

面对称运载火箭优势面滚转迎风技术

赵永志^{1,2}, 张普卓^{1,2}, 杜昊昱^{1,2*}, 唐攀^{1,2}, 王紫扬^{1,2}

(1. 中国运载火箭技术研究院 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076; 2. 余梦伦智能火箭创新实验室, 北京 100076)

摘要:针对面对称运载火箭飞行中俯仰、偏航通道控制力不匹配问题,提出通过姿态滚转控制调整迎风面以减小最大飞行摆角的控制技术,称为滚转迎风(bank-to-wind, BTW)技术。重点研究了BTW控制的离线法,推导了BTW控制滚动程序角理论值的解析解,证明了该理论值的偏差与飞行姿态偏差是同阶小量。提出带权重的傅里叶级数拟合法,对滚动程序角进行修正,以符合工程应用的可行性。开展六自由度飞行动力学仿真,分析BTW控制对控制力、飞行气动载荷和滚动程序角跟踪品质的影响,验证BTW控制的有效性。比对不同拟合基频的仿真结果得出结论:拟合频率过高将影响控制品质,从工程应用角度看滚动程序角的“光滑性”比“拟合性”更重要。

关键词:面对称运载火箭;迎风滚转;风干扰;控制力

中图分类号:V448.1 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2024)03-088-10

Preferred plane bank-to-wind technology for plane-symmetric launch vehicle

ZHAO Yongzhi^{1,2}, ZHANG Puzhuo^{1,2}, DU Haoyu^{1,2*}, TANG Pan^{1,2}, WANG Ziyang^{1,2}

(1. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;

2. YU Menglun Intelligent Rocket Innovation Laboratory, Beijing 100076, China)

Abstract: The control force can be mismatched on pitch and yaw plane for plane-symmetric launch vehicle, a control method named BTW (bank-to-wind) was proposed to solve the problem, which adjusts the windward side according to rolling program angle to decrease the maximum engine deflection. The off-line method of BTW control was studied, the analytical solution of the theoretical value of BTW control rolling program angle was derived, and it was proved that the deviation of the theoretical value is the same order as the flight attitude deviation. A fitting algorithm based on Fourier series with weights was proposed to modify the rolling program angle, ensuring engineering feasibility. Six-degree-of-freedom flight dynamics simulations were conducted to analyze the impact of BTW control on control forces, aerodynamic loads, and the tracking quality of the program angle, thereby verifying the effectiveness of BTW control. By comparing the simulation results of different fitting base frequencies, it is concluded that excessively high fitting frequencies can affect control quality. From an engineering perspective, the "smoothness" of the rolling program angle is more important than its "fitting accuracy".

Keywords: plane-symmetric launch vehicle; bank-to-wind; wind disturbance; control force

运载火箭在稠密大气层内飞行时受到高空风^[1-3]产生的气动干扰力和力矩作用,对飞行姿态产生干扰,姿控系统将按照一定的控制率摇摆发动机改变推力矢量以抵消干扰。但受限于发动机的摇摆能力和火箭尾段的结构空间余量,发动机的摇摆角度通常有限幅要求,即推力矢量能够提供的控制力是有限的。因此,设计运载火箭总体方案时需要开展控制力设计,以使火箭在有限发动机摆角下满足克服干扰的需求。

当控制力不满足任务需求时,需进行控制力

优化,传统控制力优化方法有两种:一种是更改发动机摇摆方案,增加伺服机构将固定发动机改为摇摆发动机,或者将单摆发动机改成双摆发动机;另一种是改变控制方案,如使用弹道风修正^[4]、主动减载^[5-6]、自适应增广^[7]或自抗扰^[8]技术,降低摆角需求。

除此之外,对于面对称运载火箭,还可以通过改变控制力与干扰的通道匹配关系达到控制力优化的目的。所谓面对称通常指的是两助推构型,其特征是气动特性和控制力在俯仰和偏航通道不

完全对称,类似于升力体或乘波体飞行器^[9-11],往往存在一个“优势面”,设计时倾向于将“优势面”作为迎风面以匹配控制力需求。典型的面对称运载火箭包括美国的法尔肯9重型、德尔塔4H、宇宙神5、SLS系列,欧洲的阿里安5系列,中国的长征三号丙、长征八号等。

高空风干扰是运载火箭飞行中受到的主要干扰^[12]。发射前,发射场气象站会对发射窗口高空风做预报^[13-14],提供“预报窗口风”,火箭设计方将据此开展仿真评估,并给出发射放行结论。2020年12月20日,长征八号遥一火箭发射前,“预报窗口风”与设计风场风向差异很大,导致控制力通道匹配情况严重不满足设计意图,影响火箭发射放行,最终推迟两天发射。

针对上述问题,本文提出一种滚转姿态使得箭体“优势面”迎风承载,从而优化俯仰、偏航通道控制力分配的技术,称为迎风滚转(bank-to-wind, BTW)控制技术。本文重点研究了BTW控制技术的离线法,基于“预报窗口风”和标准弹道推导了BTW控制滚动程序角理论值,讨论

了飞行偏差对该理论值的影响;提出一种带权重的傅里叶级数拟合法对理论值进行修正,以符合工程应用的可行性;并以某面对称运载火箭为例开展了仿真比对验证,证明了BTW控制技术的有效性。

1 BTW 控制原理

1.1 基本思想

将运载火箭控制力较充裕的平面称为“优势面”,通过滚转控制将“优势面”作为迎风面,可以减小控制摆角需求,化解控制力不足的风险。这种通过滚动姿态调整迎风面以减小飞行摆角的控制技术即为BTW控制技术。

某面对称火箭尾视图和侧视图如图1所示, $O-x_1y_1z_1$ 为箭体系,记作B系,图中 τ 为横向平面(面 x_1Oz_1), π 为纵向平面(面 x_1Oy_1),不妨设 π 平面是优势面; μ 平面是横截面(面 y_1Oz_1)。风单位矢量 w 在 μ 平面的投影为 w' ,优势面 π 的单位法向量记为 e_3 ,BTW控制改变滚动姿态角 γ 旋转 π 平面,按最短路径使得 e_3 与 w' 共线。

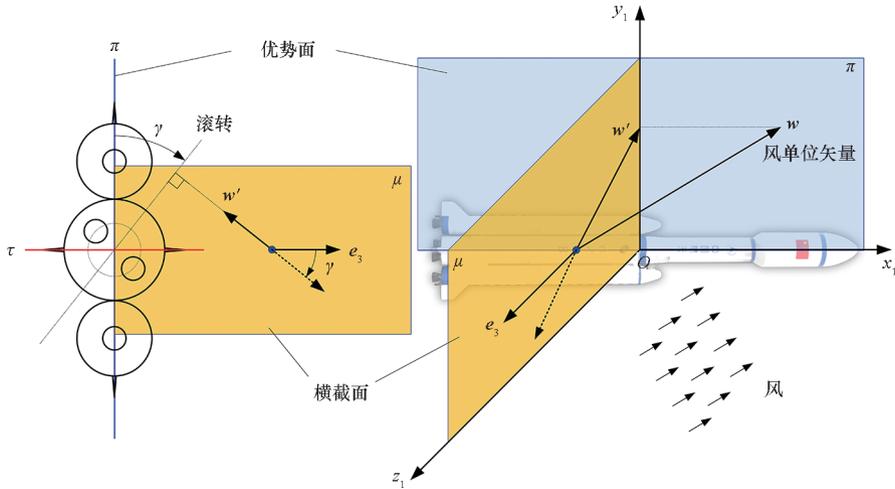


图1 面对称运载火箭BTW控制技术

Fig. 1 BTW control technology for plane-symmetric launch vehicle

1.2 控制结构

运载火箭姿态控制系统通常采用“姿态角偏差+姿态角速率”的经典比例-微分(proportional-differential, PD)控制结构,以惯性组合和速率陀螺作为敏感装置,伺服机构驱动发动机喷管摆动进行推力矢量控制。图2所示为BTW控制结构,俯仰、偏航、滚动三通道均可分为“姿态回路”和“角速率回路”。“姿态回路”输入为箭体系姿态角偏差,由发射惯性系姿态角与箭机装订三通道程序角解耦计算得到,发射惯性系姿态角为惯组测量信号经四元数解算的结果;

“角速率回路”输入为姿态角速率偏差,由速率陀螺测量信号减去程序角速率得到。

综上,BTW控制结构与传统PD控制的差异在于传统弹道设计滚动程序角为零,而BTW控制需要设计滚动程序角。因此,BTW控制的关键技术在于如何确定滚动程序角。一种思路是采用“在线法”,即飞行中根据实时测量信号在线生成滚动程序角指令;另一种思路是采用“离线法”,即根据预设风场离线设计滚动程序角,直接装订到箭上使用。本文将重点研究基于发射窗口预报风场的“离线法”。

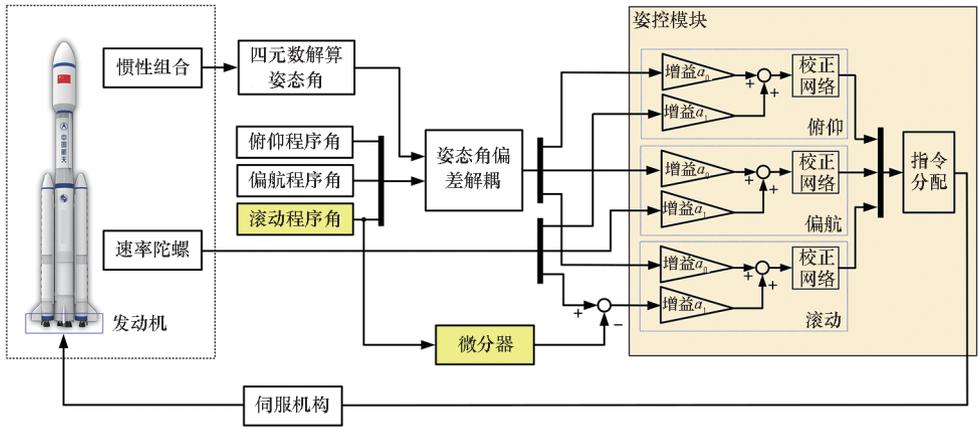


图 2 BTW 控制结构

Fig. 2 Control structure of BTW

1.3 程序角理论值计算

通常,在发射场可以拿到发射窗口的预报风场 \mathbf{W} ,风场 \mathbf{W} 定义在当地水平坐标系,记作 T 系, x_T 轴指向正东, y_T 轴指向正北, z_T 轴由右手法则确定。在确定的高度 H 上,风场 \mathbf{W} 坍塌为二维风矢量 \mathbf{V}_w ,即

$$\mathbf{V}_w = \begin{bmatrix} V_w \sin(A_w - \pi) \\ V_w \cos(A_w - \pi) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中, V_w 为高度 H 上的风速大小, A_w 为对应风向

$$\left\{ \begin{array}{l} \mathbf{B}_G = \begin{bmatrix} \cos\varphi\cos\psi & \sin\varphi\cos\psi & -\sin\psi \\ \cos\varphi\sin\psi\sin\gamma - \sin\varphi\cos\gamma & \sin\varphi\sin\psi\sin\gamma + \cos\varphi\cos\gamma & \cos\psi\sin\gamma \\ \cos\varphi\sin\psi\cos\gamma + \sin\varphi\sin\gamma & \sin\varphi\sin\psi\cos\gamma - \cos\varphi\sin\gamma & \cos\psi\cos\gamma \end{bmatrix} \\ \mathbf{G}_E = \begin{bmatrix} -\cos A_0 \sin B_0 \cos \lambda_0 - \sin A_0 \sin \lambda_0 & -\cos A_0 \sin B_0 \sin \lambda_0 + \sin A_0 \cos \lambda_0 & \cos A_0 \cos B_0 \\ \cos B_0 \cos \lambda_0 & \cos B_0 \sin \lambda_0 & \sin B_0 \\ \sin A_0 \sin B_0 \cos \lambda_0 - \cos A_0 \sin \lambda_0 & \sin A_0 \sin B_0 \sin \lambda_0 + \cos A_0 \cos \lambda_0 & -\sin A_0 \cos B_0 \end{bmatrix} \end{array} \right. \quad (3)$$

其中, φ, ψ, γ 分别为俯仰、偏航、滚动姿态角(3-2-1 转序), A_0 为弹道射向, B_0 为发射点地理纬度, λ_0 为发射点经度。

当地水平系 T 转地心系 E 可由三次变换完成,如图 3 所示,首先由 T 系经 $M_2[\pi]$ 变换为 T' 系,再经 $M_1[-(\phi + \pi/2)]$ 变换为 T'' 系,最后经 $M_3[-(\lambda - \pi/2)]$ 变换为 E 系,即

$$\mathbf{E}_T = \mathbf{M}_3 \left[-\left(\lambda - \frac{\pi}{2}\right) \right] \cdot \mathbf{M}_1 \left[-\left(\phi + \frac{\pi}{2}\right) \right] \cdot \mathbf{M}_2[\pi]$$

$$= \begin{bmatrix} -\sin\lambda & -\cos\lambda\sin\phi & \cos\lambda\cos\phi \\ \cos\lambda & -\sin\lambda\sin\phi & \sin\lambda\cos\phi \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中, $M_i[\cdot]$ ($i=1,2,3$) 为初等转换矩阵^[13], λ 为箭下点大地经度, ϕ 为箭下点地心纬度。

对于确定的弹道, G_E 和 E_T 是确定的,与滚动

(北偏东为正)。

将风矢量 \mathbf{V}_w 投影到箭体系 B,采取三步走方案:当地水平系 T $\xrightarrow{①}$ 地心系 E $\xrightarrow{②}$ 发射系 G $\xrightarrow{③}$ 箭体系 B,即

$$\mathbf{V}_w^B = \mathbf{B}_G \mathbf{G}_E \mathbf{E}_T \mathbf{V}_w \quad (2)$$

式中, B_G 为发射系 G 到箭体系 B 的转换矩阵, G_E 为地心系 E 到发射系 G 的转换矩阵, E_T 为当地水平系 T 到地心系 E 的转换矩阵。

根据文献[15], B_G 和 G_E 的表达式为

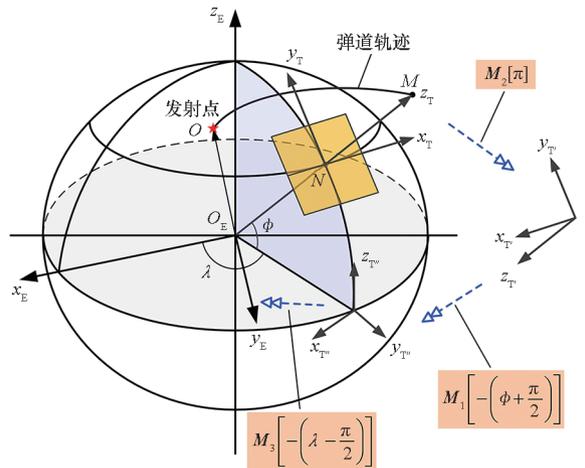


图 3 当地水平系转地心系

Fig. 3 Local horizontal coordinate system to geocentric coordinate system

姿态角无关,因此 BTW 控制的目的是通过改变 \mathbf{B}_G 实现的。BTW 控制的目标是通过程序滚转使得 \mathbf{e}_3 与 \mathbf{w}' 共线,可表达为如下的优化目标:
 $\max f_1(\gamma) = |(\mathbf{w}, \mathbf{e}_3)|$ 。其中, $(\mathbf{w}, \mathbf{e}_3)$ 表示 \mathbf{w} 和 \mathbf{e}_3 的内积,在箭体系 B 下表达为 $\mathbf{w} = \mathbf{V}_w^B / |\mathbf{V}_w|, \mathbf{e}_3 = [0, 0, 1]^T$ 。显然 $0 < f_1 < 1$, 则上述优化目标可改写为如下的最小化形式:

$$\min f_2(\gamma) = 1 - |(\mathbf{V}_w^B / |\mathbf{V}_w|, \mathbf{e}_3)| \quad (5)$$

显然, $0 < f_2 < 1$ 。将式(1)~(4)代入式(5)得到

$$f_2(\gamma) = 1 - \left| \left(\mathbf{B}_G \mathbf{G}_E \mathbf{E}_T \begin{bmatrix} \sin(A_w - \pi) \\ \cos(A_w - \pi) \\ 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \right) \right| \quad (6)$$

不妨令

$$\begin{cases} \mathbf{G}_E \mathbf{E}_T \begin{bmatrix} \sin(A_w - \pi) \\ \cos(A_w - \pi) \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} w_{x,G} \\ w_{y,G} \\ w_{z,G} \end{bmatrix} \\ \mathbf{B}_G = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} \\ b_{31} & b_{32} & b_{33} \end{bmatrix} \end{cases} \quad (7)$$

则式(6)可表达为

$$f_2(\gamma) = 1 - |b_{31}w_{x,G} + b_{32}w_{y,G} + b_{33}w_{z,G}| \quad (8)$$

将

$$\begin{cases} b_{31} = \cos\varphi \sin\psi \cos\gamma + \sin\varphi \sin\gamma \\ b_{32} = \sin\varphi \sin\psi \cos\gamma - \cos\varphi \sin\gamma \\ b_{33} = \cos\psi \cos\gamma \end{cases}$$

代入式(8),并令

$$\begin{cases} C_1 = w_{x,G} \cos\varphi \sin\psi + w_{y,G} \sin\varphi \sin\psi + w_{z,G} \cos\psi \\ C_2 = w_{x,G} \sin\varphi - w_{y,G} \cos\varphi \end{cases} \quad (9)$$

得到

$$f_2(\gamma) = 1 - \sqrt{C_1^2 + C_2^2} \left| \cos \left[\gamma - \arccos \left(\frac{C_1}{\sqrt{C_1^2 + C_2^2}} \right) \right] \right| \quad (10)$$

显然,当 $\gamma = \arccos \left(\frac{C_1}{\sqrt{C_1^2 + C_2^2}} \right) + k\pi$ ($k \in -1, 0$) 时, $f_2(\gamma)$ 取最小值 $1 - \sqrt{C_1^2 + C_2^2}$ 。因此, BTW 控制目标要求的滚动程序角理论值为

$$\gamma_{cx}^* = \arccos \left(\frac{C_1}{\sqrt{C_1^2 + C_2^2}} \right) + k\pi \quad \gamma_{cx}^* \in \left[-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2} \right) \quad (11)$$

注意,解式(11)反余弦三角函数值时,应配

合 $\sin\gamma_{cx}^*$ 的符号确定 γ_{cx}^* 的符号。

1.4 飞行偏差对程序角理论值的影响

下面讨论飞行偏差对上述程序角理论值的影响。首先对 C_1 和 C_2 进行简化,火箭在一级飞行段的箭下点经纬度可近似认为变化很小,即 $\lambda \approx \lambda_0, \phi \approx B_0$,代入式(7)得到

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} w_{x,G} \\ w_{y,G} \\ w_{z,G} \end{bmatrix} &= \mathbf{M}_2 \left[-\left(\frac{\pi}{2} + A_0 \right) \right] \mathbf{M}_1 [B_0] \mathbf{M}_3 [\lambda_0 - \lambda] \cdot \\ &\mathbf{M}_1 \left[-\left(\phi + \frac{\pi}{2} \right) \right] \mathbf{M}_2 [\pi] \begin{bmatrix} -\sin A_w \\ -\cos A_w \\ 0 \end{bmatrix} \\ &\approx \mathbf{M}_2 \left[-\left(\frac{\pi}{2} + A_0 \right) \right] \mathbf{M}_1 \left[B_0 - \phi - \frac{\pi}{2} \right] \cdot \\ &\mathbf{M}_2 [\pi] \begin{bmatrix} -\sin A_w \\ -\cos A_w \\ 0 \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} -\cos(A_0 - A_w) \\ 0 \\ \sin(A_0 - A_w) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (12)$$

将式(12)代入式(9),并且令 $\Delta A = A_0 - A_w$, $\sin\psi \approx \psi, \cos\psi \approx 1$,得到

$$\begin{cases} C_1 \approx -\cos\Delta A \cdot \psi \cos\varphi + \sin\Delta A \\ C_2 \approx -\cos\Delta A \cdot \sin\varphi \end{cases} \quad (13)$$

考虑构造函数

$$Y(\varphi, \psi) = \cos^2 \gamma_{cx}^* = \frac{C_1^2}{C_1^2 + C_2^2} \quad (14)$$

对式(14)两边取微分,得到

$$d\gamma_{cx}^* = -\frac{C_1^2 + C_2^2}{2C_1 C_2} dY \quad (15)$$

令

$$g(\varphi, \psi) = \frac{C_2}{C_1} \approx \frac{\sin\varphi}{\psi \cos\varphi - \tan\Delta A} \quad (16)$$

则

$$\begin{cases} Y(\varphi, \psi) = \frac{1}{1 + g^2} \\ d\gamma_{cx}^* = -\frac{1 + g^2}{2g} dY \end{cases} \quad (17)$$

Y 的全导数为

$$dY = \frac{\partial Y}{\partial \varphi} d\varphi + \frac{\partial Y}{\partial \psi} d\psi \quad (18)$$

求 Y 对 φ 和 ψ 的偏导数,得

$$\begin{cases} \frac{\partial Y}{\partial \varphi} = -\frac{1}{(1 + g^2)^2} \cdot 2g \cdot \frac{\partial g}{\partial \varphi} \\ \frac{\partial Y}{\partial \psi} = -\frac{1}{(1 + g^2)^2} \cdot 2g \cdot \frac{\partial g}{\partial \psi} \end{cases} \quad (19)$$

求 g 对 φ 和 ψ 的偏导数,得

$$\begin{cases} \frac{\partial g}{\partial \varphi} = \frac{\psi - \tan \Delta A \cos \varphi}{(\psi \cos \varphi - \tan \Delta A)^2} \\ \frac{\partial g}{\partial \psi} = -\frac{\sin \varphi \cos \varphi}{(\psi \cos \varphi - \tan \Delta A)^2} \end{cases} \quad (20)$$

将式(16)、式(19)、式(20)代入式(18)得到

$$dY = -\frac{2 \sin \varphi (\psi \cos \varphi - \tan \Delta A)}{[(\psi \cos \varphi - \tan \Delta A)^2 + \sin^2 \varphi]^2} \cdot [(\psi - \tan \Delta A \cos \varphi) d\varphi - \sin \varphi \cos \varphi d\psi] \quad (21)$$

将式(16)和式(21)代入式(17),并取 $\psi \approx 0^\circ$,得到

$$d\gamma_{cx}^* \approx \frac{-\cos \varphi \tan \Delta A}{\tan^2 \Delta A + \sin^2 \varphi} d\varphi + \frac{-\sin \varphi \cos \varphi}{\tan^2 \Delta A + \sin^2 \varphi} d\psi \quad (22)$$

$$\text{令 } h_1(x) = \left| \frac{-\cos \varphi \cdot x}{x^2 + \sin^2 \varphi} \right|, \quad h_2(x) =$$

$$\left| \frac{-\sin \varphi \cos \varphi}{x^2 + \sin^2 \varphi} \right|, \text{其中, } x = \tan \Delta A, x \in \mathbf{R}, \text{容易证明当}$$

$x = \pm \sin \varphi$ 时, $h_1(x)$ 取最大值 $\frac{1}{2 \tan \varphi}$; 当 $x = 0$ 时,

$h_2(x)$ 取最大值 $\frac{1}{\tan \varphi}$ 。

因此,不等式(23)成立。

$$\begin{aligned} |d\gamma_{cx}^*| &\leq \left| \frac{-\cos \varphi \tan \Delta A}{\tan^2 \Delta A + \sin^2 \varphi} \right| |d\varphi| + \left| \frac{-\sin \varphi \cos \varphi}{\tan^2 \Delta A + \sin^2 \varphi} \right| |d\psi| \\ &\leq \frac{1}{2 \tan \varphi} |d\varphi| + \frac{1}{\tan \varphi} |d\psi| \end{aligned} \quad (23)$$

通常,火箭通过大风区的俯仰姿态角大于 45° ,即 $\tan \varphi > 1$,式(23)可进一步放缩为

$$|d\gamma_{cx}^*| \leq \frac{1}{2} |d\varphi| + |d\psi|$$

因此,BTW 控制滚动程序角理论值偏差 $d\gamma_{cx}^*$ 与飞行姿态偏差 $d\varphi$ 和 $d\psi$ 是同阶小量。

2 程序角修正算法值

由于预设风场的不确定性,按照式(11)生成的滚动程序角可能存在跳变,而液体运载火箭控制截频较低,姿控系统跟踪能力可能不够。因此需要对式(11)给出的理论值进行修正,以符合工程应用的可行性。取如式(24)所示的傅里叶级数对滚动程序角理论值 γ_{cx}^* 进行拟合。

$$\hat{\gamma}_{cx} = a_0 + \sum_{n=1}^R [a_n \cos(n\omega_0 t) + b_n \sin(n\omega_0 t)] \quad (24)$$

式中, R 为拟合阶次, ω_0 可根据滚动通道的刚体控制截止频率确定,这样可以保证拟合结果足够光滑,满足刚体控制截止频率要求。

气动力较弱时可不严格拟合理论值,因此在不同的时间点可以取不同的拟合权重。将 $Q =$

qV_w/V 作为气动力正相关的近似衡量指标,称作风影响系数,其中 q 为飞行动压, V_w 为风速大小, V 为箭体相对发射系的速度大小。显然, Q 越大,气动力越强,拟合值 $\hat{\gamma}_{cx}$ 向理论值 γ_{cx}^* 逼近的权重越大。因此,拟合权重可取为

$$\lambda = \left(\frac{Q}{Q_{\max}} \right)^2$$

其中, Q_{\max} 为风影响系数最大值,则 $0 \leq \lambda \leq 1$ 。

该拟合问题可表达为如式(25)所示的最优化问题。

$$\min h = \frac{1}{t_{\max} - t_{\min}} \int_{t=t_{\min}}^{t_{\max}} \lambda |\hat{\gamma}_{cx} - \gamma_{cx}^*| dt \quad (25)$$

或者改写为如式(26)所示的离散形式。

$$\min h = \frac{\sum_{i=0}^N \lambda(t_i) |\hat{\gamma}_{cx}(t_i) - \gamma_{cx}^*(t_i)| \Delta t}{t_{\max} - t_{\min}} \quad t_i = i \cdot \Delta t \quad (26)$$

式中, $\Delta t = \frac{t_{\max} - t_{\min}}{N}$ 为离散时间步长, t_{\min} 和 t_{\max} 分别为 BTW 控制的起始时间和结束时间, N 为足够大的正整数。

选定恰当的 R 、 Δt 和 ω_0 ,采用适当的优化算法求解式(26)所述的最优化问题,得到一组最优的拟合参数 a_0^* 、 a_n^* 、 b_n^* ($n = 1, 2, \dots, R$),并代入式(24)得到 BTW 控制的程序角。

上述拟合仅在“大风区”实施,大风区以外程序角可采用二次曲线进行拼接。

3 仿真校验

3.1 算例描述

以某面对称运载火箭为例,其一级发动机及伺服机构布局尾视图如图 4 所示,该火箭在偏航通道有四台发动机参与姿态控制,图中 X1 和 X2 表示芯级 1#和 2#发动机,Z1 和 Z3 表示 1#助推器和 3#助推器的发动机,A1、B1、A2、B2 为图中对应位置的伺服机构编号。而俯仰通道仅有两台,从控制力角度看纵向平面 π 是其优势面。该火箭的任务射向是南射向,高空风通常以西风为主,因此设计时把 π 平面放在射面内以达到将优势面作为迎风面的目的。

但是实际高空风未必是严格西风,一组实测高空风场如图 5 所示,风剖面海拔高度覆盖 $0 \sim 25$ km,最大风速约 40 m/s,风向在 270° 附近但浮动范围较大。尤其是在海拔高度为 $8 \sim 14$ km 的大风区内,风向由约 320° 变化到约 260° ,实际迎

风面与优势面严重不匹配,可以采用 BTW 技术对控制力情况进行优化。

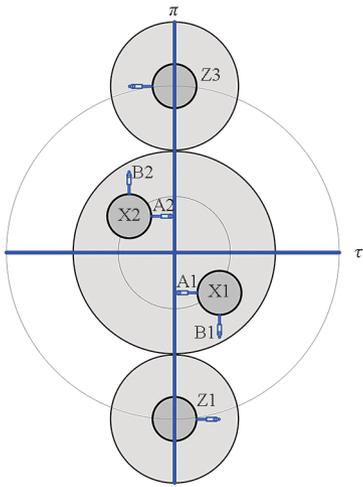


图4 面对称运载火箭尾视图

Fig. 4 Tail view of a plane-symmetric launch vehicle

3.2 程序角理论值及拟合值

基于标准弹道和上述实测高空风,采用式(11)计算得到 BTW 控制滚动程序角理论值 γ_{cx}^* ,结果如图6黑色实线所示。显然,滚动程序角理论值跳变幅度较大,无法直接投入工程应用。

采用前述方法对滚动程序角进行拟合,选取拟合阶次 $R = 8$ 、离散时间步长 $\Delta t = 0.02$ s,并取

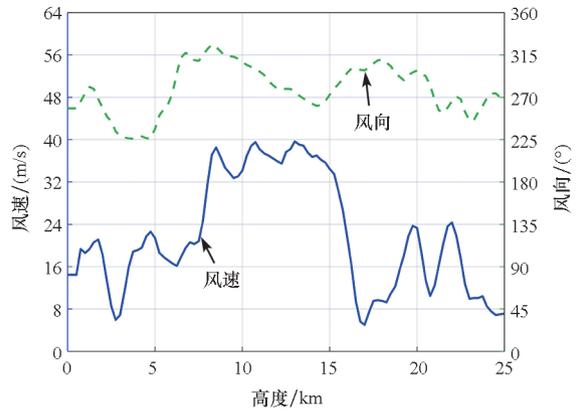


图5 一组实测高空风场

Fig. 5 A group of measured high-altitude wind fields

三个不同拟合基频 0.027 rad/s、 0.052 rad/s、 0.111 rad/s,分别记作拟合1、拟合2、拟合3,对应拟合曲线 $\hat{\gamma}_{cxi}$ ($i = 1, 2, 3$)按式(26)计算的拟合残差分别为 $h_1 = 1.47^\circ$ 、 $h_2 = 1.09^\circ$ 和 $h_3 = 0.83^\circ$ 。

滚动程序角理论值及拟合值如图6所示。坐标轴左纵轴为滚动程序角,右纵轴为拟合权重,黑色实线为滚动程序角理论值,蓝色点线为 $\hat{\gamma}_{cx1}$,蓝色虚线为 $\hat{\gamma}_{cx2}$,蓝色实线为 $\hat{\gamma}_{cx3}$ 。显然,随着拟合基频提高,拟合性变好。由图可知,由于拟合策略中考虑了权重,在权重高的地方比权重低的地方拟合效果更好。

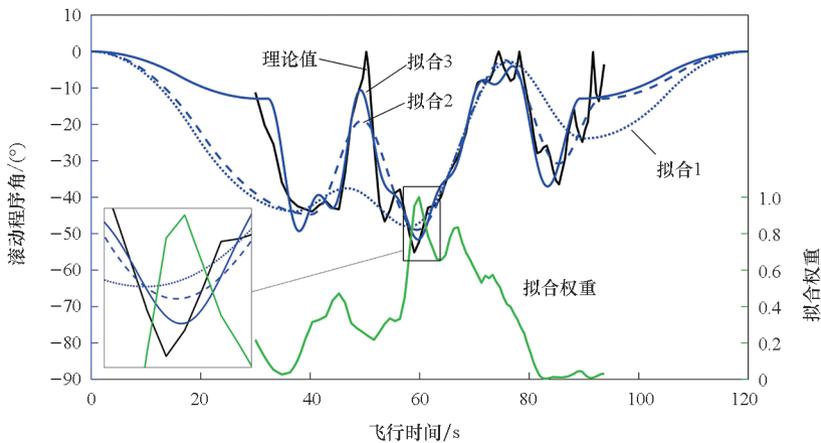


图6 滚动程序角理论值及拟合值

Fig. 6 Theoretical value and curve fitting of rolling program angle

3.3 结果与讨论

开展四个状态的六自由度全量飞行动力学仿真:①无 BTW 控制(记作无 BTW);② $\hat{\gamma}_{cx1}$ 作为滚动程序角(记作 BTW1);③ $\hat{\gamma}_{cx2}$ 作为滚动程序角(记作 BTW2);④ $\hat{\gamma}_{cx3}$ 作为滚动程序角(记作 BTW3)。从 BTW1 到 BTW3,“拟合性”越来越好,

“光滑性”越来越差。

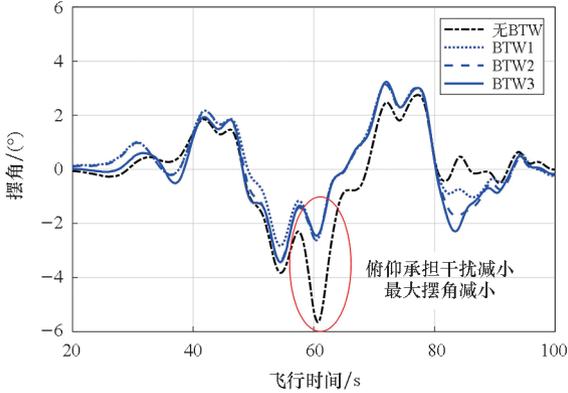
仿真对象为 3.1 节所述面对称运载火箭,芯级两台发动机(编号为 X1 和 X2)双向摆动,合成摆角限幅 6° ;两个助推器各一台发动机(编号为 Z1 和 Z3)单向摆动,摆角限幅 8° 。控制力分配方案为:芯级发动机承担俯仰和偏航指令,助推发动机承担偏航和滚动指令,芯级和助推指令分配比

例为 1 : 1。弹道射向 $A_0 = 179.925^\circ$, 起飞质量约为 360 t, 起飞推力约为 480 t。

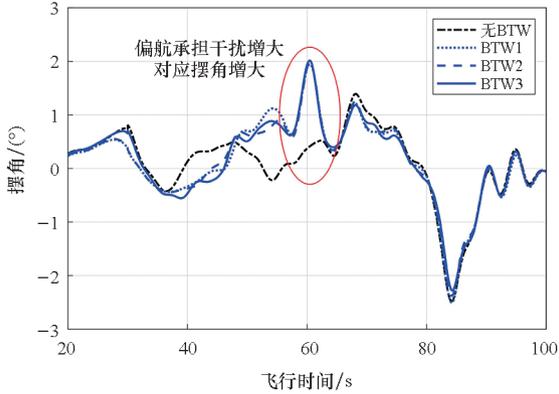
下面将从控制力、飞行气动载荷和滚动程序角跟踪品质三个角度对仿真结果进行分析。

3.3.1 控制力

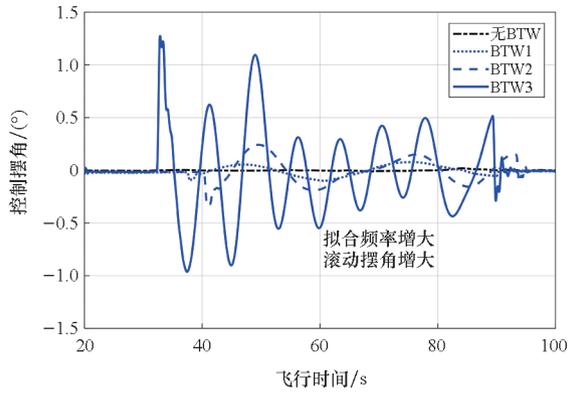
四个状态下的俯仰、偏航、滚动通道控制摆角如图 7 所示, 芯级发动机 X1 合成摆角如图 8 所示, 助推发动机 Z1 摆角如图 9 所示。



(a) 俯仰通道
(a) Pitch channel



(b) 偏航通道
(b) Yaw channel



(c) 滚动通道
(c) Roll channel

图 7 俯仰、偏航、滚动控制摆角

Fig. 7 Pitch, yaw and roll control angles

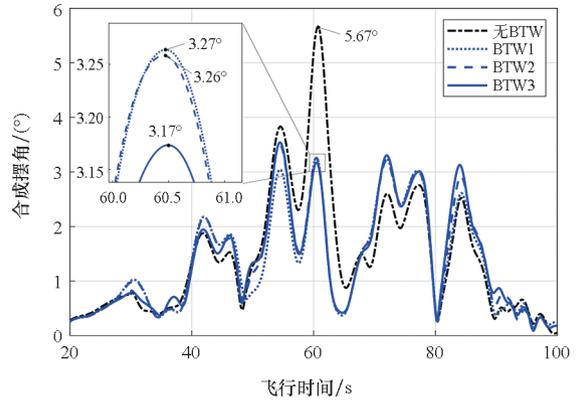


图 8 芯级发动机 X1 合成摆角

Fig. 8 Core stage engine X1 resultant deflection angle

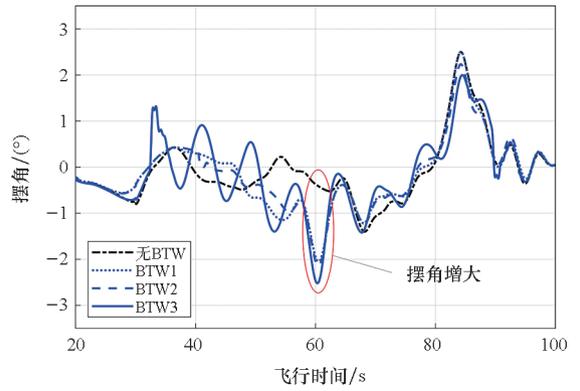


图 9 助推发动机 Z1 摆角

Fig. 9 Booster engine Z1 deflection angle

从控制摆角和发动机摆角的仿真实况看, 无 BTW 状态, 俯仰通道最大摆角达到 5.65° , 对应时刻偏航通道摆角仅为 0.43° , 俯仰、偏航两通道的控制力与干扰严重不匹配。芯级发动机 X1 的合成摆角 δ_{x1} 最大值达到 5.67° (X2 与 X1 相同, 不再赘述), 接近摆角限幅值 6° , 存在控制力不足的风险。而助推发动机摆角 δ_{z1} (Z1) 和 δ_{z3} (Z3) 最大值仅为 2.50° , 相对 8° 的摆角能力而言, 助推发动机摆角富余很多。

采用 BTW 控制后, 俯仰通道承担干扰减小, 最大摆角减小; 偏航通道承担干扰增大, 对应摆角增大。芯级合成摆角 δ_{xk} ($k = 1, 2$) 最大值显著降低, 对应 BTW1 至 BTW3 状态分别为 3.27° 、 3.26° 和 3.17° , 相比于无 BTW 状态分别降低了 42.3% 、 42.5% 和 44.1% 。在芯级合成摆角显著降低的同时, 助推摆角并未有显著增大。由此可见, 虽然 BTW 降摆角的能力随着“拟合性”变好而略有提升, 但 BTW1 至 BTW3 差异不大, 这说明在满足一定的“拟合性”前提下, 进一步提升“拟合性”的必要性不大。相反, 在过拟合情况下, 还会导致滚动通道控制摆角增大, 对于减

小摆角不利。

3.3.2 飞行气动载荷

载荷攻角和载荷侧滑角如图 10 和图 11 所示,飞行气动载荷因子 q_α 曲线如图 12 所示。

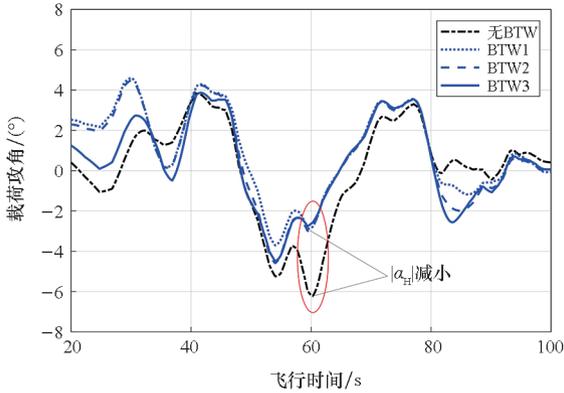


图 10 载荷攻角
Fig. 10 Load angle of attack

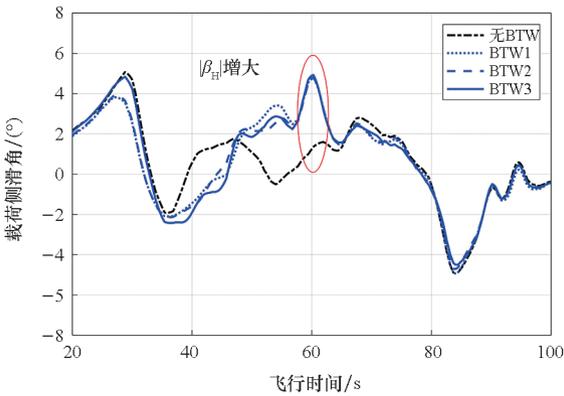


图 11 载荷侧滑角
Fig. 11 Load angle of sideslip

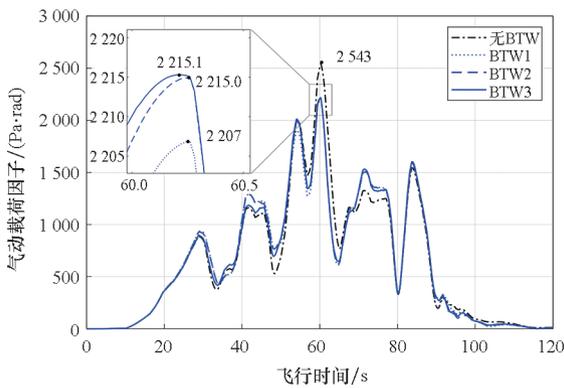


图 12 飞行气动载荷因子曲线
Fig. 12 Flight aerodynamic load factor curve

从载荷攻角 α_H 和载荷侧滑角 β_H 仿真情况看,BTW 控制在最大拟合权重附近存在确定的作用规律: $|\alpha_H|$ 减小, $|\beta_H|$ 增大。这是因为在箭体滚转后,俯仰通道承担的气动载荷减小,导致偏航通道承担的载荷增大。

从 q_α 仿真情况看,无 BTW 状态最大 q_α 为 2 543 Pa · rad。采用 BTW 控制后,最大 q_α 均降低,对应 BTW1 至 BTW3 状态分别为 2 207 Pa · rad、2 215 Pa · rad和 2 215.1 Pa · rad。

3.3.3 滚动程序角跟踪品质

三组拟合程序角的角加速度曲线如图 13 所示,对应仿真的滚动姿态角偏差如图 14 所示。

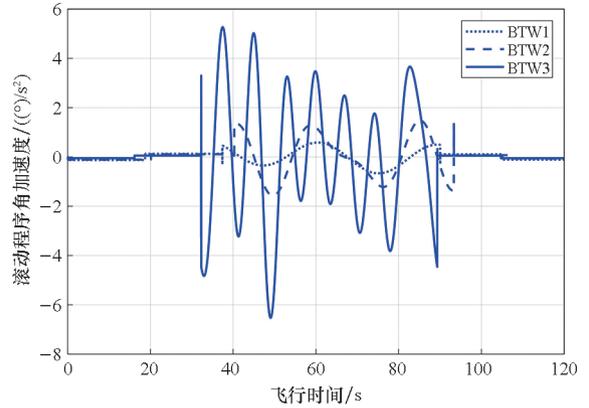


图 13 滚动程序角加速度
Fig. 13 Angular acceleration of rolling program angle

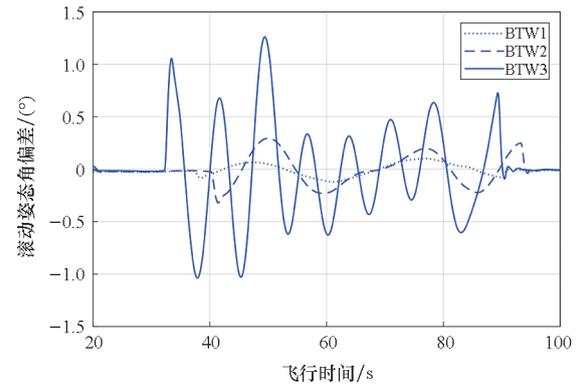


图 14 滚动姿态角偏差
Fig. 14 Deviation of rolling attitude angle

程序角加速度反映对控制力的需求,程序角加速度越小,“光滑性”越好,对控制力的需求越小。将最大程序角加速度绝对值作为“光滑性”的度量,记作 κ ,对应 BTW1 至 BTW3,“光滑性”度量值分别为 $\kappa_1 = 0.67 (^\circ)/s^2$ 、 $\kappa_2 = 1.57 (^\circ)/s^2$ 和 $\kappa_3 = 6.53 (^\circ)/s^2$ 。

姿态角偏差反映程序角跟踪品质,对应 BTW1 至 BTW3,最大滚动姿态角偏差分别为 $|\Delta\gamma_1| = 0.11^\circ$ 、 $|\Delta\gamma_2| = 0.32^\circ$ 和 $|\Delta\gamma_3| = 1.26^\circ$,因此随着“光滑性”变差,程序角跟踪品质变差。

表 1 是对仿真结果分析的汇总,从表 1 中结果可得如下结论:

1)BTW 作用的直接表现是,通过姿态滚转,

减小弱势通道(俯仰)的风干扰,由强势通道(偏航)承担,因此俯仰通道攻角和摆角减小,偏航通道的攻角和摆角增大,而合成后的总攻角和摆角均降低。

2)滚动程序角对理论值的“拟合性”不是第

一位的,只要在风影响最大的时刻附近拟合好即能达到较好效果;相反,过拟合是不建议的,因为会降低滚动通道的跟踪品质,导致滚动通道的额外摆角需求出现,从这个角度看,“光滑性”比“拟合性”更重要。

表 1 仿真分析结果

Tab.1 Simulation analysis results

分析因素	仿真状态				备注	
	无 BTW	BTW1	BTW2	BTW3		
控制力	$ \delta_\varphi /(\circ)$	5.65	2.62	2.60	2.45	俯仰摆角减小
	$ \delta_\psi /(\circ)$	0.43	1.95	1.97	2.01	偏航摆角增大
	$ \delta_\gamma /(\circ)$	0	0.10	0.17	0.50*	过拟合滚动摆角增大
	$\delta_{x1,2}/(\circ)$	5.67	3.27	3.26	3.17	芯级最大摆角减小
	$ \delta_{z1,3} /(\circ)$	0.43	2.05	2.14	2.51*	对应助推摆角增大
最大 $q_\alpha/(\text{Pa} \cdot \text{rad})$	2 543	2 207	2 215	2 215.1	最大 q_α 降低	
飞行气动载荷	$ \alpha_H /(\circ)$	6.22	2.79	2.80	2.58	载荷攻角减小
	$ \beta_H /(\circ)$	1.35	4.78	4.80	4.92	载荷侧滑角增大
拟合性指标 $h/(\circ)$		1.47	1.09	0.83	“拟合性”递增	
滚动程序角 光滑性指标 $\kappa/((\circ)/\text{s}^2)$		0.67	1.57	6.53	“光滑性”递减	
跟踪品质	$ \Delta\gamma /(\circ)$		0.11	0.32	1.26*	姿态偏差增大
	$ \Delta\dot{\gamma} /((\circ)/\text{s})$		0.05	0.47	1.51*	角速度偏差增大

注: 1. 控制力部分数据对应的是芯级发动机最大摆角时刻。

2. 气动载荷部分数据对应的是最大 q_α 时刻。

3. 表中 * 表示该变量仿真曲线存在显著振荡。

4 结论

本文针对面对称运载火箭俯仰、偏航通道控制力不匹配问题,提出一种通过姿态滚转控制调整迎面风以减小最大飞行摆角的控制技术,简称 BTW 控制技术。本文重点研究了 BTW 技术的离线法,主要研究内容包括:

1)推导了 BTW 控制滚动程序角理论值的解析解 γ_{ca}^* ,证明了 γ_{ca}^* 的偏差 $d\gamma_{ca}^*$ 与飞行姿态偏差 $d\varphi$ 和 $d\psi$ 是同阶小量;

2)提出了一种带权重的傅里叶级数拟合算法对 γ_{ca}^* 进行修正,以符合工程应用的可行性,其中引入了风影响系数 Q 作为衡量权重的指标;

3)应用 BTW 控制技术,开展了六自由度飞行动力学仿真,并与无 BTW 控制状态的控制力、飞行气动载荷和滚动程序角跟踪品质进行对比,证明了 BTW 控制技术的有效性。

值得注意的是,在验证 BTW 控制技术的有效性时,根据不同拟合基频取 BTW1 至 BTW3 三个

状态进行对照。对照结果表明滚动程序角对理论值的“拟合性”不是第一位的,只要在风影响最大的时刻附近拟合好,BTW 控制就能发挥出理想的效果;而滚动程序角的“光滑性”对滚动通道的跟踪品质有显著影响。

当然,上述“拟合性”与“光滑性”的比对结论仅是针对本文特定研究对象和特定仿真条件得出的,实际工程应用时随着对象特性和风场特性的变化,“拟合性”与“光滑性”的取舍结论也是变化的。因此上文所述“光滑性”比“拟合性”更重要的观点只是一种工程偏好,并非理论推导的结论。

本文提出的 BTW 控制技术,能够解决面对称运载火箭俯仰、偏航通道控制力不匹配的问题,提高其发射放行概率。该技术不涉及对风干扰的补偿(弹道风修正)、控制反馈结构的改变(主动减载、自抗扰)、控制重分配等,因此与其他方法不冲突,能够与其他方法组合使用,进一步提升有效性。BTW 技术简单可行,箭上不新增硬件设备,

不改变控制结构和控制参数,只需更改滚动程序角相关诸元,飞行软件改动少,具有较强工程应用价值。

参考文献 (References)

- [1] JOHNSON D L, VAUGHAN W W. The wind environment interactions relative to launch vehicle design[J]. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 2020, 12(1): 220.
- [2] ADELFIANG S I, SMITH O E, BATTIS G W. Ascent wind model for launch vehicle design[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1994, 31(3): 502-508.
- [3] 赵人濂, 陈振官, 付维贤. 风切变与运载火箭设计[J]. *宇航学报*, 1998, 19(2): 105-108.
ZHAO R L, CHEN Z G, FU W X. Wind shear and rocket design[J]. *Journal of Astronautics*, 1998, 19(2): 105-108. (in Chinese)
- [4] 余梦伦. CZ-2E 火箭高空风弹道修正[J]. *导弹与航天运载技术*, 2001(1): 9-15.
YU M L. CZ-2E ballistic correction for high altitude wind[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2001(1): 9-15. (in Chinese)
- [5] 宋征宇. 运载火箭飞行减载控制技术[J]. *航天控制*, 2013, 31(5): 3-7, 18.
SONG Z Y. Load control technology in launch vehicle[J]. *Aerospace Control*, 2013, 31(5): 3-7, 18. (in Chinese)
- [6] 吴燕生, 何麟书. 新一代运载火箭姿态控制技术[J]. *北京航空航天大学学报*, 2009, 35(11): 1294-1297.
WU Y S, HE L S. Attitude control technology of new-generation launch vehicles[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009, 35(11): 1294-1297. (in Chinese)
- [7] 韦常柱, 琚啸哲, 何飞毅, 等. 运载火箭主动段自适应增广控制[J]. *宇航学报*, 2019, 40(8): 918-927.
WEI C Z, JU X Z, HE F Y, et al. Ascent flight adaptive augmenting control for launch vehicles [J]. *Journal of Astronautics*, 2019, 40(8): 918-927. (in Chinese)
- [8] ZHANG X Y, XUE W C, LIU Z B, et al. Compensated acceleration feedback based active disturbance rejection control for launch vehicles [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2023, 37(4): 464-478.
- [9] 卢晓东, 辛佳宁, 顾嘉耀, 等. 析构时间相关模型的面对称飞行器机动估计[J]. *宇航学报*, 2021, 42(2): 167-174.
LU X D, XIN J N, GU J Y, et al. Maneuvering estimation for plane-symmetric aircraft based on destructive time-dependent model[J]. *Journal of Astronautics*, 2021, 42(2): 167-174. (in Chinese)
- [10] 张记华, 王磊, 赵文龙, 等. 一类面对称飞行器横侧向通道LCDP控制方法[J]. *飞控与探测*, 2021, 4(5): 44-53.
ZHANG J H, WANG L, ZHAO W L, et al. LCDP control technology for lateral-directional channel of a class of surface-symmetric aircraft [J]. *Flight Control & Detection*, 2021, 4(5): 44-53. (in Chinese)
- [11] 王鹏. 高超声速飞行器倾侧转弯耦合控制策略[J]. *国防科技大学学报*, 2017, 39(4): 125-130.
WANG P. Bank-to-turn coupling control strategy for hypersonic vehicle [J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2017, 39(4): 125-130. (in Chinese)
- [12] 张其琛. 弹道导弹主动段抗风扰控制问题研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.
ZHANG Q C. Research on the anti-wind disturbance control of the ballistic missile in boost phase [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017. (in Chinese)
- [13] 卓伟, 郭学文, 樊晶. 基于 T213 数值预报的西昌发射场高空风预报技术研究[J]. *高原山地气象研究*, 2012, 32(4): 51-54.
ZHUO W, GUO X W, FAN J. Study of upper wind forecasting techniques based on T213 numerical forecasting in Xichang launch site [J]. *Plateau and Mountain Meteorology Research*, 2012, 32(4): 51-54. (in Chinese)
- [14] 杨本湘. 西昌发射场区旱季高空最大风的分析预报[J]. *气象*, 2003, 29(6): 22-25.
YANG B X. Analysis and forecasting of upper maximal wind in dry season at Xichang launch site [J]. *Meteorological Monthly*, 2003, 29(6): 22-25. (in Chinese)
- [15] 陈克俊, 刘鲁华, 孟云鹤. 远程火箭飞行动力学与制导[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.
CHEN K J, LIU L H, MENG Y H. Launch vehicle flight dynamics and guidance [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2014. (in Chinese)