

# Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 629.7.001.5

DOI: 10.18698/0536-1044-2018-7-61-68

## О влиянии физических ограничений на дальность полета гиперзвукового летательного аппарата

**С.В. Пресняков, В.А. Усачев, В.В. Корянов, Н.В. Кудрявцева**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, 105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

## On the Influence of Physical Limits on the Range of a Hypersonic Flight Vehicle

**S.V. Presnyakov, V.A. Usachev, V.V. Koryanov, N.V. Kudryavtseva**BMSTU, 105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1

e-mail: presnyakov-s19@ya.ru, vau@bmstu.ru, vkoryanov@bmstu.ru, natalya.unid@mail.ru

**i** Рассмотрены особенности функционирования летательного аппарата, оснащенного гиперзвуковым прямоточным воздушно-реактивным двигателем, с учетом ряда ограничений принципиального характера. В процессе работы двигателя поставлены ограничения, чтобы давление в камере сгорания было не ниже требуемого для нормального испарения горючего и не больше предельных значений, при превышении которых возможны эффекты пульсаций горения и взрыва. Летательный аппарат не должен выходить на высоты с малой плотностью воздуха, где подъемная сила и количество поступающего в камеру сгорания окислителя будут недостаточными для устойчивого управляемого полета. Поскольку движение происходит с гиперзвуковыми скоростями, учтен аэродинамический нагрев корпуса. С учетом перечисленных ограничений, для летательного аппарата на примере конструкции, защищенной патентом РФ, при условии старта из универсальной установки ЗС14 проанализирована полная схема полета и проведен весовой анализ этого аппарата. Для синтезированного облика идеального летательного аппарата рассчитана траектория полета на максимальную дальность и сделаны выводы о возможных диапазонах применения изделия.

**Ключевые слова:** воздушно-реактивный двигатель, давление в камере сгорания, аэродинамический нагрев аппарата, весовой анализ, максимальная дальность

**i** In this article the authors examine specific features of a flight vehicle equipped with a ramjet engine, taking into consideration a series of principal restrictions. When the engine is in operation, certain restrictions are applied so that the pressure in the combustion chamber is not below the level required for normal evaporation of the fuel and not higher than the limit values, exceeding which may lead to combustion pulsation and explosion. The flight vehicle should not enter altitudes with low air density where the ascensional power and the quantity of the intake oxidizer in the combustion chamber are not sufficient for a stable controlled flight. As the flight vehicle moves at hypersonic speeds, the aerodynamic heating of the body is taken into account. Taking into account the above-mentioned restrictions, the full flight

procedure is evaluated, and the weight analysis is performed for a flight vehicle featuring the design protected by a patent of the Russian Federation and launched from a universal launcher 3S14. The maximum range trajectory is calculated for a synthesized concept of an ideal flight vehicle, and conclusions about the possible range of applications are made.

**Keywords:** ramjet engine, combustion chamber pressure, aerodynamic heating, weight analysis, maximum flight range

Рассмотрено влияние физических ограничений, обусловленных воздействием внешней среды и конструктивными ограничениями при проектировании гиперзвукового летательного аппарата (ЛА), на максимально достижимую дальность его полета. Полученные результаты могут быть использованы при обливом проектировании гиперзвуковых ЛА.

Цель работы — определение максимальной дальности и времени полета на эту дальность ЛА, оснащенного гиперзвуковым прямоточным воздушно-реактивным двигателем (ГПВРД) в условии габаритных ограничений, накладываемых стартовым устройством.

**Схема работы двигателя ГПВРД.** Для продолжительного полета с постоянной скоростью летательному аппарату необходим стабильно работающий маршевый двигатель. Наиболее энергоэффективным в диапазоне скоростей выше 4М (М — число Маха) принято считать ГПВРД [1, 2].

Схематично прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД) изображен на рис. 1. В упрощенном виде его работа включает в себя следующие стадии:

- набегающий со сверхзвуковой скоростью воздух тормозится входным диффузором, при этом кинетическая энергия газа переходит во внутреннюю: повышаются температура, плотность и давление;
- в камере сгорания (КС) сжатый воздух смешивается с горючим;
- в результате сгорания повышается температура (энергия) газа;

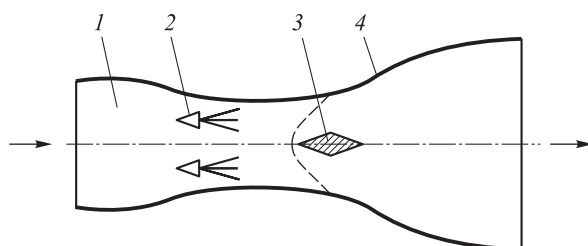


Рис. 1. Схема ПВРД;

1 — диффузор; 2 — форсунки; 3 — клин; 4 — сопло

- выходным соплом газ разгоняется, пока его давление не станет равным давлению окружающей среды, при этом скорость вытекающего газа становится выше скорости набегающего потока вследствие преобразования увеличенной внутренней энергии в кинетическую.

**Ограничивающие факторы и их влияние на характеристики ЛА.** Внутреннее давление в КС двигателя. Для нормальной работы ПВРД важно, чтобы скорость и давление потока воздуха на входе не превышали некоторых предельных значений.

При уменьшении этих параметров снижаются статическое давление и плотность воздуха в КС, а также аэродинамические силы, действующие на капли горючего. Последние не разбиваются на более мелкие и тепловой обмен между ними и воздухом ухудшается. С уменьшением на больших высотах давления или скорости полета плотность воздуха в КС упадет так низко, что испарение и горение станут невозможными. Нижний предел внутреннего давления равен 0,05 МПа [2].

С повышением высоты снижается и подъемная сила, действующая на ЛА. Добиться возрастания подъемной силы можно путем увеличения угла атаки, но с его возрастанием будет расти лобовое сопротивление и меняться расположение ГПВРД относительно потока, что негативно скажется на тяговых характеристиках. Даже при достаточно больших значениях углов атаки и скоростей подъемная сила будет недостаточна для маршевого полета на высотах больше 40...50 км.

Разогнанный ЛА может продолжить подъем при выключенном двигателе, что приведет к выходу на высоты около 60 км, после чего начнется снижение ЛА вследствие воздействия силы тяжести вплоть до слоев с высокой плотностью воздуха, где можно заново разжечь ПВРД с возвратом на высоту около 30 км [1].

При повышении скорости и давления входящего потока капли горючего сильнее сносятся набегающим потоком воздуха. Чтобы горю-

чее успевало прогорать внутри двигателя, надо увеличивать длину КС.

С уменьшением высоты полета следует ограничивать концентрацию горючего, чтобы не превысить верхний предел воспламенения и избежать срыва горения с пульсациями давления в КС, которые могут привести к разрушению ЛА.

Некоторые ограничения накладывает способность двигателя выдерживать нагрузки от внутреннего давления. Рост расчетного давления в КС вызывает необходимость увеличивать толщину стенок [1], что весьма существенно сказывается на массе ГПВРД. В типичном случае внутреннее давление не должно превышать 1 МПа [3].

Таким образом, для нормальной работы ГПВРД давление в КС должно лежать в пределах 0,05...1,00 МПа. Для расчета высот и скоростей полета, на которых данное условие реализуется, можно воспользоваться газодинамической функцией для давления [4]

$$p_{\infty} \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_{\infty}^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} = p_{КС} \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_{КС}^2 \right)^{\frac{k}{k-1}},$$

где  $p_{\infty}$  и  $M_{\infty}$  — статическое давление и число Маха набегающего потока;  $k$  — показатель адиабаты (для воздуха  $k = 1,4$ );  $p_{КС}$  и  $M_{КС}$  — статическое давление и число Маха в КС.

Считается, что для оптимальной работы (во избежание больших потерь) в ГПВРД входной поток должен затормозиться до 1/3 начальной скорости [5]. Используя данное условие, можно при данном атмосферном давлении и скорости набегающего потока оценить требуемое внутреннее давление в КС.

**Аэродинамический нагрев ЛА.** При движении ЛА с гиперзвуковыми скоростями в атмосфере и обтеканием его потоком воздуха вблизи поверхности ЛА газ в результате трения замедляется и наблюдается выделение тепла, а в пограничном слое устанавливается повышенная температура.

Температура на обтекаемой поверхности  $T_{ст}$  приближенно определяется по формуле [4]

$$T_{ст} = T_{\delta} \left( 1 + r \frac{k-1}{2} M_{\delta}^2 \right),$$

где  $T_{\delta}$  и  $M_{\delta}$  — температура и число Маха на внешней границе пограничного слоя;  $r$  — коэффициент восстановления, принятый равным 0,85.

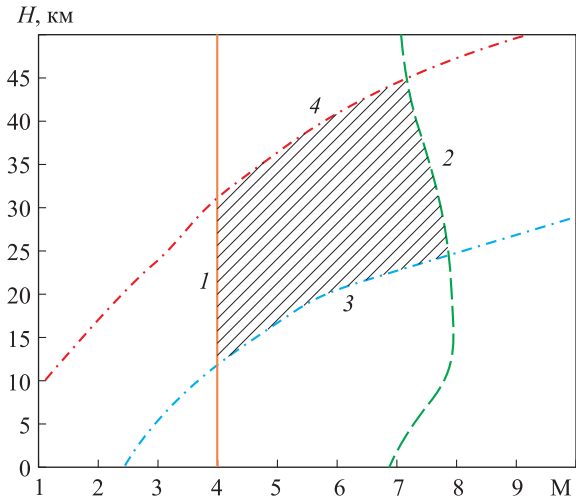


Рис. 2. Высотно-скоростной диапазон работы ГПВРД:

1 — минимальная скорость; 2 — максимальный нагрев; 3 — минимальное давление; 4 — максимальное давление

Задавшись параметрами среды и формой ЛА, можно определить  $T_{\delta}$  и  $M_{\delta}$  с помощью теории скачков уплотнения [4].

Данные расчеты показывают, что нагрев ЛА в пристеночной области при движении со скоростью 10М составит не менее 3900 К. Так как при полете ЛА должен испытывать воздействие повышенной температуры длительное время, необходимо использовать системы охлаждения, которые усложнят и утяжелят его конструкцию.

По данным открытой печати, наиболее длительное время полета с ГПВРД показал аппарат Boeing X-51А в мае 2013 г. (6 мин на скорости около 5М), температура нагрева при этом достигала около 1000–1200 К.

В России самый длительный полет [6] (77 с на скорости 6,5М) совершила гиперзвуковая ракета лаборатории «Холод» КБ «Факел». Нагрев при этом составлял около 1800 К.

Вследствие отсутствия данных о проведении экспериментальных полетов на ГПВРД со скоростями, большими 8М, максимальную температуру нагрева целесообразно ограничить 2500 К.

Итоговый высотно-скоростной диапазон работы ГПВРД с учетом описанных ограничений приведен на рис. 2.

**Особенности разработки ГПВРД.** ГПВРД с постоянной геометрией может работать на расчетных условиях только в узком диапазоне скоростей полета. Для функционирования в более

широком диапазоне конечные и критические сечения двигателя должны быть регулируемы, что резко усложняет конструкцию ЛА.

Важной особенностью ГПВРД является взаимосвязь его параметров с параметрами обтекающего ЛА воздуха, поэтому такой двигатель создается сразу в качестве интегрированной с ЛА системы, что определяет основу методологии его проектирования [7]. Выбор аэродинамической схемы изделия с ГПВРД осуществляется совместно с разработчиком ЛА, т. е. каждый ЛА с ГПВРД всегда жестко рассчитан под определенный вес полезной нагрузки, диапазон дальностей и скоростей полета.

В процессе полета на гиперзвуковой ЛА действуют очень большие нагрузки. При потере управляемости мгновенно происходит уничтожение ЛА. Ошибки в изготовлении, эксплуатации и повреждение ЛА при таких скоростях приведут к разбалансировке и срыву полета.

**Исходные параметры расчетной ЛА.** Для разгона до гиперзвуковых скоростей и выхода на маршевую высоту полета ЛА необходимо оснастить твердотопливным ускорителем. Пуск проводится из установки ЗС14 [8] с вертикальным контейнером длиной 8,9 м и диаметром 720 мм, т. е. размеры ЛА ограничены длиной 8,6 м и диаметром 670 мм. Полезная нагрузка принята равной 300 кг.

Конструктивной особенностью, указанной в патенте [9], является отделяющийся после выработки ГПВРД. Преимущество данной разработки заключается в предотвращении разрушения ГПВРД и, как следствие, ЛА на высотах с большой плотностью атмосферы, а также снижение аэродинамического сопротивления.

**Программа полета.** Весь полет ЛА можно условно разделить на три этапа: разгонный (стартовый) участок, маршевый участок и участок планирования.

На стартовом участке происходят вертикальный запуск и разгон до скорости, необходимой для запуска ГПВРД. К концу этого этапа угол наклона траектории уменьшается до приемлемых для дальнейшего полета значений. После завершения стартового участка разгонный двигатель отделяется.

На маршевом участке происходит горизонтальный полет с постоянной скоростью. После завершения маршевого участка ГПВРД отделяется.

На участке планирования происходит снижение ЛА с использованием аэродинамических поверхностей. Силовые установки на последнем этапе не применяются.

**Весовой анализ.** В качестве топлива для ГПВРД выбран керосин как часто используемое и удобное в эксплуатации топливо для двигателей такого типа.

Горизонтальный полет на постоянной скорости описывается следующими выражениями [10]:

$$P \cos \alpha = X;$$

$$mg = P \sin \alpha + Y,$$

где  $P$  — сила тяги;  $\alpha$  — угол атаки;  $mg$  — сила тяжести, действующая на ЛА;  $X$  — сила лобового сопротивления;  $Y$  — подъемная сила.

Сила тяги ГПВРД зависит от нескольких параметров, в том числе и от площади входного  $S_{\text{вх}}$  и выходного  $S_{\text{вых}}$  сечений [2].

Аэродинамические коэффициенты приняты равными полученным для гиперзвукового ЛА Х-43 [11]. Максимальное значение коэффициента подъемной силы составляет 0,2, максимальное значение аэродинамического качества ЛА — 2,5.

По методикам, описанным в работе [2], выполняется расчет силы тяги и массовых характеристик гиперзвукового реактивного двигателя.

Расчет массы топлива твердотопливного ускорителя, необходимого для разгона ЛА до гиперзвуковой скорости, проведен по формуле [12]

$$\mu = 1 - \exp\left(-\frac{k_V v_K}{P_{\text{ср}}}\right),$$

где  $\mu$  — относительная масса топлива ускорителя;  $k_V$  — коэффициент потерь скорости на силу тяги и аэродинамическое сопротивление (принят равным 1,3);  $v_K$  — необходимая для такого разгона скорость;  $P_{\text{ср}}$  — средний удельный импульс двигателя (принят равным 2800 м/с).

**Расчетные массогабаритные параметры ЛА.** Габаритные размеры ЛА определяются с учетом весового анализа. Вследствие ограничения транспортно-пускового контейнера (длина 8,6 м и диаметр 670 мм) масса топлива маршевого двигателя составляет 530 кг, а масса топлива ускорителя — 1390 кг. Полученная компоновочная схема ЛА приведена на рис. 3.

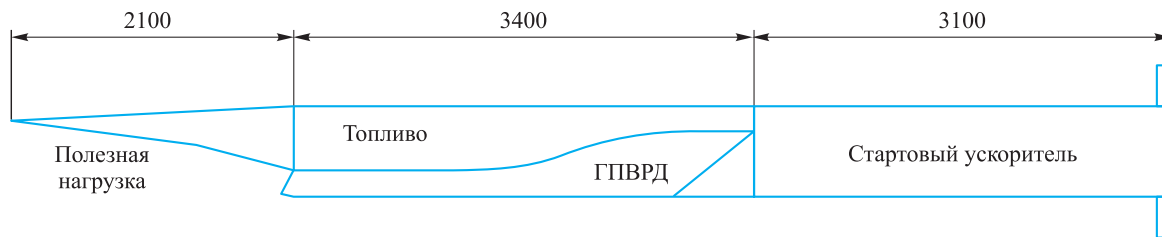


Рис. 3. Габаритные размеры ЛА с маршевым ГПВРД и твердотопливным ускорителем

**Расчетные параметры гиперзвукового ЛА**

Стартовая масса, кг	2800
Диаметр, мм	670
Длина, м	8,6
Масса головки самонаведения, кг	100
Масса полезной нагрузки, кг	300

**Двигатель стартовый:**

тип	Ракетный двигатель твердого топлива
длина, мм	3100
диаметр, мм	670
сухая масса, кг	180
масса топлива, кг	1390
удельный импульс, м/с	2800
время работы, с	37

**Двигатель маршевый:**

тип	ПВРД
площадь входного сечения, м <sup>2</sup>	0,07
площадь выходного сечения, м <sup>2</sup>	0,3
сухая масса, кг	250
масса топлива, кг	530
удельный импульс, м/с	13 700
максимальный расход топлива, кг/с	3

**Траектория полета на максимальную дальность.** Для ЛА с указанными расчетными параметрами проведено численное моделирование полета на максимальную дальность с учетом влияния атмосферы и сил аэродинами-

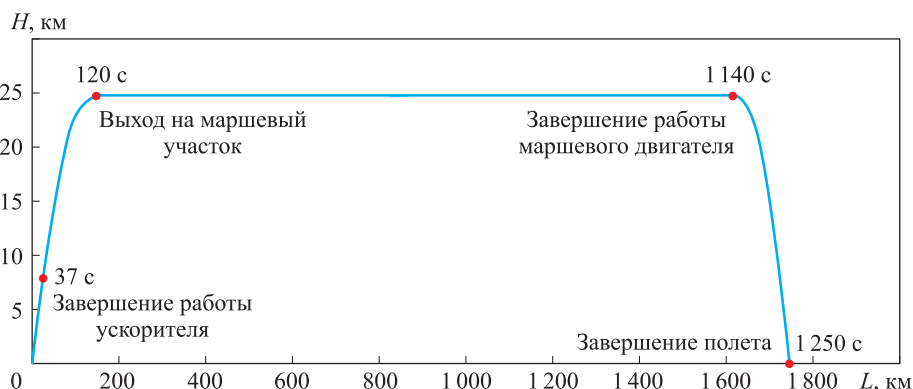


Рис. 4. Траектория полета гиперзвукового ЛА

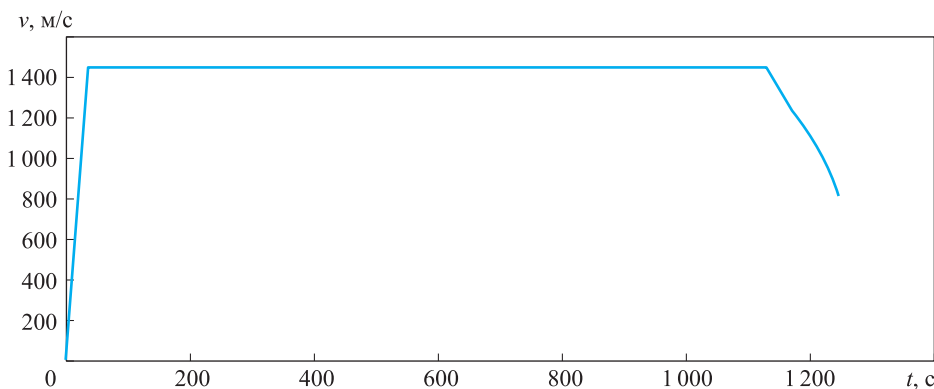


Рис. 5. Зависимость скорости полета v от времени полета t гиперзвукового ЛА

ческого сопротивления. Траектория и циклограмма полета гиперзвукового ЛА приведены на рис. 4 ( $L$  — дальность полета), зависимость его скорости полета от времени полета — на рис. 5.

## Выводы

1. Гиперзвуковой ЛА с особенностями конструкции, предложенными в патенте [9], и полезной нагрузкой массой 300 кг при пуске из унифицированной пусковой установки ЗС14 имеет расчетную максимальную дальность полета около 1800 км. Время полета на эту дальность составит 21 мин. Маршевый участок по-

лета должен происходить на высоте  $20 \pm 5$  км со скоростью 5М. Эти параметры характеризуют идеализированную расчетную модель и являются предельно достижимыми без учета ограничений по управляемости, времени оперативной готовности, радиолокационной и оптической заметности, а также целого ряда других существенных факторов, анализ которых требует отдельного рассмотрения.

2. Предварительный анализ показал, что при учете дополнительных ограничений расчетная дальность полета ЛА не превысит 1000 км, что соответствует оценкам, полученным фирмами Boeing и Aerojet в ходе работ по программе HyStrike [13].

## Литература

- [1] Артемов О.А. *Прямоточные воздушно-реактивные двигатели*. Москва, Компания Спутник+, 2006. 374 с.
- [2] Бондарюк М.М., Ильяшенко С.М. *Прямоточные воздушно-реактивные двигатели*. Москва, Государственное издательство оборонной промышленности, 1958. 394 с.
- [3] Гельфанд Б.Е., Попов О.Е., Чайванов Б.Б. *Водород: параметры горения и взрыва*. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 2008. 288 с.
- [4] Калугин В.Т., Голубев А.Г., Епихин А.С. *Аэродинамика*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 687 с.
- [5] Орлов Б.В. *Основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей для беспилотных летательных аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1967. 425 с.
- [6] *Борьба за гиперзвук*. URL: <https://topwar.ru/10517-borba-za-giperzvuk.html> (дата обращения 15 марта 2018).
- [7] Яновский Л.С., ред. *Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах*. Москва, Академкнига, 2006. 343 с.
- [8] *Универсальный корабельный стрельбовый комплекс ЗР-14УКСК-Х*. URL: <https://concern-agat.ru/produksiya/raketnye-komplekсы/universalnyj-korabelnyj-strelbovoj-kompleks-3r-14uksk-kh.html> (дата обращения 15 марта 2018).
- [9] Бердников Б.С., Дергачев А.А., Зубков С.И., Ковалев А.В., Леонов А.Г., Лобзов Н.Н., Прохорчук Ю.А. *Способ поражения надводных и наземных целей гиперзвуковой крылатой ракетой и устройство для его осуществления*. Пат. 2579409 РФ, МПК F42B 15/00, 2016, бюл. № 10, 9 с.
- [10] Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. *Динамика полета*. Москва, Машиностроение, 1973. 616 с.
- [11] Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Численное моделирование гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата Х-43. *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*, 2011, vol. 11. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2011-11/articles/191/> (дата обращения 9 января 2018).
- [12] Варфоломеев В.И. *Проектирование и испытания баллистических ракет*. Москва, Воениздат, 1970. 396 с.
- [13] Балмина Р.В., Губанов А.А., Иванькин М.А., Лапинский Д.А. Состояние и перспективы разработки гиперзвукового вооружения. *Техническая информация*, 2012, вып. 1–2, с. 1–74.

## References

- [1] Artemov O.A. *Priamotochnye vozdušno-reaktivnye dvigateli* [Direct-flow air-jet engines]. Moscow, Kompaniia Sputnik+ publ., 2006. 374 p.
- [2] Bondariuk M.M., Il'iashenko S.M. *Priamotochnye vozdušno-reaktivnye dvigateli* [Ramjet engines]. Moscow, Gosudarstvennoe izdatel'stvo oboronnoi promyshlennosti publ., 1958. 394 p.
- [3] Gel'fand B.E., Popov O.E., Chaivanov B.B. *Vodorod: parametry goreniia i vzryva* [Hydrogen: parameters of combustion and explosion]. Moscow, FIZMATLIT publ., 2008. 288 c.
- [4] Kalugin V.T., Golubev A.G., Epikhin A.S. *Aerodinamika* [Aerodynamics]. Moscow, Bauman Press, 2010. 687 p.
- [5] Orlov B.V. *Osnovy proektirovaniia raketno-priamotochnykh dvigatelei dlia bespilotnykh letatel'nykh apparatov* [Basics of designing rocket-ramjet engines for unmanned aerial vehicles]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1967. 425 p.
- [6] *Bor'ba za giperzvuk* [Fighting for hypersonic]. Available at: <https://topwar.ru/10517-borba-za-giperzvuk.html> (accessed 15 March 2018).
- [7] *Integral'nye priamotochnye vozdušno-reaktivnye dvigateli na tverdykh toplivakh* [Integral ram jet engines for solid fuels]. Ed. Ianovskii L.S. Moscow, Akademkniga publ., 2006. 343 p.
- [8] *Universal'nyi korabel'nyi strel'bovoi kompleks 3R-14UKSK-Kh* [Universal ship shooting complex 3R-14UKSK-X]. Available at: <https://concern-agat.ru/produksiya/raketnye-komplekсы/universalnyj-korabelnyj-strelbovoj-kompleks-3r-14uksk-kh> (accessed 15 March 2018).
- [9] Berdnikov B.S., Dergachev A.A., Zubkov S.I., Kovalev A.V., Leonov A.G., Lobzov N.N., Prokhorchuk Iu.A. *Sposob porazheniia nadvodnykh i nazemnykh tselei giperzvukovoi krylatoi raketoi i ustroistvo dlia ego osushchestvleniia* [The way to defeat surface and ground targets hypersonic cruise missile and device for its implementation]. Patent RF no. 2579409, 2016. 9 p.
- [10] Lebedev A.A., Chernobrovkin L.S. *Dinamika poleta* [Flight dynamics]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1973. 616 p.
- [11] Zhelezniakova A.L., Surzhikov S.T. Chislennoe modelirovanie giperzvukovogo obtekaniia modeli letatel'nogo apparata Kh-43 [Numerical simulation of hypersonic flow around model of vehicle X-43]. *Fiziko-khimicheskaia kinetika v gazovoi dinamike* [Physical-chemical kinetics in gas dynamics]. 2011, vol. 11. Available at: <http://chemphys.edu.ru/issues/2011-11/articles/191/> (accessed 9 January 2018).
- [12] Varfolomeev V.I. *Proektirovanie i ispytaniia ballisticheskikh raket* [Design and testing of ballistic missiles]. Moscow, Voenizdat publ., 1970. 396 p.
- [13] Balmina R.V., Gubanov A.A., Ivan'kin M.A., Lapinskii D.A. Sostoianie i perspektivy razrabotki giperzvukovogo voozuzheniia [State and prospects of development of hypersonic weapons]. *Tekhnicheskaiia informatsiia* [TsAGI Science Journal]. 2012, is. 1–2, pp. 1–74.

Статья поступила в редакцию 07.05.2018

## Информация об авторах

**ПРЕСНЯКОВ Сергей Владимирович** (Москва) — инженер отдела УНИД, МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: presnyakov-s19@ya.ru).

**УСАЧЕВ Вадим Александрович** (Москва) — кандидат технических наук, начальник отдела Управления научной и инновационной деятельности, МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: vau@bmsu.ru).

**КОРЯНОВ Всеволод Владимирович** (Москва) — кандидат технических наук, доцент, первый заместитель заведующего кафедрой «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: vkoryanov@bmsu.ru).

**КУДРЯВЦЕВА Наталья Валерьевна** (Москва) — ведущий инженер отдела УНИД, МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: natalya.unid@mail.ru).

## Information about the authors

**PRESNYAKOV Sergey Vladimirovich** (Moscow) — Engineer, Research and Innovation Administration. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: presnyakov-s19@ya.ru).

**USACHEV Vadim Aleksandrovich** (Moscow) — Candidate of Science (Eng.), Head of Department, Research and Innovation Administration. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Bauman-skaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: vau@bmsu.ru).

**KORYANOV Vsevolod Vladimirovich** (Moscow) — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, First Deputy Head, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Space Vehicles. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: vkoryanov@bmsu.ru).

**KUDRYAVTSEVA Natalia Valerievna** (Moscow) — Principal Engineer, Research and Innovation Administration. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: natalya.unid@mail.ru).

### Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Пресняков С.В., Усачев В.А., Корянов В.В., Кудрявцева Н.В. О влиянии физических ограничений на дальность полета гиперзвукового летательного аппарата. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2018, № 7, с. 61–68, doi: 10.18698/0536-1044-2018-7-61-68.

### Please cite this article in English as:

Presnyakov S.V., Usachev V.A., Koryanov V.V., Kudryavtseva N.V. On the Influence of Physical Limits on the Range of a Hypersonic Flight Vehicle. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2018, no. 7, pp. 61–68, doi: 10.18698/0536-1044-2018-7-61-68.