

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА НАПРАВЛЯЮЩИЙ ЦИЛИНДР ПРИ «ГОРЯЧЕЙ» РАЗДВИЖКЕ СОПЛА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ



М.И. Соколовский,
*член-корреспондент РАН,
генеральный конструктор и
генеральный директор
ОАО НПО «Искра»*



С.А. Бондаренко,
*заместитель начальника
отдела,
ОАО НПО «Искра»*



А.Н. Ефремов,
*начальник сектора,
ОАО НПО «Искра»*



И.Р. Кац,
*ведущий конструктор,
ОАО НПО «Искра»*

Представлены результаты расчетно-экспериментальных исследований по определению газодинамических сил, действующих на направляющий цилиндр при горячей раздвижке сопла РДТТ. Проанализировано влияние на величину газодинамической силы следующих факторов: шероховатости направляющего цилиндра; прогрева направляющего цилиндра в ходе раздвижки; геометрии предсоплового объема. Приведено сравнение результатов численного эксперимента с имеющимися экспериментальными данными, полученными при стендовых и натурных испытаниях ряда двигателей, разработанных в НПО «Искра». Показано удовлетворительное согласование между расчетной и опытными величинами газодинамической силы.

Дальнейшее развитие средств выведения космических аппаратов, межконтинентальных баллистических ракет, метеорологических и других ракет неразрывно связано с повышением энергетических характеристик двигателей, входящих в состав ракетной системы.

Основной энергетической характеристикой ракетного двигателя и, в частности, ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ) является удельный импульс тяги, который представляет собой отношение тяги РДТТ к массовому расходу топлива:

$$I_y = \frac{R}{G}.$$

Известно, что удельный импульс тяги ракетного двигателя существенно увеличивается с ростом степени расширения сопла:

$$D_{отн} = D_a / D_{кр},$$

где D_a – диаметр среза сопла, $D_{кр}$ – диаметр критического сечения. Например, при изменении $D_{отн}$ от 4 до 7 удельный импульс может быть увеличен на $\approx 7\%$, а при увеличении $D_{отн}$ с 7 до 10 прирост составляет еще $\approx 3\%$. Таким образом, только за счет изменения геометрических параметров сопла можно повысить энергетические характеристики двигателя и всей ракетной системы в целом на 10% и более. Однако применение сопел с большей степенью расширения для крупногабаритных РДТТ невозможно без решения проблемы, связанной с существенным возрастанием осевых габаритов таких сопел, делающих невозможным их размещение в межступенных отсеках ракет. Особенно остро эта проблема стоит при создании РДТТ для ракетного вооружения подводных лодок, надводных кораблей и других подвижных ракетных систем, для которых жесткие габаритные ограничения являются одним из основных требований к ракетной системе, так как напрямую влияют на характеристики носителя этой системы – водоизмещение корабля, грузоподъемность самолета, автомобиля, железнодорожной платформы и т.д.

Решая указанную задачу, в НПО «Искра» в середине 80-х годов впервые в ми-

ровой практике были созданы конструкции раздвижных сопел РДТТ для межконтинентальных баллистических ракет морского базирования, аналогов которым нет до настоящего времени (рис. 1).

Конструктивной особенностью раздвижного сопла является то, что часть его сверхзвуковой раструбы выполнена в виде одного или нескольких кинематически связанных между собой телескопически установленных выдвигаемых насадков. В сложенном (транспортном) положении телескопические насадки (далее ТН) сдвинуты в сторону заднего днища двигателя, что обеспечивает минимальные габариты межступенного отсека.

Выдвижение ТН, т.е. приведение их в рабочее положение с обеспечением геометрически неразрывного газового тракта сопла, осуществляется по команде от системы управления ракеты с помощью механизма выдвижения насадков.

К настоящему времени в НПО «Искра» созданы несколько поколений раздвижных сопел РДТТ, которые используются в ракетных комплексах различного назначения, в том числе в перспективной ракетной системе морского базирования «Булава».

В зависимости от схемы раздвижки сопла выдвижение насадков, т.е. приведение их в рабочее положение, может осуществляться как до момента запуска двигателя («холодная» раздвижка), так и во время его работы («горячая» раздвижка). Выбор способа раздвижки («холодная» или «горячая») определяется требованиями к управляемости ракеты в момент разделения ступеней, а также рядом других

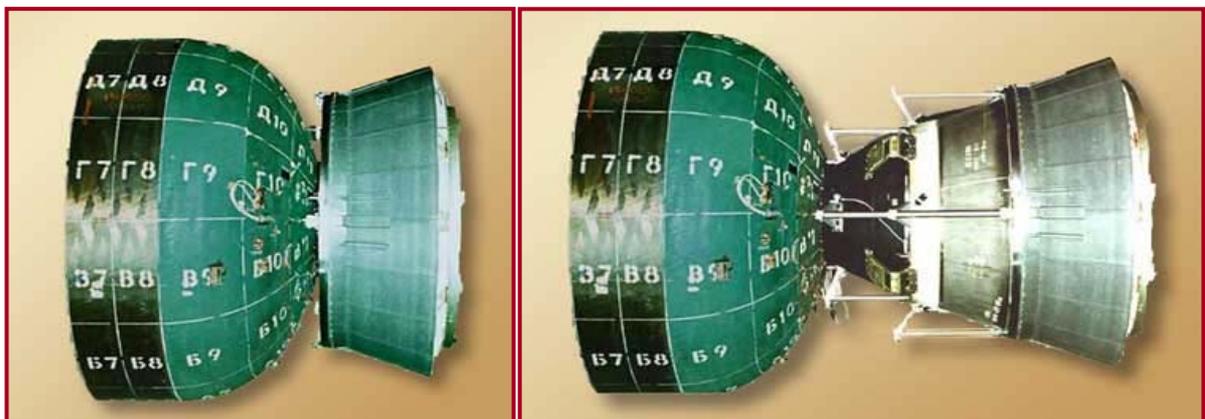


Рис. 1. Раздвижное сопло в сложенном и разложенном положениях

факторов.

При осуществлении «горячей» раздвижки имеется возможность использовать энергию струи продуктов сгорания двигателя для обеспечения выдвигания насадков. Это позволяет отказаться от дополнительного привода выдвигания насадков (например, пневматического, гидравлического, электромеханического и т.д.) в механизме раздвижки сопла. Использование энергии струи продуктов сгорания топлива возможно путем введения в конструкцию раздвижного сопла направляющего цилиндра (НЦ), жестко связанного с выдвигаемыми насадками и входящего в проточную часть сопла в процессе выдвигания насадков. Энергия струи продуктов сгорания реализуется в виде газодинамической силы $F_{гд}$, которая складывается из силы трения газовой фазы продуктов сгорания на стенке направляющего цилиндра $F_{тр}$ и силы, обусловленной передачей части импульса конденсированных частиц Al_2O_3 (к-фазы) продуктов сгорания стенке НЦ $F_{вып}$. Схема раздвижного сопла с телескопическим насадком и НЦ представлена на рис. 2.

инерционная сила, обусловленная осевой перегрузкой в момент раздвижки, а также сила механического трения при выдвигании ТН. Из всех перечисленных сил, действующих на ТН, прогнозирование газодинамической силы представляет наибольшую трудность в связи со сложным характером взаимодействия высокотемпературного двухфазного потока продуктов сгорания со стенками НЦ. Впервые попытка создания расчетной методики оценки $F_{гд}$ была предпринята в конце 80-х годов совместными усилиями Института теоретической и прикладной механики СО АН СССР и НПО «Искра». Однако указанная методика в ряде случаев давала достаточно большое расхождение с экспериментальными данными, что не позволяло разработчикам достоверно прогнозировать работоспособность систем при огневых стендовых и летных испытаниях двигателей.

Дальнейшее развитие в области разработок раздвижных сопел РДТТ вызвало необходимость создания достоверной методики расчета $F_{гд}$ с использованием современных вычислительных средств.

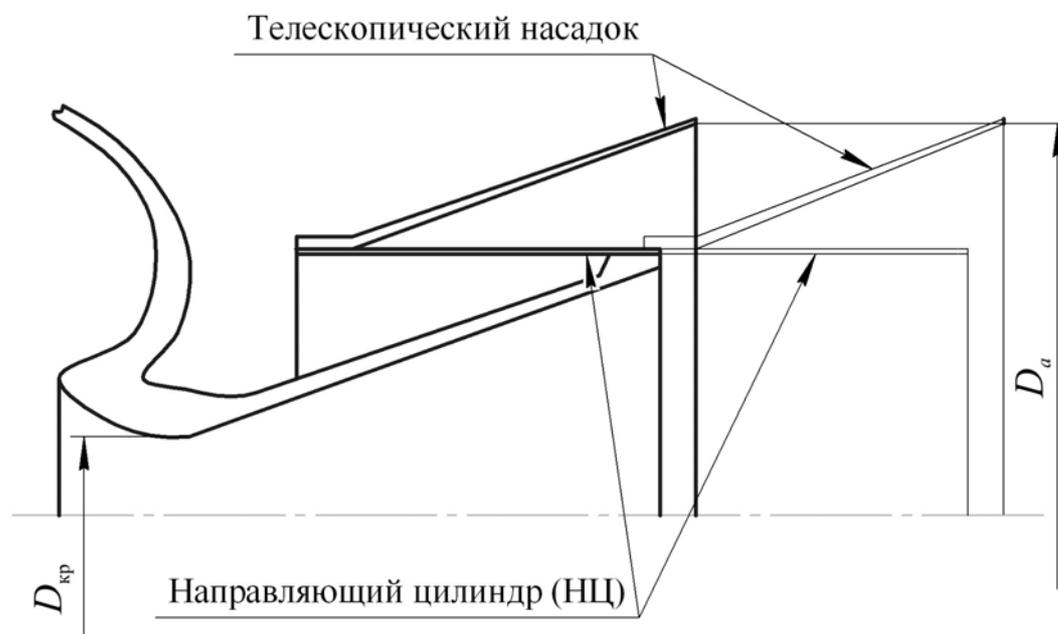


Рис. 2. Схема раздвижного сопла с телескопическим насадком и направляющим цилиндром

Наряду с силой $F_{гд}$ в процессе выдвигания ТН в рабочее положение действуют также аэродинамическая сила, вызванная воздействием набегающего внешнего потока на элементы конструкции сопла,

С этой целью был использован программный комплекс, в котором уравнения Навье–Стокса решаются методом конечных объемов, а для его верификации привлекаются имеющиеся опытные данные по

величине $F_{гд}$, полученные при испытаниях модельных и натуральных двигателей.

На первом этапе были проведены расчетно-экспериментальные исследования по совершенствованию методики расчета силы трения от газа на НЦ. При расчете этой составляющей $F_{гд}$ были учтены влияние шероховатости и температуры НЦ.

$$L_{отн} = \frac{L_{НЦ}}{L_{НЦ\max}} = 0,325; 0,615; 1.$$

Испытания проведены на воздухе при давлении в ресивере модельной установки $P_K \approx 2,5$ МПа. Сила трения на цилиндре измерялась датчиками, соединяющими НЦ с корпусом установки (рис. 3). На рис. 4 приведены результаты опытного

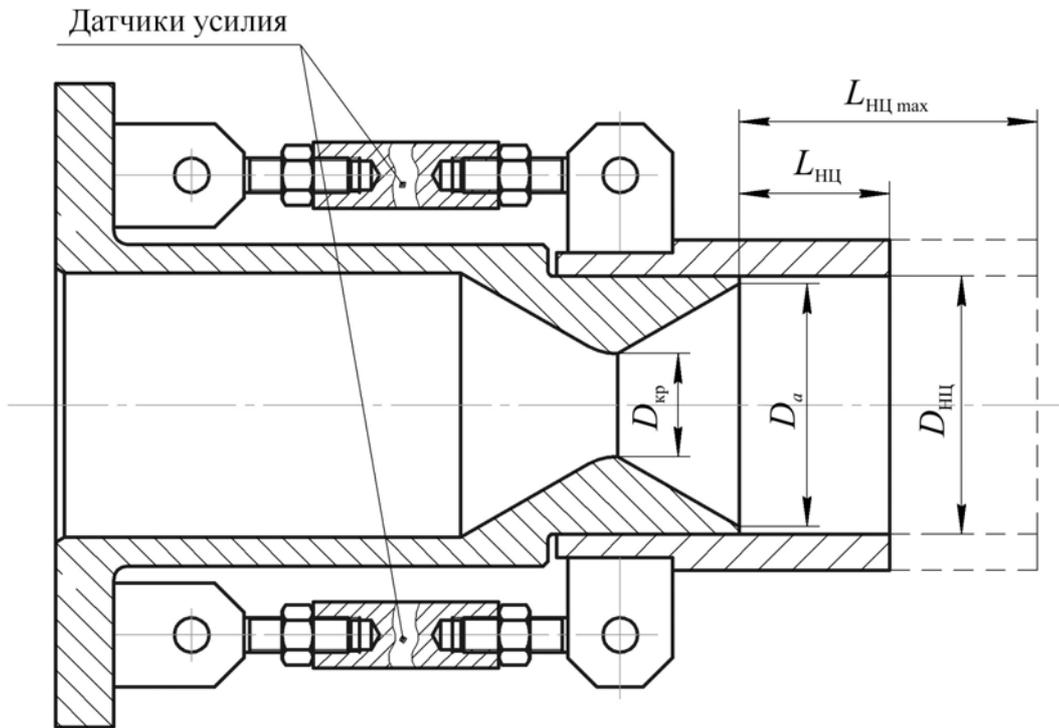


Рис. 3. Модельное сопло с НЦ

Влияние шероховатости поверхности НЦ учитывается введением в расчет эквивалентной песочной шероховатости K_S . Переход от технической шероховатости R_a к эквивалентной песочной шероховатости осуществляется по корреляционной зависимости $K_S = 6,2 R_a$, приведенной в [3] для механически обработанных поверхностей.

Для экспериментального подтверждения методики расчета $F_{тр}$ были проведены испытания модельного сопла с НЦ, имеющего следующие геометрические параметры:

- диаметр критического сечения сопла $D_{кр} = 36$ мм;
- диаметр среза сопла $D_a = 84,5$ мм;
- диаметр НЦ $D_{НЦ} = 90$ мм;
- угол полураствора сопла $\Theta_a = 30^\circ$;
- относительная длина НЦ

определения силы трения $F_{тр}$ в зависимости от относительной длины цилиндра $L_{отн}$, входящей в поток. Здесь же приведены расчетные значения силы трения, полученные как для гидравлически гладкой поверхности, так и для шероховатой.

Видно, что учет шероховатости существенно сближает расчетную кривую $F_{тр} = f(L_{отн})$ с опытными данными.

Расчетным путем было выявлено, что температура поверхности НЦ также оказывает заметное влияние на величину $F_{тр}$. На рис. 5 приведено сравнение результатов расчетов, проведенных для различных температур стенки.

Видно, что переход от температур стенки, равной температуре торможения потока («адиабатическая стенка») к температурам $T \approx 300 \dots 750$ К увеличивает силу трения на ≈ 70 %. В ходе раздвижки

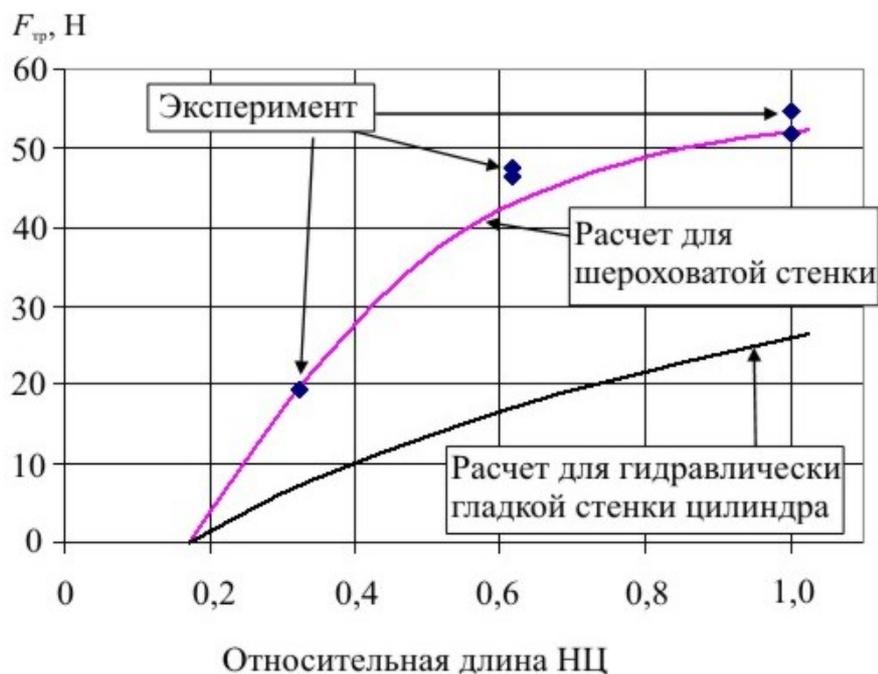


Рис. 4. Влияние шероховатости НЦ на $F_{тр}$

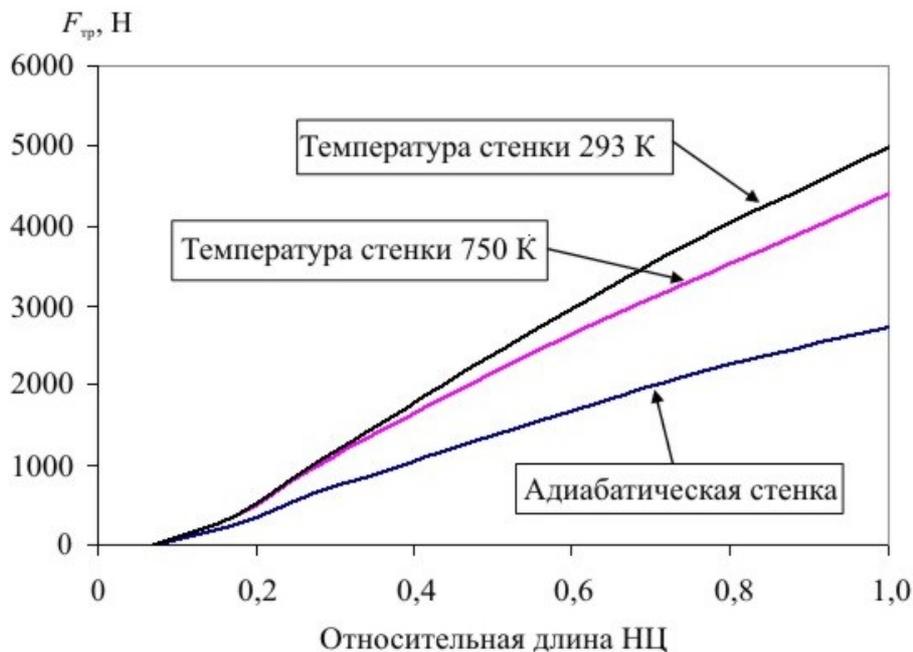


Рис. 5. Влияние температуры поверхности НЦ на $F_{тр}$

НЦ входит в поток продуктов сгорания и резко нагревается до температуры плавления, которая для материала НЦ составляет ≈ 900 К. Расчетные оценки изменения температуры НЦ, а также анализ экспериментальных данных по времени отгара (разрушения) НЦ позволили принять зависимость изменения температуры стенки НЦ от пути выдвижения, приведенную на рис. 6.

Существенно более сложной является задача определения второй составляющей $F_{гд}$, обусловленной воздействием частиц

конденсата на внутреннюю стенку цилиндра – $F_{вып}$. При расчете траекторий частиц были приняты следующие допущения:

- частицы представляют собой сферы;
- эффекты коагуляции (слияния) и дробления отсутствуют;
- вращение частиц не учитывается;
- при попадании на стенку частица прилипает;
- коэффициент аэродинамического сопротивления частиц вычислялся по формуле Хендерсона [2];

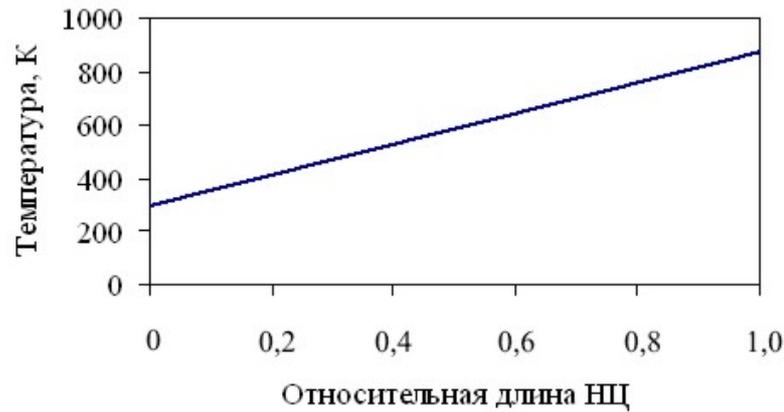


Рис. 6. Изменение температуры НЦ в зависимости от его выдвигения в поток продуктов сгорания

– распределение частиц по размерам задается по нормально-логарифмическому закону [1].

При расчете осевых усилий, действующих на направляющий цилиндр вследствие воздействия частиц i -фракции на его стенку, определяющими параметрами являются «размазанная» по объему плотность ρ_i , перпендикулярная к оси сопла составляющая скорости v_i , параллельная оси сопла составляющая скорости u_i и угол наклона траекторий частиц конденсата к оси сопла в сечении выпадения α_i , т.е. параметры, характеризующие импульс, переданный частицами i -фракции стенке НЦ. Из анализа размерностей очевидно, что произведение $\rho_i v_i^2$ представляет собой перпендикулярную оси сопла и стенке цилиндра силу, действующую на единицу площади, т.е. «давление», создаваемое частицам i -той фракции. Параллельная оси сопла удельная (на j -единицу поверхности НЦ) сила, создаваемая частицами i -фракции, определяется как

$$\Delta F_{\text{вып } i,j} = \rho_{i,j} u_{i,j} v_{i,j}.$$

Суммируя по всем i -фракциям частиц и j -участкам НЦ, можно определить общую осевую силу от воздействия частиц всех фракций на стенку цилиндра

$$F_{\text{вып}} = \sum_i \sum_j \rho_{i,j} u_{i,j} v_{i,j}.$$

При вышеизложенном подходе к расчету усилия от воздействия конденсата $F_{\text{вып}}$ предполагалось, что частицы при соударении со стенкой цилиндра прилипают к ней и полностью передают свой импульс, выходя из дальнейшего рассмотрения. Однако известны экспериментальные данные, свидетельствующие о том, что вследствие образования вблизи стенки цилиндра экранирующего слоя из конденсированных частиц и материала разрушаемой ими стенки, препятствующего проникновению частиц из потока к поверхности, коэффициент передачи импульса от частиц к стенке (коэффициент аккомодации K_a) составляет примерно 0,3 [4]. Таким образом,

$$F_{\text{вып}} = K_a \sum_i \sum_j \rho_{i,j} u_{i,j} v_{i,j}.$$

Для экспериментального подтверждения предложенной методики расчета $F_{\text{ГД}}$ были использованы результаты опытного определения указанной силы, полученные при испытаниях РДТТ двух конструктивных схем: с круглым каналом заряда (рис. 7) и с глухим каналом и открытым задним торцем (рис. 8).

По первой схеме были выполнены

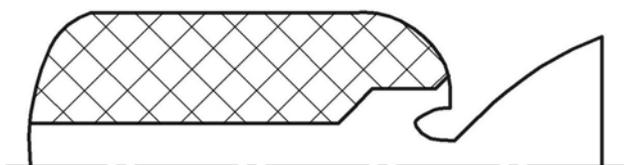


Рис. 7. Двигатель с круглым каналом



Рис. 8. Двигатель с глухим каналом и открытым задним торцем

двигатели 1 и 2, по второй схеме – двигатель 3.

Сравнение расчетных и экспериментальных данных приведено на рис. 9, 10, 11 для двигателей 1, 2, 3 соответственно. По оси абсцисс отложена относительная длина НЦ, входящего в поток продуктов сгорания, $L_{отн}$, по оси ординат – относительная величина $F_{гд}$ в %, при этом за 100 % принята опытная величина $F_{гд}$ при полном выдвигении цилиндра.

Как следует из рисунков 9, 10, 11, первоначальный расчет с коэффициентом accommodations $K_a = 0,3$ дает завышенные по

намической силы $F_{гд}$ можно отнести, прежде всего, к $F_{вып}$. Для двигателей 1 и 2 хорошее согласование между расчетной и опытными кривыми получается при уменьшении величины коэффициента accommodations K_a с 0,3 до 0,2. Однако при расчете двигателя 3 и при $K_a = 0,2$ остается достаточно большое расхождение с опытом. Наиболее вероятной причиной завышения расчетной величины $F_{гд}$ по отношению к опытной для двигателя 3 являются особенности течения конденсированной фазы, определяемые формой канала заряда. В данном двигателе использу-

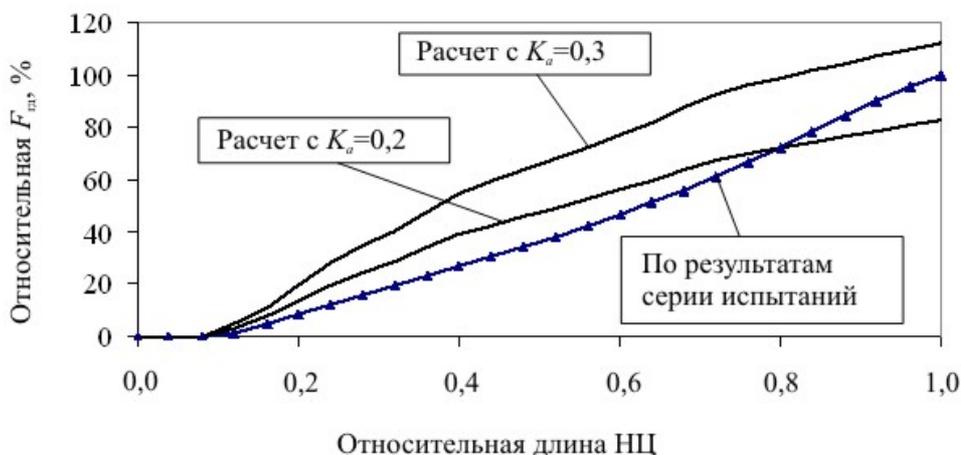


Рис. 9. Сравнение расчетных и опытных величин $F_{гд}$ для двигателя 1

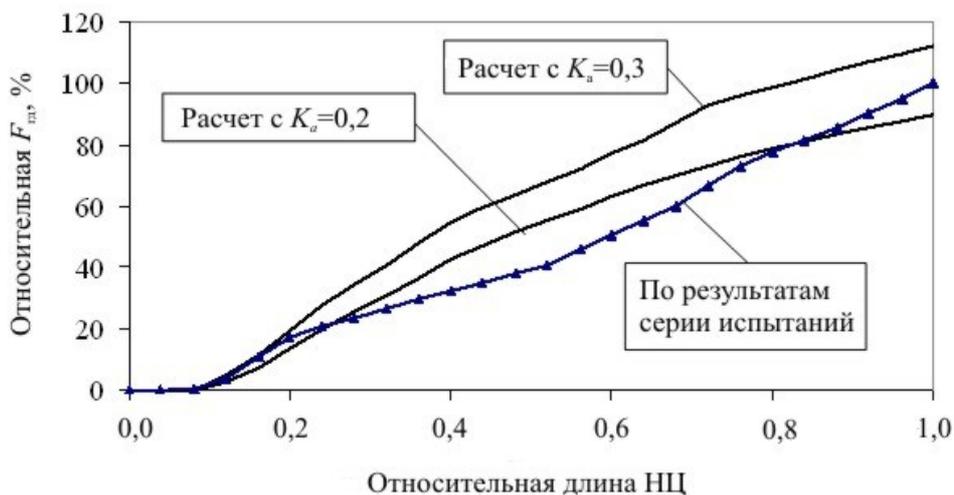


Рис. 10. Сравнение расчетных и опытных величин $F_{гд}$ для двигателя 2

сравнению с опытом величины $F_{гд}$, особенно для двигателя 3. Как было показано выше, разработанная методика расчета силы трения дает хорошее согласование расчетных и опытных величин силы трения на цилиндре $F_{тр}$. Следовательно, неточность вычислений суммарной газоди-

ется заряд с глухим каналом и с открытым на значительной поверхности задним торцом (см. рис. 8), обеспечивающим в начальный период работы, когда происходит раздвижка сопла, до 80 % суммарного расхода продуктов сгорания, что приводит к сепарации частиц к оси сопла

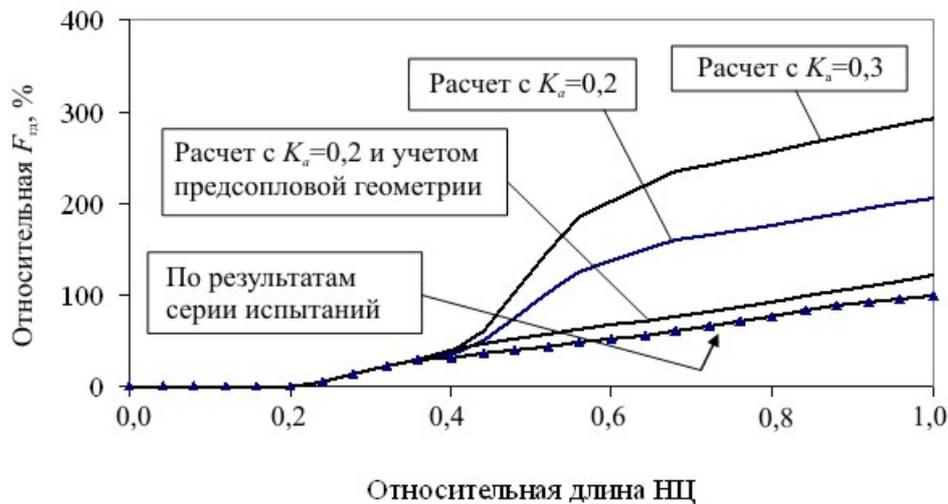


Рис. 11. Сравнение расчетных и опытных величин $F_{гд}$ для двигателя 3

и, соответственно, к уменьшению их выпадения и силового воздействия на боковую поверхность направляющего цилиндра. Расчеты же были проведены, основываясь на предположении о равномерности параметров двухфазного потока на входе в сопло. Если вернуться к результатам сравнения расчета и опыта для рассмотренных выше двигателей 1 и 2 (рис. 9 и 10), то одной из причин удовлетворительной сходимости расчетных и опытных величин $F_{гд}$ для этих двигателей является использование в них достаточно длинных круглых каналов, формирующих более равномерный двухфазный поток на входе в сопло. Отметим при этом, что некоторое отличие в форме расчетной и опытной кривых $F_{гд} = f(L_{отн})$ не является принципиальным с точки зрения расчета параметров процесса раздвижки сопла, так как среднеинтегральные по пути движения цилиндра силы $F_{гд}^{ср. инт.}$, полученные в расчете и на опыте, отличаются не более чем на 10 %.

Поэтому следующая серия расчетов была выполнена с использованием реальной геометрии предсопловой объема и

заряда. В результате расчетная кривая $F_{гд}$ для двигателя 3 стала достаточно хорошо согласовываться с опытной кривой (см. рис. 11). Расчетные величины $F_{гд}$ для двигателей 1 и 2 незначительно изменились по сравнению с предыдущими расчетами, что подтверждает правомерность допущения о равномерном двухфазном потоке на входе в сопло для двигателей с длинными круглыми каналами зарядов.

Таким образом, численное моделирование газодинамических процессов, происходящих при «горячей» раздвижке сопла РДТТ, с последующим сопоставлением с экспериментальными данными позволило создать методику расчета газодинамической силы, действующей на направляющий цилиндр. Показана необходимость учета влияния на величину $F_{гд}$ шероховатости поверхности НЦ, его прогрева, а также геометрии предсопловой объема двигателя. Выполнение расчетов по предложенной методике позволяет существенно более точно проводить оценку величины $F_{гд}$, и, следовательно, снизить технические риски при создании новых ракетных двигателей с «горячей» схемой раздвижки сопла.

Библиографический список

1. Двухфазные моно- и полидисперсные течения газа с частицами / Л.Е. Стернин [и др.]. – М.: Машиностроение, 1980.
2. Стернин Л.Е., Шрайбер А.А. Многофазные течения газа с частицами. – М.: Машиностроение, 1994.
3. Acharya M., Bornstein J., Escudier M.P. Turbulent Boundary Layers on Rough Surfaces // Experiments in Fluids. – 1986. – № 4. – P. 33–47.
4. Dainies W.L., Boardman T.L. Effect of Aluminium Oxide Impingement of Specific Impulse of Solid Propellant Rocket motors // AIAA Paper – № 1277-75. – 1975.