

© Б. А. Шевченко, Е. П. Назаренко, О. М. Иванов

Державне конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля

## ВЛИЯНИЕ ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ ПРИ ВЫКЛЮЧЕНИИ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ II СТУПЕНИ НА ЭНЕРГЕТИКУ ИЗДЕЛИЯ

Досліджується вплив збурень ракети-носія під час перехідного процесу при вимкненні рушійної установки на гідрравлічний остаток компонентів палива, які значно впливають на енергетичні можливості ракети-носія.

Задача максимального использования энергетических возможностей ракеты требует уменьшения ее конечной массы. Одним из путей уменьшения конечной массы ракеты и максимального использования имеющихся на борту компонентов топлива является уменьшение гидравлических остатков компонентов топлива, т. е. количества топлива в системе питания на момент нарушения сплошности по одному из компонентов на входе в двигательную установку. Остатки компонентов топлива влияют на энергетические возможности ракеты-носителя по двум направлениям — они увеличивают конечную массу ракеты-носителя на момент выключения маршевого двигателя и как топливо, не используемое для увеличения конечной скорости ракеты-носителя.

Остатки компонентов топлива складываются из следующих составляющих: гидравлический остаток, конструктивный остаток, тепловой остаток, бескавитационный, поверхностный.

В настоящей статье исследуется влияние возмущений ракеты во время переходного процесса и колебаний компонентов топлива от возмущений, на гидравлический остаток компонента топлива.

На гидравлический остаток компонента топлива сильно влияют колебания поверхности топлива. Наличие колебаний поверхности топлива всегда приводит к увеличению гидравлического остатка компонента топлива.

Изучению провала уровня топлива над сливными отверстиями в условиях колебаний или их отсутствия посвящены работы [1—4].

В двигательных установках с маршевым и рулевыми двигателями выключение двигательной установки осуществляют выключением маршевого двигателя с последующим выключением рулевого двигателя. После выключения маршевого двигателя резко уменьшается продольное ускорение, рулевые

камеры занимают новое положение, что приводит к значительным возмущениям ракеты и возникновению колебаний поверхности топлива.

Исследование приведено на примере переходного процесса в ракете-носителе «Днепр» при коммерческих запусках космических аппаратов.

На рис. 1 приведена характерная зависимость боковых возмущений в районе заборного устройства от времени после выключения маршевого двигателя.

Обеспечение сплошности компонентов топлива на входе в двигательную установку в условиях нестационарных боковых возмущений определяется через требуемые объемы компонентов топлива в системе питания на расчетные моменты.

Расчетными моментами являются:

- момент подачи команды на выключение маршевого двигателя  $\tau_0$ ,
- моменты экстремальных значений боковых воз-

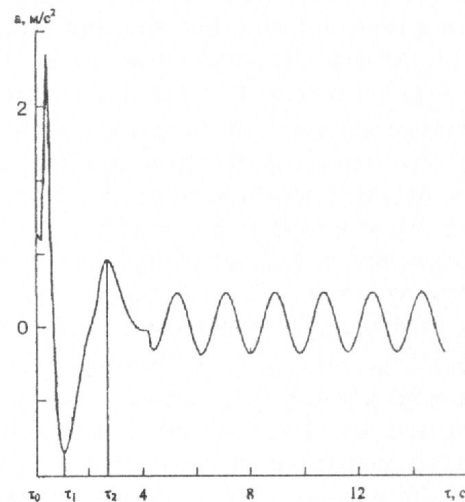


Рис. 1. Характерная зависимость боковых возмущений в районе заборного устройства от времени после выключения маршевого двигателя

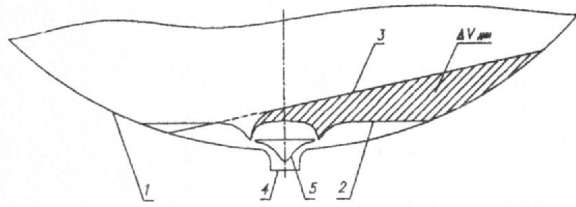


Рис. 2. Форма поверхности компонента топлива при сливе из бака на момент прорыва газа под заборное устройство: 1 — днище бака, 2 — уровень жидкости при сливе без боковых возмущений, 3 — уровень жидкости при колебаниях от боковых возмущений, 4 — сливное отверстие, 5 — заборное устройство

мушений  $\tau_1, \tau_2$ ,

— момент подачи команды на выключение рулевого двигателя  $\tau_a$ .

Требуемый объем компонентов топлива в системе питания на момент подачи команды на выключение маршевого двигателя  $V_{тр.пк}$  определяется из условия обеспечения сплошности компонентов топлива на входах в маршевый и рулевой двигатели через значения суммарного расхода компонента из бака, продольного ускорения и ускорения от боковых возмущений ракеты-носителя в районе заборных устройств на момент выключения маршевого двигателя.

Требуемые объемы  $V_{тр.1}$  и  $V_{тр.2}$  компонентов топлива в системе питания на моменты  $\tau_1$  и  $\tau_2$  определяются из условия обеспечения сплошности компонентов топлива на входе в рулевой двигатель через расход компонента на рулевой двигатель из бака, продольное ускорение и ускорение от боковых возмущений ракеты-носителя в районе заборных устройств на рассматриваемые моменты времени.

Требуемый объем компонентов топлива в системе питания на момент подачи команды на выключение рулевого двигателя  $V_{тр.рк}$  определяется из условия обеспечения сплошности компонентов топлива на входе в рулевой двигатель через расход компонента на рулевой двигатель из бака, продольное ускорение и ускорение от боковых возмущений ракеты-носителя в районе заборных устройств на момент выключения рулевого двигателя.

Затем производится перерасчет требуемых объемов  $V_{тр.пк}$ ,  $V_{тр.1}$  и  $V_{тр.2}$  на момент выключения двигательной установки с учетом расхода  $Q$  компонента топлива из бака, времени автономной работы рулевого двигателя от команды на выключение маршевого двигателя  $\tau_a$  и моментов времени  $\tau_1, \tau_2$  и определяются значения остатка компонента топлива, определенного из условия обеспечения сплошности в системе питания на момент подачи

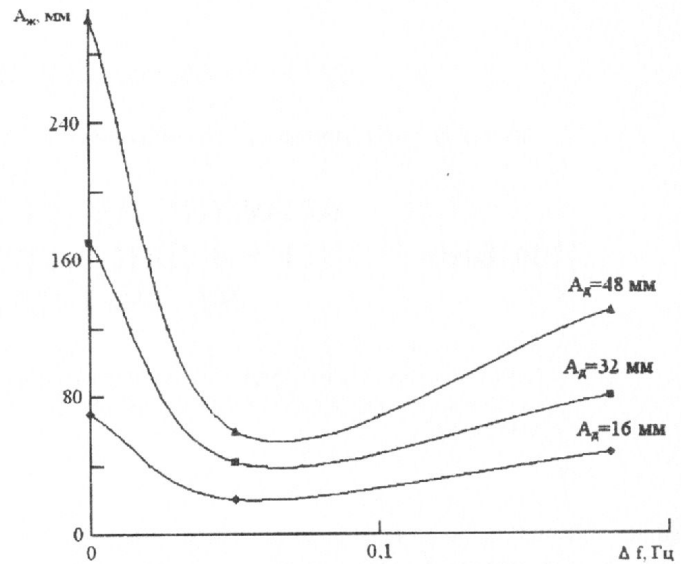


Рис. 3. Характерная зависимость амплитуды колебаний жидкости в баке  $A_{ж}$  от разности частот  $\Delta f$

команды на выключение маршевого двигателя —  $V_{гк.пк}$ , остатка компонента топлива, определенного из условия обеспечения сплошности в системе питания на моменты времени  $\tau_1, \tau_2$  —  $V_{гк.1}, V_{гк.2}$ .

Остаток компонента топлива в системе питания  $V_{ост}$  определяется по большему значению  $V_{тр.пк}$ ,  $V_{гк.пк}$ ,  $V_{гк.1}$ ,  $V_{гк.2}$ :

$$V_{ост} = \max(V_{тр.пк}, V_{гк.пк}, V_{гк.1}, V_{гк.2}).$$

На рис. 2 приведена примерная форма поверхности компонента топлива при сливе из бака на момент прорыва газа под заборное устройство.

В условиях без боковых возмущений жидкость займет положение 2. В условиях боковых возмущений жидкость будет колебаться и поверхность жидкости займет положение 3. Видно, что прорыв газа при колебаниях будет при значительно больших запасах компонента топлива в баке. Для исключения прорыва газа необходимо добавить дополнительное количество топлива — динамическую составляющую гидравлического остатка  $\Delta V_{дин}$ .

Во время переходного процесса амплитуда колебаний жидкости не постоянна и соответственно динамическая составляющая гидравлического остатка  $\Delta V_{дин}$  не постоянна и может являться определяющей как на момент выключения маршевого двигателя, так и на любой момент после выключения маршевого двигателя.

На рис. 3 приведена характерная зависимость амплитуды колебаний жидкости в баке  $A_{ж}$  от разности возмущающей частоты и собственной частоты

ты колебаний компонентов топлива  $\Delta f = f_v - f_c$ , полученная для бака со сферическим днищем с относительным радиусом 1.3.

Ниже приводится схема расчета гидравлического остатка окислителя в системе питания II ступени РН «Днепр».

1. По значениям продольного ускорения и объемного расхода компонента топлива из бака определяется составляющая гидравлического остатка в баке для условий слива без боковых возмущений:

$$V_{г.ст.} = f(Q, a_x),$$

где  $Q$  — расход компонента топлива из бака,  $a_x$  — продольное ускорение ракеты-носителя.

2. По объему  $V_{г.ст.}$  определяется критический уровень жидкости над плоскостью заборного устройства.

3. По значениям продольного ускорения, уровня компонента топлива в баке и характерных размеров днища бака определяется собственная частота колебаний жидкости  $f_c$ .

4. По значениям боковых возмущений в районе заборного устройства и собственной частоте определяется амплитуда колебаний жидкости  $A_{ж}$  и по графику зависимости амплитуды колебаний жидкости в баке  $A_{ж}$  от разности частот  $\Delta f$  определяется динамическая составляющая гидравлического остатка  $\Delta V_{дин.}$

5. Гидравлический остаток окислителя определяется как сумма составляющей гидравлического остатка в баке без боковых возмущений и динамической составляющей:  $V = V_{г.ст.} + \Delta V_{дин.}$

Расчеты, проведенные для условий коммерческих пусков ракеты-носителя «Днепр» показывают, что величина динамической составляющей гидравлического остатка может составлять 50—100 % от величины составляющей гидравлического остатка, определенной для условий без боковых возмущений.

Таким образом, для уменьшения гидравлического остатка нужно сводить боковые возмущения после выключения маршевого двигателя к нулю.

Изложенный подход к определению гидравли-

ческого остатка компонента топлива в условиях нестационарных боковых возмущений требует экспериментальной проверки.

## ВЫВОДЫ

1. Предлагается подход к определению гидравлического остатка компонента топлива в условиях нестационарных боковых возмущений действующих на жидкость в баках после выключения маршевого двигателя.

2. Расчетным методом показано, что динамическая составляющая гидравлического остатка в 1.5—2 раза превышает составляющую гидравлического остатка без боковых ускорений.

3. Для увеличения энергетических возможностей ракеты-носителя необходимо сводить боковые возмущения после выключения маршевого двигателя к нулю.

1. Беляев Н. М. Расчет пневмогидравлических систем ракет. — М.: Машиностроение, 1983.—224 с.
2. Беляев Н. М., Калиниченко В. Я., Шевченко Б. А. Влияние колебаний жидкости на высоту провала уровня. Газодинамика и теория упругости. Численные и аналитические методы решения задач гидродинамики и теории упругости. Межвузовский сборник научных трудов: Днепропетровск, ДГУ, 1986 г.
3. Поликовский В. И., Перельман Р. Г. Воронкообразование в жидкости с открытой поверхностью. — М.: Госэнергоиздат., 1959.—192 с.
4. Ринг Э. Двигательные установки ракет на жидком ракетном топливе. Перевод с английского Ю. Б. Боронова, В. П. Оводова, Б. И. Трифонцева. — М.: Мир, 1966.—402 с.

## EFFECT OF II STAGE PROPULSION SYSTEM SHUT-DOWN TRANSIENTS ON LAUNCH VEHICLE PERFORMANCE CAPABILITY

B. A. Shevchenko, E. P. Nazarenko, O. M. Ivanov

The article describes study of launch vehicle disturbances effect on hydraulic residual propellant during shut-down transients in propulsion system comprising main and vernier engines. The article is topical because of residual propellant effects significantly on launch vehicle performance capability.