

УДК 629.7.036.22

## МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ ОТКРЫВАНИЯ ЗАСЛОНКИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА В СОСТАВЕ ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Л. Л. КАРТОВИЦКИЙ<sup>1</sup>, В. В. РАЗНОСЧИКОВ<sup>2</sup>, В. А. СОРОКИН<sup>3</sup>, Л. С. ЯНОВСКИЙ<sup>4</sup>

<sup>1</sup>levka\_58@mail.ru, <sup>2</sup>raznoschikov@mail.ru, <sup>3</sup>info@iskramkb.ru, <sup>4</sup>lsyanovskiy@ciam.ru

<sup>1,4</sup> Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (МАИ)

<sup>2</sup> Институт проблем химической физики РАН

<sup>3</sup> АО «Машиностроительное конструкторское бюро «Искра»

*Поступила в редакцию 26.10.2020*

**Аннотация.** Разработана динамическая модель заслонки воздухозаборника (ВЗУ) для задач анализа по исследованию влияния системы открытия заслонки прямооточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) на изменение траектории полета высокоскоростного летательного аппарата (ЛА). Выявлены особенности переходных процессов и оценены ударные возмущения при работе элементов системы открытия заслонки ВЗУ. Определены параметры, позволяющие оптимизировать систему с учетом требования минимизации ударного возмущения при максимально допустимом времени работы системы, ограниченном требованиями устойчивости запуска ВЗУ и работы ПВРД.

**Ключевые слова:** высокоскоростной летательный аппарат; система открывания заслонки воздухозаборного устройства; прямооточный воздушно-реактивный двигатель; математическая модель.

### ВВЕДЕНИЕ

На этапе начального разгонного участка полета высокоскоростных ЛА, интегрированных с ПВРД, формирование энергетически выгодной траектории является ключевой задачей, поскольку выполнение полетного задания может потребовать дополнительного расходования ограниченных ресурсов ЛА. Учитывая, что начальный участок полета выполняется под действием совокупности возмущающих факторов, когда формируется вся последующая траектория ЛА при переходе силовой установки (СУ) на маршевый режим работы, проведение траекторного анализа становится актуальным для минимизации расходования ресурсов ЛА.

### ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Выбор приемлемой компоновки интегрированной системы «ЛА – СУ» на этапе

проектирования основан на результатах траекторного анализа, предполагающего параметрическое исследование влияния на траекторию полета таких возмущающих факторов, как возмущения реальной атмосферы, возникновение тяги, изменение аэродинамики ЛА и ударное взаимодействие, происходящих при работе системы открывания заслонок ВЗУ.

Существуют различные конструктивные схемы системы открывания заслонок, реализуемые в ЛА. Передняя панель системы открывания заслонок имеет конфигурацию, включающую плоскости торможения потока, что обеспечивает необходимые условия обтекания в закрытом положении заслонки и торможения потока в открытом состоянии заслонки для обеспечения требуемых газодинамических характеристик ВЗУ. Более подробное описание системы открывания заслонок приведено в [1]. При этом надо

отметить, что к ЛА существуют определенные требования, оказывающие влияние на выбор схемного решения системы открывания заслонок, что в той или иной степени воздействует как на внутреннюю газодинамику потока, так и на внешнюю аэродинамику ЛА, вызывая в итоге возмущенное траекторное поведение высокоскоростного аппарата в целом. Одним из требований, способных оказывать существенное влияние на полет ЛА в режиме запуска, является исключение сбрасываемых элементов конструкции, что приводит к ударному взаимодействию заслонок с конструкцией ЛА. Результатом этого при несовпадении точки приложения ударного взаимодействия с центром масс системы «ЛА – СУ» является дополнительный момент вращения ЛА, приводящий к отклонению от расчетной траектории. Таким образом, в интегрированной системе управления (ИСУ) ЛА система управления ВЗУ с его отдельными компонентами должна являться частью СУ и быть интегрирована в систему управления ЛА. В этой связи траекторный анализ интегрированной системы «ЛА – СУ» с переменной аэродинамикой и под действием перехода СУ на маршевый режим работы должен быть реализован с учетом моделирования системы открывания заслонки ВЗУ и последующей ее интеграцией в динамическую модель «ЛА – СУ». Таким образом, при проведении траекторного анализа под интегрированной системой следует понимать взаимодействие «ЛА – ВЗУ – СУ». При этом важно, как и в любой задаче анализа, обеспечить выполнение многопараметрических расчетов при максимальной степени адекватности разрабатываемой модели, что достижимо при использовании экспериментально подтвержденных характеристик рабочих процессов, учитываемых при моделировании взаимодействия СУ и высокоскоростного ЛА. Поэтому разработка математической модели, позволяющей выполнять многопараметрические исследования по влиянию отдельных параметров в системе «ЛА – ВЗУ – СУ» на ее траекторию полета, является актуальной.

Структура математической модели зависит от типа интеграции системы «ЛА – ВЗУ –

СУ», в которой поставленные цели аэродинамического управления на уровне ЛА далее трансформируются на уровень исполнительных механизмов ВЗУ и СУ. В частности, система открывания внешних створок ВЗУ должна обеспечивать необходимые аэродинамические характеристики (силовые, моментные) ЛА с учетом особенностей аэродинамической компоновки «ЛА – ВЗУ – СУ».

В данной статье, рассматриваемой в качестве первой части работы по исследованию влияния открывания створок ВЗУ при запуске ПВРД на траекторию ЛА, разработана математическая модель и показаны основные факторы, определяющие динамику системы открывания створок ВЗУ.

Во второй части комплексной работы рассматривается интеграция модели динамики системы открывания створок ВЗУ с динамической моделью движения ЛА при запуске маршевого двигателя и анализируются результаты моделирования траекторий ЛА на начальном участке при полете в реальной атмосфере.

#### ДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОТКРЫВАНИЯ ВНЕШНЕЙ СТВОРКИ ВЗУ

Расчетная схема одного из возможных схемных решений открывания заслонки ВЗУ [1, 2] с учетом точек приложения сил и моментов показана на рис. 1, где обозначены точки приложения сил, создающих моменты относительно точки  $O$ , расположенной на оси вращения  $Y$ .

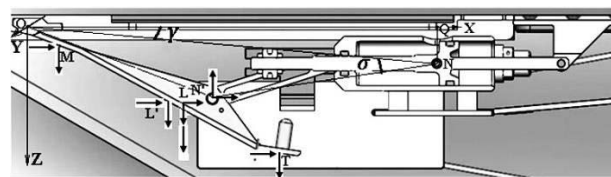


Рис. 1. Схема системы открывания заслонки ВЗУ

Для организации системы скачков в закрытом положении заслонка ВЗУ имеет логанную поверхность, которую условно представим в виде первой, второй и третьей плоскостей в порядке удаленности от оси вращения, обозначенной точкой  $O$ . На рис. 1 показаны:  $M$  — центр масс первой плоскости заслонки (является точкой приложения массовых и аэродинамических сил);  $L$  — центр масс средней плоскости заслонки (является

точкой приложения массовых сил и сил инерции заслонки);  $T$  – центр масс третьей плоскости заслонки (является точкой приложения массовых и аэродинамических сил). Удар этой плоскости о фиксатор следует определить по результатам моделирования всей динамической системы.

На схеме также показаны:  $L'$  – точка приложения аэродинамических сил второй плоскости заслонки;  $N'$  – точка приложения тягового усилия к заслонке со стороны силового поршня;  $N$  – точка приложения осевого усилия поршня.

Точка  $N$  необходима для рассмотрения изменения углов  $\sigma = f(\varphi)$  и  $\gamma = f(\varphi)$  в треугольниках, деформирующихся при движении всей системы, что необходимо для расчета сил и моментов, изменяющихся при вращении заслонки ВЗУ. Углы  $\sigma$  и  $\gamma$  однозначно связаны с движением поршня вдоль оси  $X$ .

Для обеспечения вращения заслонки на рис. 2 представлена схема привода силового поршня под действием давления, создаваемого при горении порохового заряда. Интенсивный рост давления сдвигает фиксатор силового поршня, и в результате давление продуктов горения поступает в свободный объем справа от силового поршня. Под действием возникающего на высоте пуска ЛА перепада давления силовой поршень движется влево, приводя во вращение заслонку ВЗУ через кинематические связи.

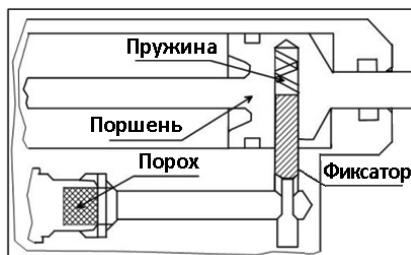


Рис. 2. Схема привода силового поршня

Для моделирования системы открывания заслонки ВЗУ разработана математическая модель, теоретические основы которой рассмотрены в [1, 3, 4–6].

Дифференциальная модель с переменными параметрами описывается системой 15 дифференциальных уравнений первого порядка, моделирующих:

– *горение порохового заряда* в объеме газогенератора, обеспечивающего необходимый уровень потенциальной энергии потока газа для привода силового поршня створок ВЗУ;

– *накопление газа* в объеме перед фиксатором для привода в движение фиксатора силового поршня;

– *накопление газа* в объеме перед силовым поршнем для привода в движение силового поршня;

– *движение фиксатора* как динамического звена, перемещающегося под действием газодинамической силы перепада давлений газа и воздуха на торцевых поверхностях фиксатора и под действием силы затяжки пружины, фиксирующей начальное положение фиксатора;

– *движение поршня* как динамического звена, перемещающегося под действием приложенных к нему газодинамических сил, сил инерции и трения;

– *вращение створки ВЗУ*, соединенной непосредственно со штоком силового поршня, вращающейся под действием моментов сил:

– силового воздействия штока с учетом смещения осей перемещения штока и оси вращения;

– центробежной силы инерции вращающейся массы;

– массовых сил створок;

– аэродинамических сил давления со стороны набегающего потока и возмущенного интеграла давления на внутреннюю и внешнюю поверхности створки;

– *реакцию ограничителя движения* на ударное воздействие створок ВЗУ.

#### ГАЗОДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ ОТКРЫВАНИЯ ЗАСЛОНКИ

Расход торцевого заряда пороха определяется уравнением:

$$\frac{dm_{pow\,gg}}{dt} = \rho_{pow} \cdot u(p_{gg})^n \cdot S_{burn}, \quad (1)$$

где  $\rho_{pow}$  – плотность пороха;  $S_{burn}$  – площадь горения;  $p_{gg}$  – давление в газогенераторе;  $n$  – показатель в законе выгорания заряда.

Динамическая модель движения фиксатора силового поршня вдоль оси  $Y$  представлена уравнением движения второго порядка:

$$\frac{dy}{dt} = v_{fixer}; \quad (2)$$

$$\frac{dv_{fixer}}{dt} = \frac{1}{m_{fixer}} (S_{fixer}^{left} \cdot p_{gas\ fix} - S_{fixer}^{right} \cdot p_{Hair} - K_{spring} \cdot y_{fix} - K_{frition} \cdot v_{fixer}), \quad (3)$$

где  $t$  – время;  $m_{fixer}$  – масса фиксатора;  $p_{gas\ fix}$  и  $p_{Hair}$  – давления в полости фиксатора поршня для соответствующей высоты полета ЛА;  $K_{spring}$  – коэффициент жесткости пружины;  $K_{frition}$  – коэффициент трения;  $S$  – левая (*left*) и правая (*right*) торцевые площади фиксатора;  $v_{fixer}$  – скорость движения фиксатора;  $y$  – координата перемещения фиксатора.

Газодинамическая модель заполнения полостей фиксатора и полости поршня с учетом открытия полости фиксатора и отверстия перепуска газа из полости поршня моделируется нижеприведенными уравнениями (4–12).

Полость фиксатора:

$$\frac{dm_{gas\ fixer}}{dt} = \frac{dm_{pow\ gg}}{dt} - \frac{dm_{gashole}}{dt}; \quad (4)$$

$$\frac{dm_{gas\ fixer\ hole}}{dt} = A_{coef} p_2 A_{hole}; \quad (5)$$

$$\frac{dV_{fixer}}{dt} = u(p_{gg})^n \cdot S_{burn} + S_{fixer}^{left} \cdot v_{fixer}; \quad (6)$$

$$\frac{dT_{gas\ fixer}}{dt} = \left( \frac{1}{m_{gas\ fixer}} \right) \cdot \frac{dm_{gas\ fixer}}{dt} (k_{gas\ fixer} \times \left( \frac{c_{p\ charge}}{c_{p\ gas\ fixer}} \right) \cdot T_{surf\ comb} - T_{gas\ fixer}); \quad (7)$$

$$\frac{dp_{gas\ fixer}}{dt} = \left( \frac{R_{gas\ fixer} \cdot T_{gas\ fixer}}{V_{fixer}} \right) \times \left( \frac{dm_{gas\ fixer}}{dt} - \rho_{gas\ fixer} \cdot \frac{dV_{fixer}}{dt} \right) + \frac{p_{gas\ fixer}}{T_{gas\ fixer}} \times \frac{dT_{gas\ fixer}}{dt}, \quad (8)$$

где  $m_{gas\ hole}$  – масса газа в полости фиксатора;  $A_{coef}$  – коэффициент, определяющий расход через отверстие;  $A_{hole}$  – площадь сечения полости фиксатора;  $c_p$  – теплоемкость газа;  $R$  – газовая постоянная газа;  $k$  – показатель адиабаты;  $T$  – температура газа.

Полость поршня:

$$\frac{dm_{gas\ pist}}{dt} = \frac{dm_{gas\ fixer\ hole}}{dt} - \frac{dm_{gas\ pist\ hole}}{dt}; \quad (9)$$

$$\frac{dV_{pist}}{dt} = S_{pist}^{left} \cdot v_{pist}; \quad (10)$$

$$\frac{dT_{gas\ pist}}{dt} = \left( \frac{1}{m_{gas\ pist}} \right) \cdot (k_{gas\ pist} \times \left( \frac{c_{p\ charge}}{c_{p\ gas\ fixer}} \right) \cdot T_{gas\ fixer} \times \frac{dm_{gas\ fixer}}{dt} - T_{gas\ pist} \cdot (k_{gas\ pist} \cdot \frac{dm_{gas\ pist}}{dt} + \frac{dm_{gas\ pist}}{dt})); \quad (11)$$

$$\frac{dp_{gas\ pist}}{dt} = \left( \frac{R_{gas\ pist} \cdot T_{gas\ pist}}{V_{pist}} \right) \cdot \frac{dm_{gas\ pist}}{dt} - \frac{p_{gas\ pist}}{V_{pist}} \cdot \frac{dV_{pist}}{dt} + \frac{p_{gas\ pist}}{T_{gas\ pist}} \cdot \frac{dT_{gas\ pist}}{dt}, \quad (12)$$

где  $V_{pist}$  – объем, изменяющийся при движении силового поршня;  $v_{pist}$  – скорость потока продуктов горения порохового заряда.

При численном интегрировании уравнений также вычислялись расходы газа для текущих значений сверхкритического и докритического перепадов давлений через отверстие фиксатора и выпускную площадь отверстия силового поршня.

Динамическая модель кинематически связанного с заслонкой ВЗУ силового поршня, перемещающегося вдоль оси  $X$ , представлена уравнениями (13), (14), в которых учитываются:

- масса всей подвижной системы –  $m_{pist}$ ;
- перепад давления на силовом поршне для соответствующей высоты полета ЛА;
- сила трения при перемещении поршня при заданном коэффициенте трения  $K_{frition}$ ;
- силы аэродинамического воздействия потока воздуха, натекающие под изменяю-

щимися при вращении заслонки ВЗУ углами наклона к соответствующим плоскостям в точках  $M, L, T$ .

$$\frac{dx_{pist}}{dt} = v_{pist}; \quad (13)$$

$$\frac{dv_{pist}}{dt} = \frac{1}{m_{pist}} \cdot (S_{pist}^{left} \cdot p_{gas\ pist} - S_{pist}^{right} \times$$

$$\times p_{H\ air} - K_{friction} \cdot v_{pist} + \frac{\rho_{air} V^2}{2} \cdot (S_{Mplate} \times$$

$$\times \sin(\alpha_M) \cdot \cos(\alpha_M) + S_{Lplate} \cdot \sin(\alpha_L) \times$$

$$\times \cos(\alpha_L) + S_{Tplate} \cdot \sin(\alpha_T) \cdot \cos(\alpha_T))), \quad (14)$$

где  $m_{pist}$  – масса поршня;  $p_{gas}$  и  $P_{H\ air}$  – давления на торцах площади поршня для соответствующей высоты полета ЛА;  $K_{friction}$  – коэффициент трения;  $S_{pist}^{left}$  и  $S_{pist}^{right}$  – левая (*left*) и правая (*right*) площади поршня;  $S_{Mplate}$ ,  $S_{Lplate}$ ,  $S_{Tplate}$  – площади плоскостей заслонки ВЗУ в соответствии с рис. 3;  $v_{pist}$  – скорость движения поршня;  $\alpha_M$ ,  $\alpha_L$ ,  $\alpha_T$  – переменные углы наклона плоскостей заслонки к оси  $X$ .

Дифференциальная модель вращения заслонки моделировалась уравнением (15):

$$J_{door} \cdot \frac{d\omega}{dt} = \sum M_j, \quad (15)$$

где  $J_{door}$  – момент инерции вращения заслонки ВЗУ;  $M_j$  – моменты сил, под действием которых вращается заслонка ВЗУ.

Моменты сил  $M_j$  определялись через создаваемое на заслонку поршнем осевое усилие  $P_N$ , которое раскладывалось по координатным осям  $X$  и  $Z$  на составляющие  $P_{N_x}$  и  $P_{N_z}$ .

$$P_{N_x} = P_N;$$

$$P_{N_z} = P_N \cdot \operatorname{tg}(\sigma);$$

$$M_{px} = P_{N_x} \cdot D_{xN'};$$

$$M_{pz} = P_{N_z} \cdot D_{zN'},$$

где  $D_{xN'}$  – расстояние от точки  $N'$  до оси  $X$ ;  $D_{zN'}$  – расстояние от точки  $N'$  до оси  $Z$ .

Силы и моменты от действия масс отдельных плоскостей заслонки:

$$P_{mgM} = mg_M;$$

$$P_{mgL} = mg_L;$$

$$P_{mgT} = mg_T;$$

$$M_{mgM} = mg_M \cdot D_{ZM};$$

$$M_{mgL} = mg_L \cdot D_{ZL};$$

$$M_{mgT} = mg_T \cdot D_{ZT},$$

где  $D_{ZM}$  – расстояние от точки  $M$  до оси  $Z$ ;  $D_{ZL}$  – расстояние от точки  $L$  до оси  $Z$ ;  $D_{ZT}$  – расстояние от точки  $T$  до оси  $Z$ .

Силы и моменты, связанные с силой инерции заслонки, приложенные в центре масс всей заслонки, определялись выражениями:

$$K_{RX} = m_{door} \cdot OL \cdot \cos(\varphi) \cdot \omega^2;$$

$$K_{RZ} = m_{door} \cdot OL \cdot \sin(\varphi) \cdot \omega^2;$$

$$M_{KRX} = K_{RX} \cdot D_{XL};$$

$$M_{KRZ} = K_{RZ} \cdot D_{ZL},$$

где  $m_{door}$  – масса заслонки;  $D_{XL}$  – расстояние от точки  $L$  до оси  $X$ ;  $D_{ZL}$  – расстояние от точки  $L$  до оси  $Z$ .

Силы  $FS_M$ ,  $FS_L$ ,  $FS_T$  и моменты  $M$  связаны с аэродинамическим воздействием на каждую из поверхностей заслонки и определялись из соотношений:

$$FS_M = p_{dist}(t) + \frac{\rho V^2}{2} \sin(\alpha_M);$$

$$FS_L = p_{dist}(t) + \frac{\rho V^2}{2} \sin(\alpha_L);$$

$$FS_T = p_{dist}(t) + \frac{\rho V^2}{2} \sin(\alpha_T),$$

где  $p_{dist}(t)$  – возмущения, связанные с изменением интеграла давления на внутреннюю и внешнюю поверхности заслонки в процессе ее открывания;  $\rho$  – плотность воздуха;  $V$  – скорость воздушного потока.

С учетом углов атаки и точек приложения сил моменты от их действия по координатным осям вычисляются согласно нижеприведенным соотношениям:

$$FS_{MX} = FS_M \cdot \sin(\alpha_M);$$

$$FS_{LX} = FS_L \cdot \sin(\alpha_L);$$

$$FS_{TX} = FS_T \cdot \sin(\alpha_T);$$

$$FS_{MZ} = FS_M \cdot \cos(\alpha_M);$$

$$FS_{Lz} = FS_L \cdot \cos(\alpha_L);$$

$$FS_{Tz} = FS_T \cdot \cos(\alpha_T);$$

$$M_{xZ} = FS_{MX} \cdot D_{XM} + FS_{LX} \cdot D_{XL} + FS_{TX} \cdot D_{XT};$$

$$M_{zZ} = FS_{MZ} \cdot D_{ZM} + FS_{Lz} \cdot D_{ZL} + FS_{Tz} \cdot D_{ZT},$$

где  $D_{XM}$  – расстояние от точки  $M$  до оси  $X$ ;  $D_{XL}$  – расстояние от точки  $L$  до оси  $X$ ;  $D_{XT}$  – расстояние от точки  $T$  до оси  $X$ ;  $M_{XZ}$  и  $M_{ZS}$  – суммарные моменты от действия аэродинамических сил по координатным осям  $X$  и  $Z$ .

Алгебраические и тригонометрические соотношения для расчета геометрических параметров и площадей отверстия выдува продуктов горения пороха в атмосферу в зависимости от перемещения поршня и угла поворота заслонки определены с учетом изменения площади  $A_{hole}$  выдува газа из полости поршня, являющейся функцией координаты  $x_{hole}$ :

– в положении полностью открытого перепускного отверстия

$$A_{hole} = \pi \cdot R_{hole}^2 + 2 \cdot R \cdot x_{hole};$$

– в положении частичного открытия перепускного отверстия в передней полуокружности

$$A_{hole} = R_{hole}^2 \cdot \arccos\left(\frac{x_{pist}}{R_{hole}}\right);$$

– в положении частичного открытия перепускного отверстия в задней полуокружности

$$A_{hole} = \frac{1}{2} \pi \cdot R_{hole}^2 + 2 \cdot R \cdot x_{hole} - (R_{hole}^2 \cdot \arccos\left(\frac{x_{pist}}{R_{hole}}\right) - x_{pist} \sqrt{R_{hole}^2 - x_{pist}^2}),$$

где  $R_{hole}$  – радиус отверстия;  $x_{hole}$  – текущая координата положения поршня относительно отверстия, характеризуемого текущим радиусом  $R$ .

В качестве источника энергии для привода силового цилиндра створки ВЗУ рассматривается пороховой заряд (рис. 4), задаваемый химической формулой  $K_{16}N_{16}O_{48}S_7C_{21}$ . Для оценки термодинамических параметров продуктов сгорания рассматривалась химическая брутто-реакция:

$16KNO_3 + 7S + 21C = 13CO_2 + 3CO + 8N_2 + 5K_2CO_3 + K_2SO_4 + 2K_2S_3$ , в которой мольное содержание продуктов сгорания составляет 99,88 % от общего количества продуктов, учитываемых большим числом химических реакций. Расчет термодинами-

ческих параметров выполнялся с использованием программного продукта *CEA* [6]. Термодинамические свойства состава, образующего в результате химической реакции при горении пороха, при моделировании учитывались в виде зависимостей  $k_{gas}$ ,  $c_{p,gas}$ ,  $\mu_{gas} = f(p, T)$ .

Выбор рецептуры и геометрических параметров порохового заряда существенно влияет на скорость реакции механической системы открывания заслонки и в конечном итоге на изменение аэродинамики ЛА в режиме запуска маршевого двигателя. Поэтому для повышения адекватности модели может рассматриваться альтернативный выражению (1) вариант модели выгорания с целью анализа влияния параметров порохового заряда на движение силового цилиндра системы открывания заслонки, основанный на численном моделировании тепломассообменных процессов при горении пороха.

Преобразование порохового заряда в газообразные продукты осуществляется в соответствии с нижеуказанными основными стадиями [8]:

- прогрев порохового заряда;
- газификация порохового заряда;
- горение продуктов газификации пороха в пламенной зоне.

Моделирование процессов на перечисленных стадиях обладает существенной долей неопределенности. Поэтому определение количественных характеристик процесса преобразования химической энергии пороха в потенциальную энергию генераторного газа построено на подходе, детально рассмотренном в [8]. В указанной работе модель выгорания заряда привода силового поршня заслонки ВЗУ предварительно идентифицируется по экспериментальным данным выгорания пороха, что позволяет определить функцию скорости тепловыделения. В данном случае моделирование горения пороха выполняется без рассмотрения детальной химической кинетики, что с точки зрения сокращения времени расчетов особенно важно при проведении многопараметрических оптимизационных исследований интегрированной прямоточной силовой установки и ЛА. Надо отметить, что альтернативный вариант несколько услож-

няет модель, но вместе с тем дает более общее представление о механизме влияния параметров порохового заряда на динамику системы открывания заслонки ВЗУ.

Допущения, принятые при разработке модели горения пороха [8], позволяют записать 1-D дифференциальную модель горения порохового заряда, которая, согласно [9] и [10], при использовании экспериментальных данных позволяет количественно объяснить основные закономерности описываемых процессов. Горение пороха моделируется дифференциальной моделью, в которой более быстрый в сравнении с движением механической системы открывания заслонки ВЗУ процесс выгорания пороха (твердая фаза) представлен уравнением стационарного теплового баланса в дифференциальной форме с учетом теплообмена. Для газовой фазы используется 1-D дифференциальные уравнения теплового баланса с учетом работы сил давления газа [11], в котором нестационарное слагаемое сил давления заменено на производную по продольной координате, поскольку в газовой фазе волновой процесс смещается с основным потоком отходящих с поверхности горения газов. Уравнения теплового баланса дополнены дифференциальными законами сохранения, состояния газа и соотношениями процесса дефлаграции перед поверхностью горения пороха на расстоянии, определяе-

$$\text{мом } x = \frac{\lambda}{c_p u_m}.$$

Зона прогрева твердой фазы:

$$\lambda_c \frac{d^2 T_2}{dx^2} - c_c u_m \frac{dT_2}{dx} - \frac{Nu \lambda_c}{x^2} (T_1 - T_2) = \\ = \Phi_c [x, T_2, p].$$

Модель газовой зоны:

$$\lambda_g \frac{d^2 T_1}{dx^2} - c_p u_g \rho_g \frac{dT_1}{dx} + c_p \rho_g T_1 \frac{du}{dx} - u \frac{dp}{dx}; \\ - p \frac{du}{dx} = \Phi_g [x, T_1, p]; \\ \frac{dp}{dx} = -\rho u \frac{du}{dx}; \\ \frac{du}{dx} = -\frac{u}{\rho} \frac{d\rho}{dx}; \\ \frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dx} = \frac{1}{p} \frac{dp}{dx} - \frac{1}{T} \frac{dT}{dx} + \frac{1}{\mu} \frac{d\mu}{dT} \frac{dT}{dx}.$$

Активное перемешивание газового потока в малой по протяженности газовой зоне формирует осредненные газодинамические параметры и далее пламенную зону над поверхностью пороха. Связь пламенной зоны и параметров в каналах отвода продуктов горения пороха в полость силового поршня заслонки ВЗУ дается соотношениями, выраженными через массовую скорость горения  $u_m$ , давление в объеме порохового заряда и суммарный тепловой эффект реакции  $q$ :

$$\rho_g u_g - u_m = 0; \\ \rho_{pow} u_{gg} - u_m = 0; \\ u_m = \rho_{pow} a p^n; \\ u_m^2 = \frac{(p_{gg} - p_g) \rho_{gg} \rho_g}{(\rho_{gg} - \rho_g)}; \\ \left[ \frac{k_g + 1}{2(k_g - 1)} u_g^2 - \left[ \frac{k_g}{(k_g - 1)} \left( \frac{p_{gg}}{u_m} + u_{gg} \right) \right] u_g + \right. \\ \left. + \left[ \frac{u_{gg}}{2} \left( u_{gg} + \frac{2k_{gg}}{(k_{gg} - 1)} \frac{p_{gg}}{u_m} \right) - q \right] \right] = 0,$$

где индексом  $gg$  обозначены параметры газа до пламенной зоны; индексом  $g$  – параметры газа после пламенной зоны.

Минимизация силы удара и, следовательно, минимизация отклонения ЛА от расчетной траектории может быть обеспечена оптимальным выбором момента контакта и скорости вращения, развиваемой заслонкой в момент контакта с ограничителем, что непосредственно связано с выбором порохового заряда, газодинамических и механических параметров механизма срабатывания заслонки при ограничениях, накладываемых:

– аэродинамической компоновкой аппарата в целом, что ограничивает объем конструкции силового привода механизма открывания заслонки;

– процессами интерференции углов атаки ЛА на условия запуска СУ;

– допустимыми моментами вращения ЛА от изменения аэродинамической нагрузки при обтекании заслонки в динамическом режиме;

– допустимым моментом вращения ЛА, возникающим при контакте заслонки с ограничителем ВЗУ;

– требованием надежного запуска ВЗУ и маршевого двигателя СУ;

– допустимой длиной и площадью торцевого заряда пороха, который благодаря высокой скорости выгорания целесообразно использовать в качестве источника энергии для привода силового исполнительного механизма открывания заслонки;

– допустимой прочностью, связанной с максимальным давлением в полостях подачи продуктов газогенерации к силовому поршню механизма открывания заслонки;

– выбором композиции порохового заряда в связи с необходимостью выбора скорости горения и термодинамических свойств продуктов газогенерации.

Разработанная динамическая модель системы открывания заслонки ВЗУ позволяет проводить оптимизацию рабочего процесса, для которого задается время срабатывания заслонки (максимально допустимое) с целью минимизации ударного возмущения, при ограничениях на устойчивость запуска ВЗУ и двигателя СУ при минимальном отклонении траектории ЛА с выходом в заданную область для гарантирования энергетически выгодных траекторий.

Чтобы минимизировать возмущения, возникающие в динамическом режиме открывания заслонки, необходимо решать задачу определения:

– максимально допустимого времени срабатывания всей системы не более  $t_{\max}$  секунд;

– минимальной силы реакции конструкции ЛА, возникающей при контакте заслонки и ограничителя ВЗУ и оцениваемой по выражению:

$$S_{\text{reaction}} = \frac{J_{\text{door}}}{R_T} \cdot \frac{d\omega}{dt}. \quad (16)$$

Для решения задачи оптимизации в качестве варьируемых параметров рассматриваются:

– состав торцевого заряда и его плотность, определяющие массовый расход и термодинамические свойства газа, учитываемые при моделировании как функция текущих термодинамических давлений и температуры;

– площадь и длина торцевого заряда, обеспечивающие массовый расход продуктов газогенерации и продолжительность работы системы открывания заслонки;

– диаметр фиксатора и жесткость пружины фиксатора, влияющие на баланс сил между перепадом давления на фиксаторе и силой затяжки пружины;

– объем полости перед фиксатором и проходные сечения, определяющие запас потенциальной энергии газа, поступающего в полость силового цилиндра, и ограниченные скорости падения давления для обеспечения устойчивого горения на заключительной стадии работы системы открывания заслонки;

– объем полости поршня и, соответственно, площадь поршня, что влияет на динамику роста давления в полости силового цилиндра и скорость перемещения самого силового поршня.

С точки зрения численного интегрирования представленная модель является жесткой системой дифференциальных уравнений, для решения которой использована двухстадийная процедура. На первой стадии использована неявная формула Рунге – Кутты с шагом трапециевидного правила. На второй стадии использована формула обратного дифференцирования второго порядка.

#### ДАННЫЕ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИКИ ЗАСЛОНКИ И ОЦЕНКА УДАРНОГО УСИЛИЯ

Моделирование работы системы открывания заслонки ВЗУ выполнялось численным интегрированием вышеприведенной системы дифференциальных уравнений в среде MATLAB. Выбранные параметры системы открывания заслонки ВЗУ обеспечивали время срабатывания всей системы в пределах 0,005 с и максимальный рост давления в полости силового цилиндра до  $\sim 140$  атм. (рис. 3).

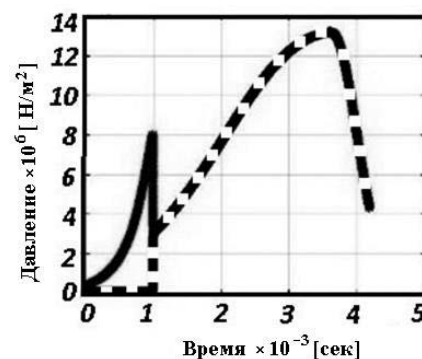


Рис. 3. Изменение давления в полостях порохового заряда (сплошная) и силового цилиндра (пунктирная) при открывании створки ВЗУ



Параметры системы открывания заслонки взяты из экспериментальных данных для подобных систем. Оптимизация параметров системы открывания заслонки ВЗУ позволяет перед моментом контакта (момент окончания динамических процессов) минимизировать скорость вращения заслонки, что в соответствии с уравнением (16) обеспечивает минимальную ударную реакцию  $S_{reaction}$  ограничителя (рис. 4). Таким образом, ударная реакция  $S_{reaction}$  ограничителя является выходной переменной системы открывания заслонки ВЗУ и одновременно входной переменной для дифференциальной модели, моделирующей реакцию ЛА на ударное возмущение со стороны заслонки ВЗУ.

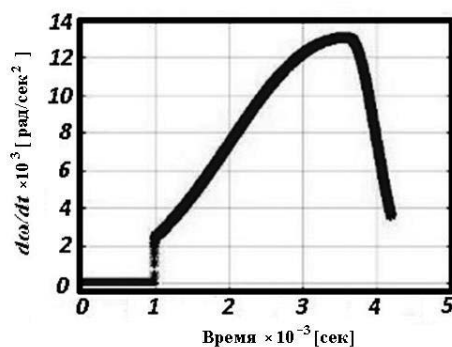


Рис. 4. Изменение углового ускорения заслонки ВЗУ при ее открывании

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанная математическая модель позволяет анализировать динамические процессы в системе открывания заслонки ВЗУ и проводить оптимизацию параметров механизма привода заслонки, оптимизационные исследования по минимизации ударного возмущения при максимально допустимом времени работы системы, ограниченном требованиями устойчивости запуска ВЗУ и прямоточного двигателя СУ. В результате применения разработанной динамической модели открывания заслонки ВЗУ, интегрированной с динамической моделью ЛА, появляется возможность выполнить анализ отклонений траекторных движений под действием возмущений с целью обеспечения гарантированного выхода ЛА в заданную область для формирования энергетически выгодных траекторий.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Проектирование** и отработка ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе: учебное пособие / В. А. Сорокин [и др.]; под общ. ред. В. А. Сорокина. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2016. 317 с. [ V. A. Sorokin, et al., *Design and testing of solid-fuel ramjet engines*, (in Russian). Moscow: MG TU im. N. E. Bauman, 2016. ]
2. **Guido K., Bauer Ch.** Air Intake Development for Supersonic Missiles // 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 21 July 2008 - 23 July 2008. [ K. Guido, Ch. Bauer, "Air Intake Development for Supersonic Missiles", in 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 21 July 2008 - 23 July 2008. ]
3. **Добронравов В. В., Никитин Н. Н., Дворников А. Л.** Курс теоретической механики. М.: Высшая школа, 1974. 528 с. [ V. V. Dobronravov, N. N. Nikitin, A. L. Dvornikov, *Theoretical Mechanics*, (in Russian). Moscow: Vysshaya shkola, 1974. ]
4. **Зегжда С. А.** Соударение упругих тел. СПб.: Изд-во С.-Петерб. ун-та, 1997. 316 с. [ S. A. Zegzda, *Collision of elastic bodies*, (in Russian). St. Petersburg: Izd-vo S.-Peterb. un-ta, 1997. ]
5. **Горст А. Г.** Пороха и взрывчатые вещества. М.: Машиностроение, 1972. 208 с. [ A. G. Gorst, *Gunpowder and explosives*, (in Russian). Moscow: Mashinostroyeniye, 1972. ]
6. **Зельдович Я. Б., Лейпунский О. И., Либрович В. Б.** Теория нестационарного горения пороха. М.: Наука, 1975. 132 с. [ Ya. B. Zeldovich, O. I. Leypunsky, V. B. Librovich, *The theory of unsteady combustion of gunpowder*, (in Russian). Moscow: Nauka, 1975. ]
7. **Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications.** [Электронный ресурс]. URL: <https://www.grc.nasa.gov/www/CEAWeb/RP-1311P2.htm> [ Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications. [Online]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/www/CEAWeb/RP-1311P2.htm> ]
8. **Картовичкий Л. Л., Левин В. М., Яновский Л. С.** Дифференциальная модель и оценка формального кинетического закона при анализе процесса в газогенераторе твердотопливной установки // Физика горения и взрыва. 2018. Т. 54, № 2. С. 51–60. [ L. L. Kartovitskii, V. M. Levin, L. S. Yanovskii, "Differential Model and Evaluation of the Formal Kinetic Law in the Analysis of Combustion in a Solid-Propellant Gas Generator", (in Russian), in *Fizika goreniya i vzryva*, vol. 54, no. 2, pp. 51-60, 2018. ]
9. **Крокко Л.** Одномерное рассмотрение газовой динамики установившихся течений // Основы газовой динамики / под ред. Г. Эммонс. М.: Изд. иностранной литературы, 1963. 702 с. [ L. Crocco, "One-dimensional consideration of gas dynamics of steady flows", (in Russian) in H. W. Emmons (ed.), *Fundamentals of gas dynamics*. Moscow: Izd. Inostrannoi literaturi, 1963. ]
10. **Фитцджеральд Р. П., Брюстер М. К.** Горение слоевых топлив (обзор) 2. Теоретические исследования // Физика горения и взрыва. 2006. Т. 42, № 1. С. 3–25. [ R. P. Fitzgerald, M. Q. Brewster, "Combustion of layered fuels (review) 2. Theoretical studies", (in Russian), in *Fizika goreniya i vzryva*, vol. 42, no. 1, pp. 3-25, 2006. ]
11. **Timnat Y. M.** Advanced Chemical Rocket Propulsion (Combustion Treatise). Published by Academic Press, U.S.A., 1987. 261 с. [ Y. M. Timnat, *Advanced Chemical Rocket Propulsion (Combustion Treatise)*. U.S.A.: Published by Academic Press, 1978. ]

## ОБ АВТОРАХ

**КАРТОВИЦКИЙ Лев Леонидович**, доц. каф. «Теория воздушно-реактивных двигателей». Дипл. инж.-мех. (МАИ, 1981) и автоматиз. эксперим. иссл. (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. химмотологической 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.

**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. System analysis of the aviation chemical system.

**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. Scientific foundations for the design and development of rocket and rocket-ramjet propulsion systems on solid fuels.

**YANOVSKIY, Leonid Samoilovich**, Head of Dept. CIAM, Prof., Dept. of Rocket engines (MAI). Dipl. engineer (Bauman Moscow State Technical Univ., 1975). Dr. of Tech. Sci. Thermal physics and molecular physics (CIAM, 1993).

## METADATA

**Title:** Mathematical model of air intake flap opening system as part of ramjet propulsion system.

**Authors:** L. L. Kartovitskiy<sup>1</sup>, V. V. Raznoschikov<sup>2</sup>, V. A. Sorokin<sup>3</sup>, L. S. Yanovskiy<sup>4</sup>

**Affiliation:**

<sup>1,4</sup> Moscow Aviation Institute (National Research University) (MAI), Russia.

<sup>2</sup> Institute of Problems of Chemical Physics of RAS (IPCP RAS), Russia.

<sup>3</sup> JSC "Machinebuilding Design Bureau "Iskra", Russia.

**Email:** <sup>1</sup>levka\_58@mail.ru, <sup>2</sup>raznoschikov@mail.ru, <sup>3</sup>info@iskramkb.ru, <sup>4</sup>lsyanovskiy@ciam.ru

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 24, no. 4 (90), pp. 84-93, 2020. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** For air intake flap the dynamic model has been developed with purpose of analysis for high-speed vehicle response under perturbation of impact interaction between air intake flap and high-speed vehicle. The features of transient processes are shown and impact perturbations during operation of are estimated. For air intake opening system some parameters are formulated accounting which allows to make optimize of the system, taking into account the requirement to minimize the impact interaction at the maximum allowable time for system operation limited by the stability requirements for the air intake start and ramjet operation.

**Key words:** high-speed vehicle; air intake flap opening system; 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. (UGATU, 1991).