

УДК 629.7.036.22

ВЛИЯНИЕ ОТКРЫВАНИЯ СТОРОК ВОЗДУХОЗАБОРНОГО УСТРОЙСТВА ПРИ ЗАПУСКЕ ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ТРАЕКТОРИЮ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Л. Л. КАРТОВИЦКИЙ¹, В. В. РАЗНОСЧИКОВ², В. А. СОРОКИН³, Л. С. ЯНОВСКИЙ⁴

¹levka_58@mail.ru, ²raznoschikov@mail.ru, ³info@iskramkb.ru, ⁴lsyanovskiy@ciam.ru

^{1,4} Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (МАИ)

² Институт проблем химической физики РАН

³ АО «Машиностроительное конструкторское бюро «Искра»

Поступила в редакцию 11.10.2020

Аннотация. Представлены результаты исследования, касающиеся влияния ударного взаимодействия системы открывания створки воздухозаборного устройства (ВЗУ) на динамику полета высокоскоростного летательного аппарата (ЛА) в момент запуска прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) в условиях реальной атмосферы. Представленная динамическая модель интегрированной системы «ЛА – ПВРД» позволяет выработать соответствующие коррективы в законе управления ЛА с целью минимизации возмущений на траекторию полета для формирования энергетически выгодных траекторий, что представляется необходимым требованием по выходу ЛА в расчетную точку траектории на режиме запуска ПВРД.

Ключевые слова: высокоскоростной летательный аппарат; воздухозаборник; прямоточный воздушно-реактивный двигатель; динамическая модель.

ВВЕДЕНИЕ

Для анализа изменения траектории ЛА на режиме запуска ПВРД требуются не только экспериментальные аэродинамические характеристики, но и информация об их изменении на отдельных этапах полета. Отсутствие последней приводит к необходимости оценивать влияние допустимого отклонения аэродинамических параметров и изменения конфигурации воздухозаборника на изменение траектории ЛА. Для этого выполняется анализ изменения углов атаки, коэффициента подъемной силы, перегрузок n_x и n_y , изменения траекторного угла. Такой анализ позволяет оценить только величину компенсационного (фактически дискретного)

управления переключением аэродинамических рулей для поддержания горизонтального полета.

Из-за неопределенности момента открывания створок ВЗУ и инерционного запаздывания переключки аэродинамических рулей управление положением ЛА по разомкнутому контуру (принцип компенсации) приводит к нежелательным изменениям траектории полета. Динамическая модель оценки влияния на ЛА возмущений, вызываемых при открывании заслонки ВЗУ, приведена в статье [1], которая является первой частью комплексной работы по оценке влияния открывания створок ВЗУ при запуске ПВРД на траекторию ЛА.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Любые маневры ЛА должны быть жестко увязаны с требованиями к минимизации времени и качеству переходных режимов полета, сохранению устойчивости и управляемости ЛА при минимальных потерях на балансировку, а также к обеспечению требуемой траектории ЛА при парировании кабрирующего (пикирующего) момента, что в целом предполагает минимизацию энергетических затрат на управление траекторным движением ЛА. Однако из-за амплитуды возмущений и ограниченной эффективности рулевого аэродинамического управления в заданном интервале времени располагаемого диапазона регулирования исполнительных механизмов привода аэродинамических рулей может быть недостаточно для реализации непрерывного управления с учетом требований к качеству и продолжительности динамического режима ЛА. Это в основном связано со значительной инерционностью, низким быстродействием и ограничениями для приводов аэродинамических рулей в сравнении со скоростью процессов в системе управления силовой установкой. В связи с этим для реализации непрерывного управления могут быть задействованы энергетические ресурсы более быстродействующих подсистем силовой установки (СУ), позволяющие оказывать влияние на закон изменения траектории ЛА в режиме запуска маршевого двигателя.

Интеграция СУ и высокоскоростного ЛА предполагает выбор оптимальных (для летно-технических характеристик) типов ВЗУ, их количества и расположения на фюзеляже, что зависит от типа системы управления (в декартовой или полярной системе координат), связанной с концепцией аэродинамического управления. Механизм открывания внешних створок ВЗУ обеспечивает необходимые аэродинамические характеристики (силовые, моментные) и участвует в цикле управления ПВРД. Для различных конфигураций ВЗУ необходимо разрабатывать разные открывающие механизмы с учетом особенностей аэродинамической компоновки СУ в составе ЛА и с учетом требования исключить сброс любых частей конструкции в полете. Таким образом, в ин-

тегрированной системе управления (ИСУ) ЛА система управления ВЗУ с его отдельными компонентами должна являться частью СУ и быть адаптирована к применению в составе ЛА с учетом его назначения: «воздух – поверхность», «поверхность – воздух», «воздух – воздух».

В данной статье предложена имитационная модель динамики движения ЛА при запуске маршевого двигателя, интегрированная с динамической моделью открывания створок ВЗУ.

МОДЕЛЬ КИНЕМАТИКИ И ДИНАМИКИ ДВИЖЕНИЯ ЛА

Динамические и кинематические уравнения движения центра масс ЛА в вертикальной плоскости [2, 3]:

$$\frac{dx_s}{dt} = V \cdot \cos\theta \cdot \frac{R_E}{R_E + y_s}; \quad (1)$$

$$\frac{dy_s}{dt} = V \cdot \sin\theta; \quad (2)$$

$$\frac{dV}{dt} = g \cdot (n_x - \sin\theta) - \frac{c_x S_{mid}}{m} \rho V W_x; \quad (3)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{V} \cdot (n_y - \cos\theta) + \frac{V \cos\theta}{R_E + y_s} - \frac{c_y^\alpha S_{mid}}{mV} \rho V W_y; \quad (4)$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z; \quad (5)$$

$$\frac{d\omega_z}{dt} = -a_{zz}\omega_z - a_{z\dot{\alpha}} \left(\omega_z - \frac{d\theta}{dt} \right) - a_{za} (\vartheta - \theta) + a_{z\delta} \cdot \delta + S_{reaction} \cdot (x_{cg} - x_{OT}), \quad (6)$$

где x_{cg} – координата центра масс ЛА; x_{GT} – координата точки контакта ограничителя с конструкцией ВЗУ.

Моделирование работы исполнительного механизма оперения ЛА:

$$\frac{d\delta}{dt} = -\frac{1}{T_p} \cdot \delta + k_1 (\vartheta - \vartheta_{prog} + \varepsilon) + k_2 \omega_z; \quad (7)$$

$$\frac{dm}{dt} = -\dot{m}_{fuel}. \quad (8)$$

Турбулентные составляющие атмосферных возмущений моделируются следующим образом:

$$\frac{dW_x}{dx} = -\frac{V}{L}W_x + \xi_1; \quad (9)$$

$$\frac{dW_y}{dx} = -\frac{V}{L}W_y + \frac{V}{L}Z + \xi_2; \quad (10)$$

$$\dot{Z} = -\frac{V}{L}Z + \frac{\sqrt{3}-1}{\sqrt{3}}\xi_2, \quad (11)$$

где ξ_1 и ξ_2 – некоррелированные белые шумы; $\alpha = (\vartheta - \theta)$ – угол атаки; W_x , W_y – компоненты скорости ветрового возмущения [м/с].

Коэффициенты влияния на продольный момент (тангажа):

$$a_{z\alpha} = \frac{m_z^a S_q b_a}{J_z} - \text{статическая производная}$$

коэффициента угла атаки;

$$a_{z\delta} = \frac{m_z^\delta S_q b_a}{J_z} - \text{статическая производная}$$

коэффициента отклонения поворотных рулей;

$$a_{zz} = \frac{m_z^{\text{oz}} S_q b_a^2}{J_z V} - \text{вращательная производная}$$

коэффициента тангажа;

$$a_{z\dot{\alpha}} = \frac{m_z^{\dot{\alpha}} S_q b_a^2}{J_z V} - \text{вращательная производная}$$

изменения угла атаки.

Равнодействующая аэродинамических сил, приложенных к ЛА в полете, раскладывается на две составляющие:

– силу лобового сопротивления

$$X = C_x(\alpha, M) \cdot \frac{\rho_H \cdot (M \cdot c)^2}{2} \cdot F_{mid}; \quad (12)$$

– подъемную силу

$$Y = C_y(\alpha, M) \cdot \frac{\rho_H \cdot (M \cdot c)^2}{2} \cdot F_{mid}, \quad (13)$$

где $\rho_H = \rho(H)$ – плотность воздуха; $C_x(\alpha, M)$ – коэффициент лобового сопротивления; $C_y(\alpha, M)$ – коэффициент подъемной силы; F_{mid} – площадь миделя ЛА; M – число Маха; c – скорость звука.

$$n_x = \frac{R \cdot \cos\alpha - X}{mg}; \quad (14)$$

$$n_y = \frac{R \cdot \sin\alpha + Y}{mg}, \quad (15)$$

где n_x , n_y – тангенциальная и нормальная перегрузки; $\frac{V^2 \cos\theta}{R_E + y_s}$ учитывает изменение центростремительного ускорения, обусловленное кривизной земной поверхности; $m_z^\delta = \sqrt{2} \cdot m_z^\delta$ – для несимметричной схемы относительно плоскости xOz .

Коэффициенты моментов для текущих значений угла атаки α , отклонения поворотных рулей δ и для чисел Маха M вычисляются с использованием экспериментальных характеристик, которые позволяют оценить вращательные производные. В частности, вращательная производная $m_z^{\dot{\alpha}}$ изменения угла атаки показана на рис. 1.

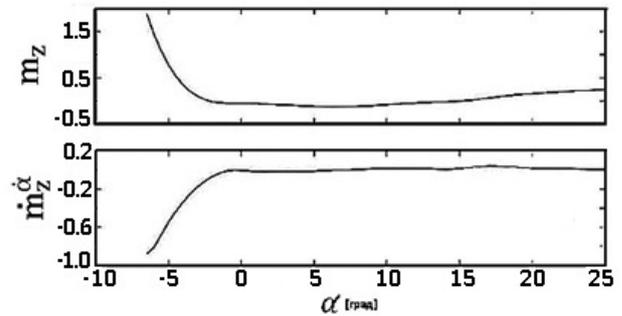


Рис. 1. Коэффициент тангажа и вращательная производная по изменению угла атаки

В скоростной системе координат направление входного импульса параллельно продольной оси движения ЛА. Если выходной импульс сопла отклоняется на угол γ от продольной оси, то с учетом угла атаки проекция выходного импульса на продольную ось определяется выражением:

$$I_x = I_{noz} \cdot \cos(\gamma + \alpha). \quad (16)$$

Выражение тяги в проекциях на оси продольного и вертикального движения с учетом потерь выходного импульса ξ_{noz} :

$$R_x = I_{noz} \cdot \cos(\gamma + \alpha) \cdot \xi_{noz} - I_{inlet} + p_H \times \\ \times (A_H - A_{noz} \cdot \cos(\gamma + \alpha)); \quad (17)$$

$$R_y = I_{noz} \cdot \sin(\gamma + \alpha) \cdot \xi_{noz} - \\ - p_H \cdot A_{noz} \cdot \sin(\gamma + \alpha); \quad (18)$$

$$R = \sqrt{R_x^2 + R_y^2}, \quad (19)$$

где m – масса ЛА; α – угол атаки; γ – угол отклонения тяги; ϑ – угол тангажа; θ – угол

наклона траектории полета; R – тяга двигателя; X , Y – сила лобового сопротивления и подъемная сила ЛА; x_s , y_s – текущие значения координат полета ЛА на режиме пуска; \dot{m}_{fuel} – расход топлива; g – ускорение свободного падения на высоте H .

$$g = g_0 \frac{R_E^2}{(R_E + y_s)^2}, \quad (20)$$

где g_0 – ускорение свободного падения у поверхности Земли; R_E – радиус Земли.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ

Геометрия (обводы) переднего обтекателя ЛА играет важную роль в выборе типа воздухозаборника, т. к. форма головной части влияет на поле потока перед воздухозаборником (рис. 2, *a*) и характер интегральных возмущений перепада давления p_{dist} на внешней и внутренней поверхностях створки (рис. 2, *б*), определяя изменение аэродинамических характеристик ЛА в режиме запуска маршевого ПВРД.

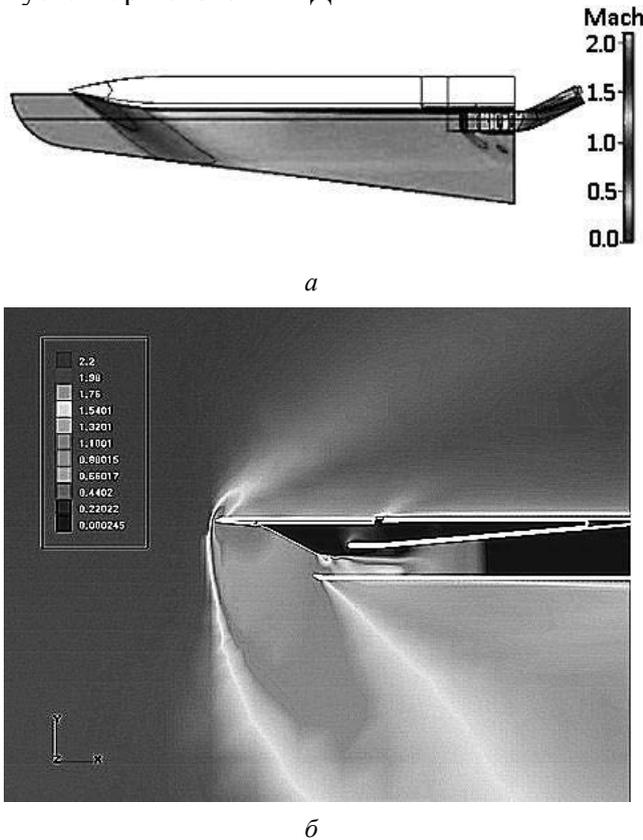


Рис. 2. *a* – вид внешнего обтекания корпуса ЛА; *б* – распределение чисел Маха при открывании створки ВЗУ

В настоящей работе влияние переменного интегрального распределения перепада давления на поверхностях створки заданной геометрии выполнено путем пространственного моделирования обтекания носовой части ЛА в нестационарной постановке с использованием FlowVision (рис. 3).

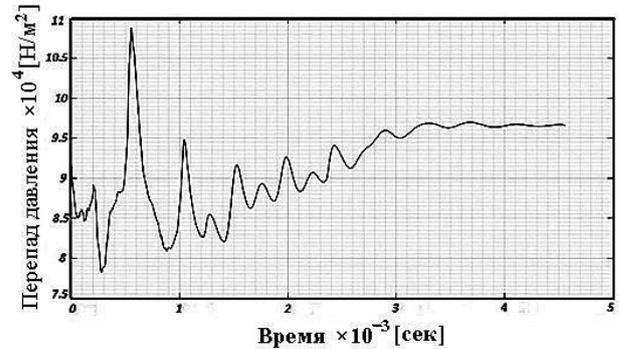


Рис. 3. Изменение интеграла перепада давления на внешней и внутренней поверхностях створки по времени при ее открывании в условиях высотного запуска

Изменения перепадов давления и чисел Маха, зависящие от скорости открывания заслонки (вращения в динамическом режиме), приводят к изменению аэродинамической нагрузки на створку и, соответственно, к перемещению центра динамического давления ЛА, т. е. к влиянию на динамику системы открывания заслонки ВЗУ, моделирование которой подробно рассмотрено в первой части данной комплексной работы. Результаты моделирования системы открывания заслонки использовались в качестве входных параметров для динамической модели ЛА и учитывались как возмущение, действующее на ЛА. На этапе запуска при нулевом начальном угле атаки это оказывает влияние на изменение траектории полета, ввиду того что в процессе открывания створки наблюдается переход угла атаки α в область отрицательных значений, что приводит к возникновению отрицательного коэффициента подъемной силы и пикирующего момента. В результате траекторный угол уменьшается и может перейти в отрицательные значения.

Схема вращения створки 1, кинематически связанной с силовым поршнем 3, и ограничителя 2 ее перемещения показана на рис. 4.

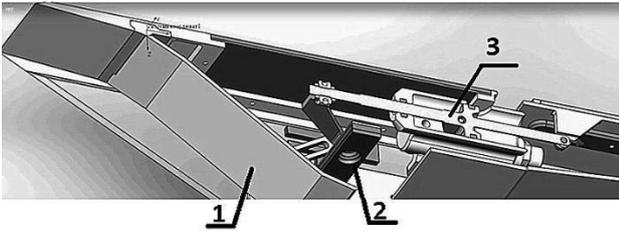


Рис. 4. Схема размещения створки: 1 – створка; 2 – ограничитель; 3 – шток поршня

Последовательность функционирования открывающего механизма створки следующая.

В начале вращения вокруг фиксированной оси створка приоткрывает небольшую щель, создавая газодинамические возмущения. Далее в течение очень короткого времени давление внутри объема переходного канала ВЗУ поднимается до уровня, соответствующего рабочему режиму течения, при котором возможен запуск ПВРД вплоть до полного открытия створки, т. е. до ударного контакта створки 1 с ограничителем 2.

Сила реакции конструкции, возникающей при контактном ударе створок с ограничителем конструкции ВЗУ, зависит от углового ускорения створки и моделируется уравнением:

$$S_{reaction} = \frac{J_{door}}{R_T} \cdot \frac{d\omega}{dt}, \quad (21)$$

где ω – круговая частота вращения заслонки; J_{door} – момент инерции заслонки; R_T – радиус точки контакта относительно центра вращения.

Ударный импульс создает дополнительный вращающий момент для аппарата относительно центра масс, изменяя определяемый аэродинамикой кабрирующий (пикирующий) момент и внося вклад в вертикальную составляющую скорости ЛА (рис. 5). Это подтверждается результатами моделирования как без учета возмущений атмосферы (рис. 6, 7), так и с учетом возмущений (рис. 8, 9). Удар механизма створки происходит через 1,8 с после обработки стартового ускорителя на высоте 8 км и скорости полета $M = 2$. Видно, что при нулевых начальных условиях по углу атаки

под действием ударного воздействия силой 50 (кривая 3) и 150 Н (кривая 4) возникают пикирующие моменты, приводящие к отклонению траектории на несколько сотен метров (кривые 3 и 4) относительно безударного открывания заслонки ВЗУ (кривая 2).

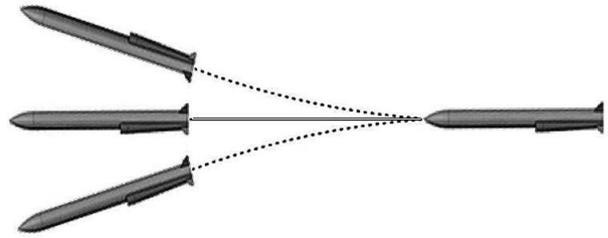


Рис. 5. Изменение траектории полета при открывании внешней створки ВЗУ

Важно ограничивать скорость изменения кабрирующего момента, зависящего от скорости открывания створки. С учетом этого в условиях неопределенности перекладки аэродинамических рулей представляется целесообразным анализировать оценку влияния открывания створки на траекторию ЛА в режиме запуска.

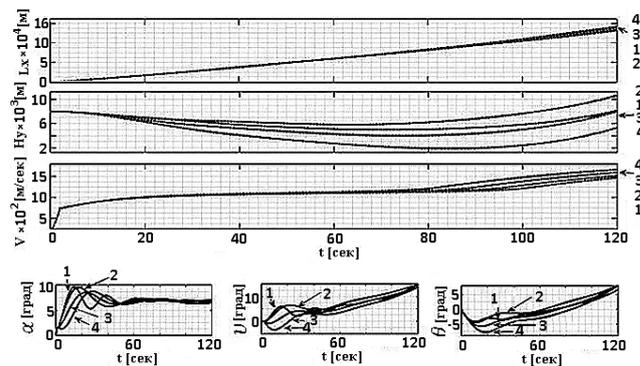


Рис. 6. Изменение параметров динамики полета без учета возмущений атмосферы.

Порядок нумераций траекторий соответствует их расположению на графике: L_x – дальность полета;

N_y – высота полета; V – скорость полета;

α – угол атаки; ν – угол тангажа;

θ – траекторный угол;

1 – траектория ЛА с закрытой заслонкой;

2 – траектория ЛА с открытой заслонкой

при безударном открывании; 3 – траектория ЛА с открытой заслонкой при ударе 50 Н;

4 – траектория ЛА с открытой заслонкой

при ударе 100 Н

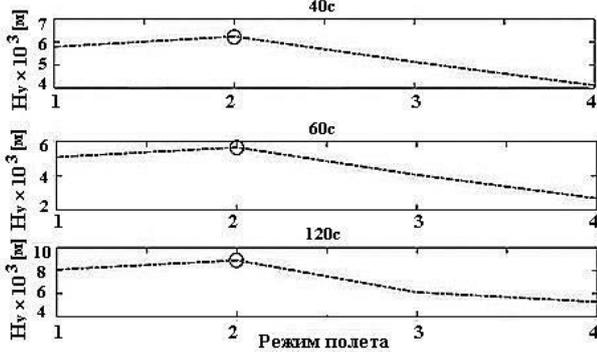


Рис. 7. Изменение высоты полета ЛА под действием ударных воздействий без учета возмущений атмосферы: 1 – высота при безударном полете с закрытой заслонкой; 2 – высота при безударном полете с открытой заслонкой; 3 – высота под действием удара 50 Н с открытой заслонкой; 4 – высота под действием удара 100 Н с открытой заслонкой

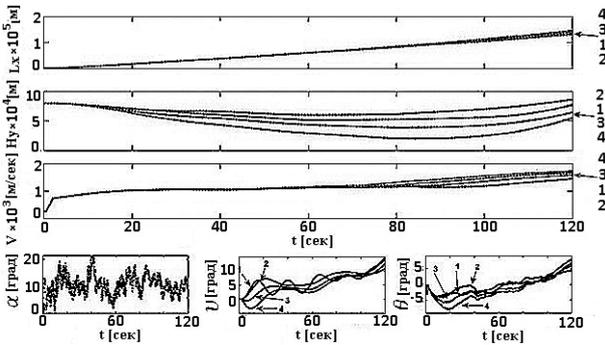


Рис. 8. Изменение параметров динамики полета с учетом возмущений атмосферы.

Порядок нумерации траекторий соответствует их расположению на графике:
 1 – траектория ЛА с закрытой заслонкой;
 2 – траектория ЛА с открытой заслонкой при безударном открывании;
 3 – траектория ЛА с открытой заслонкой при ударе 50 Н;
 4 – траектория ЛА с открытой заслонкой при ударе 100 Н

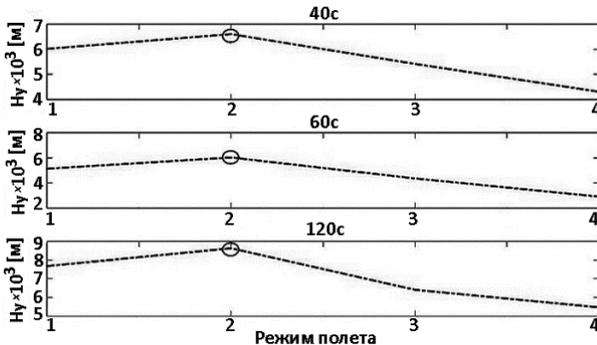


Рис. 9. Изменение высоты полета ЛА под действием ударных воздействий с учетом возмущений атмосферы: 1 – высота при безударном полете с закрытой заслонкой; 2 – высота при безударном полете с открытой заслонкой; 3 – высота под действием удара 50 Н с открытой заслонкой; 4 – высота под действием удара 100 Н с открытой заслонкой

Анализ рис. 7 и 9 показывает отклонение траекторий полета под действием ударных моментов до 35 % на 40-й секунде, 50 % – на 60-й секунде и 35 % – на 120-й секунде.

Для оценки влияния возмущенной атмосферы на траекторию полета ЛА моделировалось влияние единичного порыва вертикальной скорости $\pm W_y$ интенсивностью 15 % от текущей скорости полета (рис. 8). Анализ траекторий показывает, что отклонение траекторий относительно безударного полета (кривая 2) по высоте составляет $\pm 0,3$ % на 40-й секунде полета, ± 4 % – на 60-й секунде и ± 5 % – на 120-й секунде. Очевидна тенденция увеличения отклонения траекторий с увеличением продолжительности полета. При этом надо отметить, что возмущение $-W_y$ приводит к увеличению высоты и $+W_y$ – к снижению высоты полета относительно траектории безударного воздействия с открытой заслонкой.

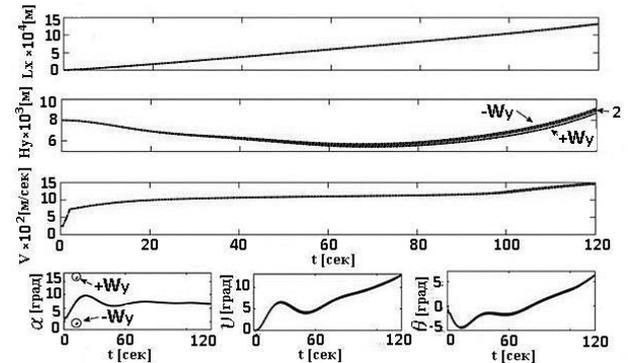


Рис. 10. Отклонение траектории полета ЛА под действием единичного ветрового возмущения при безударном полете с открытой заслонкой

Следует отметить, что интегрированную систему управления ЛА на режиме запуска следует рассматривать как разнотемповую систему на уровнях ЛА и СУ. Это позволяет иметь временной лаг внутри диапазона инерционности ЛА для варьирования в допустимых пределах скорости открывания створки, выбора ее оптимального закона движения и времени срабатывания с целью контроля уровня и продолжительности возмущения для сохранения таких траекторий ЛА, при которых обеспечивается надежность запуска СУ и, что важно, выхода ЛА на расчетную траекторию в режиме пуска.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанная математическая модель, связывающая параметры перемещения створки ВЗУ с динамикой полета ЛА на режиме запуска ПВРД, позволяет оценить величину и направление изменения траектории движения ЛА при различных условиях начального движения ЛА, внешних возмущениях и силах удара створки ВЗУ. Это дает возможность спрогнозировать и выработать рекомендации для систем управления по парированию нежелательных возмущений в динамике движения ЛА при открытии створок ВЗУ.

В случае выполнения полета без использования балансировочного воздействия системы управления при выбранной конфигурации ЛА и его СУ открытие створки ВЗУ вызывает пикирующий момент. Устойчивая аэродинамическая схема ЛА позволяет без вовлечения системы управления ЛА устранить возмущение, но при этом снижается высота полета, и чем больше удар, тем сильнее падает высота полета, что говорит о возможности парирования возмущения выбором закона открывания заслонки.

В случае организации полета с выбранным полетным заданием алгоритм управления открыванием заслонки позволит интегрированной системе управления вносить соответствующие коррективы в закон с целью минимизации возмущений на траекторию ЛА в режиме запуска СУ без использования энергетических ресурсов ЛА на управление.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Математическая** модель системы открывания заслонки воздухозаборника в составе прямоточного воздушно-реактивного двигателя / Л. Л. Картовицкий [и др.] // Вестник УГАТУ. 2020. Т. 24, № 4 (90). С. 84–93. [L. L. Kartovitskiy, et al., "Mathematical model of air intake flap opening system as part of ramjet propulsion system", (in Russian), in *Vestnik UGATU*, vol. 24, no. 4 (90), pp. 84-93, 2020.]
2. **Разносчиков В. В.** Системный анализ использования топлива в авиационных силовых установках // Полет. 2008. № 4. С. 28–32. [V. V. Raznoschikov, "System analysis of fuel usage for aviation propulsion systems", (in Russian), in *Polyot*, no. 4, pp. 28-32, 2008.]
3. **Казakov И. Е., Мальчиков С. В.** Анализ стохастических систем в пространстве состояний. М.: Наука, 1983. 384 с. [I. E. Kazakov, S. V. Malchikov, *Analysis of stochastic systems in state space*, (in Russian). Moscow: Nauka, 1983.]

4. **Левицкий С. В., Свиридов Н. А.** Динамика полета. М.: ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 2008. 527 с. [S. V. Levitskiy, N. A. Sviridov, *Flight dynamics*, (in Russian). Moscow: VVIA im. prof. N. Ye. Zhukovskogo, 2008.]

ОБ АВТОРАХ

КАРТОВИЦКИЙ Лев Леонидович, доц. каф. «Теория воздушно-реактивных двигателей». Дипл. инж.-мех. (МАИ, 1981) и автоматиз. эксперим. исслед. (МИФИ, 1988). Канд. техн. наук. (УАИ, 1991). Иссл. в обл. моделир. газодинамич. процессов, управл. силовыми установками.

РАЗНОСЧИКОВ Владимир Валентинович, канд. техн. наук (2002), доцент (2004). Инж.-мех. (ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1994), ведущий научный сотрудник ЦИАМ. Иссл. в обл. системн. анализа авиац. химмотологич. системы.

СОРОКИН Владимир Алексеевич, генеральный директор МКБ «Искра», зав. каф. «Проектирование аэрогидрокосмических систем» МАИ. Д-р техн. наук (МАИ, 2011), проф., член-корреспондент РАН. Иссл. в обл. научных основ конструирования и отработки ракетных и ракетно-прямоточных двигательных установок на твердых топливах.

ЯНОВСКИЙ Леонид Самойлович, начальник отдела ЦИАМ, проф. каф. «Ракетные двигатели» (МАИ). Инж.-мех. (МВТУ им. Баумана, 1972). Д-р техн. наук (ЦИАМ, 1993). Иссл. в обл. рабочих процессов горения и теплообмена в двигателях.

METADATA

Title: Influence of the air intake flap opening system when starting ramjet on a vehicle trajectory.

Authors: L. L. Kartovitskiy¹, V. V. Raznoschikov², V. A. Sorokin³, L. S. Yanovskiy⁴

Affiliation:

^{1,4} Moscow Aviation Institute (National Research University) (MAI), Russia.

² Institute of Problems of Chemical Physics of RAS (IPCP RAS), Russia.

³ JSC "Machinebuilding Design Bureau "Iskra", Russia.

Email: ¹levka_58@mail.ru, ²raznoschikov@mail.ru, ³info@iskramkb.ru, ⁴lsyanovskiy@ciam.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 24, no. 4 (90), pp. 40-47, 2020. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The paper presents the results of a study concerning impact interaction of air intake flap opening system on the flight dynamics of a high-speed vehicle at the time of ramjet start mode under condition of real atmosphere. The presented dynamic model of the integrated system "Vehi-cle-Ramjet" makes it possible to develop appropriate control law by vehicle in order to minimize perturbations on the flight trajectory for guarantee of the energetically favorable trajectories that is a necessary requirement for the vehicle to achieve the design point of trajectory in the ramjet start mode.

Key words: high-speed vehicle; air intake; ramjet; dynamic model.

About authors:

KARTOVITSKIY, Lev Leonidovich, Ass. prof., Dept. "Air-breathing engine theory". Dipl. Engineer of avia. engines (MAI, 1981) and automat. experm. researches (MEPhI, 1988). Cand. of Tech. Sci. (UAI, 1991).

RAZNOSCHIKOV, Vladimir Valentinovich, Cand. of Tech. Sci. (2002), Ass. prof. (2004). Dipl. Engineer of avia. engines (Zhukovsky Air Force Engineering Academy, 1994), leading researcher of CIAM.

SOROKIN, Vladimir Alekseevich, General Director of MDB "Iskra", Head of Dept. "Design of aerodynamic system" (MAI). Dr. of Tech. Sci. (MAI, 2011), prof., corresponding member of the Academy RARAN.

YANOVSKIY, Leonid Samoilovich, Head of Dept. CIAM, Prof., Dept. of Rocket engines (MAI). Dipl. engineering (Bauman Moscow State Technical Univ., 1975). Dr. of Tech. Sci. (CIAM, 1993).