

УДК 629.7.001.5

doi: 10.18698/0536-1044-2019-12-77-86

Влияние компоновки гиперзвукового летательного аппарата в условиях габаритных ограничений на дальность полета

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

МГТУ им. Н.Э. Баумана

The Influence of Configuration on the Range of a Hypersonic Flight Vehicle under Space Limitations

S.V. Presnyakov, V.A. Ysachev, V.V. Koryanov, N.V. Kudryavtseva

Bauman Moscow State Technical University

Рассмотрено влияние компоновки гиперзвукового летательного аппарата с горизонтальным маршевым участком полета на максимальную дальность полета в условиях габаритных ограничений. В качестве маршевого двигателя рассчитаны варианты гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя и ракетного двигателя твердого топлива. Компоновки гиперзвукового летательного аппарата построены с учетом конструкции, защищенной патентом Российской Федерации, при условии старта из универсальной пусковой установки ЗС14. Для выбранных компоновок летательного аппарата исследованы зависимости максимальной дальности полета от отношения стартовой массы к массе полезной нагрузки. В качестве критерия сравнения с альтернативными изделиями выбран показатель массовой эффективности двухступенчатой баллистической ракеты.

Ключевые слова: воздушно-реактивный двигатель, твердотопливный двигатель, давление в камере сгорания, компоновка, массовая эффективность, максимальная дальность

The article examines the influence of the configuration of a hypersonic flight vehicle with a horizontal cruise flight section on the maximum flight range under the conditions of limiting dimensions. The ram jet and the solid propellant rocket engine were chosen as the cruise engine, and respective calculations were performed. The hypersonic flight vehicle was configured based on the design patented in the Russian Federation, under the condition of launch using the ЗС14 universal launcher. Dependencies of the maximum range on the ratio between the launch mass to the payload were analysed. The mass efficiency indicator for a two-stage ballistic missile was chosen as a criterion for a comparison with other available alternatives.

Keywords: ram jet, solid propellant engine, combustion chamber pressure, configuration, mass efficiency, maximum range

Рассмотрим влияние компоновки гиперзвукового летательного аппарата (ЛА) с горизонтальным маршевым участком полета на максимальную дальность его полета в услови-

ях габаритных ограничений. Полученные результаты могут быть использованы при обливковом проектировании гиперзвуковых ЛА.

Цель работы — определение зависимости максимальной дальности полета от критерия массовой эффективности для различных компоновок гиперзвуковых ЛА с маршевым воздушно-реактивным или твердотопливным двигателем в условиях габаритных ограничений.

Описание условий задачи. Старт ЛА выполняется из универсальной установки ЗС14 [1], поэтому его габаритные размеры не должны превышать 670×670×8600 мм.

Полет разделен на два участка: начальный, где стартовый двигатель выполняет разгон ЛА до гиперзвуковой скорости, и маршевый, на котором происходит горизонтальный прямолинейный полет с постоянной скоростью.

Рассмотрены два варианта маршевого двигателя:

- гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ГПВРД) — наиболее энергоэффективный в диапазоне чисел Маха $M > 4...5$ [2, 3];

- ракетный двигатель твердого топлива (РДТТ) — самый простой двигатель в плане эксплуатации и компактный благодаря высокой плотности топлива.

Для исследования характеристик ЛА смоделирован полет в диапазоне числа Маха $M = 4...8$ на высоте 25 км. Выбор высотного-скоростного диапазона проведен с учетом особенностей функционирования ГПВРД на основании данных работы [4] (рис. 1).

Удельный импульс ГПВРД. Схема ГПВРД приведена на рис. 2 [5].

Носовая часть корпуса выполняет роль многоскачкового диффузора. На носике и изгибах корпуса возникают скачки уплотнения, благодаря которым снижается число Маха входного потока $M_{вх}$. В данной работе рассмотрены конфигурации ЛА, при которых число Маха уменьшается до оптимальных значений $M_{вх}/3$ [2].

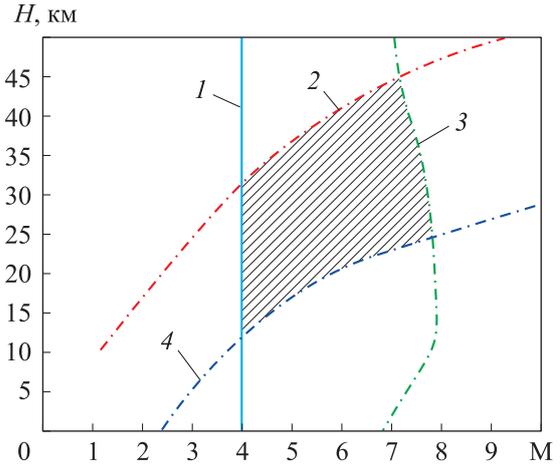


Рис. 1. Высотно-скоростной диапазон работы ГПВРД:

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

Удельный импульс двигателя [5]

$$P_{уд} = \frac{F_{вых} - F_{вх} - p_{вх} (S_{вых} - S_{вх})}{\dot{m}_{гор}}. \quad (1)$$

Здесь $F_{вых}$ и $F_{вх}$ — импульсы потока в выходном и входном сечении двигателя; $p_{вх}$ — давление во входном сечении; $S_{вых}$ и $S_{вх}$ — площади выходного и входного сечений двигателя; $\dot{m}_{гор}$ — расход горючего,

$$\dot{m}_{гор} = \frac{G_v}{\alpha L},$$

где G_v — приток воздуха через входное сечение; α — коэффициент избытка воздуха, $\alpha = 2$; L — количество воздуха, необходимое для сжигания одного килограмма горючего.

В качестве горючего для ГПВРД выбрано углеводородное горючее Т-1, плотность которого составляет 810 кг/м³, а теплотворная способность — 9600 ккал/кг [6].

Для указанных параметров получена зависимость удельного импульса двигателя от числа Маха, приведенная на рис. 3, а.

Уменьшение удельного импульса в диапазоне чисел Маха $M = 4...6$ объясняется резким

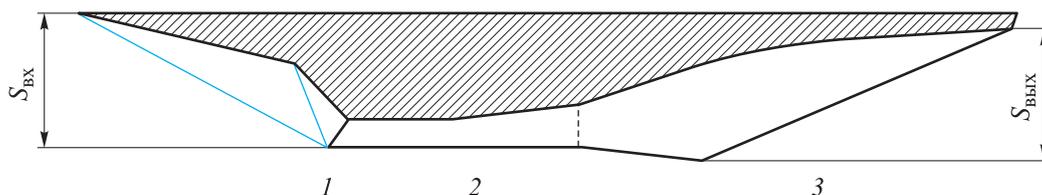


Рис. 2. Схема гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя: 1 — вход; 2 — камера сгорания; 3 — сопло

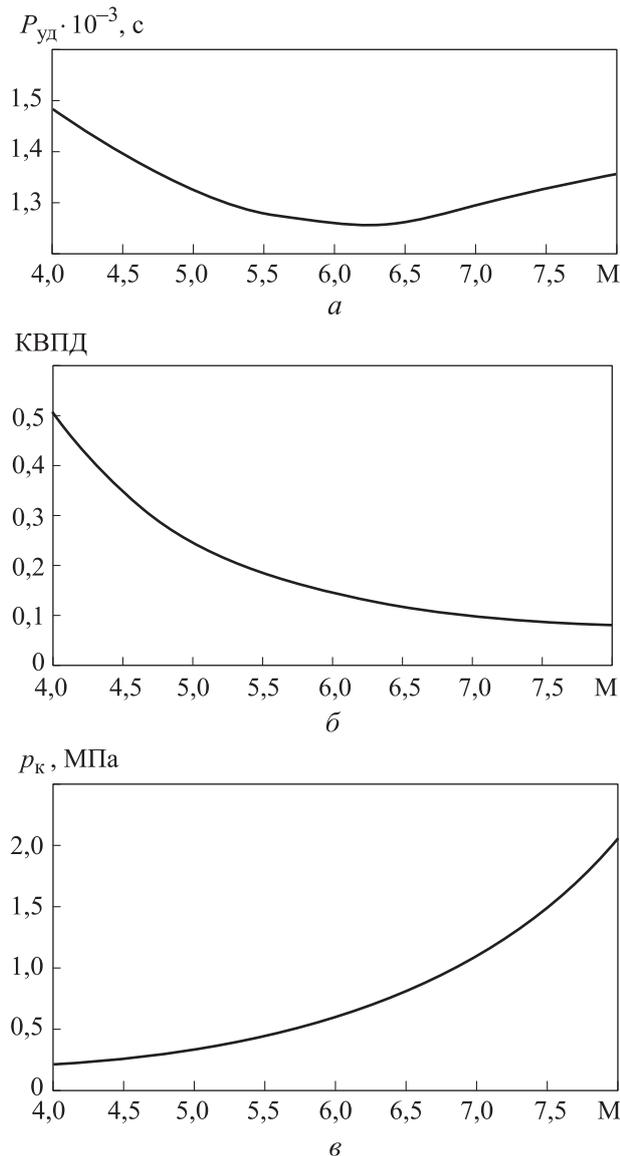


Рис. 3. Зависимости удельного импульса двигателя $P_{уд}$ (а), КВПД (б) и давления торможения в камере сгорания p_k (в) от числа Маха М

возрастанием потерь при торможении до $M_{вх}/3$. Коэффициент восстановления полного давления (КВПД), характеризующий эти потери, показан на рис. 3, б.

Увеличение удельного импульса при числе Маха $M > 6$ объясняется ростом энергетики потока и уменьшением скорости падения КВПД. Зависимость давления торможения в камере сгорания от числа Маха приведена на рис. 3, в.

Удельный импульс РДТТ. При выборе РДТТ в качестве маршевого двигателя для горизонтального полета одной из основных задач является обеспечение необходимой площади горения

заряда. Тяга не может регулироваться простой подачей необходимого количества топлива в камеру сгорания.

Чтобы обеспечить продолжительность полета, целесообразно выбрать торцевую форму заряда с щелевыми вырезами для получения дигрессивного характера горения, так как на начальном этапе из-за собственной массы топлива потребуется большая сила тяги для движения. Также для регулировки процесса горения можно использовать несколько последовательно расположенных шашек. Три варианта компоновки заряда маршевого РДТТ показаны на рис. 4.

В качестве топлива выбрана смесь перхлората аммония (68 %), полиуретана (17 %) и алюминия (15 %) [6].

Давление в камере сгорания p_k определяется из условия равенства секундного прихода газа $m_{прих}$, обусловленного сгоранием топлива, секундному расходу через сопло $m_{расх}$ [7]:

$$m_{прих} = S_r u_1 p_k^b \rho_T;$$

$$m_{расх} = \frac{p_k S_{кр} \sqrt{k}}{\sqrt{RT_0}} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}},$$

где S_r — площадь свода горения; u_1 , b — константа в законе горения топлива; ρ_T — плотность топлива; $S_{кр}$ — площадь критического сечения; R — универсальная газовая постоянная; k — показатель адиабаты; T_0 — температура в камере сгорания.

По найденному давлению с помощью формулы (1) вычислен удельный импульс топлива. Для выбранного топлива средний удельный импульс составил 2400 м/с.

Компоновка ЛА. Каждая из ступеней ЛА характеризуется следующими параметрами:

- полная стартовая масса m_0 ;
- масса топлива m_f ;

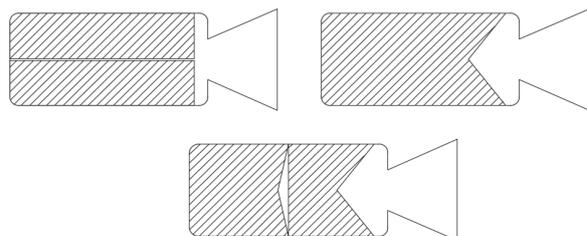


Рис. 4. Три варианта компоновки заряда маршевого РДТТ

- масса сухого двигателя $m_{дв}$;
- удельный импульс двигателя $P_{дв}$;
- относительная масса топлива $\mu_{т} = m_{т}/m_0$.

Выбраны следующие параметры стартового РДТТ:

- удельный импульс — 2800 м/с;
- плотность топлива — 1800 кг/м³;
- коэффициент заполнения топливом — 0,7.

Приблизительная масса сухого двигателя составляет 10 % массы топлива.

Расчет массы топлива твердотопливного ускорителя, необходимого для разгона ЛА до гиперзвуковой скорости, проведен по формуле [8]

$$\mu_{01} = 1 - \exp\left(-1,3 \frac{v}{P_{дв1}}\right),$$

где v — скорость полета ЛА.

Маршевая ступень ЛА состоит из следующих отсеков (рис. 5): головки самонаведения (ГСН), полезной нагрузки (ПН) и маршевого двигателя с топливом.

Головка самонаведения с габаритными размерами 1000×670×340 мм и массой 150 кг расположена в носовом обтекателе длиной 1500 мм. В качестве ПН выбрано вещество плотностью 1800 кг/м³.

Выбранная конфигурация двигателя ГПВРД учитывает особенности конструкции, предложенные в патенте [9], в частности, возможность отделения после отработки. Размеры двигателя

ГПВРД приняты на основе таковых для аналогичного двигателя ракеты X-51 [10].

Для оценки максимальной дальности полета на маршевом участке использована формула Циолковского

$$L_{\max} = v P_{дв2} K \ln \frac{1}{1 - \mu_{т2}} = v P_{дв2} K \ln \frac{m_{02}}{m_{02} - m_{т2}},$$

где $P_{дв2}$ — удельный импульс двигателя второй ступени; K — аэродинамическое качество ЛА; $\mu_{т2}$ — относительная масса топлива двигателя второй ступени ЛА; m_{02} — масса второй ступени ЛА; $m_{т2}$ — масса двигателя второй ступени с топливом.

Масса второй ступени ЛА определяется выражением

$$m_{02} = m_{01} - m_{т1} - m_{дв1} = m_{01} - m_{т1} - 0,1m_{т1} = \\ = m_{01} (1 - 1,1\mu_{01}),$$

где m_{01} — стартовая масса ЛА; $m_{т1}$ — масса двигателя первой ступени с топливом; $m_{дв1}$ — масса сухого двигателя первой ступени.

В результате расчетов получены зависимости максимальной дальности полета от массы ПН и маршевой скорости полета в условиях габаритных ограничений ЛА с маршевыми ГПВРД и РДТТ, приведенные на рис. 6.

Как видно из рис. 6, а и б, для ЛА с маршевым ГПВРД с увеличением массы ПН и маршевой скорости максимальная дальность полета снижается. Уменьшение максимальной дальности полета при повышении маршевой скорости

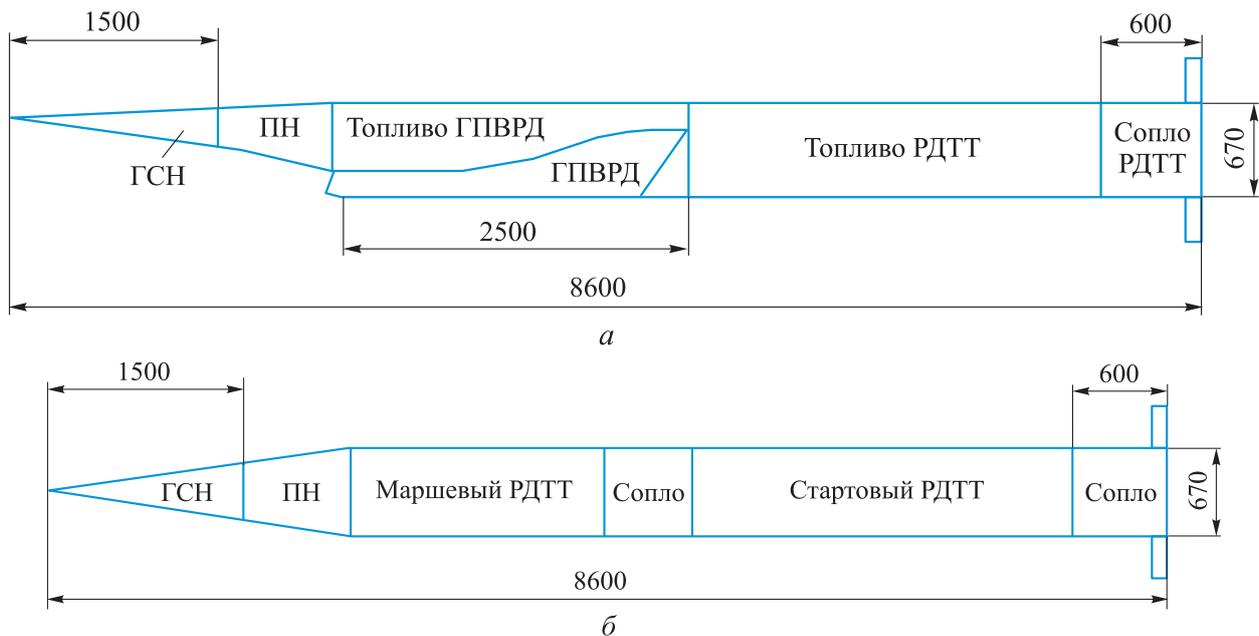


Рис. 5. Схемы компоновки ЛА с маршевыми ГПВРД (а) и РДТТ (б)

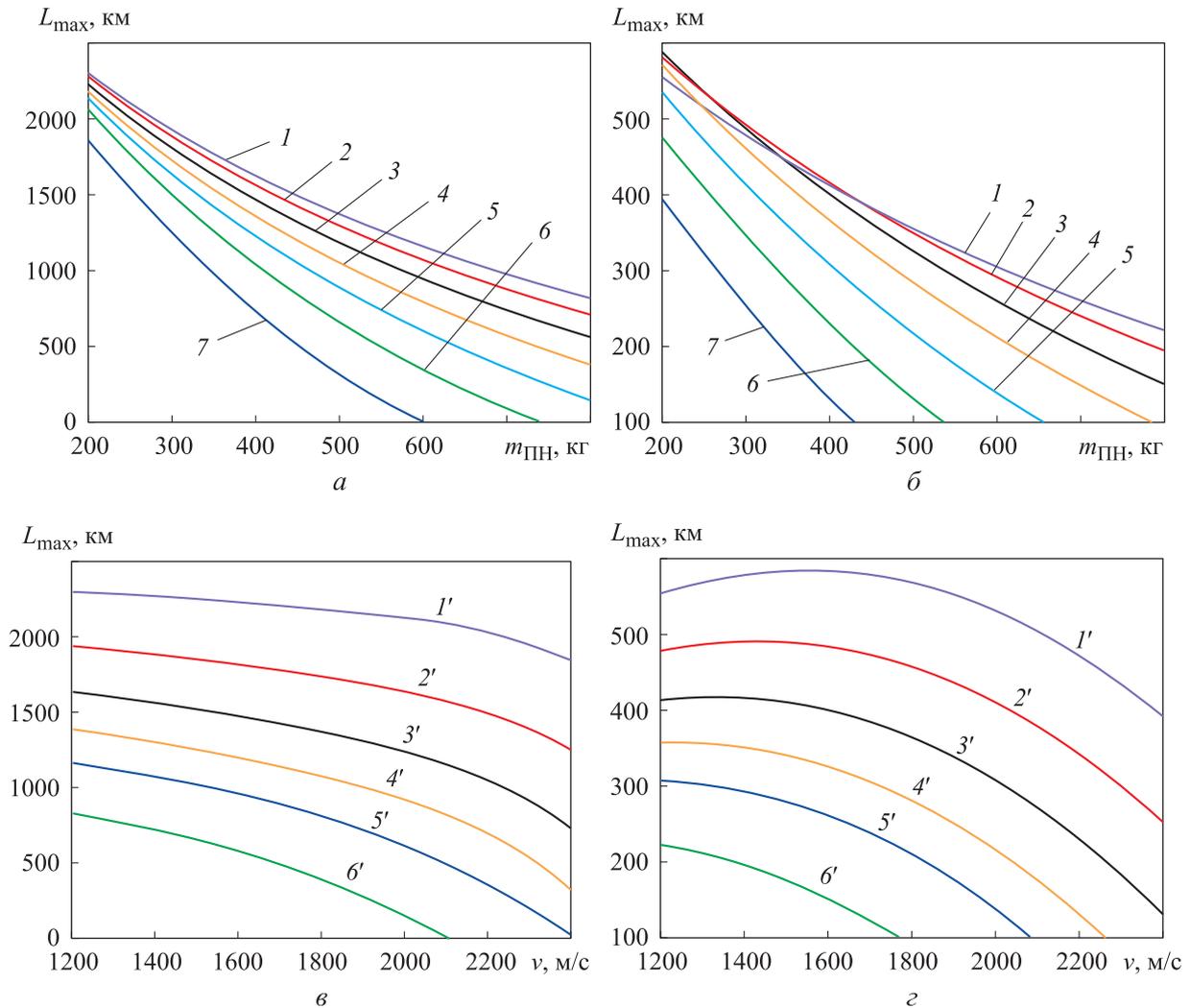


Рис. 6. Зависимости максимальной дальности полета L_{\max} от различных параметров ЛА в условиях габаритных ограничений ЛА с маршевыми ГПВРД (а, в) и РДТТ (б, г):
 а, б — массы ПН $m_{\text{ПН}}$ при маршевой скорости полета $v = 1200$ (1), 1400 (2), 1600 (3), 1800 (4), 2000 (5), 2200 (6) и 2400 м/с (7);
 в, г — маршевой скорости полета v при массе ПН $m_{\text{ПН}} = 200$ (1'), 300 (2'), 400 (3'), 500 (4'), 600 (5') и 800 кг (6')

связано с тем, что для разгона ЛА до больших скоростей потребуется большее количество топлива стартового двигателя, что в условиях габаритных ограничений ЛА приведет к уменьшению массы топлива маршевого ГПВРД, как видно из рис. 7. Уменьшение массы топлива маршевого двигателя не может компенсироваться даже возросшей скоростью полета.

Анализ рис. 6, б и г позволяет утверждать, что для ЛА с маршевым РДТТ при уменьшении массы ПН ЛА достигает максимальной дальности при больших скоростях, что объясняется оптимальной компоновкой. Это прослеживается на зависимости максимальной дальности от произведения относительных масс топлива субракет $\mu_2 \mu_1$, приведенных на рис. 8, а для вари-

анта с маршевым ГПВРД и на рис. 8, б для варианта с маршевым РДТТ.

Увеличение массы ПН ведет к уменьшению диапазона возможных скоростей полета ЛА Δv . В таблице и на рис. 9, а и б для каждой ПН приведены диапазоны скоростей Δv , в которых потери дальности полета составят не более 20 %, а также значение максимальной дальности полета.

Зависимость максимальной дальности от стартовой массы ЛА с маршевым ГПВРД приведена на рис. 10. Здесь видно, что со снижением маршевой скорости уменьшается стартовая масса ракеты m_0 . Максимальная стартовая масса ракеты составит около 3500 кг. При скорости полета $v = 1200$ м/с и массе ПН $m_{\text{ПН}} = 200$ кг стартовая масса равна 2300 кг.

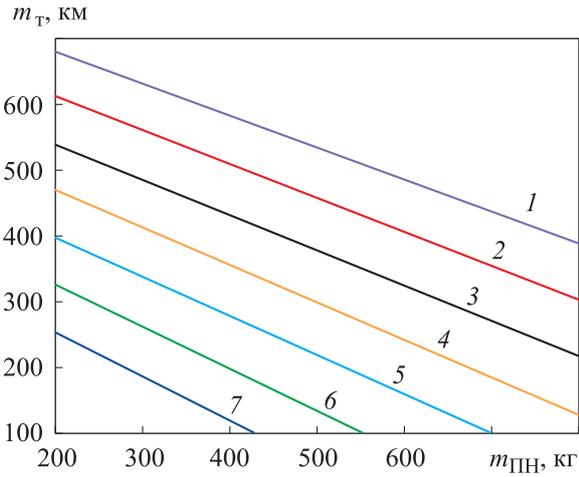


Рис. 7. Зависимость массы топлива m_T ГПВРД от массы ПН $m_{ПН}$ при маршевой скорости $v = 1200$ (1), 1400 (2), 1600 (3), 1800 (4), 2000 (5), 2200 (6) и 2400 м/с (7) в условиях габаритных ограничений ЛА

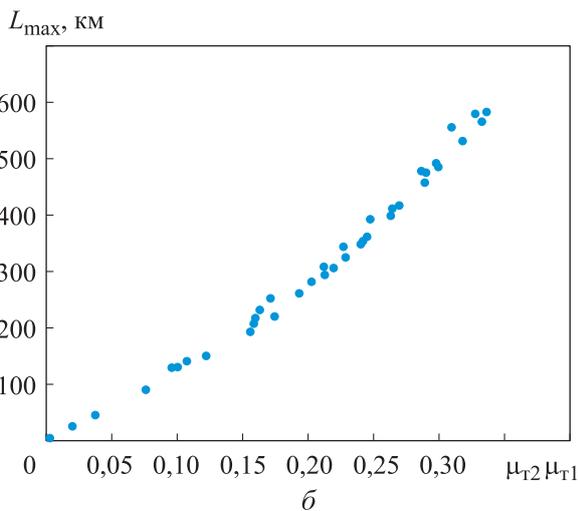
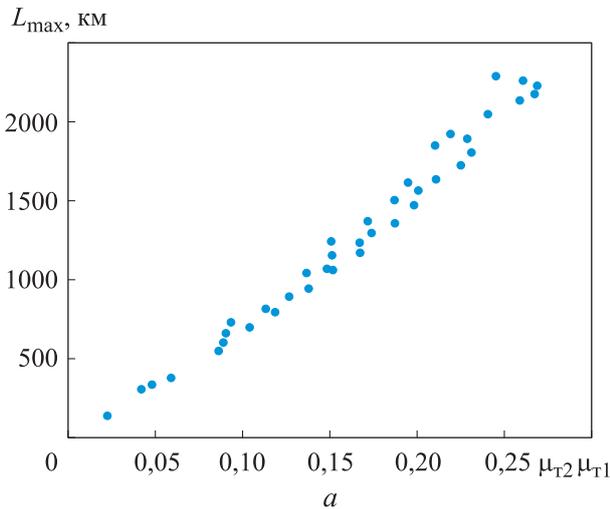


Рис. 8. Зависимости максимальной дальности полета L_{max} от произведения относительных масс топлива субракет $\mu_{T2}\mu_{T1}$ для ЛА с маршевыми ГПВРД (а) и РДТТ (б)

Диапазоны скоростей и значения максимальной дальности полета для ЛА с маршевыми ГПВРД и РДТТ

Масса ПН, кг	ГПВРД		РДТТ	
	Δv , м/с	L_{max} , км	Δv , м/с	L_{max} , км
200	1200...2400	2290	1200...2250	585
300	1200...2150	1920	1200...2000	492
400	1200...1920	1620	1200...1900	413
500	1200...1780	1370	1200...1800	356
600	1200...1610	1160	1200...1700	307
800	1200...1500	820	1200...1500	222

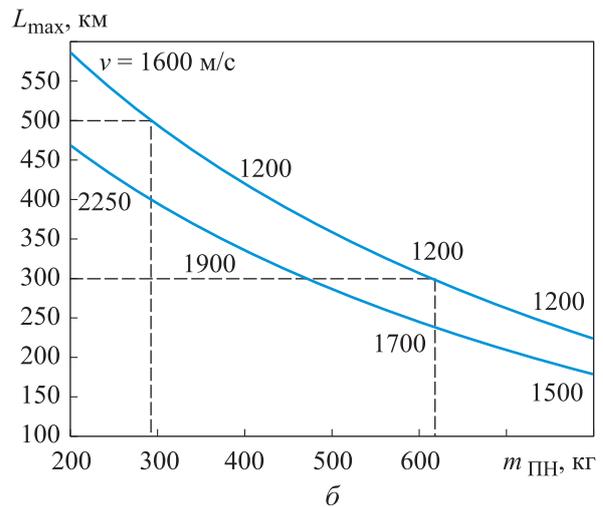
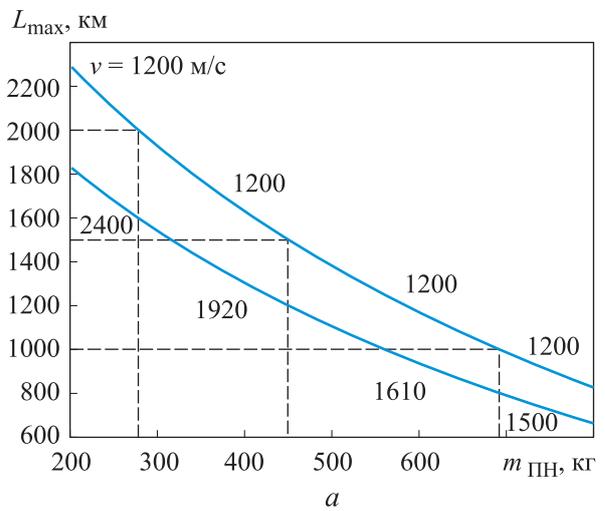


Рис. 9. Зависимости максимальной дальности полета L_{max} от массы ПН $m_{ПН}$ и маршевой скорости v в условиях габаритных ограничений ЛА с маршевыми ГПВРД (а) и РДТТ (б)

Для ЛА с маршевым РДТТ стартовая масса ракеты практически не зависит от параметров компоновки и достигает примерно 3500 кг.

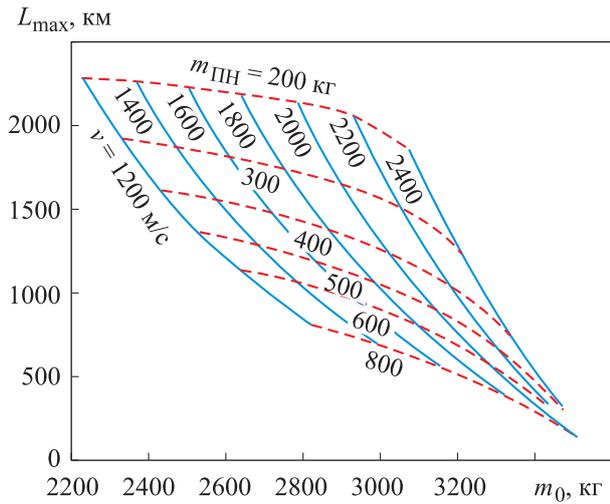


Рис. 10. Зависимость максимальной дальности L_{\max} от стартовой массы ЛА m_0 для ЛА с маршевым ГПВРД при различных значениях маршевой скорости v (—) и массы ПН $m_{\text{ПН}}$ (---)

На рис. 11 приведена зависимость максимальной дальности полета от отношения стартовой массы ракеты к массе ПН. Для маршевого ГПВРД максимальная дальность полета $L_{\max} = 2300$ км достигается при $m_0/m_{\text{ПН}} = 1$, а для маршевого РДТТ $L_{\max} = 600$ км — при $m_0/m_{\text{ПН}} = 17$.

На рис. 12 показана зависимость максимальной дальности полета от отношения $m_0/m_{\text{ПН}}$ для ракет с горизонтальным участком полета, оснащенных маршевыми ГПВРД и РДТТ, и для двухступенчатой твердотопливной баллистической ракеты [8]. На двухступенчатую твердотопливную ракету габаритных ограничений не накладывалось, она введена как эталонная.

Ракета с маршевым ГПВРД при отношении масс $m_0/m_{\text{ПН}} < 12$ имеет выигрыш по дальности до 20 %, максимальная дальность ее полета составляет 2300 км. При больших значениях отношения $m_0/m_{\text{ПН}}$ из-за влияния габаритных ограничений дальность полета ракеты с маршевым прямоточным воздушно-реактивным двигателем начинает падать.

Максимальная дальность полета ракеты с маршевым РДТТ составляет не более 25 % L_{\max} двухступенчатой твердотопливной баллистической ракеты при одних и тех же значениях отношения масс $m_0/m_{\text{ПН}}$.

На рис. 13 изображены полученные варианты компоновок ЛА для полета на максимальную дальность с максимальной нагрузкой 800 кг и маршевой скоростью 2400 м/с.

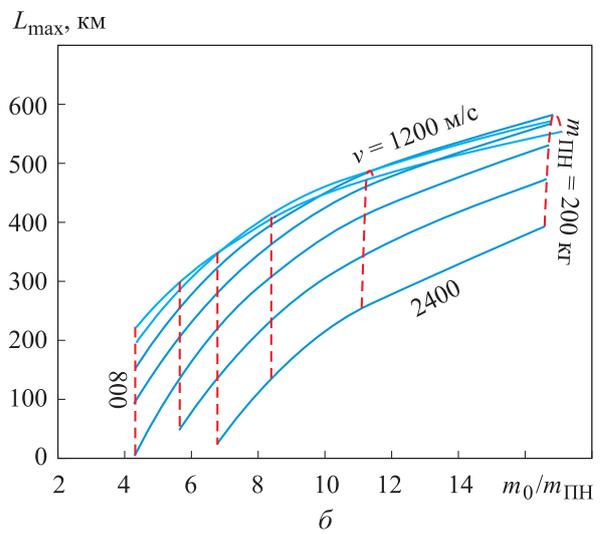
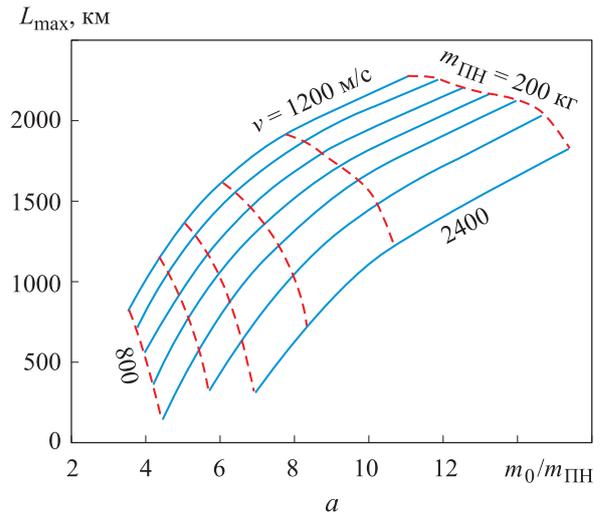


Рис. 11. Зависимости максимальной дальности полета L_{\max} от отношения стартовой массы ракеты к массе ПН $m_0/m_{\text{ПН}}$ для маршевых ГПВРД (а) и РДТТ (б) при различных значениях маршевой скорости v (—) и массы ПН $m_{\text{ПН}}$ (---)

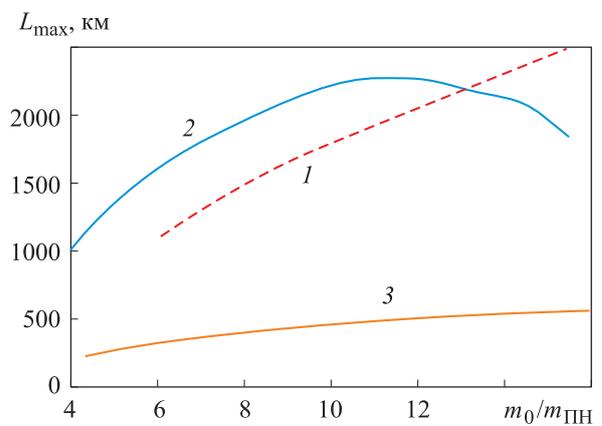


Рис. 12. Зависимость максимальной дальности полета L_{\max} от критерия массовой эффективности $m_0/m_{\text{ПН}}$ для двухступенчатой твердотопливной баллистической ракеты (1) и ракет с маршевыми ГПВРД (2) и РДТТ (3)

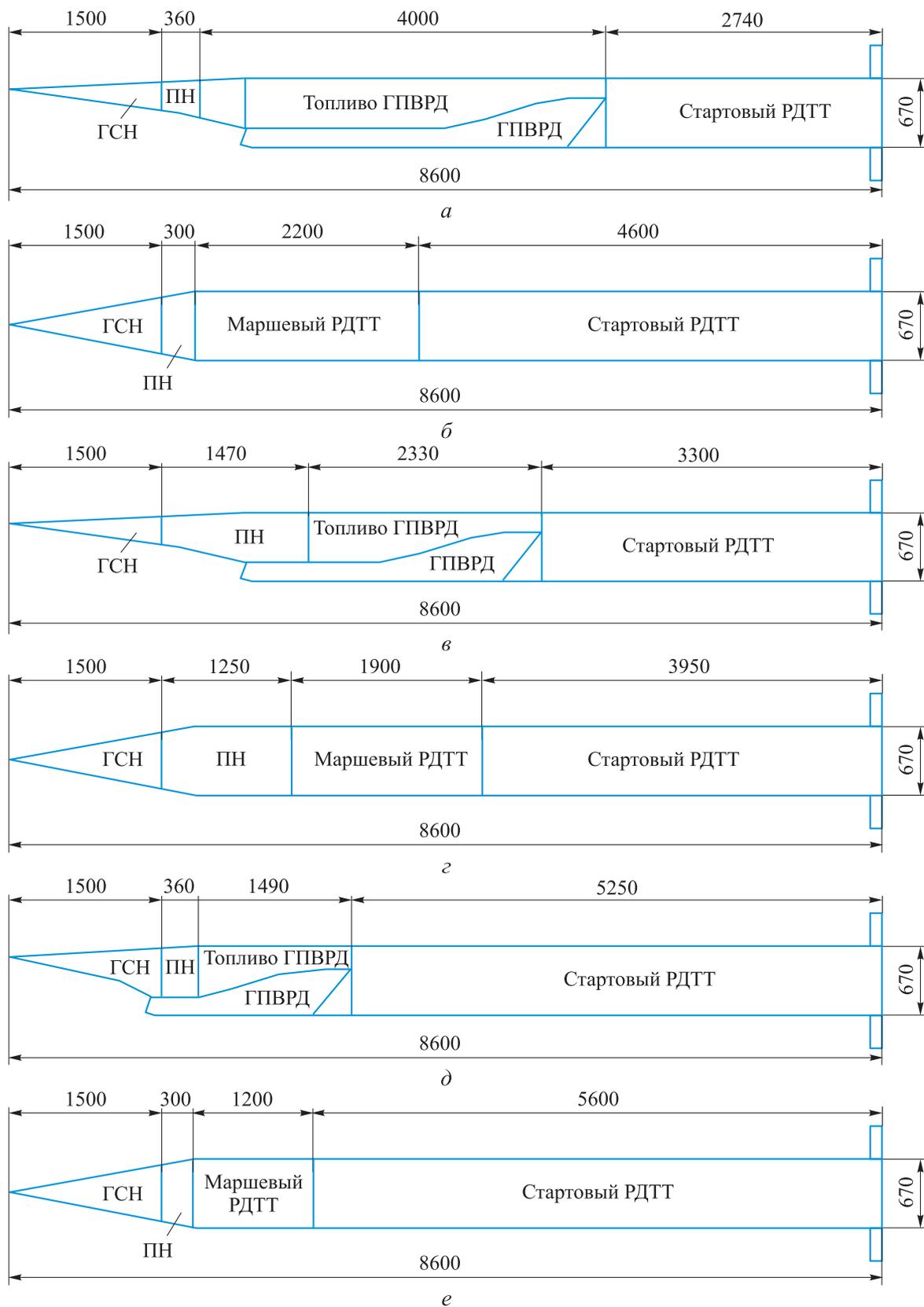


Рис. 13. Варианты компоновки ЛА:

а, б — для полета на максимальную дальность при использовании ГПВРД и РДТТ; в, г — для полета с максимальной нагрузкой 800 кг при применении ГПВРД и РДТТ; д, е — для полета с маршевой скоростью 2400 м/с при использовании ГПВРД и РДТТ

Выводы

1. При старте из универсальной пусковой установки ЗС14 и горизонтальном гиперзвуковом полете ЛА с маршевым ГПВРД максимальная дальность составила 2300 км при скорости 1200 м/с и массе ракеты 2200 кг. Для маршевого РДТТ максимальная дальность равнялась 600 км при скорости полета 1600 м/с и массе ракеты 3500 кг.

2. По такому показателю, как отношение стартовой массы к массе ПН, ЛА с маршевым ГПВРД показал увеличенную на 10 % расчетную

дальность полета, а ЛА с маршевым РДТТ в 5 раз проигрывает по дальности двухступенчатой баллистической ракете со схожими параметрами.

3. Компоновки ЛА с маршевыми ГПВРД и РДТТ жестко зависят от скорости маршевого полета. У первого варианта это связано с участием формы корпуса ЛА в торможении потока до нужных скоростей, а также с геометрическими параметрами двигателя (с увеличением длины камеры сгорания из-за сверхзвукового горения). Для второго варианта это объясняется влиянием формы заряда на время работы и тягу двигателя.

Литература

- [1] *Универсальный корабельный стрельбовый комплекс ЗР-14УКСК-Х*. URL: <https://concern-agat.ru/> (дата обращения 29 ноября 2019).
- [2] Артемов О.А. *Прямоточные воздушно-реактивные двигатели*. Москва, Компания Спутник+, 2006. 374 с.
- [3] Александров В.Н., Быцкевич В.М., Верхолотов В.К., Граменицкий М.Д., Дулепов Н.П., Скибин В.А., Суриков Е.В., Хилькевич В.Я., Яновский Л.С. *Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах*. Москва, Академкнига, 2006. 343 с.
- [4] 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
- [5] Акимов В.М., Бакулев В.И., Курзинер Р.И., Шляхтенко С.М. *Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей*. Москва, Машиностроение, 1987. 568 с.
- [6] Пономаренко В.К. *Ракетные топлива*. Санкт-Петербург, Изд-во ВИККА им. А.Ф. Можайского, 1995. 310 с.
- [7] Дорофеев А.А. *Основы теории тепловых ракетных двигателей*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 463 с.
- [8] Варфоломеев В.И. *Проектирование и испытания баллистических ракет*. Москва, Воениздат, 1970. 392 с.
- [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*. Патент № 2579409 РФ, 2016, бюл. № 10, 9 с.
- [10] *Гиперзвуковая ракета X-51 WaveRider*. URL: https://www.nakanune.ru/photo/infographica/giperzvukovaja_raketa_x51_waverider (дата обращения 15 марта 2018).

References

- [1] *Universal'nyy korabel'nyy strel'bovoy kompleks 3R-14UKSK-KH* [Universal ship shooting complex 3R-14UKSK-X]. Available at: <https://concern-agat.ru/> (accessed 15 March 2018).
- [2] Artemov O.A. *Pryamotochnyye vozduшно-reaktivnyye dvigateli* [Ramjet engines]. Moscow, Kompaniya Sputnik+ publ., 2006. 374 p.
- [3] Aleksandrov V.N., Bytskevich V.M., Verkhholomov V.K., Gramenitskiy M.D., Dulepov N.P., Skibin V.A., Surikov E.V., Khil'kevich V.Ya., Yanovskiy L.S. *Integral'nyye pryamotochnyye vozduшно-reaktivnyye dvigateli na tverdykh toplivakh* [Integral ramjet engines on solid fuels]. Moscow, Akademkniga publ., 2006. 343 p.
- [4] 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 (in Russ.), doi: 10.18698/0536-1044-2018-7-61-68

- [5] Akimov V.M., Bakulev V.I., Kurziner R.I., Shlyakhtenko S.M. *Teoriya i raschet vozdušno-reaktivnykh dvigateley* [Theory and calculation of air-jet engines]. Moscow, Mashinostroyeniye publ., 1987. 568 p.
- [6] Ponomarenko V.K. *Raketnyye topliva* [Rocket fuels]. Sankt-Petersburg, VIKKA im. A.F. Mozhaevskogo publ., 1995. 310 p.
- [7] Dorofeyev A.A. *Osnovy teorii teplovykh raketnykh dvigateley* [Fundamentals of the theory of thermal rocket engines]. Moscow, Bauman Press, 2010. 463 p.
- [8] Varfolomeyev V.I. *Proyektirovaniye i ispytaniya ballisticheskikh raket* [Design and testing of ballistic missiles]. Moscow, Voenizdat publ., 1970. 392 p.
- [9] Berdnikov B.S., Dergachev A.A., Zubkov S.I., Kovalev A.V., Leonov A.G., Lobzov N.N., Prokhorchuk Yu.A. *Sposob porazheniya nadvodnykh i nazemnykh tseley giperzvukovoy krylatoy raketoy i ustroystvo dlya ego osushchestvleniya* [The method of destruction of surface and ground targets hypersonic cruise missile and device for its implementation]. Patent RF no. 2579409, 2016, 9 p.
- [10] *Giperzvukovaya raketa X-51 WaveRider* [X-51 WaveRider Hypersonic Rocket]. Available at: https://www.nakanune.ru/photo/infographica/giperzvukovaya_raketa_x51_waverider (accessed 15 March 2018).

Статья поступила в редакцию 27.05.2019

Информация об авторах

ПРЕСНЯКОВ Сергей Владимирович — инженер 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: presnyakov-s19@ya.ru).

УСАЧЕВ Вадим Александрович — 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@bmstu.ru).

КОРЯНОВ Всеволод Владимирович — 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@bmstu.ru).

КУДРЯВЦЕВА Наталья Валерьевна — ведущий инженер 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: natalya.unid@mail.ru).

Information about the authors

PRESNYAKOV Sergei Vladimirovich — Engineer, Department for Research and Innovation. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: presnyakov-s19@ya.ru).

USACHEV Vadim Aleksandrovich — Candidate of Science (Eng.), Head of Department for Research and Innovation. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: vau@bmstu.ru).

KORYANOV Vsevolod Vladimirovich — 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, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: vkoryanov@bmstu.ru).

KUDRYAVTSEVA Natalya Valeryevna — Lead Engineer, Research and Innovation Department. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd 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. Влияние компоновки гиперзвукового летательного аппарата в условиях габаритных ограничений на дальность полета. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2019, № 12, с. 77–86, doi: 10.18698/0536-1044-2019-12-77-86

Please cite this article in English as:

Presnyakov S.V., Usachev V.A., Koryanov V.V., Kudryavtseva N.V. The Influence of Configuration on the Range of a Hypersonic Flight Vehicle under Space Limitations. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2019, no. 12, pp. 77–86, doi: 10.18698/0536-1044-2019-12-77-86