

УДК: 623.74.094

ПОМПАЖ И САМОВЫКЛЮЧЕНИЕ (ЗАГЛОХАНИЕ) ДВИГАТЕЛЯ ВЕРТОЛЕТА ПРИ ПУСКЕ НЕУПРАВЛЯЕМЫХ АВИАЦИОННЫХ РАКЕТ ИЗ БЛОКОВ ОРУДИЙ

© 2011 А. Л. Прокопьев¹, О. В. Поветкин²

¹Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

²ОАО «Авиаагрегат», г. Самара

Приведено описание решения по минимизации негативного влияния помпажа на стабильную работу двигателя вертолета, возникающего на входе в воздухозаборник вертолета в момент пуска неуправляемых авиационных ракет (НАР) и заключающегося в применении в конструкции козырька и перфорированных направляющих труб.

Помпаж, падение тяги, радиус факела, горячий газ, температура, блок НАР, козырёк, перфорация, низкочастотный глушитель.

К числу недостатков газотурбинного двигателя (ГТД) вертолета, имеющего в составе собственного вооружения блоки орудий для пуска неуправляемых авиационных ракет (НАР), которые расположены вблизи

воздухозаборников вертолета (например, Ми-28Н), относится потеря газодинамической устойчивости силовой установки — помпаж при попадании на вход в двигатель газовых струй ракет (рис. 1).



Рис. 1. Распространение факела ракеты при стрельбе залпом

Помпаж (фр. *rompage*) — срывной режим работы авиационного турбореактивного двигателя, нарушение газодинамической устойчивости его работы, сопровождающийся хлопками в воздухозаборнике из-за противотока газов, дымлением выхлопа двигателя, резким падением тяги и мощной вибрацией, которая способна разрушить двигатель. Воздушный поток, обтекающий лопадки рабочего колеса, резко меняет направление и внутри турбины возникают турбулентные завихрения, а давление на входе компрессора становится равным или большим, чем на его выходе.

В зависимости от типа компрессора помпаж может возникать вследствие мощных срывов потоков воздуха с передних кромок лопаток рабочего колеса и лопаточного диффузора или же срыва потока с лопаток рабочего колеса и спрямляющего аппарата.

Работа двигателя в режиме помпажа быстро приводит к его разрушению из-за недопустимого повышения температуры газов перед турбиной и потери прочности ее лопаток, поэтому при его возникновении двигатель должен быть переведен в режим «малый газ» (на котором помпаж исчезнет сам собой) или отключен.

Рост температуры газов может достигать нескольких сот градусов в секунду, и время принятия решения экипажем ограничено.

При попадании воздухозаборника ГТД вертолета в газовую струю ракетного двигателя с большой скоростью увеличивается температура набегающего потока, падает плотность воздуха, поступающего в ГТД, и его расход через двигатель. Отсюда результат – появление помпажа, причиной которого является быстро нарастающее по времени изменение температуры заторможенного потока воздуха на входе в двигатель.

Время воздействия может составлять десятые доли секунды, а повышение температуры — величину порядка 100 °С и более.

Изменение параметров потока по тракту двигателя показывает, что в начальный период (в интервале времени от t_1 до t_2 , рис. 2) давление p_2^* за компрессором и давление p_1^* на входе в компрессор, а также температура T_4^* за турбиной остаются практически неизменными, несмотря на значительное повышение температуры T_1^* .

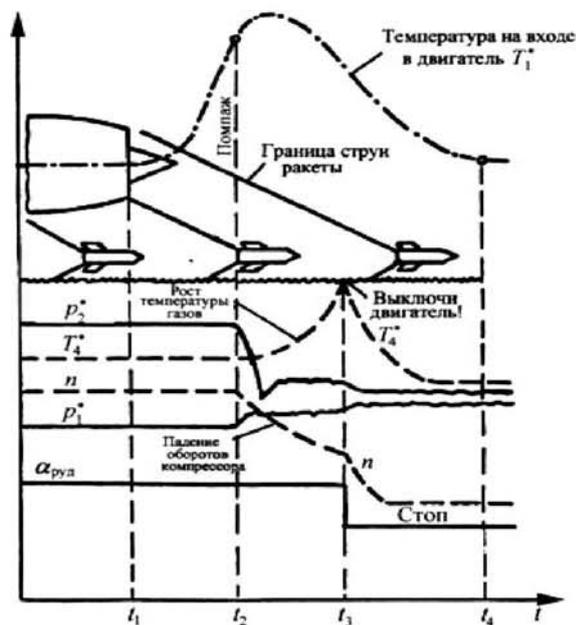


Рис. 2. Характер изменения параметров потока по тракту двигателя при помпаже

Неизменной остается также степень повышения давления компрессора $\pi_k^* = p_2^*/p_1^*$, тогда как приведенный расход воздуха

$$G_{в.пр} = G_B \frac{10 \cdot 330}{p_1^*} \sqrt{\frac{T_1^*}{288}}$$

где $T_1^* = T_H(1 + 0.2M^2)$, пропорциональный числу M на входе в компрессор, из-за увеличения температуры на входе резко падает. Поэтому рабочая точка на характеристике компрессора (рис. 3) смещается влево в сторону границы устойчивой работы (из точки I в точку I'). Здесь точки 2, 3, 4 соответствуют нормальной работе компрессора.

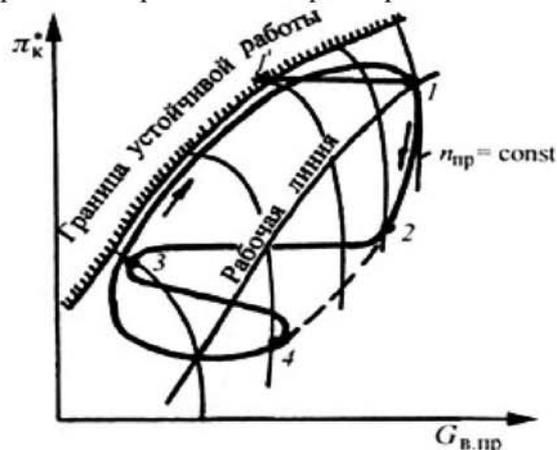


Рис. 3. Изменение характеристики компрессора при помпаже

Основным фактором, определяющим степень влияния быстрого (динамического) возрастания температуры T_1^* на запас газодинамической устойчивости компрессора, является не длительность воздействия, а интенсивность роста температуры по времени, т.е. величина $\Delta T_1^*/\Delta t$. Помпаж компрессора происходит тогда, когда интенсивность возрастания температуры ΔT_1^* по времени достигает более 2000...3000 град/с. Это значит, что при времени нарастания температуры ΔT_1^* , равном, например, 0,05 с, критическое (из условия помпажа компрессора) повышение температуры должно быть примерно 100... 150°, что вполне достижимо в условиях боевого применения.

Момент времени t_2 (см. рис. 2) соответствует началу помпажа компрессора. С этого момента резко повышается температура ΔT_4^* за турбиной и уменьшается частота вращения n ротора двигателя.

Проблема усугубляется и тем, что в момент выхода из пусковой установки факел ракеты, имеющий радиус не менее 1 м на расстоянии от сопла в 5 м, встречает осевое сопротивление от тупой носовой части блока орудий. Это приводит к развороту струи в поперечном направлении и увеличению радиуса факела до 2...3 раз (рис.5).

Способы борьбы с нарушениями устойчивой работы силовой установки вертолета при пуске НАР можно разбить на две группы.

К первой группе относятся методы кратковременного повышения запасов устойчивости компрессора непосредственно перед пуском ракет путем его специального регулирования или изменения режима работы, например, временного перевода двигателя на пониженный режим работы.

К сожалению, все эти методы сопровождаются снижением тяги двигателя, что требует применения соответствующей техники пилотирования для прицеливания и пуска ракет.

Ко второй группе относятся меры по уменьшению воздействия струи, среди которых необходимо отметить:

- размещение точек подвески ракет на большом удалении от воздухозаборника вертолета (например, на консолях крыла);
- применение катапультного старта ракеты;
- применение в РДТТ бесфакельных и малофакельных топлив;
- формирование начального участка относительной траектории ракеты, исключая воздействие струи на воздухозаборник, например путем управления углами атаки при пуске.

Все меры по устранению факела догорания за соплом ракетного двигателя лишь уменьшают вероятность нарушений нормальной работы двигателя вертолета, но не устраняют возможность их возникновения. Объясняется это тем, что даже при отсутствии факела догорания температуры в струях достаточно высоки, чтобы вызвать помпаж силовой установки на удалениях ракеты в десятки метров.

Устранение заглохания силовых установок при пусках ракет является комплексной проблемой, затрагивающей вопросы компоновки вертолета, характеристик его силовой установки, характеристик ракетного двигателя и выбора его топлива, формирования относительных траекторий схода ракеты на начальном участке, методы прицеливания и др.

Поэтому к одной из перспективных мер по устранению негативного влияния газовой струи факела ракеты, приводящей также и к снижению температуры поступающего газа в воздухозаборник, следует отнести модернизацию блоков орудий для пуска НАР.

Стоящий уже много лет на вооружении в ВВС РФ блок орудий типа Б8В20-А калибра 80 мм представляет собой силовой корпус цилиндрической формы (рис.4), внутри которого расположены 20 направляющих труб для размещения НАР и затвор для их фиксации в блоке, а также системе управления пуском ракет.

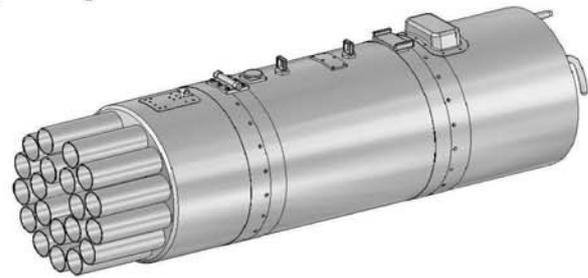


Рис. 4. Штатный блок Б8В20-А

Вариантом минимизации негативного влияния факела ракет является применение в конструкции блока орудий Б8В20-А перфорированного козырька и направляющих труб.

Козырек может быть выполнен в виде двух вариантов: длинный козырек (ДК) (см. рис. 6) и короткий козырек (КК) (см. рис. 7). Оба варианта представляют собой 1/3 часть цилиндра, изготовленного из листового алюминиевого материала и имеющего радиус на 50...70 мм больше радиуса корпуса блока. Цилиндрическая часть имеет перфорацию в виде отверстий с диаметром 15...20 мм. Крепится козырек пятью кронштейнами к носовой части корпуса над направляющими трубами и лобовым диском.

Отличительной конструктивной особенностью двух вариантов является длина козырька. Первый вариант (КК) прикрывает приблизительно 65% площади выступающих направляющих труб. При этом второй вариант (ДК), имеет вылет, перекрывающий выступающие передние части направляющих труб и выступающий за них приблизительно на 40% своей длины. По центру у ДК имеется проем, достаточно большой, приблизительно 60...70 мм.

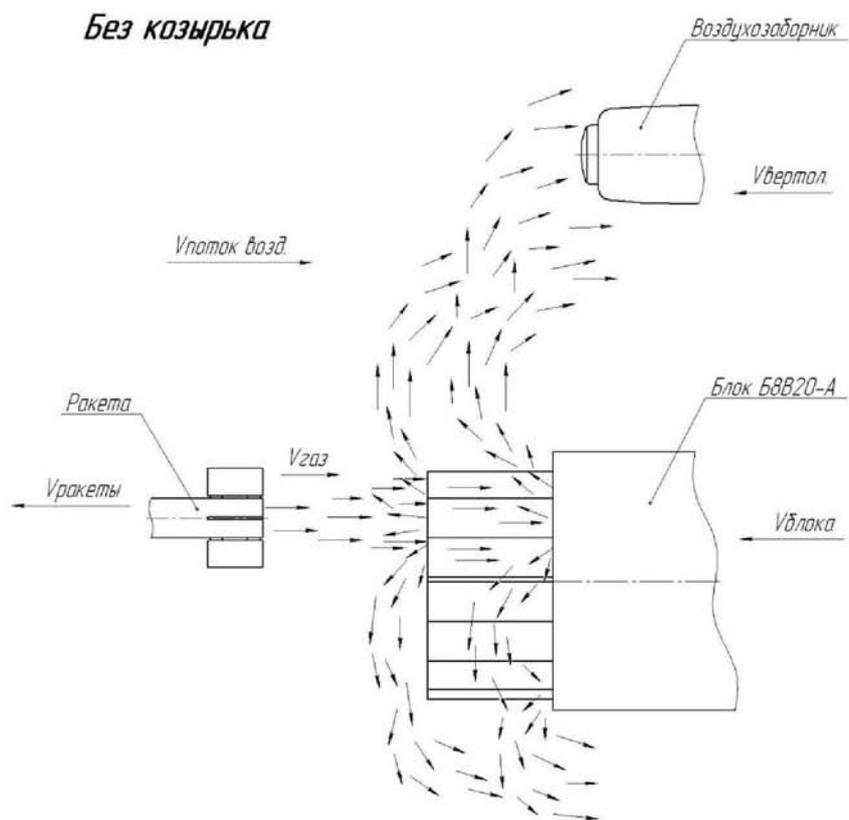


Рис. 5. Схема потока воздуха при использовании блока Б8В20-А без козырька

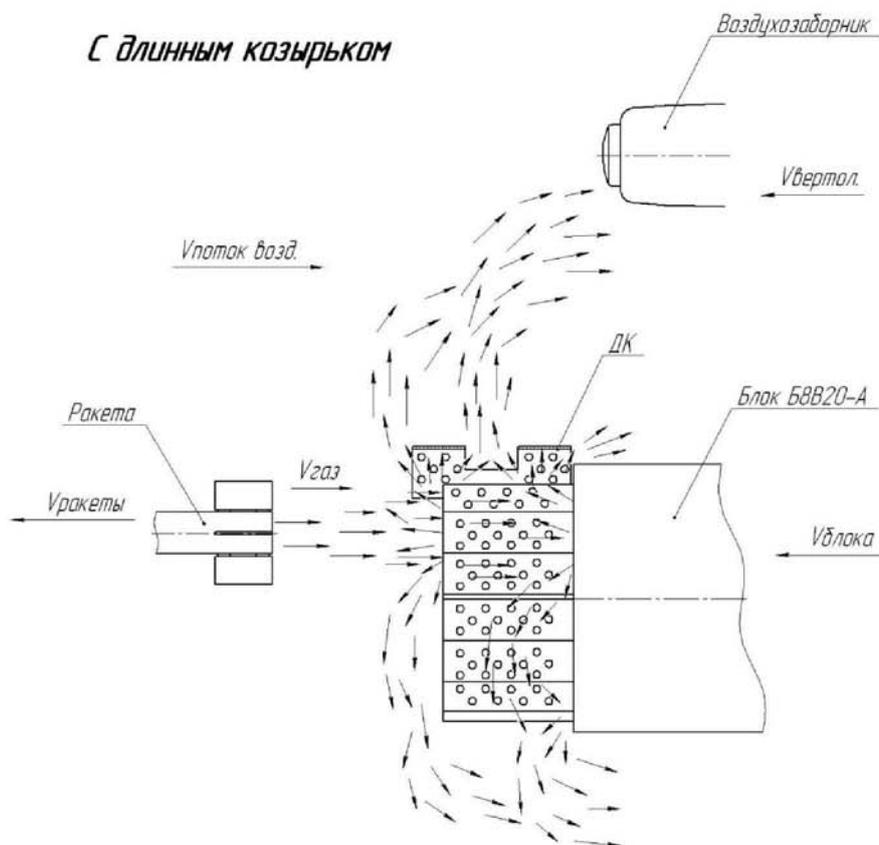


Рис. 6. Схема потока воздуха при использовании блока Б8В20-А с длинным козырьком

Прикрытые козырьком направляющие, выступающие из корпуса трубы, в свою очередь, имеют аналогичную перфорацию по передней части.

Благодаря применению перфорированного козырька часть потока горячих газов, меняющая направление в сторону воздухозаборников при столкновении с лобовой частью блока орудий, встречает на пути препятствие в виде козырька и огибает его, тем самым снижая количество поступающего го-

рячего газа в воздухозаборник. Чтобы не произошло "кивание" боевой машины при стрельбе залпом (в этой ситуации наибольшая вероятность возникновения помпажа), козырьки сделаны с перфорацией, что приводит к разряжению меняющей направление части потока воздуха. С этой же целью предусматривается перфорация и передних частей направляющих труб, которая, в свою очередь, и снижает температуру распространяющегося горячего газа.

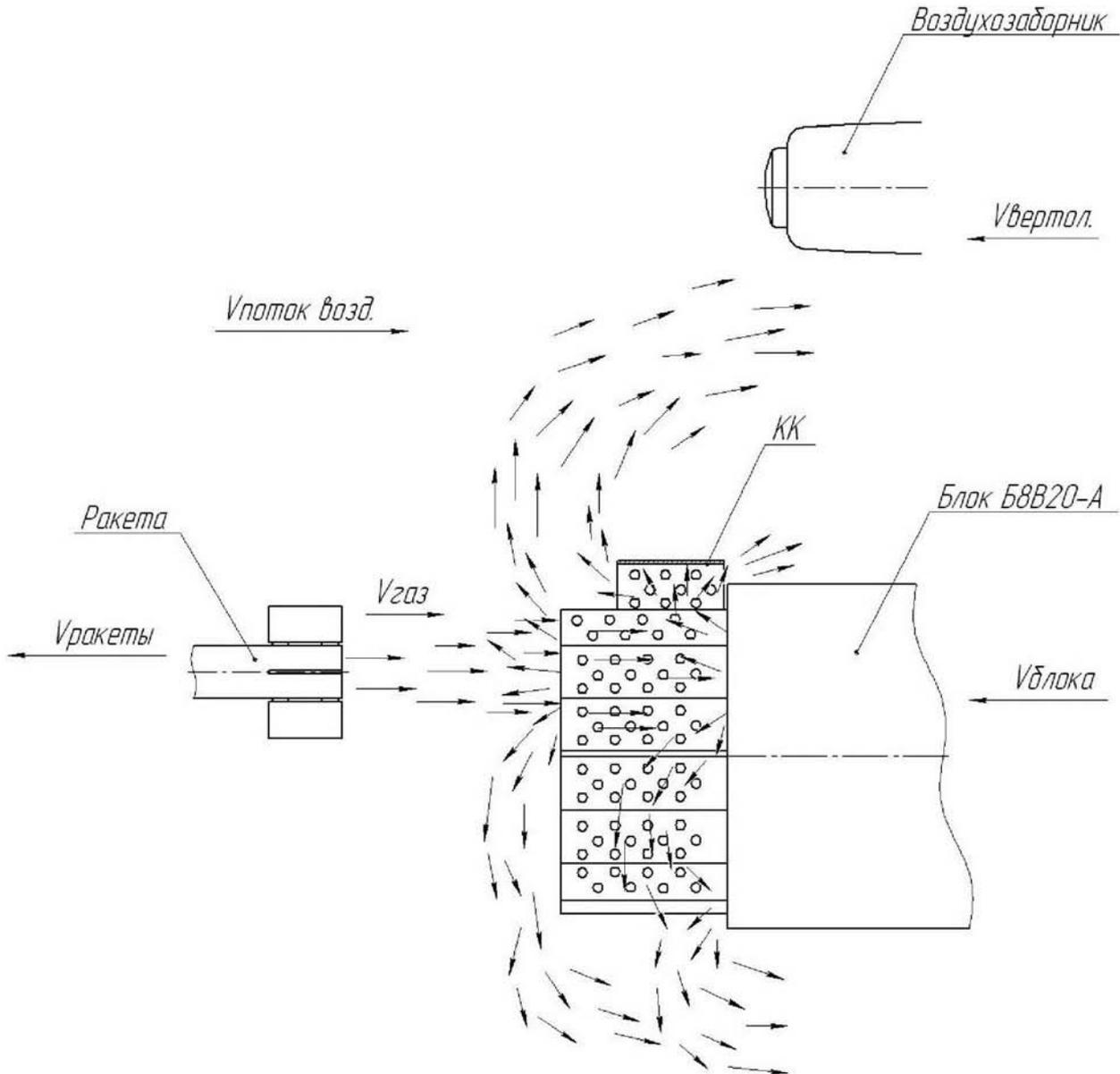


Рис. 7. Схема потока воздуха при использовании блока Б8В20-А с коротким козырьком

По итогам проведенных изменений в конструкции блока Б8В20-А были проведены испытания, результаты которых представлены на рис. 8.

Объектами испытания были блоки орудий Б8В20-А: штатный; с перфорированны-

ми направляющими трубами и длинным козырьком; с перфорированными направляющими трубами и коротким козырьком и с перфорированными направляющими трубами без козырька.

Чем обусловлено такое снижение температуры?

В одиночных пусках ДК обеспечивает максимальное снижение температуры. Но анализ результатов показывает, что длинный козырек сильно отклоняет от направления на воздухозаборник поток, отраженный от лобовой части блока орудий при старте одной ракеты. При старте последующих ракет действие козырька менее выражено. Предположительно, сказываются потоки, проходящие через проем в козырьке.

Несмотря на большие размеры козырек не получает никаких повреждений и деформаций. Однако является очевидным, что он увеличивает момент тангажа, действующий на блок и балку. На вертолёт этот момент действует в противоположном моменту от силы отдачи направлении и может уменьшить угловые отклонения и колебания вертолёта во время пусков. Второе отрицательное качество ДК – максимальная масса из всех 4 испытываемых компоновок.

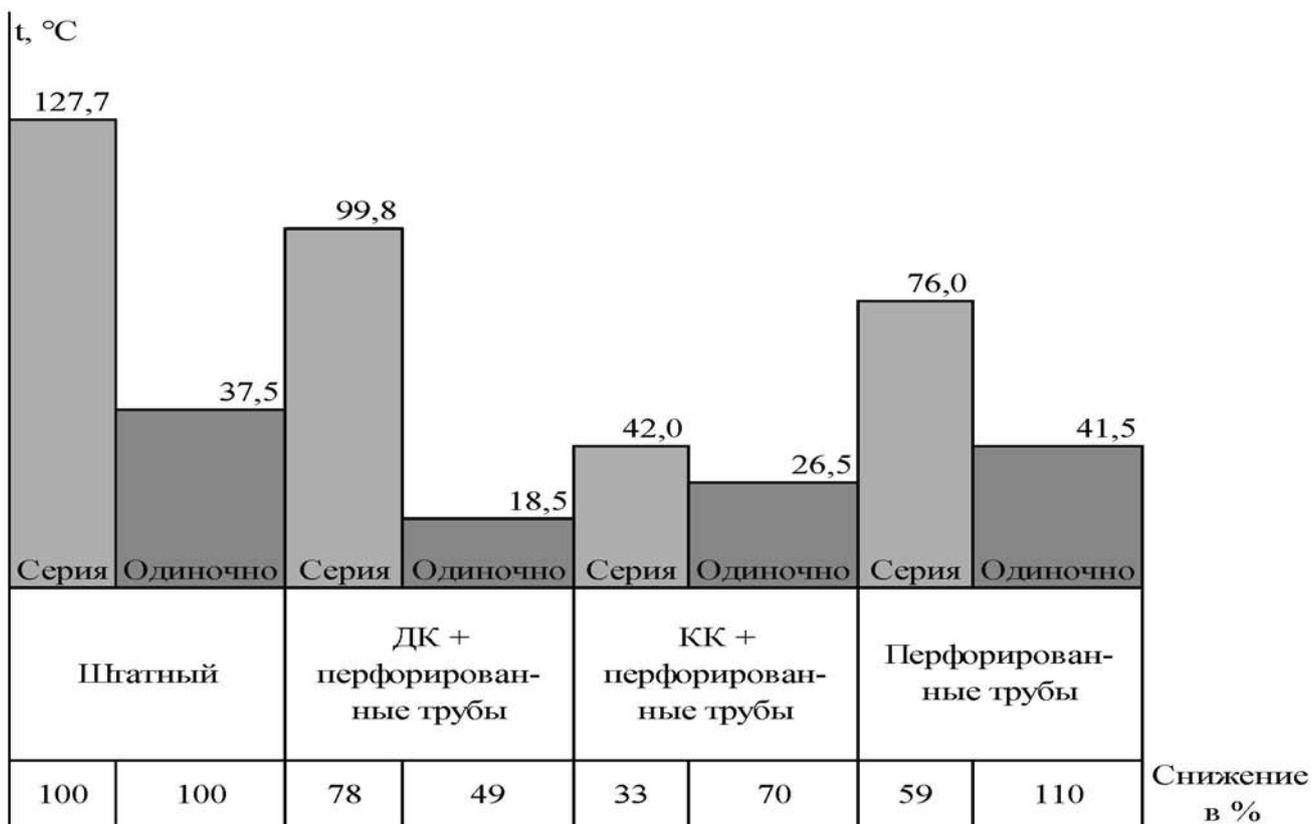


Рис. 8. Температурные показатели при разных компоновках блока орудий B8B20-A

КК совместно с перфорацией направляющих труб обеспечивает наименьшие температурные воздействия в зоне воздухозаборника по сравнению с другими компоновками. Также было установлено, что отраженные струи факела ракеты имеют значительные размеры, но их плотность меньше, чем в других компоновках. Зона догорания раздроблена струями из перфорации и козырьком. Очевидно, что раздробленные струйки потока горячего газа незначительной плотности имеют малую дальность в направлении воздухозаборника и это объясняет незначительное повышение температуры в зоне. Компоновка представляется наиболее предпочтительной из всех испы-

танных. Однако защитная роль перфорации в направлении зоны воздухозаборника вызывает сомнения. Есть смысл проверить компоновку без перфорации, но со скосом кромки переднего торца корпуса блока под некоторым углом к оси блока орудий. То есть наружная часть переднего шпангоута корпуса должна иметь форму короткого усеченного конуса с углом порядка 60° при вершине. Это позволит отклонить отраженные струи назад, мимо зоны воздухозаборника. При этом будут снижены среднее давление на торце и интенсивность отраженных струй, сила отдачи и момент силы, действующие на блок орудий.

По температуре в зоне воздухозаборника компоновка с перфорированными трубами и без козырька лучше, чем штатный и с ДК, но хуже, чем с КК. Очевидно, дополнительные воздействия от козырька на струи от торца блока орудий и у перфорации необходимы. Данные предположения подтверждают цифры, указывающие на снижение температуры более чем в 60% (рис.8).

По этим же соображениям возможна модернизация и блока орудий калибра 122 мм – Б13Л1. Возможно изменение конструкции носовой части блока с целью формирования в ней (из существующих элементов самолетного блока Б13Л) низкочастотного глушителя и переднего обтекателя. Глушитель уменьшает давление газа в пусковой трубе и препятствует обратному выбросу газа вслед за ракетой. Передний обтекатель оживальной формы обеспечивает плавное обтекание блока спутной струей факела, с минимальным разворотом в сторону воздухозаборников.

Направляющие трубы и часть обшивки в носовой части блока перфорированы, трубы имеют прямой срез (вместо косоугольного, как например, у блока орудий Б8М-1) во избежание больших газодинамических сил вдоль оси ракеты.

Предполагается, что температура поступающего горячего газа в результате дан-

ных модернизаций приведет к снижению температуры, поступающего газа в воздухозаборник на 10% и уменьшению радиуса факела ракеты 2...2,5 раза.

Библиографический список

1. Миропольский, Ф.П. Авиационные боеприпасы [Текст] / Ф.П. Миропольский, Е.В. Пырьев, В.В. Головенкин [и др.] – М.: ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 2010. – 407 с.
2. Соколовский, Г.А. Развитие систем старта управляемых ракет [Текст] / Г.А. Соколовский, В.В. Ватолин, В.М. Пресняков, [и др.] – Полет. – 2000. – №8. – С.4.
3. Спасский, Н.И. Авиационное вооружение и авионика [Текст] / Н.И. Спасский. – М.: Оружие и технологии России. Энциклопедия. XXI век, 2005. – 783 с.
4. Чекин, Д.Л. Вооружение летательных аппаратов [Текст]: учеб. пособие / Д.Л. Чекин – М.: Изд-во МАИ, 2002. – 164 с.
5. Нестеров, В.А. Проектирование установок ракетного вооружения летательных аппаратов [Текст] / В.А. Нестеров, М.Ю. Курприков, Л.В. Маркин – М.: Машиностроение, 2008. – 287 с.

SURGING AND AUTO-OFF THE HELICOPTER ENGINE AT START-UP UNGUIDED MISSILE FROM LAUNCHERS

© 2011 A. L. Prokopiev¹, O. V. Povetkin²

¹ Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov
(National Research University)

²JSC «Aviaagregat», Samara

The description of the solutions to minimize the negative impact of surging on the stable operation of the engine helicopter, appearing at the entrance to the air intake of the helicopter at the time of launch unguided aircraft rockets (rockets), and is the application in the construction of the visor and perforated stilling.

Surging, draft falling, torch radius, hot gas, temperature, launcher, a peak, punching, the low-frequency muffle.

Информация об авторах

Прокопьев Артём Леонидович, аспирант кафедры «Производство летательных аппаратов», Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: vepokorp@yandex.ru. Область научных интересов: конструкции ракетного вооружения, материал пусковых установок.

Поветкин Олег Валентинович, заслуженный конструктор РФ, заместитель начальника спецотдела, ведущий инженер ОАО «Авиаагрегат», г. Самара. Тел.: (846) 955-12-61. Область научных интересов: конструкции ракетного вооружения.

Prokopyev Artyom Leonidovich, the post-graduate student of chair Production of the Flying Vehicle and Quality Control in the Mechanical Engineering, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: vepokorp@yandex.ru. Area of research: designs of rocket arms, a material of launchers.

Povetkin Oleg Valentinovich, the deserved designer of the Russian Federation, the deputy chief of the special department, the leading engineer of JSC «Aviaagregat», Samara. Phone: (846) 955-12-61. Area of research: designs of rocket arms.