算全程总的温室气体排放当量 TGWP 为 9.2×10^4 kg,各航段所占比例如图 3(a)所示。可见,巡航阶段的影响占了绝大部分,约为 92%,3 048 m(10 000 ft)以上到初始巡航间的第二阶段爬升段占了约 5%,其他各阶段的总和不过占 3%左右。

此算例中主要考虑 CO_2 、 H_2O 和 NO_x 对温室

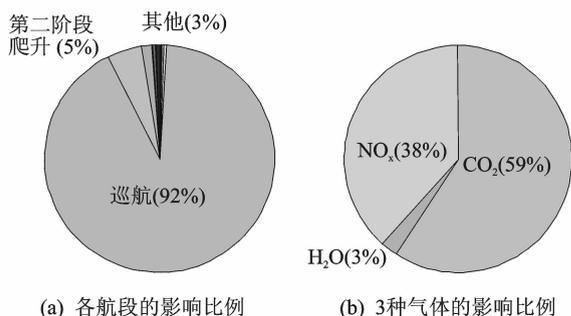


图 3 各航段和主要气体的影响比例图

效应的影响,图 3(b)给出了全程这 3 种气体的排放量转化为温室气体当量后,所占的总温室气体排放当量 TGWP 的比例。对于此算例,CO₂ 排放的温室气体当量最多,约占了总量的 59%,其次是 NO_x,其温室气体当量占了总量的 38%,由于 H₂O 在高空生成的卷云对温室效应所造成的间接影响还未计入在内,所以 H₂O 的温室气体当量仅占了总量的 3%。通过改变发动机内部结构和燃油与空气的比例,可改善各温室气体的排出量及比例。

4.2.2 机翼构型的影响

机翼构型中涉及的参数众多,如机翼面积、展弦比、后掠角、剖面翼型等。本文对两个主要参数展弦比和后掠角对温室气体排放量的影响进行探讨。参考基准机型的数据,设定展弦比的变化区间为[8,10],后掠角的变化区间为[20°,30°],图 4 为航程每座每千千米的温室气体排放量 TGWP-PR 的等值线。如图所示,在其他设计参数保持不变的情况下,随着展弦比或后掠角的增加,TGWP-PR 逐渐降低,可减小约 10%。这主要是由于增大机翼展弦比,可以减小诱导阻力;增大后掠角,可以延缓和减小激波阻力。阻力减小,则油耗相对降低,从而降低了环境污染,也提升了经济性能。但加大

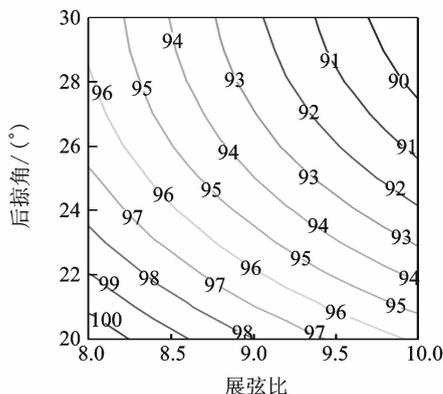


图 4 每座每千千米温室气体排放量等值线图

展弦比和后掠角,会增加机翼结构设计的难度,对操稳特性也有影响,飞机设计时需要综合考虑各方面的因素。

4.2.3 飞行速度的影响

接下来探讨客机巡航飞行的速度对温室气体排放量的影响。原设计巡航马赫数为 0.785,在本例中,设定马赫数变化区间为[0.7, 0.85],则航程 Range 和每座每千千米的温室气体排放量 TGWP-PR 的变化情况如图 5 所示。如图所示,在设计燃油量不变的情况下,如果将巡航阶段的飞行速度由 0.8 降低至 0.7,航程可由 5 186 km 增长到 5 705 km,而且 TGWP-PR 会相应由 94.5 千克每千米减小到 85.4 千克每千米。这表明:即使客机飞行相同的距离,减速后温室气体的总排放量也会降低,但这个有利的变化趋势也要付出飞行时间增加的代价,影响乘客和航空公司的经济利益要有所损失。

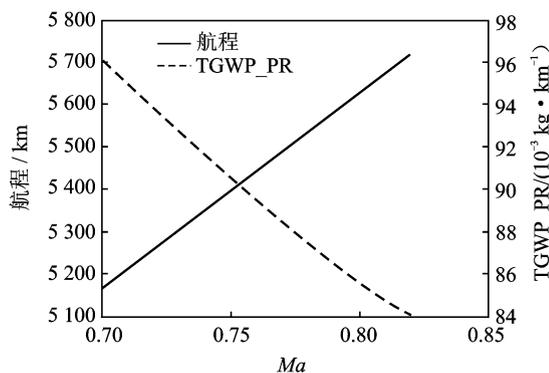


图 5 航程和温室气体排放量随飞行速度变化曲线

5 结 论

为了在飞机概念设计阶段对发动机污染气体排放量作出评估,本文提出了基于 ICAO 排放数据库和响应面拟合技术的估算方法;通过全航程各阶段的飞行动力学模型的细化,以提高排放量估算精度;鉴于各种污染气体处于不同海拔高度时对温室效应的影响程度均不相同,使用每座每千千米温室气体(CO₂ 当量)排放量作为衡量污染气体排放量的指标。算例验证结果表明,该方法具有较高的精确性;而且经过初步分析表明,适当增加机翼后掠角、展弦比和降低飞行速度,可以减小航空排放的污染气体对温室效应的影响。但加大展弦比和后掠角,会增加机翼结构设计的难度,降低巡航速度,会使总的飞行时间加长,经济性下降。飞机概念设计中需要综合考虑各方面的性能值指标,如气动性能、结构强度与重量、经济性等,在下一步的工作中

将会在考虑排放性能的基础上对飞机进行多学科多目标设计优化。

参考文献:

- [1] 赵坚行. 民用发动机污染排放及低污染燃烧技术发展趋势[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 986-996.
Zhao Jianxing. Pollutant emission and development of low-emission combustion technology for civil aero engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 986-996.
- [2] 吴寿生. 飞机发动机排气污染控制[J]. 国际航空, 1994(9): 51-53.
Wu Shousheng. Emission control of aircraft engine [J]. International Aviation, 1994(9): 51-53.
- [3] Baughcum S L. Scheduled civil aircraft emission inventories for 1999: database development and analysis [R]. NASA CR-2001-211216, 2001.
- [4] Perl A, Patterson J, Perez M. Pricing aircraft emissions at Lyon-Satolas airport[J]. Transportation Research Part D: Transport and Environment, 1997, 2(2): 89-105.
- [5] Kesgin U. Aircraft emissions at Turkish airport[J]. Energy, 2006, 31(2/3): 372-384.
- [6] 夏卿, 左洪福, 杨军利. 中国民航机场飞机起飞着陆-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.
- [7] Deidewig F, Doppelheuer A, Lecht M. Methods to assess aircraft engine emissions in flight[C]// 20th International Council of Aeronautical Sciences Congress. Sorrento, Italy: [s. n.], 1996: 131-141.
- [8] Vedantham A, Oppenheimer M. Long-term scenarios for aviation: Demand and emissions of CO₂ and NO_x[J]. Energy Policy, 1998, 26(8): 25-641.
- [9] 黄勇, 周桂林, 吴寿生. 中国上空民航飞机 NO_x 排放量及其分布初探[J]. 环境科学学报, 2000, 20(2): 179-182.
Huang Yong, Zhou Guilin, Wu Shousheng. A preliminary investigation on the inventory of NO_x emitted from CAAC flights over China[J]. Acta Scientiae Circumstantiae, 2000, 20(2): 179-182.
- [10] 黄勇, 吴冬莺, 王金涛, 等. 中国上空民航飞机 NO_x 排放分布再探[J]. 北京航空航天大学学报, 2001, 27(3): 289-292.
Huang Yong, Wu Dongying, Wang Jintao, et al. Further assessment of the NO_x emission from CAAC fleet over China[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 27(3): 289-292.
- [11] Volders M, Slingerland R. Environmental harm minimization during cruise for preliminary long-range aircraft design[R]. AIAA 2003-6803, 2003.
- [12] Houghton J T, Jenkins G J, Ephraums J J, et al. Climate change: The IPCC scientific assessment [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1990.
- [13] Jenkinson L R, Simpkin P, Rhodes D. Civil jet aircraft design [M]. London: Arnold (a member of the Hodder Headline Group), 1999.
- [14] Howe D. Aircraft conceptual design synthesis [M]. London and Bury St Edmunds: Professional Engineering Publishing Ltd, 2000.
- [15] 张帅, 余雄庆. 客机航线性能分析的分段解析方法[J]. 飞行力学, 2012, 30(6): 502-506.
Zhang Shuai, Yu Xiongqing. Piecewise analytic model for en-route performance of airliners [J]. Flight Dynamics, 2012, 30(6): 502-506.