

文章编号:1674-8190(2021)06-073-06

主动重心控制系统目标重心位置研究

杨俊,张超,赵跃明,王洋

(航空工业第一飞机设计研究院 飞控系统设计研究所,西安 710089)

摘要: 目标重心位置的确定是主动重心控制系统设计的一个难题,提出一种目标重心位置设计方法,以指导主动重心控制系统的设计。通过梳理阻力与重心关系的相关参考文献,总结出理论最小阻力重心位置的关系式;考虑飞机重心测量的误差,对主动重心控制系统的目标重心位置的设计进行研究;并以空客 A340 飞机为例,对主动重心控制策略进行分析。结果表明:阻力最小重心位置并不总是越靠后越好,目标重心位置应根据理论最小阻力重心位置和重心测量的误差进行设计,且燃油重心的测量误差对其影响很大;通过合理设计燃油传输门限,能在减小阻力、节省燃油消耗与减轻燃油系统/设备工作负担之间取得平衡。

关键词: 主动重心控制;减阻;目标重心;重心控制策略

中图分类号: V221⁺.5; V249

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.06.08

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Research on Target Center-of-gravity Position for Active Center-of-gravity Control System

YANG Jun, ZHANG Chao, ZHAO Yueming, WANG Yang

(Flight Control System Division, AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

Abstract: Aiming at the problem of determination of the target center-of-gravity (CG) in active CG control system design, a new design method of target CG is proposed, for the guidance of active CG control system design. Firstly, references involving with relation between drag and CG are analyzed, and theoretic minimum-drag CG position expression is summarized. On this basis, the design of target CG for active CG control system is discussed with the consideration of tolerances in determination of aircraft CG. Finally, the control strategy for active CG control is addressed by taking Airbus's A340 as an example. The results show that it is not always as good as further backward for minimum-drag CG. The target CG should be designed based on minimum-drag CG and tolerances during CG measuring, in which fuel plays a great role. By properly designing the fuel transfer threshold, a balance between drag-reduction, fuel-economy and alleviation workload for relating system/equipment could be struck.

Key words: active center-of-gravity control; drag reduction; target center-of-gravity; CG control strategy

收稿日期: 2020-12-17; 修回日期: 2021-04-01

通信作者: 杨俊, yangjun189@foxmail.com

引用格式: 杨俊,张超,赵跃明,等. 主动重心控制系统目标重心位置研究[J]. 航空工程进展, 2021, 12(6): 73-78,85.

YANG Jun, ZHANG Chao, ZHAO Yueming, et al. Research on target center-of-gravity position for active center-of-gravity control system[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(6): 73-78,85. (in Chinese)

0 引言

飞行过程中,飞机的重心是不断变化的,会随着燃油消耗、武器或货物投放而改变。为了保证飞行安全并满足稳定性要求,必须对重心进行控制。传统地,通过设计合理的耗油顺序和武器挂载与使用方案,可以“被动”地将重心控制在规定范围内。这种方式虽然解决了重心控制的问题,但是未能充分发挥飞机的性能。例如,当飞机进入超声速飞行时,气动焦点大幅后移,重心和焦点的距离增大,导致配平阻力增大,增加了燃油消耗。

针对上述问题,国外在 20 世纪 70 年代提出了主动重心控制技术,并在“协和”、B-1B、Tu144 和空客等军/民用飞机上得以应用,起到了减小飞行阻力、节省燃油消耗的作用^[1-6]。

主动重心控制技术考虑燃油消耗、武器(货物)投放对飞机重心的影响,在不同的场景下,根据相应的控制需求解算出目标重心位置,并结合实时重心生成燃油转输指令,通过控制燃油转输将飞机的重心维持在最佳的位置上,达到减小飞行阻力,提升飞行性能的目的^[7]。

最佳重心或者说目标重心,是主动重心控制的输入,不同的目标重心对应不同的控制策略,相应地也会带来不同的收益。虽然主动重心控制技术还能解决某些特殊构型飞机重心控制难题^[3],但是减小飞行阻力、节省燃油消耗仍然是其最主要的目的。

国外很早就开始对主动重心控制技术进行研究和应用,但是能够获取到的资料主要涉及主动重心控制系统方案和架构的设计,有关目标重心位置的研究资料较少^[4-9]。空客在 A330、A340 和 A380 等民用飞机上应用了该技术,通过控制燃油转输,将飞机的重心维持在重心后限制边界前的一定“范围”,达到了减小阻力、节省燃油消耗的目的^[4-6]。但是其未对上述“范围”进行详细介绍,目标重心位置的设计原则并不明晰。

虽然国内尚未在具体型号上应用该技术,但是也有研究人员开展了相关技术研究。例如,张晶等^[7,10]对主动重心控制系统方案和设计方法进

行了研究,提出了最佳重心位置设计准则,建立了基于平衡输油系统的重心位移模型,并进行了仿真验证,结果表明主动重心控制技术能有效减小巡航阻力,提高巡航效率和航程;但是其最佳重心位置的推导过程较为简略,未从原理上揭示阻力与重心位置的关系;而且,其研究还处在理论层面,并未考虑工程应用中重心测量误差对目标重心位置设计的影响。

因此,本文基于减阻需求,以主动重心控制技术工程化应用为目标,通过对以往相关研究成果的总结和分析,系统性地给出理论最小阻力重心位置关系式,并考虑真实重心误差的影响,对目标重心解算原则和重心控制策略进行研究。

1 重心与阻力的关系

飞机的重心位置与其飞行阻力紧密相关,相同的高度和速度条件下,不同的重心位置所需的舵面配平角度不同,理论上存在某一重心位置使得飞机配平后的总阻力最小。

常规布局飞机的有效升力 L_{wb} 由翼身组合体产生,尾翼通常产生“负”升力 L_t ,用于配平。在满足纵向配平的前提下,将飞机的重心向后移动 Δx ,根据力矩平衡,所需的尾翼配平“负”升力由 L_t 减小到 L'_t ,相应地,所需的翼身升力也减小为 L'_{wb} ,如图 1 所示。

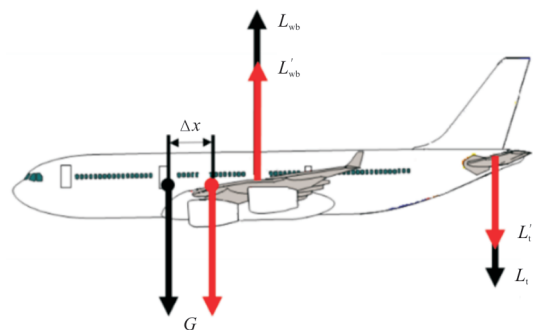


图 1 重心位置与升力关系

Fig. 1 Relation between center-of-gravity and lift

飞机的升力公式为

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L \quad (1)$$

假设高度和速度不变,由于所需的有效升力减小为 L'_{wb} ,则所需的升力系数减小了,相应地,攻

角也减小。攻角减小了,阻力也会减小;而且,由于尾翼升力减小了,所需要的舵面配平偏转角度也减小了,二者共同起作用,将会减小飞行阻力。

2 理论最小阻力重心位置

上述对重心与飞行阻力关系的描述被业界广泛接受,其认为重心越靠后,减小阻力的效果越明显。但是,这只是一种定性的解释,缺乏严格的理论推导支持。

文献[11-13]针对此问题开展了研究,取得的成果具有很好的借鉴和参考意义,本文对其进行总结概括,以供主动重心控制系统的设计参考。

飞机是一个承力系统,可以将其分为“翼身组合体”和“尾翼”两部分,亚声速条件下,其飞行阻力由零升阻力和诱导阻力组成,而诱导阻力又可以分解成翼身组合体的诱导阻力、尾翼诱导阻力和干扰阻力,即:

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} = C_{D0} + k_{wb}C_{L_{wb}}^2 + (S_t/S)k_t C_{L_t}^2 + C_{D_{int}} \quad (2)$$

诱导阻力由两部分组成,一是承力系统各个部件本身的诱导阻力($k_{wb}C_{L_{wb}}^2$ 和 $k_t C_{L_t}^2$),二是由各个部件(翼身和尾翼)的环量分布相互诱导产生,称其为干扰阻力,用 $C_{D_{int}}$ 表示^[13]。

需要明确的是:流经尾翼的气流不同于未受扰动的自由来流,并且尾翼处于由翼身环流所引起的下洗流场内;反过来,流过机翼的气流也不是未受扰动的自由来流,其受尾翼环流上洗或下洗而改变了方向。正是由于翼身和尾翼两部分环量的相互作用,才产生了干扰阻力。

考察尾翼的一块基元块(如图2所示),翼身组合体环量引起的下洗 d_{t-wb} 与尾翼环量 Γ_t 相互作用产生的阻力贡献为

$$d^2 D_{t-wb} = \rho \Gamma_t dy_t d_{t-wb} \quad (3)$$

根据毕奥—萨伐尔定律,下洗 d_{t-wb} 可以表示为

$$d_{t-wb} = \frac{\Gamma_{wb} dy_{wb} \times \mathbf{r}}{4\pi |r|^3} \quad (4)$$

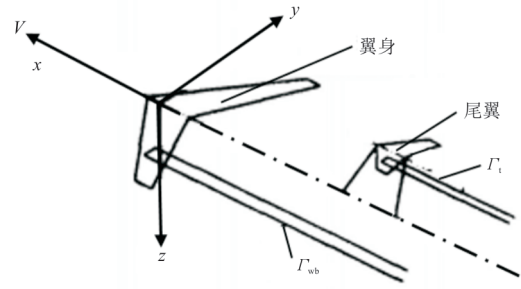


图2 机翼和尾翼干扰阻力示意图
Fig. 2 Schematic of interference drag between wing and tail

同样地,尾翼环量引起的上洗或下洗在机翼上产生的阻力贡献为

$$d^2 D_{wb-t} = \rho \Gamma_{wb} dy_{wb} d_{wb-t} \quad (5)$$

由式(4)和式(5)可得总的干扰阻力为

$$d^2 D_{int} = d^2 D_{t-wb} + d^2 D_{wb-t} \quad (6)$$

对式(6)积分可得

$$D_{int} = \frac{\rho}{2\pi} \int_{-S_t}^{S_t} \Gamma_t dy_t \cdot \int_{-S}^S \Gamma_{wb} \frac{(y_t - y_{wb})^2 - (z_t - z_{wb})^2}{[(y_t - y_{wb})^2 + (z_t - z_{wb})^2]^2} dy_{wb} \quad (7)$$

式(7)中的第二个积分可以理解为机翼环量在下游无穷远处($|x_t - x_{wb}| \rightarrow \infty$)诱导产生的下洗角。该下洗角可以表示为

$$\epsilon_{\infty}(y_t, z_t) = \frac{1}{2\pi V} \cdot \int_{-S}^S \Gamma_{wb} \frac{(y_t - y_{wb})^2 - (z_t - z_{wb})^2}{[(y_t - y_{wb})^2 + (z_t - z_{wb})^2]^2} dy_{wb} \quad (8)$$

根据式(8),干扰阻力可改写成

$$D_{int} = \rho V \int_{-S_t}^{S_t} \epsilon_{\infty} \Gamma_t dy_t \quad (9)$$

考虑到尾翼翼展远小于机翼翼展,可以认为沿尾翼翼展向机翼诱导产生的下洗角变化很小,则 ϵ_{∞} 可以用一个有效值 $\bar{\epsilon}_{\infty}$ 表示,同时,根据升力与环量之间的关系(库塔—如可夫斯基公式)可以得到干扰阻力的最终形式

$$D_{int} = \bar{\epsilon}_{\infty} \rho V \int_{-S_t}^{S_t} \Gamma_t dy_t = \bar{\epsilon}_{\infty} L_t \quad (10)$$

写成系数形式

$$C_{D_{int}} = \bar{\epsilon}_{\infty} C_{L_t} S_t / S \quad (11)$$

式中: S 、 S_t 分别为机翼和尾翼的浸润面积。

对于配平状态,作水平运动的飞机,其总升力应为常值,俯仰力矩应为 0,即

$$\begin{cases} C_L = C_{L_{wb}} + (S_t/S)C_{L_t} = \text{const} \\ C_m = C_{m_0} + C_{L_{wb}}(x - x_{wb}) + (S_t/S)C_{L_t}(x - x_t) = 0 \end{cases} \quad (12)$$

式中: x 、 x_{wb} 和 x_t 分别为飞机重心位置、翼身气动焦点和尾翼焦点。

对于下洗角 $\bar{\epsilon}_\infty$,可以假设其由两部分组成,其中一部分为常数,另一部分则可以表示成与翼身组合体升力系统 $C_{L_{wb}}$ 呈线性关系的函数,即

$$\bar{\epsilon}_\infty = (\bar{\epsilon}_\infty)_0 + (\bar{\epsilon}_\infty)_l = 2k_{wb}\epsilon_0^* + 2k_{wb}C_{L_{wb}}\epsilon^* \quad (13)$$

根据式(2)、式(12)和式(13),飞机的阻力可以写成

$$C_D = C_{D0} + k_{wb}C_{L_{wb}}^2 + (S/S_t)k_t(C_L - C_{L_{wb}})^2 + 2k_{wb}(\epsilon_0^* + C_{L_{wb}}\epsilon^*)(C_L - C_{L_{wb}}) \quad (14)$$

对式(14)关于 $C_{L_{wb}}$ 求导,并令 $\frac{\partial C_D}{\partial C_{L_{wb}}} = 0$,可得

$$C_{L_{wb}} = \frac{\epsilon_0^* + (S/S_t)(k_t/k_{wb})C_L - \epsilon^*C_L}{1 + (S/S_t)(k_t/k_{wb}) - 2\epsilon^*} \quad (15)$$

将式(15)带入式(12),可求得飞机最小阻力重心位置

$$x_{\text{opt}} = x_{wb} + \frac{1 - \epsilon^* - \epsilon_0^*/C_L}{1 + (S/S_t)(k_t/k_{wb}) - 2\epsilon^*} (x_t - x_{wb}) - C_{m_0}/C_L \quad (16)$$

从式(16)可以看出:阻力最小重心位置受下洗、零升力矩系数和升力系数的影响,下洗角增加,最小阻力重心位置向前移动;零升力矩系数通常为负值,其使得最小阻力重心位置向后移动。另外,升力系数对最小阻力重心位置也有一定的影响,不同的飞行速度都对应不同的最小阻力重心位置。

进一步分析发现,最小阻力重心位置受下洗影响很大,如果下洗满足 $\epsilon^* + \epsilon_0^*/C_L \gg 1$,其是能够位于翼身气动焦点之前的,即阻力最小重心是有可能位于飞机的稳定边界之内的。真启成^[14]以 J-7 飞机为例,采用上述方法,分析 J-7 飞机最小阻力重心位置,结果表明当下洗因子满足一定条件时, J-7 飞机的最小阻力重心位置是能够落在稳定边界内的。

为了更深入地研究阻力与重心的关系,利用竖直方向力平衡方程可得到

$$C_{L_{wb}} = C_L - (S_t/S)C_{L_t} \quad (17)$$

将式(17)带入式(12),可得

$$C_{m_0} + C_L(x - x_{wb}) - (S_t/S)C_{L_t}(x_t - x_{wb}) = 0 \quad (18)$$

式(18)两边同时除以 C_L 和 $x_t - x_{wb}$,可得

$$\frac{x - x_{wb}}{x_t - x_{wb}} + \frac{C_{m_0}}{C_L(x_t - x_{wb})} - (S_t/S)\frac{C_{L_t}}{C_L} = 0 \quad (19)$$

令

$$F(x) = \frac{x - x_{wb}}{x_t - x_{wb}} + \frac{C_{m_0}}{C_L(x_t - x_{wb})} \quad (20)$$

利用 C_L 和 $F(x)$ 表示 C_{L_t} ,并带入式(2),则可得到配平后飞行阻力与重心的关系式

$$C_D = C_{D0} + k_{wb}C_L^2[1 - F(x)]^2 + \frac{S}{S_t}k_tC_L^2F^2(x) + 2k_{wb}C_LF(x)\{\epsilon_0^* + \epsilon^*C_L[1 - F(x)]\} \quad (21)$$

可见,飞行阻力是关于飞机重心的二次函数。对于理论最小阻力重心落在稳定边界内的情况,飞机重心越接近后限阻力越小,显然是不正确的;而对于位于稳定边界之外(位于重心后限之后)的情况,根据二次函数的特点,显然重心越接近后限越有利于减小飞行阻力。

综上所述,飞机的最小阻力重心位置并不总是越靠近其重心后限越好,而应根据具体的飞机气动特性确定阻力和重心的关系。

3 目标重心位置确定原则

根据上述分析,最小阻力重心位置存在两个可能的情况:一是落在稳定边界内;二是落在稳定边界之外。飞行中,为满足飞机的稳定性要求,重心应始终维持在使用限制范围内。对于上述两种情况,应分别以理论阻力最小重心位置和重心后限作为主动重心控制系统的目标重心输入。但是在实际中,飞机重心的测量存在多种不确定因素,测量过程中存在误差的引入,导致计算得到的重心与实际存在差异,因此在确定目标重心时,必须保证其与重心的后限留有一定的安全“裕量”。

虽然目前已有诸多研究人员开展了基于飞行力学和神经网络等多种非传统方法的飞机重心解算方法研究工作^[15-16],并取得了一定的研究成果,而且某些成果也已经在空客系列飞机上得到了应用^[6],但是基于重量分布的飞机重心解算方法仍然

是最为成熟、可靠、应用最广泛的,其一直是空客系列飞机解算飞机实时重心的可靠来源。

所谓基于重量分布的飞机实时重心解算方法,其依据飞机的重量组成(空机重量、乘员重量、货物重量和燃油重量),先设法得到各组成部分的重量和重心,然后通过式(22)加权计算得到整机的重心位置。

$$x_{cg} = \frac{\sum w_i x_i}{\sum w_i} \quad (22)$$

式中: w_i 为空机、乘员、货物和燃油等的重量; x_i 为上述各部分的重心。

各组成部分的重量和重心计算或测量的误差累积起来就是整机的重心误差。

空客对安全“裕量”的确定方法^[9]值得参考和借鉴。空客认为飞机重心计算需要考虑以下四个方面的影响:

- (1) 初始零油重心计算误差,即包括空机、乘员和货物的重心计算误差;
- (2) 飞行中机组和乘客的移动对飞机重心的影响;
- (3) 起落架收起时对飞机重心的影响;
- (4) 由于燃油测量系统精度的原因对飞机重心计算造成的误差。

空客某型机基于上述四方面的影响确定主动重心控制目标重心后限的示意图如图3所示。起落架收起会引起重心向前移动3 000 kg·m,而燃油测量误差导致的重心计算误差为2 400 kg·m,飞行中人员移动引起的重心变化和初始零油重心计算的误差共计13 700 kg·m,据此最终确定目标重心距离设计重心后限的安全“裕量”为13 100 kg·m。

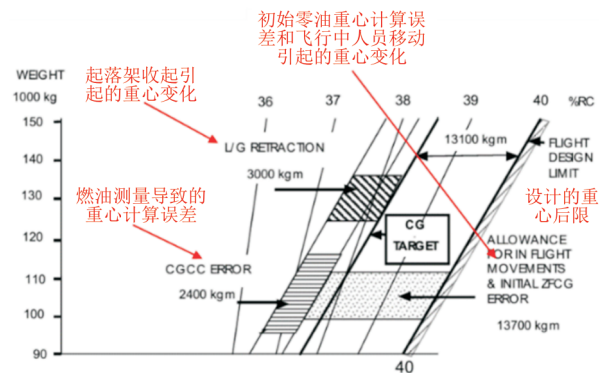


图3 目标重心与重心后限关系^[9]

Fig. 3 Relation between target CG and CG aft limit^[9]

一般来说,飞机的燃油装载量最大能占到全机重量的一半以上,并且机上燃油重量和重心的测量相对于其他组成部分的重量和重心测量来说,技术难度更大,相应的测量误差也较大。机上燃油重心的测量误差在飞机重心测量误差的贡献较大。因此,在飞行过程中,随着燃油的消耗,其在全机重量中的占比逐渐减小,相应地,燃油重心测量误差对全机重心解算误差的影响也逐渐减小,从而全机重心的解算精度逐渐提高。根据文献[8],当空客某型机处于最大重量时,其重心的计算误差能达到3.5%MAC,而在最小重量时,则能提高到1.8%MAC。这样,主动重心控制的目标重心也可以适当的向后移动(或是向理论目标重心移动),从而充分发挥主动重心控制的性能。

4 重心控制策略

目前应用主动重心控制系统的飞机都在尾翼设置了专用的配平油箱,通过机翼油箱和配平油箱之间的燃油转输实现对飞机重心的主动控制。

通常重心控制的目标重心都比较靠近重心后限,当主动重心控制系统启动,即开启后向燃油转输,将机翼油箱的燃油往配平油箱转输,直到达到目标重心。飞机优先消耗机翼的燃油,由于机翼燃油的重心更靠前,随着燃油的消耗,飞机的重心会继续往后移动,为保证飞行安全,当飞机的实时重心超过目标重心后,应立即开启前向燃油转输,从配平油箱向机翼油箱转输燃油。如此,在目标重心位置附近就会频繁地进行交替的燃油转输,导致燃油系统相关泵和阀的频繁开启和关闭,并对相关管路造成较大的冲击,进而对相关设备/管路的寿命产生影响,相应地对转输系统的设计也提出了较高要求。

基于减轻燃油系统工作负担,提高燃油转输控制相关阀和泵工作寿命的考虑,空客系列飞机在燃油系统响应控制指令的逻辑中,设计了转输门限,其充分利用正常的发动机耗油引起的飞机重心变化情况,合理地设计了重心控制策略。A340飞机主动重心控制燃油转输逻辑如图4所示,当主动重心控制启动,即进行后向燃油转输,将燃油从机翼油箱向尾翼配平油箱转输,直到飞

机的重心调整到目标重心之前 0.5% 的位置时,停止后向燃油转输。随着燃油消耗,重心继续后移,直到到达目标重心位置时,燃油转输再次启动,开启前向转输,直到重心再次到达目标重心之前 0.5% 的位置^[5]。在之后的飞行过程中,上述过程反复出现,直到飞行高度小于 24 500 ft (1 ft=0.304 8 m),或是 FMGS 计算的到达目的地时间小于 35 min 时,将配平油箱的燃油全部往机翼油箱转输。

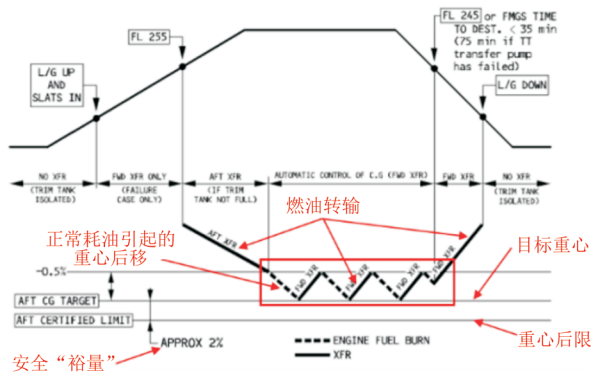


图 4 A340 飞机燃油转输控制逻辑^[5]

Fig. 4 Fuel transfer control logic for A340^[5]

空客的策略是将飞机的重心维持在目标重心之前 0.5% 的误差带范围内,只有当重心超出这个“误差带”时,燃油转输才会启动。根据空客有关资料显示,对于起飞时机翼油箱均为满油状态而尾翼配平油箱为空的情况,一次飞行过程中大约有 14 次燃油前向转输^[9]。可见,采用这样的控制逻辑可以大幅减小相关系统/设备的工作负担,有利于维持其寿命。

“误差带”或者说燃油转输门限的设计是值得深入研究的,其不能设计的太大,否则飞机的实际重心位置与最佳的目标重心位置相差太大,从而影响减阻收益;也不能太小,否则相关设备的泵和阀频繁开启,长时间工作后,又会减小泵和阀的寿命。因此,应根据具体型号的实际,在预期的减阻收益和付出泵和阀寿命代价之间进行权衡,综合考虑多种因素后待进一步确定。

5 结 论

(1) 重心越靠后,阻力越小的观点并不一定总是成立的,当机翼环量引起的下洗满足一定的条件,或者说理论上存在合理的几何布局使得飞机的理论最小阻力重心落在稳定边界之内。

(2) 理论上的最小阻力重心和主动重心控制系统的目标重心是有差异的,应考虑实际飞机重心测量误差的影响,并将其考虑到目标重心的设计中,以保证飞行安全。

(3) 通过合理设置燃油转输门限,在保证飞机减阻收益的情况下,还能减轻燃油系统的工作负担,提高相关设备的寿命。

本文的研究成果能为国内主动重心控制技术的研究以及相关系统的设计提供一定参考,具有一定的工程应用价值。

参 考 文 献

- [1] CANDEL S. Concorde and the future of supersonic transport [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(1): 59-68.
- [2] RIVERS R A E, JACKSON E B, GORDON F C, et al. A qualitative piloted evaluation of the tupolev Tu-144 supersonic transport: NASA/TM-2000-209850 [R]. USA: NA-SA, 2000: 1-44.
- [3] THOMAS W. B-1B lancer units in combat [M]. Oxford: Osprey Publishing Midland House, 2006: 16.
- [4] Airbus. A330 flight crew operating manual [M]. France: Airbus, 2006.
- [5] Airbus. A340 flight crew operating manual [M]. France: Airbus, 2002.
- [6] Airbus. A380 flight crew operating manual [M]. France: Airbus, 2011.
- [7] 张晶, 申功章, 张磊. 飞机超声速巡航主动重心控制系统设计[J]. *系统仿真学报*, 2009, 21(3): 7526-7530.
ZHANG Jing, SHEN Gongzhang, ZHANG Lei. Design of active center of gravity control system for aircraft supersonic cruise [J]. *Journal of System Simulation*, 2009, 21(3), 7526-7530. (in Chinese)
- [8] DRACHENBERG H. Weight and center of gravity determination on ground and airborne [C]// *The 45th Annual Conference of the Society of Allied Weight Engineers*. Williamsburg, Virginia, USA: Society of Allied Weight Engineers, 1986: 1-36.
- [9] HUBER B. Center of gravity control on Airbus aircraft fuel range and loading benefits [C]// *The 47th Annual Conference of the Society of Allied Weight Engineers*. Plymouth, Michigan, USA: The Society of Allied Weight Engineers, 1988: 1-36.
- [10] 张晶, 申功章, 杨凌云. 飞机主动重心控制系统设计及应用[J]. *飞行力学*, 2008, 26(6): 68-72.
ZHANG Jing, SHEN Gongzhang, YANG Lingyu. Design of active center of gravity control system for aircraft and its applications [J]. *Flight Dynamics*, 2008, 26(6): 68-72. (in Chinese)
- [11] LUTZE F H. Trimmed drag considerations [J]. *Journal of Aircraft*, 1977, 14: 544-546. (下转第 85 页)