

文章编号:1674-8190(2022)02-001-08

主动重心控制功能仿真建模与应用

杨俊,张超,王洋,赵跃明,吴佳驹

(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: 减小飞行阻力、节省燃油消耗,是主动重心控制功能的重要收益之一,对功能方案的迭代和优化设计具有重要影响。基于主动重心控制技术原理和方案,耦合飞控系统模型、自动飞控系统模型、燃油系统模型、气动力模型、发动机模型和飞机六自由度(6-DOF)模型,建立某型飞机主动重心控制功能仿真模型。该模型计及燃油消耗引起的重心变化的影响,在指定高度和马赫数下,通过设置不同的目标重心位置,对主动重心控制功能的收益进行评估。结果表明:应用主动重心控制技术能给飞机带来可观的收益,尤其是目标重心越靠后,产生的收益越明显; Ma 对功能的收益有影响,相同条件下, Ma 越大,收益越大。

关键词: 主动重心控制;建模;仿真;功能收益;6-DOF

中图分类号: V221⁺.5; V249

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.02.01

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Simulation Modeling and Application for Active Center of Gravity Control Function

YANG Jun, ZHANG Chao, WANG Yang, ZHAO Yueming, WU Jiaju

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

Abstract: Drag-reduction and fuel conservation, one of the significant benefits of active center of gravity (CG) control function, plays an important role in iterative and optimal design of function scheme. Based on its principle and scheme, the active CG control function of a certain aircraft is modeled, coupling with flight control system model, automatic flight control system model, fuel system model, aerodynamic model, engine model and aircraft 6-DOF (degree of freedom) model, with the consideration of effect of CG variations induced by fuel consumption. At the given altitude and Mach number, the benefits of active CG control function are estimated, through setting different target CG positions. The results show that it can bring considerable benefits to aircraft with the application of active CG control technology, especially, the more backward the target CG is, the more obvious benefits will be generated. The Mach number has an impact on the benefits of the function. Under the same conditions, the larger the Mach number is, the greater the return will be.

Key words: active center of gravity control; modeling; simulation; function benefits; 6-DOF

收稿日期: 2021-07-05; 修回日期: 2021-12-29

通信作者: 杨俊, yangjun189@foxmail.com

引用格式: 杨俊,张超,王洋,等. 主动重心控制功能仿真建模与应用[J]. 航空工程进展, 2022, 13(2): 1-8.

YANG Jun, ZHANG Chao, WANG Yang, et al. Simulation modeling and application for active center of gravity control function [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(2): 1-8. (in Chinese)

0 引言

飞机飞行过程中,其重心会随着燃油的消耗、武器或货物的投放而发生变化。而重心与飞机的飞行安全、稳定性和性能密切相关。通常,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^[1],但这种方式未能充分发挥飞机的性能。例如,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^[2]。

正是基于上述考虑,国外在 20 世纪 70 年代率先提出了主动重心控制技术,该技术考虑燃油消耗、武器(货物)投放的影响,根据相关控制需求,通过控制机上燃油在不同油箱之间的传输,实现对飞机重心的主动控制。虽然该技术先后在“协和”、Tu-144、B-1B、Tu-160、A330/340 和 A380 等国外军/民用飞机上得到应用,并在减小阻力、节省燃油消耗、解决重心控制难题等方面发挥了重要的作用^[2-9],但是能够获取到的资料很少,主要集中在相关原理和架构等方面^[5-8],未涉及有关建模方法的介绍。

国内在该领域的研究起步较晚,尚未实现工程化应用,还处于理论研究阶段。张晶等^[10-11]对功能的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;Li Haiquan 等^[12-13]分析了燃油泵和传输管路故障对功能的影响,提出相关紧急处置策略;Yan Jianing 等^[14]基于滑模控制对功能的控制律进行了研究,表明滑模控制能提高对重心指令的跟踪速度和控制精度;杨俊等^[15]对目标重心位置开展研究,提出了目标重心位置的确定原则,并对重心控制策略进行了分析,指出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。相关研究工作聚焦于功能的方案和原理设计,而对仿真建模的介绍较为粗略,未能体现建模的方法和难点。

减小飞行阻力、节省燃油消耗是主动重心控制功能的重要收益,对方案论证、迭代和优化设计有着重要的影响。国外多型具备主动重心控制功能的飞机都在其尾翼设置了配平油箱,通过机翼油箱和配平油箱之间的燃油传输实现飞机重心的主动控制^[5-7]。但是,该方案增加了燃油系统的硬

件成本,而且当机翼油箱和尾翼配平油箱之间的燃油传输发生故障,燃油无法向机翼油箱传输时,随着机翼油箱燃油不断消耗,很可能导致飞机重心超出安全后限,危及飞行安全。

因此,从经济性和安全性角度出发,某型飞机初步考虑仅通过机翼油箱之间的燃油传输实现主动重心控制功能。但是,由于机翼油箱组纵向重心的差异较小,采用该方案是否能满足设计要求、发挥功能的性能,需要尽快明确,以支撑功能的研制。本文针对该型飞机的需求,基于功能的原理和方案,阐述主动重心控制功能的建模思想和方法,对功能初步方案的减阻和省油性能进行评估,以支撑方案的优化设计。

1 主动重心控制功能方案

飞机通常有多个分布在不同位置的油箱,这些油箱的纵向重心位置是不同的,通过油箱之间的燃油传输,可以对飞机纵向重心进行控制,这是主动重心控制功能实现的物理基础。

某型飞机主动重心控制功能由飞控系统和燃油系统协同实现。飞控系统负责解算飞机的实时重心,并根据飞机的目标重心输入解算出燃油目标重心,发送给燃油系统。燃油系统根据燃油目标重心解算出相关泵和阀的控制指令,通过控制泵和阀的开启或关闭,控制燃油在油箱之间的传输,从而将飞机的重心维持在期望的位置上,以减小飞行阻力,节省燃油消耗,提升飞机性能。

同时,燃油系统还需解算燃油的重量和重心,并将其发送给飞控系统,以供飞控系统解算全机重量和重心使用。

2 主动重心控制功能建模

2.1 模型架构与仿真流程

主动重心控制功能模型架构如图 1 所示,包括仿真设置与控制、飞控系统、自动飞控、气动力、发动机、燃油系统和飞机六自由度模型七个子模块。

仿真控制模块是仿真设置和控制指令的输入接口,也是飞机姿态角、过载、角速率和燃油重量和重心等参数的反馈中继。自动飞控模型根据高度和 Ma 保持指令,解算出控制指令发送给飞控系统和发动机模型,控制飞机按照期望的轨迹飞行。

气动力和发动机模型,根据相关输入,解算出飞机当前的气动力和力矩、推力和耗油率,供六自由度模型和燃油系统模型使用。燃油系统模型根据飞控系统指令控制燃油转输,并解算出燃油的质量特性数据,供飞控系统模型和六自由度模型使用。六自由度模型根据气动力和力矩、推力和飞机实时重量和重心以及燃油质量特性数据解算出飞机的姿态和飞行参数并反馈给各有关模块。

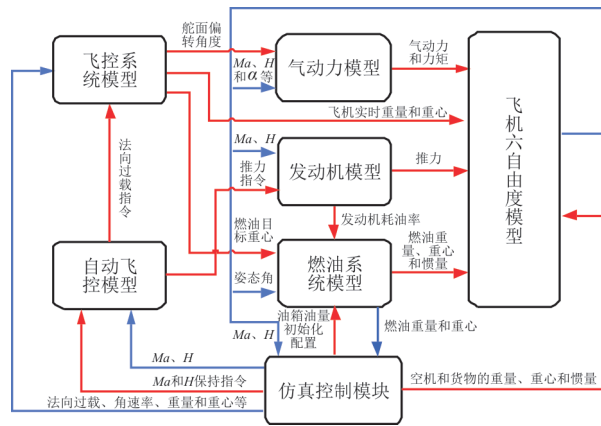


图1 模型架构

Fig. 1 Framework of model

2.2 飞控系统建模

飞控系统模型应具备如下功能:(1)三轴控制功能,根据自动飞控系统发送的指令,实现对飞机三轴运动的控制;(2)飞机实时重心解算;(3)燃油目标重心解算。

三轴控制功能是飞控系统常规功能,相关技术已经很成熟,在此不再赘述。而飞机实时重心的计算则采用基于重量分布的方法,依据飞机的重量组成(空机重量、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(1)加权计算,得到整机的重心位置。

$$\begin{cases} x_{cg} = \frac{\sum w_i x_i}{\sum w_i} \\ y_{cg} = \frac{\sum w_i y_i}{\sum w_i} \\ z_{cg} = \frac{\sum w_i z_i}{\sum w_i} \end{cases} \quad (1)$$

式中: x_{cg} 、 y_{cg} 和 z_{cg} 分别为飞机的重心在重心计算坐标系 x 、 y 、 z 轴上的坐标; x_i 、 y_i 和 z_i 分别为各组成部

分的重心在 x 、 y 、 z 轴上的坐标; w_i 为第 i 个组成部分的重量。

对于燃油目标重心,则根据飞机目标重心、空机重量和重心、燃油重量以及货物重量和重心进行解算,相关算法如下:

$$x_{fuel} = \frac{x_{tgt} \cdot \sum w - (w_{crg} \cdot x_{crg} + w_{zf} \cdot x_{zf})}{w_{fuel}} \quad (2)$$

式中: x_{fuel} 、 x_{tgt} 、 x_{crg} 、 x_{zf} 分别为燃油目标重心、飞机目标重心、货物重心和空机重心; $\sum w$ 、 w_{crg} 、 w_{zf} 、 w_{fuel} 分别为飞机总重、货物重量、空机重量和燃油重量。

2.3 自动飞控系统建模

自动飞控系统应实现高度保持和 Ma 保持功能,能根据相关输入解算出控制指令并发送至飞控系统和发动机模型,实现对飞机飞行轨迹的控制。有关建模方法和技术已经很成熟,在此不再赘述。

2.4 燃油系统建模

2.4.1 燃油转输控制原理

某型飞机的油箱全部位于机翼,单侧机翼的油箱分为内外两个油箱组,每个油箱组又包含多个油箱。燃油重心转输系统独立于发动机供油系统,重心转输不影响发动机的正常供油。目前方案是通过内外两个油箱组之间进行燃油转输,实现对飞机纵向重心的控制。

当需要向前调节重心时,将两侧机翼外油箱组的燃油向内油箱组转输;反之,需要向后调节重心时,将内油箱组的燃油向外油箱组转输。

2.4.2 燃油转输控制律

燃油转输控制律采用比例控制器,被控量为燃油重心位置,控制变量为燃油转输流量。假设期望的燃油纵向重心为 \bar{X}_d ,实际的燃油重心为 \bar{X} ,采用反馈控制,控制律框图如图2所示。

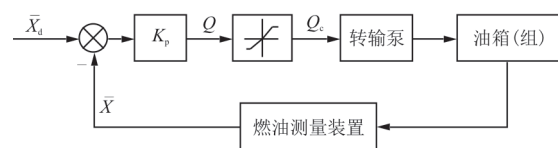


图2 比例控制器

Fig. 2 Proportional controller

控制律为

$$Q = K_p (\bar{X}_d - \bar{X}) \quad (3)$$

考虑到燃油运输的最大流量限制,对燃油流量进行限幅处理:

$$Q_c = \begin{cases} Q & (|Q| \leq Q_{\max}) \\ \text{sgn}(Q) \times Q_{\max} & (|Q| > Q_{\max}) \end{cases} \quad (4)$$

2.4.3 燃油质量特性模型

燃油系统模型还需计算自身的质量特性数据以供飞控系统模型解算全机实时重心,以及六自由度模型解算飞机的运动参数。

燃油质量特性数据包括燃油重心和燃油转动惯量两部分。飞机的油箱通常都是不规则的几何体,当油箱内存储不同质量的燃油时,其重心和惯量是不同的;另外,由于燃油易流动的属性,当飞机发生俯仰和滚转操作时,即使对于同一个油箱、相同油量条件下,相比未发生俯仰和滚转操作的情况,其重心和惯量也是不同的。因此,如果忽略过载的影响,燃油质量特性数据可以表征为飞机俯仰角 θ 、滚转角 ϕ 和燃油重量 W_{fuel} 的函数。

实际中,常借助 CATIA 等三维建模软件,结合其二次开发功能,采用切片法获取燃油质量特性数据,主要步骤为^[16-18]:

(1) 建立油箱三维模型;

(2) 确定典型的姿态角,即确定俯仰角和滚转角的组合;

(3) 针对某一特定姿态角(俯仰角和滚转角组合),从油箱底部开始,以平行于油面(油面由俯仰角和滚转角决定)的切割面,按照一定的步长去切割油箱模型,每次切片保留剩余燃油部分,利用 CATIA 的测量功能得到其重心和惯量,从而得到每个油箱燃油重心和惯量与其重量的关系;

(4) 基于上述得到的数据,构建燃油质量特性数据库,通过查表法插值得到特定重量、俯仰角和滚转角下燃油的重心和惯量。

如果飞机仅在纵向平面内运动,则可以忽略滚转角对燃油质量特性的影响,且能降低建模的复杂度。本文的仿真只需飞机在纵向平面内运动,因此,可以简化燃油质量特性数据的建模,即将重心和惯量表征为燃油重量 W_{fuel} 和俯仰角 θ 的函数,建立的燃油质量特性模型(以某一油箱为例)如图3所示。

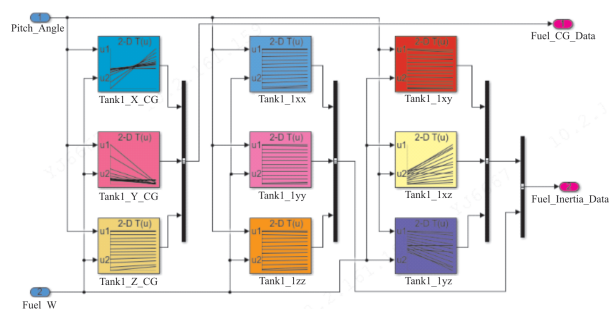


图3 燃油质量特性模型

Fig. 3 Model of fuel mass properties

2.4.4 燃油系统模型

建立的燃油系统模型如图4所示,主要包括燃油运输控制模块(Fuel_Transfer_Control)、油箱剩余燃油计算模块(Residual_Fuel_Computation)、燃油惯量计算模块(Fuel_Inertia_Computation)和燃油重心计算模块(Fuel_CG_Computation)。

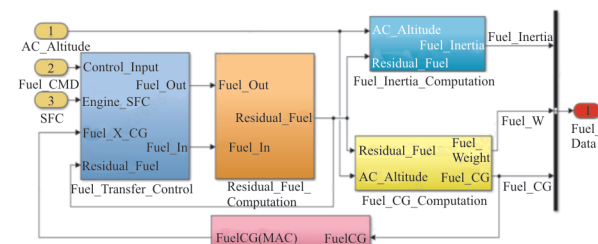


图4 燃油系统模型

Fig. 4 Model of fuel system

运输控制模块根据燃油目标重心指令(Fuel_CMD)和发动机耗油率解算各油箱的进/出流量,剩余燃油计算模块对进/出流量积分得到各油箱剩余燃油,燃油惯量和重心模块根据油箱剩余燃油和飞机姿态角(AC_Attitude)解算出燃油的自身惯量和重心数据。

2.5 气动力建模

气动力在风轴系的三个分量 L 、 D 、 Y 和气动力矩在体轴系的三个分量 l 、 m 、 n ,可以近似表征为马赫数(Ma)、迎角(α)、侧滑角(β)、副翼偏转角度(δ_a)、升降舵偏转角(δ_e)和方向舵偏转角度(δ_r)的函数,利用风洞数据,即可建立气动力和力矩模型,供解算飞机运动方程使用。

2.6 发动机模型

发动机模型应根据自动飞控的指令解算出所需的推力和发动机耗油率,耗油率作为油箱剩余

油量解算的关键输入,用于燃油传输控制和燃油实时重量、重心和惯量的解算。

根据发动机性能数据,发动机的耗油率与推力、马赫数和高度紧密相关。建立的发动机模型如图5所示,该模型根据自动飞控指令、飞行高度 H 和 Ma 解算出发动机的推力和实时耗油率。

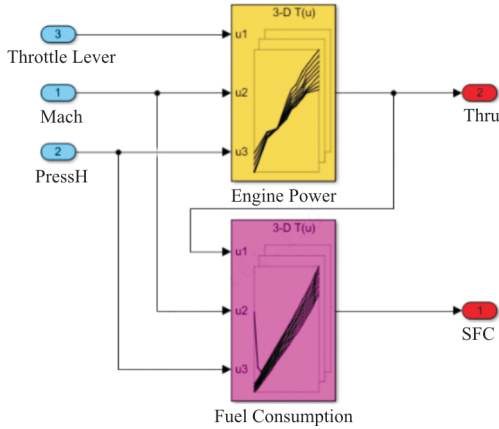


图5 发动机模型
Fig. 5 Engine model

2.7 飞机6-DOF建模

对于体轴系原点位于重心的飞机六自由度模型,其力方程组可以表示为^[19]

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_{Ax} \\ F_{Ay} \\ F_{Az} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -g \sin \theta \\ g \cos \theta \sin \phi \\ g \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (5)$$

力矩方程组可表示为^[19]

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = I^{-1} \left(- \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times I \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} \right) \quad (6)$$

式中: u, v, w 为飞机速度矢量在体轴系中的分量; F_{Ax}, F_{Ay}, F_{Az} 为非重力合力(包括气动力和推力)在体轴系中的分量; p, q, r 为体轴系三轴角速率; θ, ϕ 为俯仰角和滚转角; L, M, N 为体轴系下三轴力矩分量; I 为飞机转动惯量。

上述模型以重心作为坐标原点,而气动力矩和推力力矩的参考点通常不与重心重合,而且随着燃油的消耗,重心位置发生改变,体轴系也会跟着移动。因此,需要对由于重心改变导致的力矩变化进行修正,再将修正后的力矩带入六自由度模型进行解算。另外,燃油的消耗也会引起全机惯量的变化,因此同样需要对惯量进行修正。

2.7.1 力矩修正

$Oxyz$ 为重心计算坐标系,其原点通常位于机头, Ox 轴平行于飞机纵轴指向机尾, Oy 轴垂直于飞机对称面指向右侧, Oz 轴由右手准则确定,指向上方,如图6所示。 $O_{cg}x_b y_b z_b$ 为体轴系, $O_{cg}x_b$ 轴平行于飞机纵轴指向机头, $O_{cg}y_b$ 轴垂直于飞机对称面指向右侧, $O_{cg}z_b$ 由右手定则确定。气动力和推力相对于力矩参考点 O_{ref} 产生的力矩为 M_{ref} ,则根据理论力学知识,其相对于重心 O_{cg} 产生的力矩如式(7)所示。

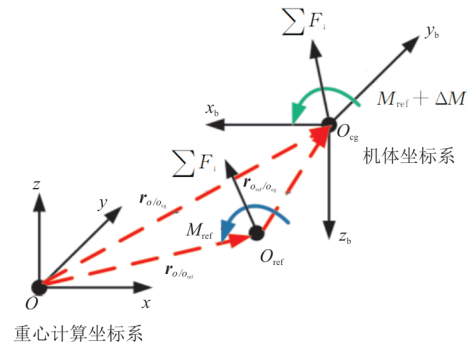


图6 力矩修正示意图

Fig. 6 Schematic of moment correction

$$M = M_{ref} + \Delta M = M_{ref} + \sum F_i \times r_{O_{ref}/O_{cg}} = M_{ref} + \sum F_i \times (r_{O/O_{cg}} - r_{O/O_{ref}}) \quad (7)$$

式中: $\sum F_i$ 为重心计算坐标系下描述的非重力合外力; $r_{O_{ref}/O_{cg}}, r_{O/O_{cg}}, r_{O/O_{ref}}$ 为重心计算坐标系下描述的径矢。

为了表示方便,将式(7)改写成体轴系下的表达形式

$$M = M_{ref} + F_A \times S (r_{O/O_{cg}} - r_{O/O_{ref}}) \quad (8)$$

式中: F_A 为在体轴系下描述的非重力外力。

$$F_A = T_a^b \begin{bmatrix} -D \\ Y \\ -L \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} T \cos \alpha_T \\ 0 \\ -T \sin \alpha_T \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中: D, T, L, Y, α_T 分别为阻力、推力、升力、侧力和发动机安装角; S 为从重心计算坐标系到体轴系的转换矩阵。

$$S = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}$$

该矩阵用于将重心计算坐标系中描述的位置矢量转换到体轴系中。 T_a^b 为气流系到体轴系的转换矩阵, T_a^b 的表达式为

$$T_a^b = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & \sin \beta & \sin \alpha \cos \beta \\ -\cos \alpha \sin \beta & \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (10)$$

而 $r_{o/o_{cg}} - r_{o/o_{ref}}$ 在重心计算坐标系下可表示为

$$r_{o/o_{cg}} - r_{o/o_{ref}} = \begin{bmatrix} x_{cg} \\ y_{cg} \\ z_{cg} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} x_{ref} \\ y_{ref} \\ z_{ref} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{bmatrix} \quad (11)$$

则,修正后的力矩在体轴下可表示为

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_{ref} \\ M_{ref} \\ N_{ref} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -F_{Ay} \Delta z - F_{Az} \Delta y \\ -F_{Az} \Delta x + F_{Ax} \Delta z \\ F_{Ax} \Delta y + F_{Ay} \Delta x \end{bmatrix} \quad (12)$$

2.7.2 惯量修正

根据飞机的重量组成,可以由式(13)计算出全机的转动惯量。

$$\begin{cases} I_x = \sum I_{xoi} + \sum \Delta I_{xi} \\ I_y = \sum I_{yoi} + \sum \Delta I_{yi} \\ I_z = \sum I_{zoi} + \sum \Delta I_{zi} \\ I_{xy} = \sum I_{xyoi} + \sum \Delta I_{xyi} \\ I_{xz} = \sum I_{xzoi} + \sum \Delta I_{xzi} \\ I_{yz} = \sum I_{yzo i} + \sum \Delta I_{yzi} \end{cases} \quad (13)$$

式中: $I_x, I_y, I_z, I_{xy}, I_{xz}, I_{yz}$ 为飞机的自身转动惯量; $\sum I_{xoi}, \sum I_{yoi}, \sum I_{zoi}, \sum I_{xyoi}, \sum I_{xzoi}, \sum I_{yzo i}$ 为空机、货物和燃油的自身转动惯量; $\sum \Delta I_{xi}, \sum \Delta I_{yi}, \sum \Delta I_{zi}, \sum \Delta I_{xyi}, \sum \Delta I_{xzi}, \sum \Delta I_{yzi}$ 为空机、货物和燃油的移轴转动惯量。

移轴转动惯量可根据公式(14)计算^[20]:

$$\begin{cases} \Delta I_{xi} = W_i [(y_i - y_{cg})^2 + (z_i - z_{cg})^2] \\ \Delta I_{yi} = W_i [(x_i - x_{cg})^2 + (z_i - z_{cg})^2] \\ \Delta I_{zi} = W_i [(x_i - x_{cg})^2 + (y_i - y_{cg})^2] \\ \Delta I_{xyi} = W_i (x_i - x_{cg})(y_i - y_{cg}) \\ \Delta I_{xzi} = W_i (x_i - x_{cg})(z_i - z_{cg}) \\ \Delta I_{yzi} = W_i (y_i - y_{cg})(z_i - z_{cg}) \end{cases} \quad (14)$$

式中: W_i 为飞机各组成部分重量; x_i, y_i, z_i 为各组成部分的重心分量; x_{cg}, y_{cg}, z_{cg} 为全机实时重心分量。

2.7.3 6-DOF 模型

建立的飞机六自由度模型如图 7 所示,包括力矩修正模块(Moments Correction)、惯量修正模块(Inertia Correction)和运动方程模块(6-DOF Mo-

tion Equation)。力矩和惯量修正模块输出修正后的气动力矩和推力力矩及全机惯量,运动方程模块根据力和力矩等输入解算出飞机的速度、角速率和姿态角等飞行参数。

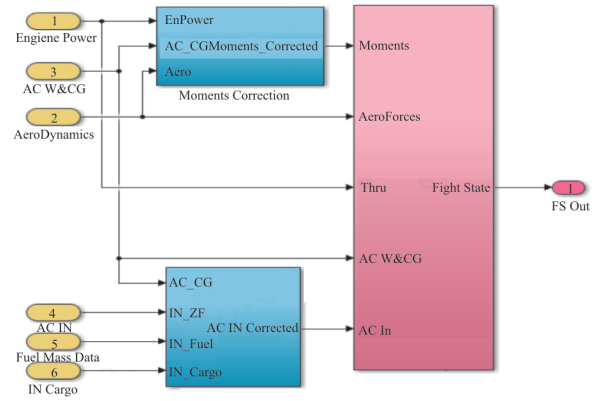


图 7 飞机六自由度模型

Fig. 7 6-DOF model

3 仿真分析

3.1 仿真设置

基于建立的模型,设置飞行高度 $H = 10 \text{ km}$, Ma 分别为 0.7、0.8,在其他条件相同的情况下,针对不同的目标重心 ($0.28MAC \sim 0.33MAC$) 和不进行重心控制的情况,仿真飞行 5 h。以不进行重心控制飞机的燃油消耗为基准,对比分析不同目标重心控制情况下飞机的燃油消耗情况,以对主动重心控制功能初步方案进行评估。

3.2 仿真结果

功能的减阻收益,即在同样的飞行高度和速度下,飞行同样的时间,进行重心控制后相比不进行重心控制,飞机节省的燃油消耗量。

因此,将进行重心控制的飞机耗油量与不进行重心控制的飞机耗油量相减,可得主动重心控制功能的收益。功能收益与目标重心的关系曲线如图 8 所示,图中两条曲线分别对应 $Ma = 0.7$ 和 $Ma = 0.8$ 情况下,不同目标重心位置对应的节省的燃油消耗。可以看出:(1) 相同条件下, Ma 越大,功能的收益越大;(2) 目标重心越靠后,功能的收益越大,能带来超过 850 kg 的燃油收益;(3) 随着目标重心向后变化, Ma 对功能收益的影响逐渐减弱。

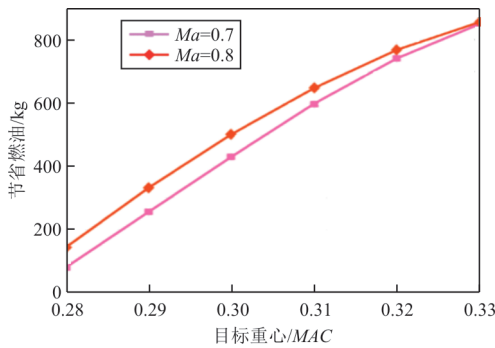
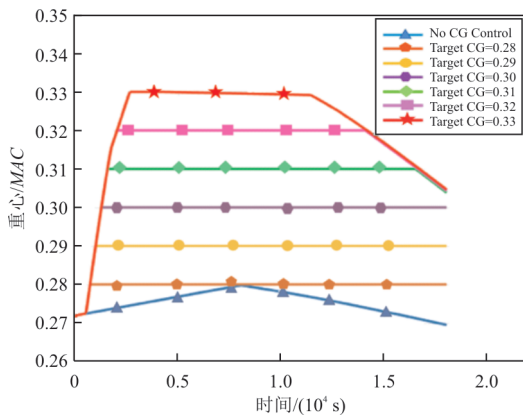


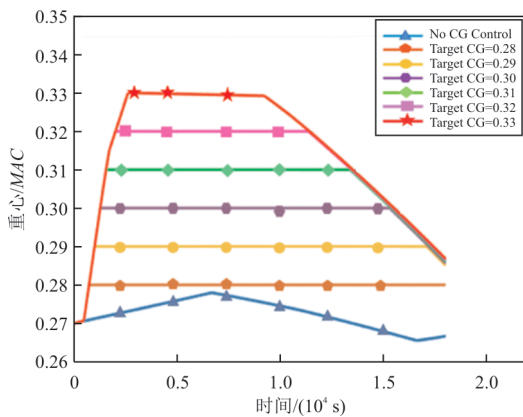
图 8 功能减阻收益
Fig. 8 Benefits of drag-reduction

3.3 结果分析

针对上述提及的 Ma 对收益影响减弱的情况,进一步考察飞机重心随时间变化的情况。飞机重心变化曲线如图 9 所示,(a)和(b)分别对应 $Ma = 0.7$ 和 $Ma = 0.8$ 条件下,不同目标重心(仿真开始后 500 s 启动主动重心控制)和不进行重心控制情况下飞机的实时重心随时间变化的曲线。



(a) $Ma=0.7$



(b) $Ma=0.8$

图 9 飞机重心变化曲线
Fig. 9 Curves of CG Variation

从图 9 可以看出:目标重心越靠后,仿真过程中能将飞机的重心维持在目标位置的时间越小。这主要是油箱布置的限制导致的,进行重心转移的油箱均位于机翼上,其在纵向的有效重心差值较小,飞机改变和维持相同的重心所需要的燃油量更大。而随着飞行时间的增加,发动机不断消耗燃油,机上可供转移的燃油逐渐减少,以致最后无法将飞机重心维持在期望的位置。

通过对仿真结果的分析,可以得到如下结论:

- (1) 目标重心越靠后,收益越大,越能节省燃油;
- (2) 受限于飞机的油箱布置,目标重心越靠后,将飞机重心维持在目标位置的时间越少;
- (3) Ma 能影响功能的收益,但是其效果受限于油箱布置,未能充分体现出来。

总的来说,应用主动重心控制技术,能减小飞行阻力,节省燃油消耗。但是,由于油箱布置的限制,不能在整个仿真时间内始终将重心维持在目标位置,未能充分发挥主动重心控制功能的潜力。

4 结 论

- (1) 应用主动重心控制技术,能减小飞行阻力,节省燃油消耗,带来较为可观的收益。
- (2) 目标重心位置越靠后,应用主动重心控制技术后,节省的燃油消耗越大,收益越明显。
- (3) Ma 对功能的收益有影响, Ma 越大,收益越大。
- (4) 受限于油箱布置,当前的方案未能充分发挥主动重心控制技术的潜力,下一步有必要对功能方案进行优化。

参 考 文 献

- [1] 杨俊, 吴佳驹, 张超, 等. 飞行器主动重心控制技术发展综述[C]// 第九届中国航空学会青年科技论坛. 西安: 中国航空学会, 2020: 949-954.
YANG Jun, WU Jiaju, ZHANG Chao, et al. Overview on the vehicle active center-of-gravity control[C]// The 9th Youth Science and Technology Forum for Chinese Society of Aeronautics and Astronautics. Xi'an: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2020: 949-954. (in Chinese)
- [2] CANDEL S. Concorde and the future of supersonic transport [J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(1): 59-68.
- [3] RIVERS R A, JACKSON E B. A qualitative piloted evaluation of the Tupolev Tu-144 supersonic transport [R]. USA: NASA, 2000: 1-44.

- [4] WITHINGTON T. B-1B lancer units in combat [M]. Oxford: Osprey Publishing Midland House, 2006: 16.
- [5] Airbus. A330 flight crew operating manual [M]. France: Airbus, 2006.
- [6] Airbus. A340 flight crew operating manual [M]. France: Airbus, 2002.
- [7] Airbus. A380 flight crew operating manual [M]. France: Airbus, 2011.
- [8] DRACHENBERG H. In-flight CG control system aspects [C]// The 46th Annual Conference of the Society of Allied Weight Engineers. Seattle, Washington, USA: Society of Allied Weight Engineers, 1987: 1-25.
- [9] GORDON Y. Tupolev Tu-160 blackjack—the Russian answer to the B-1[M]. Hinckley, England: Midland Publishing, 2003: 63.
- [10] 张晶, 申功章, 张磊. 飞机超声速巡航主动重心控制功能设计[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(23): 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(23): 7526-7530. (in Chinese)
- [11] 张晶, 申功章, 杨凌宇. 飞机主动重心控制功能设计及应用[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)
- [12] LI Haiquan, ZHANG Jing, YAN Jianing. Effects of partial fuel pump failure on center of gravity control for high-speed aircraft [C]// 2016 IEEE/CSAA International Conference on Aircraft Utility Systems (AUS). Beijing: IEEE/CSAA, 2016: 1-5.
- [13] LI Haiquan, ZHANG Jing, YAN Jianing. Effects of partial fuel pump failure on center of gravity control for high-speed aircraft [C]// 2016 IEEE/CSAA International Conference on Aircraft Utility Systems(AUS). Beijing: IEEE/CSAA, 2016: 1-5.
- [14] YAN Jianing, ZHANG Jing, LI Haiquan. Design of aircraft center of gravity control law based on sliding mode control [C]// 2016 IEEE/CSAA International Conference on Aircraft Utility Systems(AUS). Beijing: IEEE/CSAA, 2016: 1-5.
- [15] 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)
- [16] 张永涛, 刘欣, 潘若刚. 基于CATIA V5二次开发平台的飞机燃油质量特性分析[J]. 飞机设计, 2009, 29(3): 48-51.
ZHANG Yongtao, LIU Xin, PAN Ruogang. Analysis of aircraft fuel mass property based on secondary development platform of CATIA V5[J]. Aircraft Design, 2009, 29(3): 48-51. (in Chinese)
- [17] 杨鹏涛, 牛量, 蒋军昌. 基于飞机油箱模型形状的油量测量切片步长选择方法研究[J]. 航空学报, 2008, 29(3): 657-663.
YANG Pengtao, NIU Liang, JIANG Junchang. Research of fuel quantity gauging syncopation step size choosing based on aircraft fuel tank model shape feature [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3): 657-663. (in Chinese)
- [18] 郭锐, 罗明强, 唐乾刚, 等. 大型客机燃油重量特性仿真技术研究[J]. 航空学报, 2016, 37(11): 3361-3369.
GUO Rui, LUO Mingqiang, TANG Qiangang, et al. Research of simulation techniques for large civil aircraft's fuel weight properties[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(11): 3361-3369. (in Chinese)
- [19] PAMADI N B. Performance, stability, dynamics and control of airplane [M]. 2nd ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2002: 361-374.
- [20] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册: 第8册——重量平衡与控制[M]. 北京: 航空工业出版社, 1999.
General Editorial Board of *Aircraft Design Manual*. Aircraft design manual: Vol. 8—weight balance and control [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1999. (in Chinese)

作者简介:

杨俊(1988—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器管理系统设计。

张超(1987—),男,博士,工程师。主要研究方向:飞行器管理系统设计。

王洋(1992—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器管理系统设计。

赵跃明(1993—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:飞行器管理系统设计。

吴佳驹(1992—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器管理系统设计。

(编辑:马文静)