

Особенности компоновочных и аэродинамических схем летательных аппаратов при больших сверхзвуковых скоростях

© А.Г. Леонов, Ю.А. Прохорчук

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»,
г. Реутов Московской обл., 143966, Россия

Раскрыты особенности аэродинамической схемы летательного аппарата, предназначенного для полета с большими сверхзвуковыми скоростями на большую дальность на примере крылатой ракеты «Метеорит», которая была разработана в 1980–1990-х годах кооперацией во главе с «НПО машиностроения». Практически идеально сбалансированная в условиях крейсерского полета аэродинамическая схема, обладающая рекордным в своем классе аэродинамическим качеством, — одно из высших достижений отечественной ракетной техники. Вместе с тем показано, что отработка всех промежуточных режимов полета ракеты требует многократно больших усилий и сопряжена со многими техническими рисками.

Ключевые слова: крылатая ракета, аэродинамическая схема, маршевая ступень, стартовая ступень, аэродинамические рули.

Различие обликов дозвуковых и сверхзвуковых летательных аппаратов связано не только с отличиями природы до- и сверхзвуковых течений газов, но также с количеством и разнообразием режимов полета аппарата, диапазонами изменения условий функционирования. Эти диапазоны шире для сверхзвуковых аппаратов, что естественно, поскольку прежде чем достигнуть основного сверхзвукового режима полета, они неизбежно должны пройти стадии дозвукового полета. Таким образом, замысел облика нового летательного аппарата должен учитывать все аспекты его функционирования. Для проектирования сверхзвуковых и тем более гиперзвуковых крылатых ракет (КР) может быть в максимальной степени характерно большое количество ограничений и требований, которые решающим образом определяют их облик.

Большинство дозвуковых КР имеют сходный облик, удобный для реализации. Затупленная геометрия носовой части идеально подходит для размещения как радиолокационной, так и оптической системы самонаведения. Низкая температура конструкции в полете оставляет достаточно большую свободу при выборе конструкционных материалов для корпуса ракеты. Цилиндрический корпус и крыло, как правило,

малой площади (но не малого удлинения), небольшая площадь входа воздухозаборника воздушно-реактивного двигателя, более-менее традиционные органы управления — все служит достижению высоких летных характеристик весьма лаконичными и простыми средствами. Стартовая конфигурация такой ракеты отличается несильно: в основном наличием стартового агрегата небольших габаритов, энергетика которого обеспечивает старт и разгон до не слишком больших скоростей.

В качестве примера классического облика сверхзвукового летательного аппарата приведем КР «Метеорит», разработка которой была предпринята в качестве ответной меры после начала разработки КР «Томагавк» в США в 1970-х годах [1–3]. Генеральный конструктор В.Н. Челомей отказался от идеи разработки близкого аналога, предложив в качестве альтернативы стратегическую сверхзвуковую КР, которая совершает полет на большой высоте, с дальностью несколько тысяч километров и с большой сверхзвуковой скоростью. Важной особенностью данного проекта была задача универсализации по носителям: ракета должна была стартовать с самолета и с подводных лодок, находящихся в погруженном состоянии.

Анализ тактико-технических, а также реализуемых тягово-энергетических характеристик проектируемого маршевого двигателя показал, что полет должен проходить на высоте более 20 км с числом Маха около 3, а необходимая площадь крыла — 22 м² при длине ракеты около 12 м. Большая высота полета также обусловила необходимость большой площади входа воздухозаборника воздушно-реактивного двигателя.

На рис. 1 показан внешний вид КР «Метеорит», а на рис. 2 — ее геометрическая схема. Отметим некоторые особенности геометрии ракеты. Во-первых, трапецевидное крыло с углом стреловидности передней кромки около 70° имеет такой размер бортовой хорды, что уже не остается места для горизонтального оперения. По этой причине аэродинамические рули расположены на крыле, в районе задней кромки. Две пары рулей по первоначальной идее должны были реализовывать управление по тангажу (корневые элевоны, расположенные ближе к фюзеляжу) и по крену (концевые элевоны). При этом разработчики системы управления имели возможность распределять загрузку рулей по каналам управления, оптимизируя ее для каждого режима полета, что и нашло отражение в названии рулей: «элевоны». Дополнительную возможность оптимизации управления дает размещенный в носовой части фюзеляжа дестабилизатор — еще один руль высоты, снабженный относительно медленным приводом. Его задача — регулирование загрузки элевонов на управление по тангажу, что позволяет снизить аэродинамическое сопротивление отклоняющихся рулей или их аэродинамические шарнирные моменты. Отсутствие горизонтального хвосто-

вого оперения и наличие дестабилизатора в передней части позволяет классифицировать аэродинамическую схему ракеты «Метеорит» и как «утку», и как «бесхвостку». Последнее точнее отражает функциональные особенности схемы, так как дестабилизатор не в полной мере участвует в управлении: он не используется в контуре стабилизации ракеты, а отклоняется только по заданной программе.

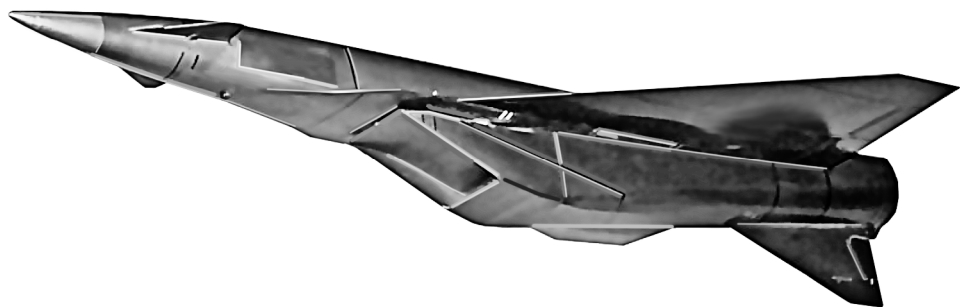


Рис. 1. Внешний вид КР «Метеорит»

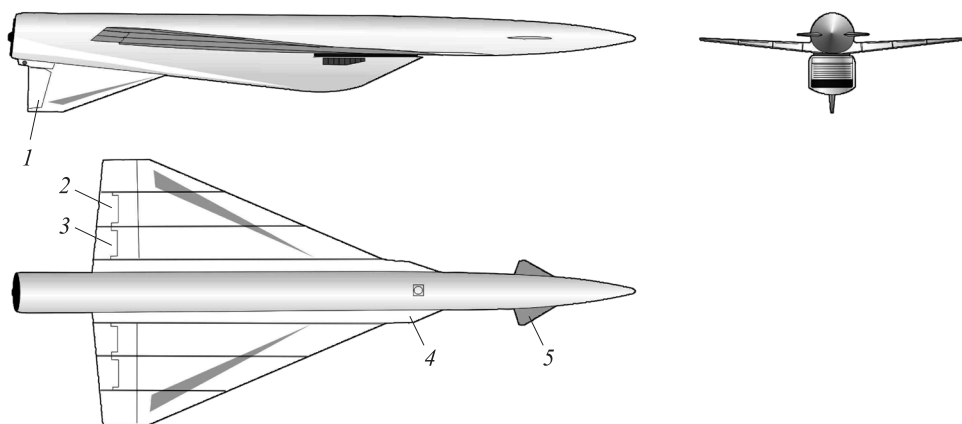


Рис. 2. Геометрическая схема КР «Метеорит»:

1 — киль с рулем направления; 2 — концевой элевон; 3 — корневой элевон;
4 — наплыв крыла; 5 — дестабилизатор

Плоский подфюзеляжный воздухозаборник маршевого двигателя размещен на плоской подсечке фюзеляжа под передней частью крыла. Для увеличения предварительного сжатия потока на входе в воздухозаборник передние кромки крыла вблизи фюзеляжа дополнены своеобразными напльвами, увеличивающими размер плоской площадки, что улучшает характеристики воздухозаборника. Напльвы имеют еще одно важное свойство: генерирование пары мощных вихрей, которые

располагаются в полете над крылом и понижают давление на его верхней поверхности, увеличивая подъемную силу крыла. Вертикальный киль с рулем направления расположен под хвостовой частью фюзеляжа, а не сверху, как на самолетах. Это позволило уменьшить его габариты, поскольку киль не затенен фюзеляжем при полете с положительным углом атаки.

В целом аэродинамическая схема ракеты «Метеорит» гармонична, в ней хорошо использовано взаимное влияние отдельных элементов. На рис. 3 показана зависимость от угла атаки α основного параметра, влияющего на достижимую дальность полета, — аэродинамического качества K (отношение подъемной силы к сопротивлению) в крейсерском режиме полета.

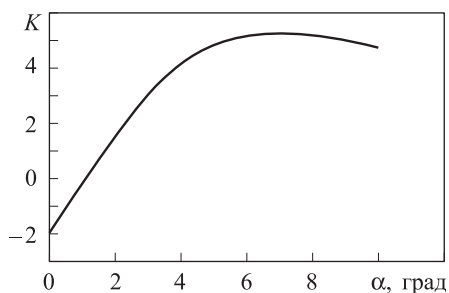


Рис. 3. Зависимость аэродинамического качества от угла атаки в крейсерском режиме полета

Рассмотрим теперь степень аэродинамического совершенства КР «Метеорит» с точки зрения устойчивости и управляемости. На рис. 4 приведена зависимость коэффициента момента тангажа m_z от угла атаки α на том же режиме полета. Наклон кривой свидетельствует о том, что ракета статически устойчива во всем диапазоне значений возможного угла атаки полета, однако наличие большого положительного момента тангажа при угле атаки, равном нулю, приводит к необходимости парировать не отрицательный (что характерно для статически устойчивых летательных аппаратов), а положительный момент. Причиной этой особенности является повышенное давление на фюзеляже перед входом в воздухозаборник и на нижней части поверхности внутреннего тракта воздухозаборника, так что они создают пару сил с положительным моментом тангажа, а также то, что крыло заклинено по отношению к строительной горизонтали фюзеляжа на угол $-1,5^\circ$. Для компенсации момента тангажа необходимо отклонить элевоны на положительный угол и тем самым создать дополнительную подъемную силу. Известно, что летательные аппараты, обладающие небольшой степенью статической неустойчивости, имеют некоторое преимущество в балансировке

перед статически устойчивыми, которые вынуждены отклонять рули в отрицательном направлении с потерей подъемной силы.

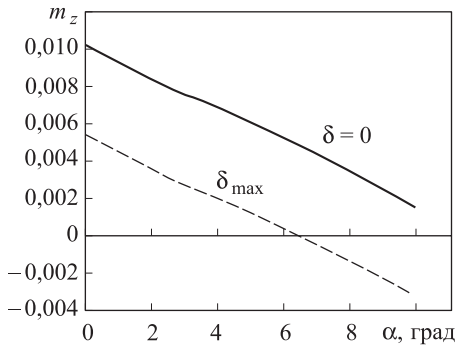


Рис. 4. Зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки в крейсерском режиме полета с неотклоненными рулями (сплошная линия) и с дестабилизатором, отклоненным на предельный угол (штриховая линия)

На рис. 4 штриховая линия показывает эффект отклонения дестабилизатора на предельный отрицательный угол. Конечно, при таком отклонении дестабилизатора возникают потери на балансировку, однако он значительно дальше отстоит от центра масс, его момент реализуется с меньшей силой, а следовательно, и с меньшим сопротивлением. На рис. 5 приведена зависимость приращения сопротивления ракеты при отклонении корневых элевонов при постоянной суммарной подъемной силе на крейсерском режиме полета. На графике видно, что отклонение рулей на небольшие положительные углы не приводит к росту сопротивления: во всяком случае при положительных углах отклонения дополнительное сопротивление меньше, чем при отрицательных. Отклонение дестабилизатора на отрицательный угол атаки уменьшает величину момента, которую необходимо парировать с помощью элевонов.

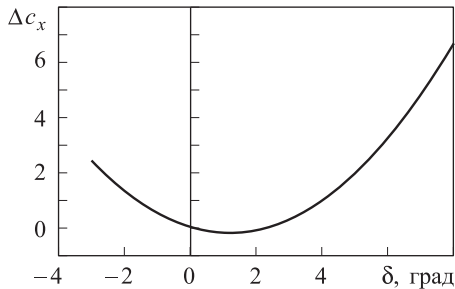


Рис. 5. Влияние угла отклонения корневых элевонов на изменение аэродинамического сопротивления ракеты (в процентах от полного сопротивления)

Учитывая, что для управления по тангажу можно совместно использовать все элевоны и дестабилизатор, потери аэродинамического качества на балансировку могут быть минимизированы с помощью оптимизации отклонения рулей. Математическая формулировка задачи несложна, если аппроксимировать аэродинамические характеристики в окрестности балансировочных значений простейшими (и в то же время адекватными) аналитическими формулами.

Зависимость приращения сопротивления, вызванного отклонением одной пары элевонов или дестабилизатора, от угла отклонения и угла атаки может быть представлена в виде

$$\Delta c_{xi} = a_i \alpha \delta_i + b_i \delta_i^2,$$

где i — номер руля (от 1 до 3), а приращения коэффициентов подъемной силы и момента тангажа соответственно

$$\Delta c_{yi} = c_{yi}^{\delta} \delta_i,$$

$$\Delta m_{zi} = m_{zi}^{\delta} \delta_i.$$

Следовательно, необходимо минимизировать суммарное приращение коэффициента сопротивления

$$\Delta c_x = \sum_{i=1}^3 (a_i \alpha \delta_i + b_i \delta_i^2)$$

при фиксированных значениях коэффициента подъемной силы и момента тангажа:

$$c_{y0} + c_y^{\alpha} \alpha + \sum_{i=1}^3 c_{yi}^{\delta} \delta_i = c_{y\Sigma},$$

$$m_{z0} + m_z^{\alpha} \alpha + \sum_{i=1}^3 m_{zi}^{\delta} \delta_i = 0.$$

Сформулированная данным образом задача легко решается с использованием неопределенных множителей Лагранжа. Расчеты показывают, что применение оптимального распределения управления в канале тангажа между элевонами и дестабилизатором позволяет получить балансировочное аэродинамическое качество не хуже приведенного на рис. 4 для ракеты с неотклоненными рулями.

Таким образом, свойствами аэродинамической схемы КР «Метеорит» являются:

- высокое (для сверхзвуковых скоростей и заданных размеров аппарата) аэродинамическое качество;

- благоприятные условия потока на входе в воздухозаборник за счет предварительного сжатия потока на нижней поверхности фюзеляжа;
- статическая устойчивость в канале тангажа и в то же время балансировка без потерь аэродинамического качества.

Перечисленные качества позволяют признать приведенную аэродинамическую схему весьма совершенной применительно к крейсерскому режиму полета (высота — свыше 20 км, число Маха $M \approx 3$).

Нельзя не заметить сходства между обликом ракеты «Метеорит» и известными сверхзвуковыми самолетами «Конкорд» и Ту-144: и схема «бесхвостка» с определенным подобием геометрии крыла, и расположение элевонеров на крыле, и плоские воздухозаборники под крылом, и дестабилизатор. Такому сходству есть простое объяснение: это действительно оптимальная аэродинамическая схема сверхзвукового аппарата, предназначенного для полета на большие расстояния с большой сверхзвуковой скоростью. Однако в случае с КР существует множество обстоятельств, которые делают эту схему неочевидной несмотря на все перечисленные достоинства.

В соответствии с техническими требованиями КР «Метеорит» должна стартовать с внешней подвески самолета-носителя и из пусковой установки подводных лодок в погруженном положении. Последнее особенно трудно, поскольку ракету требуется оснастить мощной разгонной ступенью и «упаковать» вместе с ней в ограниченные габариты. На рис. 6 показана стартовая конфигурация ракеты морского базирования («Метеорит-М»). Крыло довольно большого размаха (более 5 м) удалось разместить только с применением тройного складывания каждой из консолей. Сложить пришлось и часть киля вместе с рулем направления. Геометрия маршевой ступени такова, что свободный объем контейнера, в который можно поместить стартовые модули, оказывается разделенным на две части: достаточно просторную в передней части ракеты, перед воздухозаборником под фюзеляжем, и более стесненную под маршевым двигателем. Для достижения большой дальности полета необходимо вывести маршевую ступень как можно дальше за пределы трансзвуковых скоростей ($M > 1,3$), на которых минимальны избытки тяги (превышение тяги над сопротивлением) и максимален километровый расход топлива. Это означает, что должен быть в максимальной степени использован весь свободный объем пускового контейнера, что возможно лишь при необычной форме стартовой ступени, а такая форма возможна лишь у ракетного двигателя на жидком топливе, причем впереди размещается большой топливный бак, а за ним — раздвоенный стартовый модуль, состоящий из двух продольных баков с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД), между которыми размещается киль ракеты.



Рис. 6. Стартовая конфигурация КР «Метеорит-М» морского базирования

Перечисленные соображения безвариантны, если не жертвовать характеристиками маршевой ступени. Далее очень кратко рассмотрим, какие проблемы необходимо решить при реализации сжато описанной конструктивной схемы.

Старт ракеты из пусковой установки, которая расположена на подводной лодке, движущейся под водой. В принципе возможны варианты так называемых сухого и мокрого стартов. В данном проекте использован второй вариант. И в том и в другом случае необходим достаточно тонкий баланс газогидродинамических процессов, сложных не только для расчетов, но и для масштабных модельных экспериментов.

Управляемое движение под водой и выход из воды. Для проектирования системы управления движением необходимы достоверные данные о гидродинамических характеристиках, что непросто в случае плохо обтекаемого тела.

Раскрытие крыла и киля после выхода из воды. С учетом размеров крыла и диапазона допустимых скоростей ветра необходим очень мощный автомат раскрытия, развивающий момент до 30 000 Нм.

Разгон и отделение переднего бака стартово-разгонной ступени. Для быстрого и безопасного отделения пустого бака большого размера при значительном скоростном напоре единственным эффективным средством являются мощные двигатели отделения. Как выяснилось, струи двигателей, взаимодействуя с набегающим потоком, образуют вихревую систему, индуцирующую возмущающие моменты, которые действуют на крыло ракеты даже при отсутствии прямого попадания на него струй. Возмущающие моменты оказывают влияние на ракету в условиях, когда она имеет максимально заднюю центровку и, как следствие, минималь-

ный запас по управлению. В процессе проектирования КР «Метеорит» это явление оказалось неожиданным, в полной мере с ним справиться не удалось, что отчасти можно объяснить чрезвычайно быстрыми темпами начальной фазы проектирования и недостаточной экспериментальной отработкой до начала летных испытаний. Следствием этой частичной неудачи стало снижение скорости, на которой отделялся передний блок, а также потеря энергии разгона и дальности полета.

Дальнейший разгон до сверхзвуковой скорости и отделение задних блоков стартово-разгонной ступени. Проблема здесь в том, что наиболее надежная с точки зрения обеспечения несоударения кинематическая схема отделения с разведением блоков в стороны отличалась чрезмерными возмущениями маршевой ступени. В результате было принято решение отказаться от разгона до сверхзвуковой скорости с потерей дальности полета. Дополнительная проблема возникла при полете в области трансзвуковых скоростей. Проблему недостаточности тяги удалось решить только путем временного форсирования маршевого двигателя.

Вариант авиационного старта связан с решением проблемы надежного и безопасного отделения от самолета с одновременным раскрытием крыла и киля. Для обеспечения устойчивого полета до полного раскрытия крыла и киля и начала управления элевонами и рулем направления потребовался дополнительный модуль с аэродинамическими рулями в хвостовой части ракеты. Для авиационного старта чрезвычайно полезным оказался дестабилизатор, который изначально устанавливался на оптимальный угол.

Финальное пикирование на цель, завершающее маршевый полет ракеты, что также сопряжено с большими проблемами управляемости. Пикирование осуществляется с углом атаки, близким к нулю, что в соответствии с характеристиками устойчивости (см. рис. 4) требует значительно большего расхода рулей на балансировку, чем в крейсерском режиме. Проблема усугубляется тем, что для предотвращения переразгона при входе в пикирование выключается маршевый двигатель, а это еще больше увеличивает момент тангажа и загрузку рулей. В то же время при нарастающем скоростном напоре проявляется нежесткость крыла и связанное с ним явление статической аэроупругости, когда аэродинамический момент отклоненного элевона частично парируется моментом противоположного знака, который возникает при обтекании деформированного отклонением руля крыла. На рис. 7 показано, как падает эффективность элевонов при нарастании величины скоростного напора. И в этом случае спасительным обстоятельством стало наличие дополнительного органа управления — дестабилизатора, установленного на корпусе ракеты и поэтому менее подверженного влиянию аэроупругости. Отрицательное свойство статической аэроупругости состоит в том, что

при уменьшении эффективности рулей их аэродинамические шарнирные моменты не уменьшаются. Увеличение угла отклонения рулей для балансировки в канале тангажа приводит к увеличению потребных усилий рулевых приводов элевонов вплоть до предельных, приближение к которым грозит потерей стабилизации ракеты. В этих условиях, как и в случае маршевого полета, оказалось полезным перераспределение каналов управления (тангаж и крен) между корневыми и концевыми элевонами.

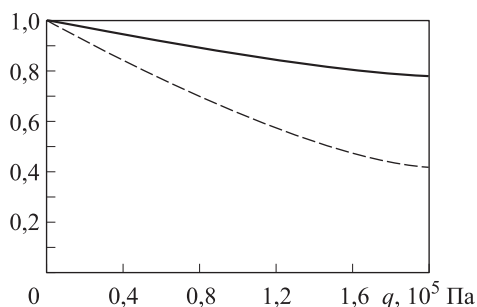


Рис. 7. Относительное падение эффективности элевонов с ростом скоростного напора для корневых (сплошная линия) и концевых (штриховая линия) элевонов

Перечисленные проблемы показывают, что при проектировании сверхзвуковой ракеты, даже если удастся создать идеальную аэродинамическую схему в крейсерском режиме полета, обеспечивающем достижение большой дальности полета, задачу нельзя считать решенной. В отличие от дозвуковой ракеты (например, «Томагавка») разнообразие режимов и диапазоны изменения условий полета оказываются чрезвычайно широкими. Проект «Метеорит» при всей драматичности его реализации в итоге был успешным, основные цели были достигнуты, хотя это и потребовало предельных творческих и организационных усилий от многих коллективов, участвующих в работе. В качестве иллюстрации можно еще упомянуть, что в процессе проектирования в общей сложности было испытано более 50 аэро-, газо- и гидродинамических, а также динамически и упругоподобных моделей, из которых не более четверти испытывались в сверхзвуковых аэродинамических трубах.

Крылатая ракета «Метеорит» с числом Маха полета около 3 — пороговый проект. Дальнейшее повышение скорости полета выводит разработчиков в область гиперзвуковых скоростей, еще более расширяя диапазон условий полета и, вероятно, еще более увеличивая противоречивость требований к конструктивным и аэродинамическим схемам. Совершенно неочевидно, что конфигурация гиперзвукового аппарата, даже идеально настроенная на основной режим полета, будет работоспособной на всем пути к этому режиму или выходу из него.

В связи с этим, по-видимому, придется преодолевать следующие проблемы. Прежде всего необходимо значительно повысить энергетику разгонной ступени либо увеличить диапазоны изменения высоты и числа Маха, в которых может функционировать маршевый двигатель. Это обостряет проблему надежного разделения ступеней и усложняет конструкцию маршевого двигателя. Расширение диапазона изменения скоростного напора при полете маршевой ступени создает проблему управляемости, поскольку эффективность аэродинамических рулей может оказаться избыточной при максимальных и недостаточной при минимальных его значениях. Наконец, необходимо решить, как и с какой скоростью гиперзвуковая ракета достигнет земной поверхности в конце своего полета.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Ефремов Г.А., Киселев А.И., Леонов А.Г., Харламов И.В. *Яркий след крылатого «Метеорита»*. Москва, Бедретдинов и Ко, 2012.
- [2] Ефремов Г.А., Леонов А.Г., Прохорчук Ю.А., Минасбеков Д.А., Ларин Г.И. Ракетные комплексы «Метеорит» — отечественные решения. *«Актуальные проблемы российской космонавтики. Материалы XXXVII академических чтений по космонавтике. Москва, январь—февраль 2013 г.»*. Москва, Комиссия РАН, 2013, с. 642.
- [3] Прохорчук Ю.А., Давтян А.А., Бондаренко Л.А., Фролов А.Ф., Лапыгин В.И., Миргазов М.Н. Проблемы в области аэродинамики и динамики полета, решенные в процессе проектирования КР «Метеорит». *«Актуальные проблемы Российской космонавтики. Материалы XXXVII академических чтений по космонавтике. Москва, январь—февраль 2013 г.»*. Москва, Комиссия РАН, 2013, с. 643.

Статья поступила в редакцию 21.05.2013

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

А.Г. Леонов, Ю.А. Прохорчук. Особенности компоновочных и аэродинамических схем летательных аппаратов при больших сверхзвуковых скоростях. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 3. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/618.html>

Леонов Александр Георгиевич родился в 1952 г., окончил Московский авиационный институт в 1975 г. Д-р техн. наук, генеральный директор, Генеральный конструктор ОАО «ВПК «НПО машиностроения». Автор 27 научных публикаций в области проектирования летательных аппаратов и системного анализа. e-mail: vpk@npomash.ru

Прохорчук Юрий Алексеевич родился в 1951 г., окончил Московский физико-технический институт в 1974 г. Канд. физ.-мат. наук, начальник отделения аэродинамики и баллистики ОАО «ВПК «НПО машиностроения». Автор 16 публикаций в области аэродинамики, вычислительной математики, теории управления. e-mail: prohorchuk@mail.ru