

基于BADA模型的平飞阻力变化规律分析



来靖晗^{1,2,*}, 刘博文², 谷润平^{1,2}, 魏志强^{1,2}

1. 中国民航大学, 天津 300300

2. 航空电子系统综合技术重点实验室, 上海 200233

摘要:为提高飞机飞行性能,针对不同条件对平飞阻力的影响展开研究。考虑实际飞机性能参数,提出了基于飞机性能数据库(BADA)模型及标准气象条件下的平飞阻力计算方法。首先根据A300-600飞机性能数据,计算其分别在重量(质量)、高度、温度偏差和速度条件下的平飞阻力,并得出各变化规律;之后对比分析不同机型飞机下的平飞阻力。结果表明,在其他条件不变的情况下,平飞阻力随着飞机重量的增加而增大;随飞行高度升高而减少;随温差增大而减小;随飞行速度增加,阻力先减小后增加;研究的三种不同机型飞机中,波音757-200飞机有最小的平飞阻力。此研究结果对飞机减阻和提升稳定性能提供了参考。

关键词:飞机性能;平飞阻力;BADA模型;飞机性能数据;减阻

中图分类号:V212

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.09.013

随着民航业高速发展,在飞机性能的要求方面也越来越高。对飞机进行气动分析时,平飞阻力在飞行过程中具有不可忽视的影响,掌握其变化规律对减阻工作提供重要的理论基础。为了维稳飞机飞行,采用合理方法对其计算与研究是十分必要的。

国外对飞机气动特性的研究众多,Bushnell^[1]总结了“常规”的黏性阻力、升力阻力和激波阻力等阻力分量在航速范围内减阻的最新进展;Destarac^[2]等在计算黏性流动的基础上,讨论了喷气推进式跨声速运输机的推力分析,建立了黏性阻力加波阻和诱导阻力的定义;Yamazaki^[3]等在气动设计优化问题中,采用先进的阻力预测方法,并用遗传算法进行了优化;Brodersen^[4]等通过在结构化和非结构化混合网格上,求解计算了跨声速流条件下的升力、阻力和俯仰力矩。

在国内方面,许维进^[5]等构建了飞机升致阻力和重心位置之间的模型;高翔^[6]等以某翼吊短舱构型运输机为研究对象,建立了排气系统阻力增量的确定方法;顾文婷^[7]等采用计算流体力学(CFD)方法,对全机低、高速气动特性受飞机发动机进排气的影 响与流动机理进行了研究;郑志

成^[8]等利用升力风扇系统动量理论方程与固定翼飞机的升阻计算模型相结合,建立了升力风扇垂直起降飞机升阻特性估算模型;孙淑荣^[9]等根据飞机在纵向运动时沿风轴方向的运动方程,重新定义飞机的推力和阻力,并提出了一种新的测定方法;李立^[10]等研究了利用气动优化设计和射流非定常控制实现机翼和机身减阻的典型方法及结果。

以上研究成果颇丰,但缺少在飞机性能数据下的平飞阻力研究,尤其是在以不同影响条件与机型下探索其规律方面未有较多分析与总结。鉴于此,本文首先在飞机性能数据库(BADA)模型下探究各影响因素的平飞阻力变化,而后对不同机型飞机进行对比,为其在不同条件下的减阻工作提供理论参考,根据飞行阻力尽可能减小的目标发现减阻工作的切入点,从而实现安全平稳飞行。

1 平飞阻力计算方法

1.1 BADA模型

BADA是由欧控开发的以美国资讯交换标准码(ASC II)文件组成的资料,可确定飞机在爬升、巡航和下降阶段的

收稿日期: 2020-02-10; 退修日期: 2020-05-16; 录用日期: 2020-07-20

基金项目: 航空科学基金(20185567018)

*通信作者: Tel.: 15865109939 E-mail: 625589426@qq.com

引用格式: Lai Jinghan, Liu Bowen, Gu Runping, et al. Analysis on change rules of level flight drag based on BADA model[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(09): 79-83. 来靖晗, 刘博文, 谷润平, 等. 基于BADA模型的平飞阻力变化规律分析[J]. 航空科学技术, 2020, 31(09): 79-83.

性能^[11]。利用其模型获取飞机性能数据,从而计算出相应飞机的平飞阻力。

1.1.1 全能量方程

全能量模型用以计算飞机飞行中的空速、爬升下降率和气动(推力/阻力)之间的关系,遵循能量守恒定理^[12]。模型公式为:

$$(T - D)V_{TAS} = mg \frac{dh}{dt} + mV_{TAS} \frac{dV_{TAS}}{dt} \quad (1)$$

式中: T 为推力; D 为阻力; V_{TAS} 为真空速; m 为飞机质量; g 为重力加速度; h 为飞行高度。

阻力 D 包括寄生阻力和诱导阻力,其中,寄生阻力也称废阻力,包括形状阻力、摩擦阻力和干扰阻力三种。

1.1.2 标准大气模型

为了进行飞机升力、阻力的计算,需将大气条件以高度的函数表示^[10],则BADA以国际标准大气为基础,有以下模型公式。

(1) 对流层顶

$$h_{trop} = 11000 + 1000\Delta T_{ISA}/6.5 \quad (2)$$

式中: ΔT_{ISA} 为国际标准大气的温度偏差值。

(2) 温度

在对流层以下:

$$T = T_0 - 6.5h/1000 \quad (3)$$

在对流层以上,温度为常数:

$$T_{trop} = 216.65K$$

(3) 空气密度

在对流层以下:

$$\rho = \rho_0 \left[\frac{T}{T_0} \right]^{\frac{g}{K_T R} - 1} \quad (4)$$

式中: $R=297.053m^2/(K \cdot s^2)$, $g=9.807m/s^2$, $K_T=-0.0065^\circ K/m$ 。

在对流层以上:

$$\rho = \rho_{trop} \cdot e^{-\left(\frac{g}{R \cdot T_{trop}}\right) \cdot (h - h_{trop})} \quad (5)$$

(4) 声速

在对流层以下:

$$c = 340.29 \sqrt{\frac{T}{(T_0)_{ISA}}} \quad (6)$$

在对流层以上,声速为常数:

$$c_{trop} = \sqrt{\gamma R T_{trop}} \quad (7)$$

式中: $\gamma=1.4$, $R=287.053m^2/(K \cdot s^2)$, $T_{trop}=216.65K$ 。

1.1.3 气动模型

一般情况下,阻力系数由升力系数表示,巡航段的阻力

系数为:

$$C_D = C_{D0,CR} + C_{D2,CR} \cdot (C_L)^2 \quad (8)$$

式中: $C_{D0,CR}$, $C_{D2,CR}$ 分别为巡航段的寄生阻力系数和诱导阻力因子。

升力系数:

$$C_L = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot V_{TAS}^2 \cdot S \cdot \cos\theta} \quad (9)$$

式中: θ 为爬升下降角度,如平飞则 $\cos\theta$ 为1。

则阻力公式为:

$$D = \frac{1}{2} C_D \cdot \rho \cdot V_{TAS}^2 \cdot S \quad (10)$$

1.2 平飞阻力计算

首先根据平飞条件要求,升力 L 需要平衡飞机的重力 G ,即: $L = G$ 。

且由升力公式可得:

$$L = G = \frac{C_L \cdot \rho \cdot V_{TAS}^2 \cdot S}{2} \quad (11)$$

从而由式(11)得平飞所需速度:

$$V_{TAS} = \sqrt{\frac{2G}{C_L \cdot \rho \cdot S}} \quad (12)$$

将式(12)代入式(10)得:

$$D = \frac{1}{2} C_D \cdot \rho \cdot \left(\frac{2G}{C_L \cdot \rho \cdot S} \right) \cdot S = \frac{C_D \cdot G}{C_L} \quad (13)$$

2 平飞阻力随各因素的变化规律分析

依据BADA中A300-600飞机的基础性能参数文件,主要以巡航段的平飞阻力为研究对象,可得到计算所需参数值。A300-600飞机的部分参数为: $S_1=260m^2$, $C_{D0,1}=0.019$, $C_{D2,1}=0.053$,其中 S_1 为该飞机的机翼面积, $C_{D0,1}$ 、 $C_{D2,1}$ 分别为巡航段的寄生阻力系数和诱导阻力因子。其中,图1~图5中,1kgf \approx 9.8N。以下分别对平飞阻力随重量(质量)、高度、温度偏差和速度变化的规律进行分析。

2.1 平飞阻力随重量变化的规律

由式(8)可得,平飞阻力与重力成线性关系,且为正比,即平飞阻力随着重量的增加而增大,减少而减小。将不同质量下的平飞阻力进行标准大气条件下的计算并得到对比曲线,如图1所示。从图1中可以看出,随着飞机重量的增加,平飞阻力曲线上移,表明在飞机其他条件不变的情况下,平飞阻力随着重量的增加而增加。

2.2 平飞阻力随高度变化的规律

通过对大气参数模型中不同高度条件下的参数计算,

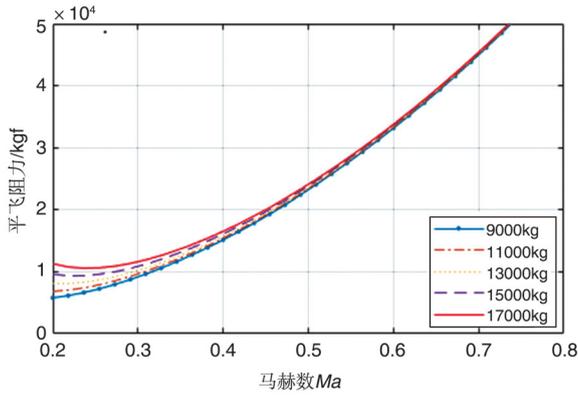


图1 不同重量下的平飞阻力对比

Fig.1 Comparison of leveling drag at different weights

得到该条件下的各参数值,并计算各平飞阻力,得出相应的平飞阻力曲线,对比如图2所示。由图2可知,平飞阻力曲线随着高度的增加而下移,即在飞机其他条件不变的情况下,平飞阻力总体随高度的增加而减少。当飞行高度升高时,空气密度下降,要保持平飞则要增加飞行速度。

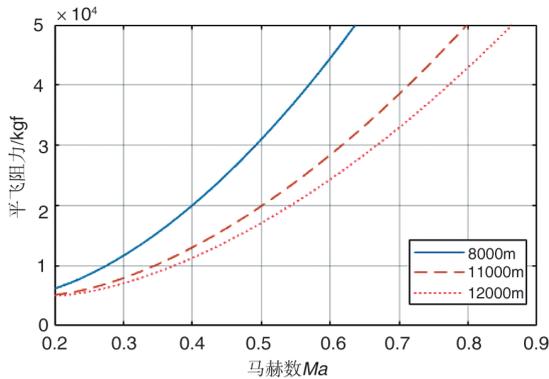


图2 不同高度下的平飞阻力对比

Fig.2 Comparison of leveling drag at different heights

2.3 平飞阻力随温度偏差变化的规律

对于不同温差下的平飞阻力,由式(2)可得温差表达式:

$$\Delta T_{ISA} = \frac{1}{1000} (h_{trop} - 11000) \times 6.5 \quad (14)$$

通过计算不同对流层高度下的大气参数,得其变化规律曲线,如图3所示。由图3可知,当温差增大时曲线下移,即在飞机其他条件不变的情况下,平飞阻力随温差的增加而减少。

2.4 平飞阻力随速度变化的规律

令升阻比:

$$K = \frac{C_L}{C_D} \quad (15)$$

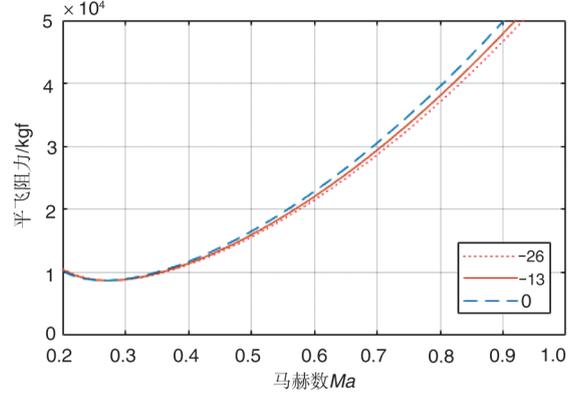


图3 不同温差下的平飞阻力对比

Fig.3 Comparison of leveling drag at different temperature differences

阻力:

$$D = \frac{G}{K} \quad (16)$$

由式(15)、式(16)可知,升阻比与平飞阻力的关系成反比,即随着升阻比增大(减小),平飞阻力减少(增加)。最大升阻比对应的迎角称为有利迎角,有利迎角下的速度称为有利速度。变化规律如图4所示。

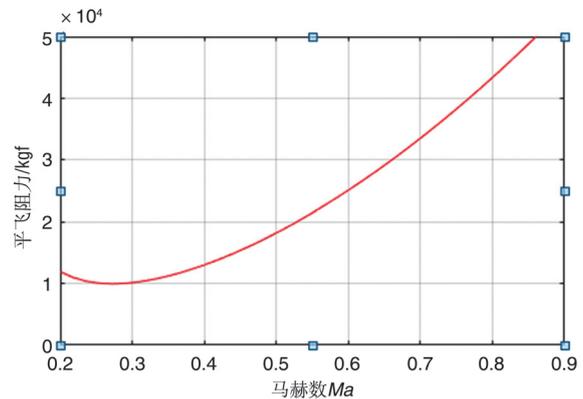


图4 平飞阻力在不同速度下的变化规律

Fig.4 The change rule of the leveling drag at different speeds

从图4可以看出,随着马赫数增加曲线先下降后升高,即在飞机其他条件不变的情况下,平飞阻力随速度的增加先减少后增加。随着平飞速度增大,其对应的迎角减小,在临界迎角到有利迎角的范围内,迎角减小,升阻比增大,则平飞阻力减小;在小于有利迎角的范围内,迎角减小,升阻比减小,则平飞阻力增大。以有利迎角平飞,升阻比最大,则平飞阻力最小。

3 不同机型下的平飞阻力对比

基于以上分析,将不同机型下的平飞阻力进行对比。首先在其他影响条件不变的情况下,根据 A300-600、波音 767-300 和波音 757-200 三种机型飞机性能参数文件中的参数数据,对各自的平飞阻力进行变化规律分析,然后对机型影响条件下的各阻力进行对比。

通过 BADA 数据库中提供的飞机基础性能参数表,进行计算并得到对比曲线,将三种机型的各平飞阻力变化进行直观地表示。波音 767-300 飞机部分参数为: $S_2 = 283.3\text{m}^2$, $C_{D0,2} = 0.014$, $C_{D2,2} = 0.049$; 波音 757-200 飞机的部分参数为: $S_3 = 185\text{m}^2$, $C_{D0,3} = 0.02$, $C_{D2,3} = 0.047$ 。

计算并得到三种飞机机型下的平飞阻力变化曲线,如图 5 所示。

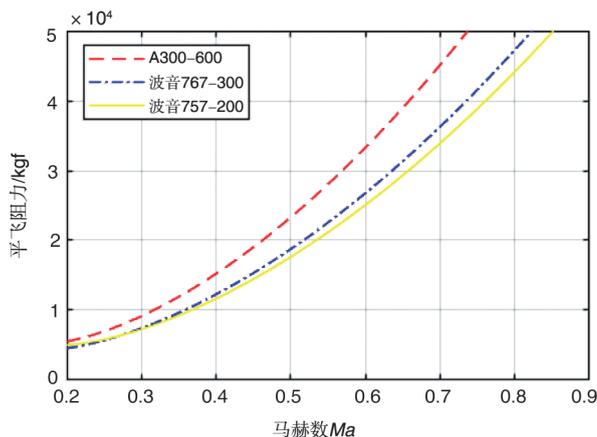


图5 不同机型下的平飞阻力对比

Fig.5 Comparison of leveling drag at different types

由图 5 可知,在同一速度条件下,三种飞机的平飞阻力由大到小分别为 A300-600、波音 767-300 和波音 757-200。相比之下,波音 757-200 飞机具有较小的阻力,可适当进行减阻工作;而 A300-600 和波音 767-300 飞机需加强对其的减阻工作,为实现更加安全、稳定及高效的飞行做准备。

4 结论

通过分析,可以得出以下结论:

(1) 通过对 A300-600 飞机在不同影响条件下的平飞阻力变化进行计算与分析,得出以下规律:在其他条件不变的情况下,平飞阻力随着飞机重量的增加而增大;平飞阻力总体随飞行高度的升高而减少;随温差的增大,平飞阻力逐渐减小;随飞行速度的增加,平飞阻力先减小后增加。

(2) 对 A300-600、波音 767-300 和波音 757-200 三种机型下的平飞阻力对比,在其他条件恒定的基础上,波音

757-200 飞机平飞阻力较小,为进一步在飞机减阻方面的研究提供理论参考。

AST

参考文献

- [1] Bushnell D. Aircraft drag reduction a review[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2003, 217(G1): 1-18.
- [2] Destarac D, van der Vooren J. Drag/Thrust analysis of jet-propelled transonic transport aircraft; definition of physical drag components[J]. Aerospace Science & Technology, 2004, 8(6): 545-556.
- [3] Yamazaki W, Matsushima K, Nakahashi K. Aerodynamic design optimization using the drag-decomposition method[J]. AIAA Journal, 2008, 46(5): 1096-1106.
- [4] Brodersen O, Rakowitz M, Amant S, et al. Airbus, ONERA, and DLR results from the second AIAA Drag Prediction Workshop[R]. AIAA-2004-0391, 2004.
- [5] 许维进,刘志敏. 重心位置对飞机阻力及其飞行性能的影响[J]. 飞行力学, 1999(1): 56-60.
Xu Weijin, Liu Zhimin. Effect of center-of-gravity position on aircraft drag and flight performance[J]. Flight Dynamics, 1999(1): 56-60. (in Chinese)
- [6] 高翔,李密,于洋. 翼吊短舱构型运输机排气系统干扰阻力确定方法研究[J]. 航空科学技术, 2018, 29(6): 24-30.
Gao Xiang, Li Mi, Yu Yang. Determination method of exhaust system interference drag of wing nacelle configuration transportor[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(6): 24-30. (in Chinese)
- [7] 顾文婷,陈迎春,辛振庆,等. 背撑发动机进排气对翼身融合民机气动特性影响[J]. 航空动力学报, 2019, 34(6): 1297-1310.
Gu Wenting, Chen Yingchun, Xin Zhenqing, et al. Intake and exhaust effect on aerodynamic characteristics of blended wing body civil aircraft with podded engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(6): 1297-1310. (in Chinese)
- [8] 郑志成,周洲,昌敏,等. 升力风扇垂直起降飞机阻力特性分析[J]. 西北工业大学学报, 2012, 30(1): 6-10.
Zheng Zhicheng, Zhou Zhou, Chang Min, et al. Analyzing drag characteristics to obtain effective guidelines for configuration design of lift-fan VTOL[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2012, 30(1): 6-10. (in Chinese)
- [9] 孙淑荣,王传焯. 测定飞行推力和极曲线新方法[J]. 飞行力

学, 1992(2): 60-68.

Sun Shurong, Wang Chanhuang, A new method for determining airplane flight thrust and drag polar[J]. Flight Dynamics, 1992(2): 60-68. (in Chinese)

- [10] 李立, 刘峰博, 梁益华. 基于气动外形优化和主动流动控制的减阻技术[J]. 航空科学技术, 2019, 30(9): 1-8.

Li Li, Liu Fengbo, Liang Yihua. Towards drag reduction via numerical aerodynamic shape optimization and active flow control[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(9): 1-8. (in Chinese)

- [11] 张军峰, 蒋海行, 武晓光, 等. 基于BADA及飞机意图的四维航迹预测[J]. 西南交通大学学报, 2014, 49(3): 553-558.

Zhang Junfeng, Jiang Haihang, Wu Xiaoguang, et al. 4D trajectory prediction based on BADA and aircraft intent[J]. Journal of Southwest Jiaotong University, 2014, 49(3): 553-558. (in Chinese)

- [12] Eurocontrol Experimental Center. Model accuracy summary report for the base of aircraft data (BADA), REVISION 3.10[R]. EC Technical/scientific Report No.12/04/10-48, 2012.

(责任编辑 王为)

作者简介

来靖晗(1996-)女, 硕士研究生。主要研究方向: 航空公司运行数据相关性建模分析。

Tel: 15865109939 E-mail: 625589426@qq.com

刘博文(1990-)男, 硕士研究生, 工程师。主要研究方向: 航空电子系统综合仿真验证。

Tel: 15301928839 E-mail: liu_bowen_21316@careri.com

谷润平(1971-)男, 硕士, 教授。主要研究方向: 飞机性能与飞行力学。

Tel: 13116089936

E-mail: rpgu2004@sina.com

Analysis on Change Rules of Level Flight Drag Based on BADA Model

Lai Jinghan^{1,2,*}, Liu Bowen², Gu Runping^{1,2}, Wei Zhiqiang^{1,2}

1. Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China

2. Science and Technology on Avionics Integration Laboratory, Shanghai 200233, China

Abstract: In order to improve the flight performance of aircraft, the influence of different conditions on the level flight drag is studied. Considering the actual aircraft performance parameters, a calculation method based on BADA model and standard meteorological conditions is proposed. Firstly, according to the performance data of A300-600 aircraft, the level flight drag under the conditions of weight, height, temperature deviation and speed are calculated, and the variation law is obtained. Then, the comparison of the level flight drag under different types is analyzed. The results show that the level flight drag increases with the increase of aircraft weight under other conditions; it decreases with the increase of flight altitude; decreases with the increase of temperature difference. As the flight speed increases, the drag decreases first and then increases; in the three different types of aircraft studied, the narrow body structure has the smallest level flight drag. The results of this study provide a reference for aircraft drag reduction and stability improvement.

Key Words: aircraft performance; level flight drag; BADA model; aircraft performance data; drag reduction

Received: 2020-02-10; Revised: 2020-05-16; Accepted: 2020-07-20

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China(20185567018)

*Corresponding author. Tel. : 15865109939 E-mail: 625589426@qq.com