

УДК 629.7

О.В. Соловьев<sup>1</sup>, Е.А. Українець<sup>2</sup>, А.А. Шалыгин<sup>2</sup>, В.Д. Комаров<sup>3</sup><sup>1</sup>Государственное предприятие "Чугуевский авиационный ремонтный завод", Чугуев<sup>2</sup>Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков, Харьков<sup>3</sup>Командование Воздушных Сил Вооруженных Сил Украины, Винница

## ПРЕДЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ОСНОВНЫХ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРАНСПОРТНОЙ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

Проведена оценка максимальной высоты и скорости полета разгонного беспилотного летательного аппарата в составе транспортной воздушно-космической системы. Определен состав воздушно-космической системы, разработана аэродинамическая компоновка первой ступени – разгонного беспилотного летательного аппарата.

**Ключевые слова:** разгонный летательный аппарат, воздушно-космическая система, аэродинамическая компоновка, летно-технические характеристики.

### Введение

Сверхзвуковые летательные аппараты в составе транспортных воздушно-космических систем, способны решать задачи гражданского и военного характера. Их разработка в Украине позволит освоить перспективные технологии, которые во многом будут определять уровень развития воздушно-космических отраслей. Проводимые в настоящее время исследования и перспективные разработки включают наряду с решением ключевых проблем аэротермодинамики, двигателестроения и конструкции также и вопросы выбора траекторий полета, программ и алгоритмов управления движением при применении БПЛА в качестве самолета-разгонщика ракетной ступени [1, 2].

БПЛА является первой ступенью воздушно-космической системы (ВКС) и должен обеспечить старт второй ступени для вывода полезной нагрузки (ПН) на околоземную орбиту. Для БПЛА наиболее важным является достижение заданной высоты и разгон до заданной скорости [3].

**Целью статьи** является представление результатов теоретической оценки основных летно-технических характеристик первой ступенью воздушно-космической системы транспортной воздушно-космической системы (рис. 1).

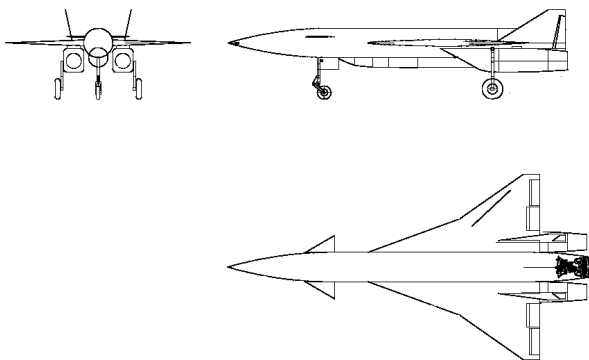


Рис. 1. Схема разгонного БПЛА

БПЛА выполнен по аэродинамической схеме "бесхвостка" с дополнительным передним горизонтальным оперением и представляет собой среднеплан с тонким крылом среднего удлинения двойной стреловидности передней кромки, с двухкилевым вертикальным оперением, цельноповоротным дополнительным передним горизонтальным оперением, трехопорной схемой шасси и комбинированной силовой установкой. Такая аэродинамическая компоновка наиболее полно удовлетворяет требованиям, предъявляемым к высотному, скоростному самолету, единственным режимом применения которого является достижение в стратосфере на высотах  $H=30000$  м сверхзвуковой скорости, соответствующей числу  $M=4$ .

Крыло самолета двойной стреловидности передней кромки набрано из тонких несимметричных профилей с острой передней кромкой. При полете с числом  $M=4$  передняя кромка крыла является сверхзвуковой, поэтому подсосывающая сила на передней кромке, уменьшающая индуктивное сопротивление, не реализуется и для уменьшения лобового сопротивления самолета при нулевой подъемной силе, передняя кромка выполнена острой. Двойная стреловидность передней кромки улучшает летно-технические характеристики самолета на взлетно-посадочных режимах полета и при полете на дозвуковых скоростях с большими углами атаки, уменьшает смещение аэродинамического фокуса самолета при переходе от дозвуковых к сверхзвуковым скоростям полета. Удлинение крыла небольшое для снижения лобового сопротивления самолета при больших сверхзвуковых скоростях.

Среднепланная схема расположения крыла с нулевым установочным углом в сочетании с подкрыльевыми воздухозаборниками обеспечивает сохранение сравнительно высокого аэродинамического качества, как на дозвуковых, так и на сверхзвуковых скоростях полета.

В качестве органа поперечной управляемости самолета используются элевоны, размещенные на задней кромке концевых частей крыла. Для уменьшения деформаций крыла элевоны несколько сдвинуты от концов крыла ближе к корневой части. В качестве органа продольной управляемости самолета используются элевоны, размещенные на задней кромке корневых частей крыла. Для увеличения аэродинамического качества на дозвуковых скоростях введено "зависание" элевонов. При достижении сверхзвуковых скоростей для уменьшения лобового сопротивления и устранения балансировочных потерь элевоны устанавливаются на нулевой угол. В дозвуковом диапазоне полета самолет в продольном канале статически нейтрален. Продольная балансировка на взлетно-посадочных режимах осуществляется элевонами совместно с дополнительным передним горизонтальным оперением. На всех остальных режимах полета продольная балансировка осуществляется дополнительным передним горизонтальным оперением.

Носовая часть самолета имеет заостренную форму, близкую к телу вращения сравнительно небольшой площади поперечного сечения. Ось конуса носовой части отклонена вниз относительно строительной горизонтали фюзеляжа, что снижает лобовое сопротивление за счет уменьшения сопротивления давления при полете на положительных углах атаки.

Необходимость размещения на внешней подвеске ракеты не позволяет получить малое миделевое сечение связки "фюзеляж-ракета" и ее большое удлинение. Расположение жидкостного ракетного двигателя с отклоняемым вектором тяги в хвостовой части фюзеляжа вблизи его строительной оси обусловлено стремлением максимально возможного удовлетворения правилу "площадей" при получении максимальных управляющих моментов от изменения вектора тяги.

Для обеспечения безопасности разделения самолета и ракеты на внешней подвеске применено вертикальное оперение, включающее два киля с рулями направления. Двухкилевая схема также обеспечивает самолету необходимую путевую устойчивость на всех скоростях полета вплоть до максимально достижимого числа Маха. Благодаря применению двух килей снижен момент крена от вертикального оперения при скольжении. Кили установлены перпендикулярно обшивке, то есть, с углом развала во внешнюю сторону, что снижает взаимное влияние между ними и вредное сопротивление интерференции их с поверхностью фюзеляжа.

Кили стреловидной формы, малого удлинения, среднего сужения. Путевое управление самолетом осуществляется синхронным одинаковым отклонением обоих рулей направления. В качестве противофлаттерного мероприятия совместно с необходимой весовой балансировкой предусмотрен срез законцовок под углом к потоку.

вок под углом к потоку.

Предполагаемый состав силовой установки – комбинация турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой АИ-222-28Ф (ТРДДФ) с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) на базе рулевого двигателя второй ступени ракеты-носителя (РН) «Зенит». Преимуществами комбинированной силовой установки ТРДДФ + ЖРД являются:

- низкий удельный вес в сочетании с отклоняемым вектором тяги ЖРД;
- практическая отработанность ЖРД;
- отсутствие необходимости в глубокой интеграции силовой установки и планера.

Недостатками этого варианта силовой установки являются:

- низкий удельный импульс ЖРД;
- наибольший потребный относительный вес топлива и окислителя;
- увеличение миделевого сечения фюзеляжа для размещения требуемого количества топлива и окислителя.

Оценка максимально достижимой высоты и скорости проводилась путём численного моделирования полёта разгонного беспилотного летательного аппарата.

Исходными данными являлись:

1) Масса БПЛА после взлёта ( $H=100\text{м}$ ,  $V=300\text{км/ч}$ )  $m_0=19000$  кг, масса БПЛА в конце маневра  $m_k=11500$  кг;

2) Аэродинамические характеристики БПЛА:  $C_{x0}=f(M)$ ,  $C_{xa}=f(C_{ya}, M)$ ,  $C_{ya \text{ макс. доп. }}=f(M)$ ;

3) Высотно-скоростные характеристики силовой установки  $P=f(M, H, \text{режим работы двигателя})$ ,  $C_{уд}=f(M, H, \text{режим работы двигателя})$ ;

4) Площадь крыла  $S=50 \text{ м}^2$ .

5) Параметры стандартной атмосферы.

Принятые допущения:

1) Кривизной земной поверхности и суточным вращением Земли пренебрегаем в виду умеренных высот и скоростей полёта. В этом случае земную поверхностную систему координат будем считать инерциальной;

2) Ускорение свободного падения  $g=9,8066 \text{ м/с}^2$ ;

3) Угол атаки силы тяги двигателей мал,  $\cos \alpha_p \approx 1$ .

Движение ЛА приближённо описывается системой ДУ как движение материальной точки переменной массы:

$$\dot{V} = \frac{P - X_a}{m} - g \sin \theta ;$$

$$\dot{H} = V \sin \theta ; \quad \dot{m} = -C_S .$$

Интегрирование данной системы ДУ проводилось методом Адамса-Мултона. Значения аэродинамических характеристик и характеристики силовой установки интерполировались B-сплайнами.

Полная механическая энергия самолёта  $E$  состоит из кинетической и потенциальной энергии  $E = \frac{mV^2}{2} + GH$ . Задача оценки возможности достижения заданной высоты и скорости полёта сводится к определению максимума удельной энергии ЛА – энергетической высоты  $H_e = \frac{E}{G} = H + \frac{V^2}{2g}$  при заданном остатке топлива. Для приближённого решения задачи представим закон управления в виде кусочно-постоянной функции, которая состоит из участков на которых  $\theta = \text{const}$ , режим работы силовой установки

$\text{const}$ . Из условия  $m = \int_{H_{e1}}^{H_{e2}} F(\theta, P) dH_e \rightarrow \max$  определим для каждого участка угол наклона траектории  $\theta$ , момент включения форсажа и момент включения ракетного двигателя. Задача решается приближённым графоаналитическим методом. На рис. 2 представлено обоснование для выбора  $\theta_1$  и момента включения форсажа, на рис. 3 представлено обоснование для выбора  $\theta_2, \theta_3$  и момента включения ракетного двигателя. На рис. 4 представлено обоснование для выбора  $\theta_4$ . В ходе интегрирования уравнений движения на управление накладывалось ограничение  $C_{ya} < C_{ya \text{ макс. доп.}}$ .

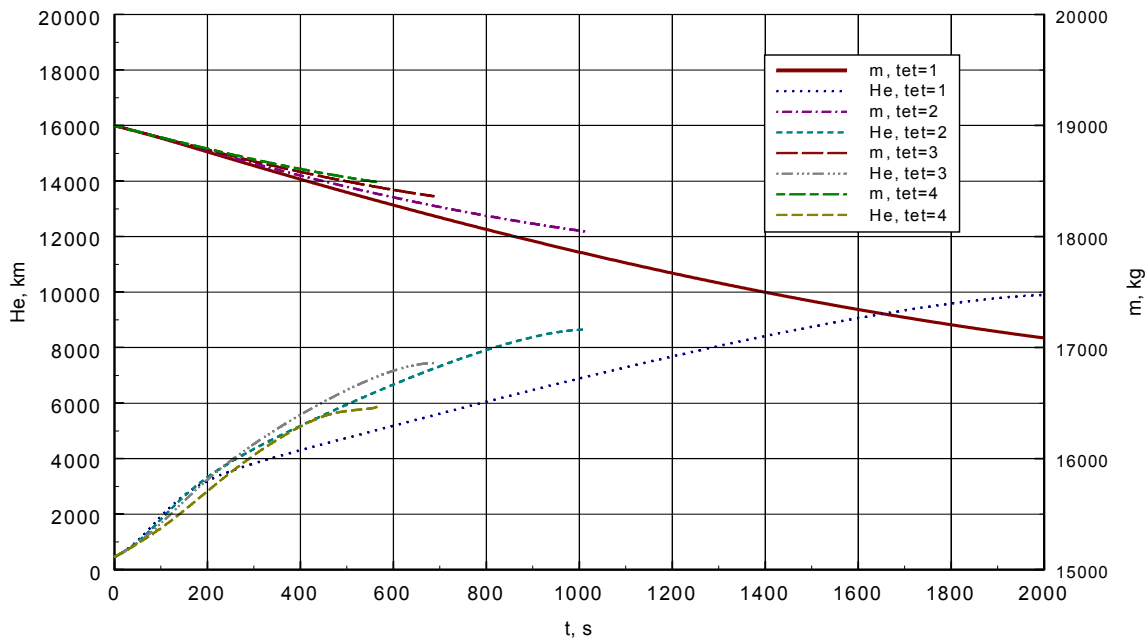


Рис. 2. Энергетическая высота и масса БПЛА для разных заданных углов наклона траектории, режим работы ТРДДФ «Максимал»

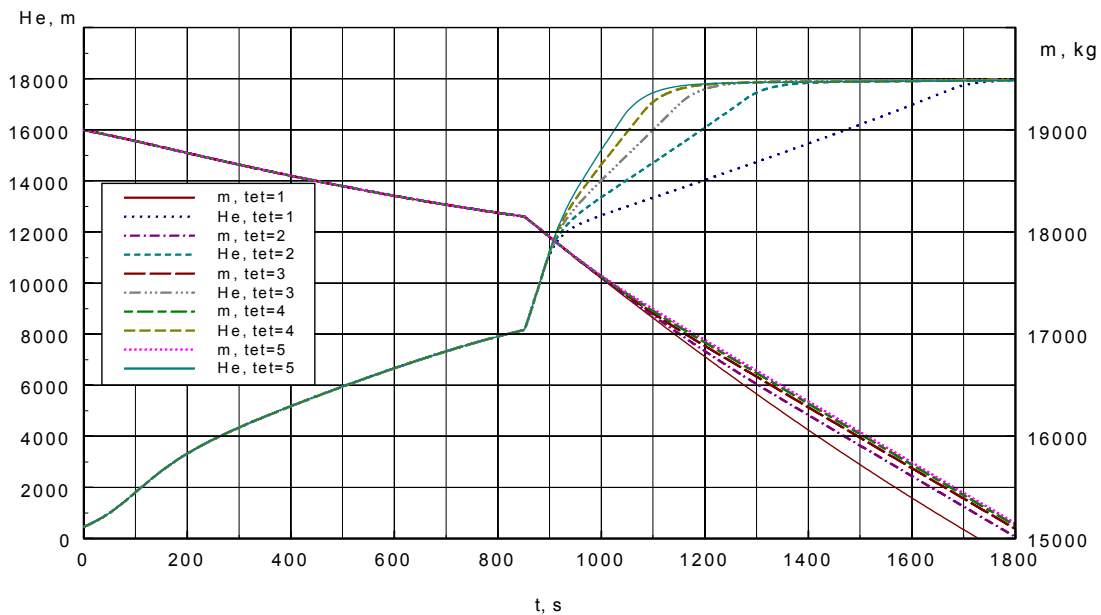


Рис.3. Энергетическая высота и масса ЛА для разных заданных углов наклона траектории, режим работы ТРДДФ «Полный форсаж»

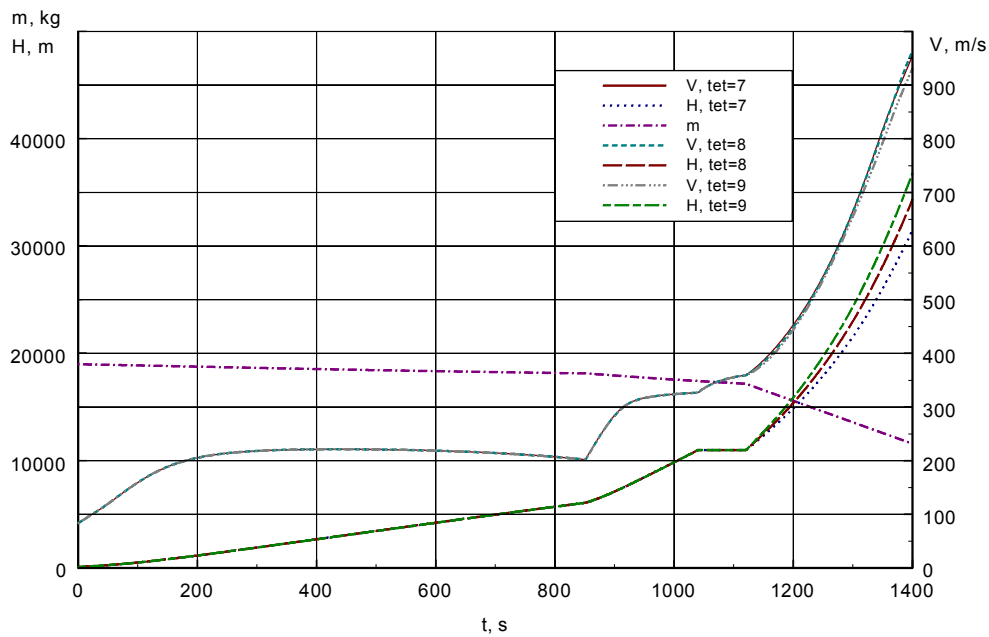
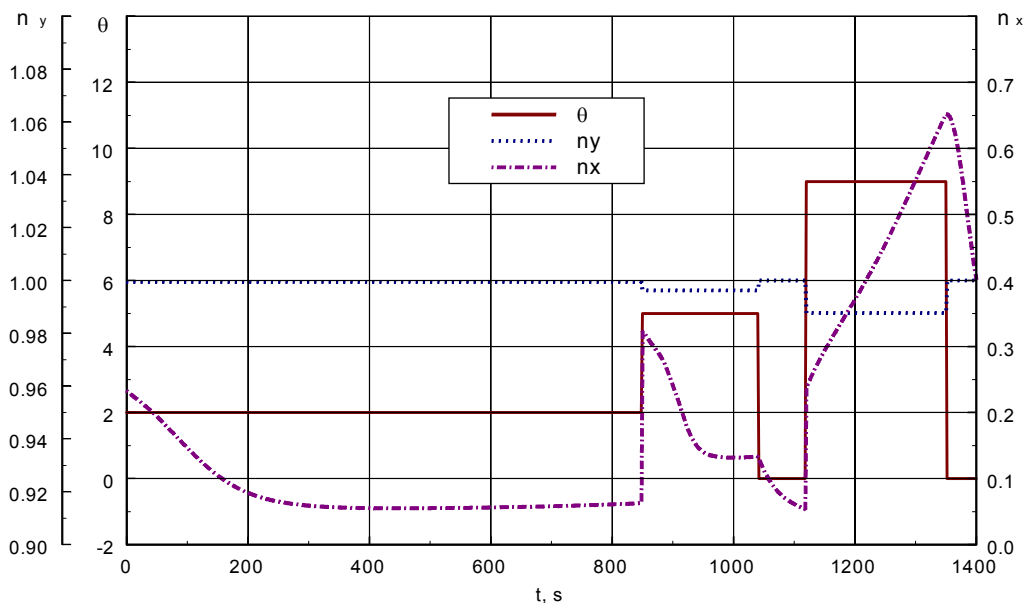


Рис. 4. Высота, скорость и масса ЛА для разных заданных углов наклона траектории, ЖРД

Окончательно при моделировании разгона с набором высоты 30000 м при массе ЛА в конце маневра 11500 кг достигается скорость 989 м/с, что на данной высоте соответствует числу  $M=3,25$ . Полученное решение задачи является приближенным и может быть

уточнено на последующих этапах проекта путём учёта в модели принятых допущений и реализации более сложного (чем представлено на рис. 5) закона управления, получаемого при использовании более сложных методов решения задач оптимального управления.

Рис. 5. Угол наклона траектории  $\theta$ , перегрузка  $n_y$ , перегрузка  $n_x$  при осуществлении квазиоптимального по минимуму расхода топлива набора заданной высоты и максимальной скорости полёта

### Влияния компоновки и угла наклона траектории на отделение и разлёт БПЛА и РН

В ходе исследования рассматривались два варианта компоновки: нижнее и верхнее размещение РН на фюзеляже БПЛА. Влияние компоновки и начального угла наклона траектории на параметры полёта при отделении РН от БПЛА оценивалось методом

численного моделирования. Движение описывалось системами ДУ, состоящими из 17 известных уравнений движения летательного аппарата как твёрдого тела переменной массы. При моделировании отделения РН от БПЛА скачкообразно менялись масса БПЛА, моменты инерции, центровка, аэродинамические коэффициенты  $mz_0$  и  $Sx_0$ .

Отделение РН от БПЛА происходило под действием аэродинамических сил. Рассматривались из-

менения параметров полёта РН и БПЛА в течении 5 секунд после отделения. Управление аэродинамическими поверхностями и силовой установкой в это время не осуществлялось.

На рис. 6 – 13 представлены зависимости высоты, пройденного пути, скорости полёта, угла наклона траектории, угла атаки, угловой скорости изменения угла тангажа от времени БПЛА и РН при разделении и разлёте в течении 5 секунд. Начальные значения высоты и скорости полёта принимались близкими к тем, что были получены при оценке достижимой высоты и скорости полёта.

В ходе исследования установлено, что и верхнее и нижнее размещение РН на БПЛА в рассматриваемом диапазоне начальных углов наклона траектории

позволяют произвести отделение и разлёт. В течении 5 секунд без использования управления расчётное удаление БПЛА и РН составило  $600\text{ м} \pm 10\%$ .

С точки зрения обеспечения наилучших аэродинамических характеристик предпочтительно нижнее расположение РН. В этом случае может быть реализована положительная интерференция РН и БПЛА за счёт повышения давления на нижней поверхности крыла и фюзеляжа от скачков уплотнения, которые образуются на РН в полете. Поскольку оба варианта имеют свои преимущества и недостатки, необходимо проектировать вариант ЛА с верхним и нижним положением РН для возможности устанавливать дополнительного сбрасываемого топливного бака, с учетом правила площадей и изменения центровки.

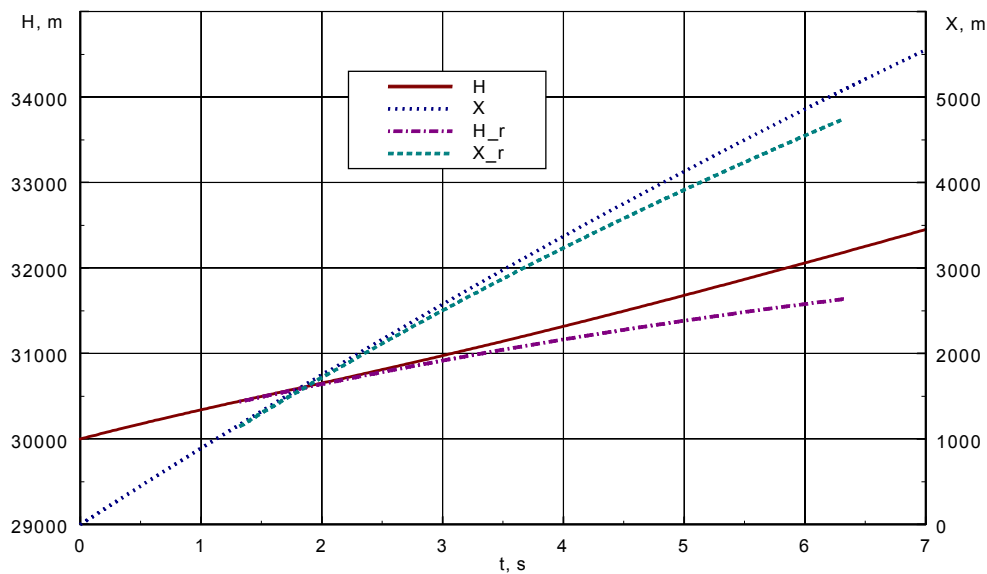


Рис. 6. Зависимость высоты и пройденного пути БПЛА и РН от времени (угол наклона траектории в момент отделения  $20^\circ$ , РН снизу)

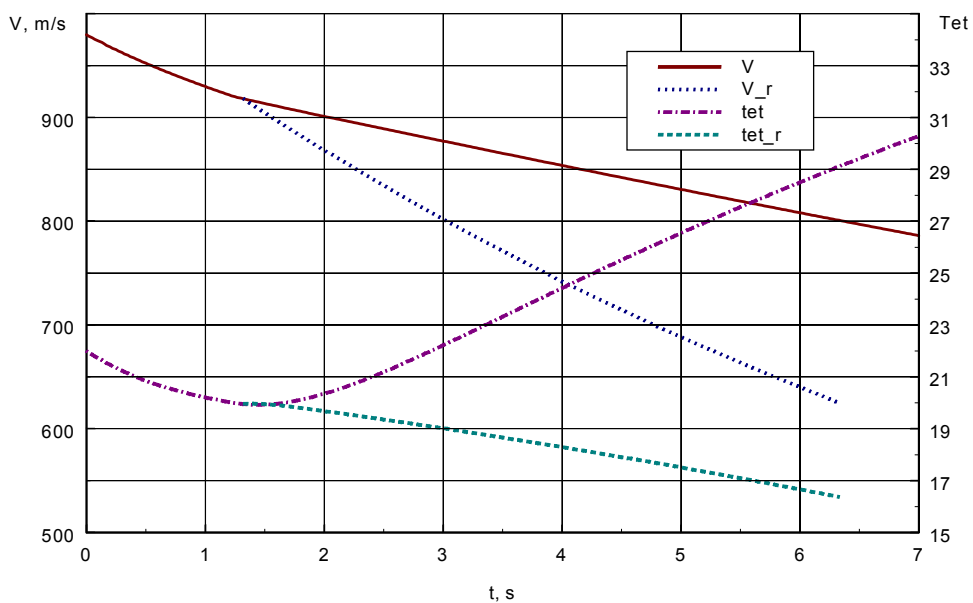


Рис. 7. Зависимость скорости и угла наклона траектории от времени при разлёте РН и БПЛА (РН снизу)

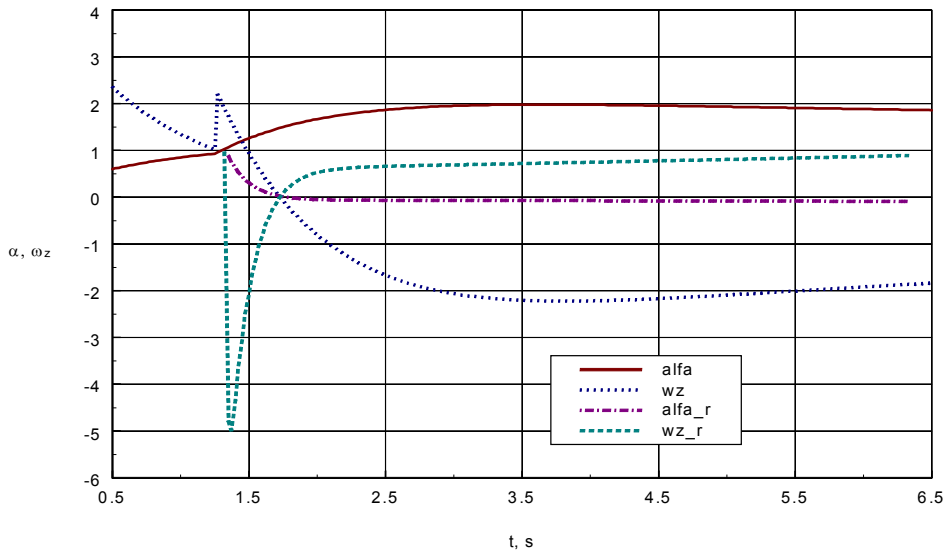


Рис. 8. Зависимость угла атаки и угловой скорости тангажа БПЛА и РН от времени (угол наклона траектории в момент отделения  $20^\circ$ , РН снизу)

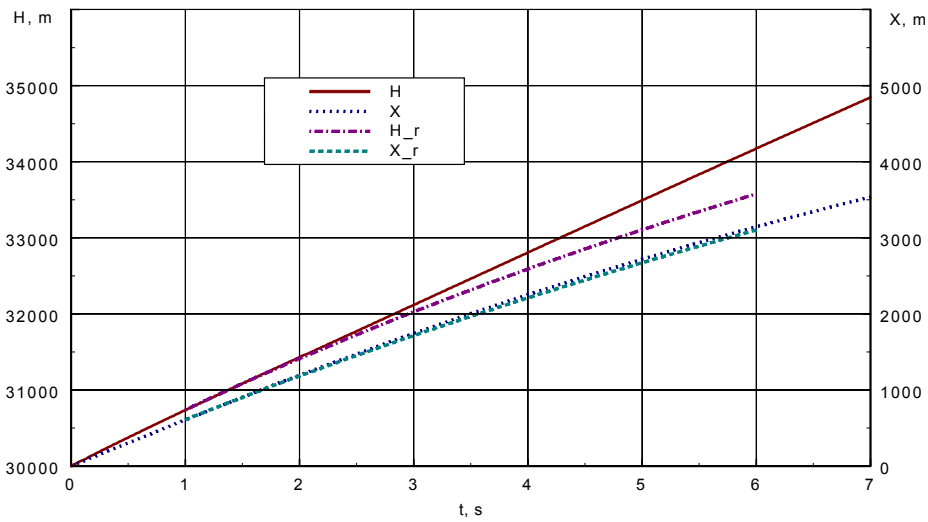


Рис. 9. Зависимость высоты и пройденного пути БПЛА и РН от времени (угол наклона траектории в момент отделения  $50^\circ$ , РН снизу).

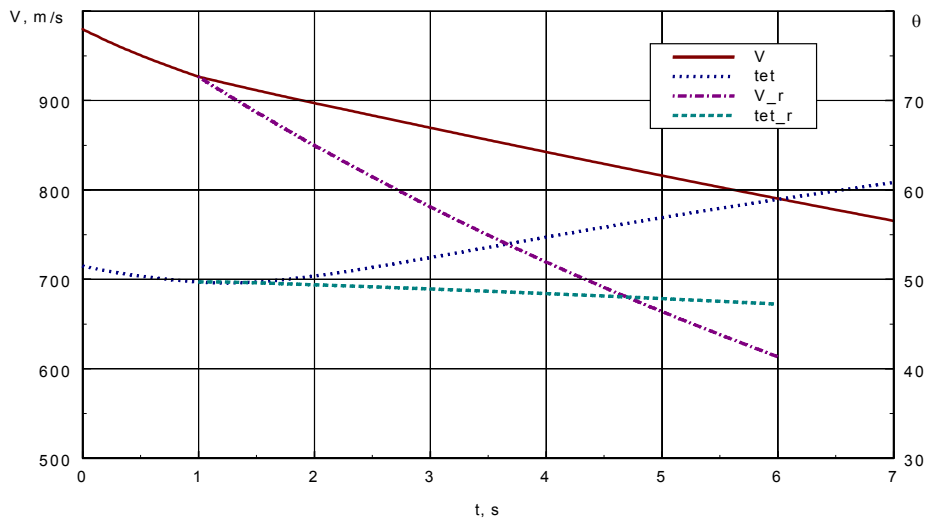


Рис. 10. Зависимость скорости и угла наклона траектории от времени при разлёте РН и БПЛА (угол наклона траектории в момент отделения  $50^\circ$ , РН снизу)

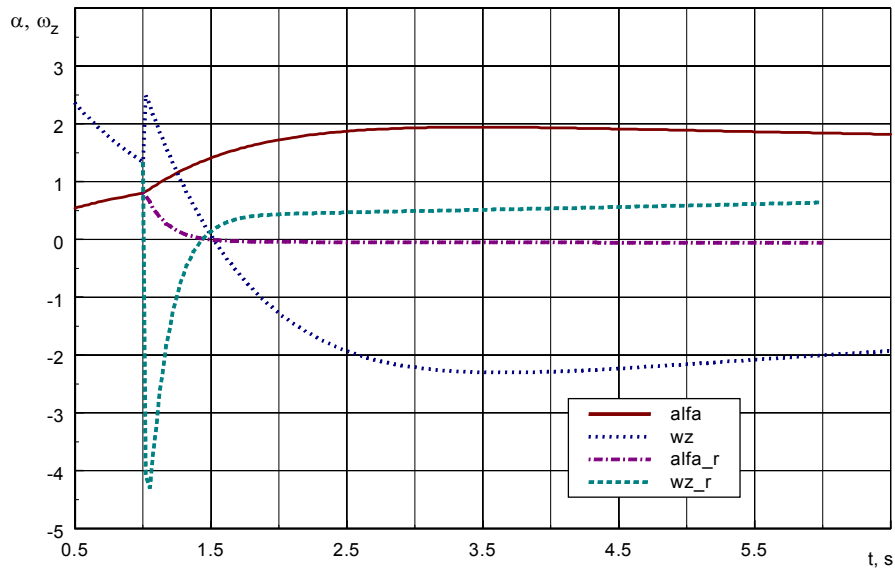


Рис. 11. Зависимость угла атаки и угловой скорости тангажа БПЛА и РН от времени (угол наклона траектории в момент отделения  $50^\circ$ , РН снизу)

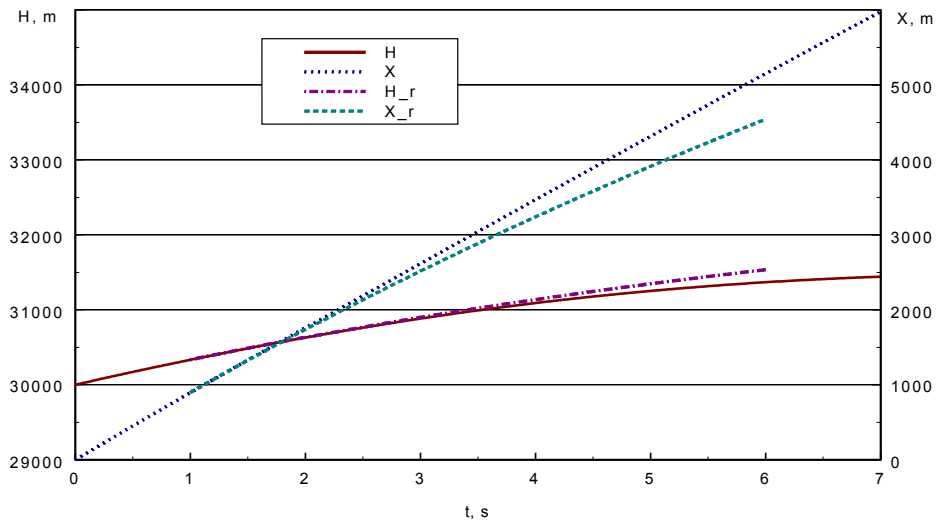


Рис. 12. Зависимость высоты и пройденного пути БПЛА и РН от времени (угол наклона траектории в момент отделения  $20^\circ$ , РН сверху)

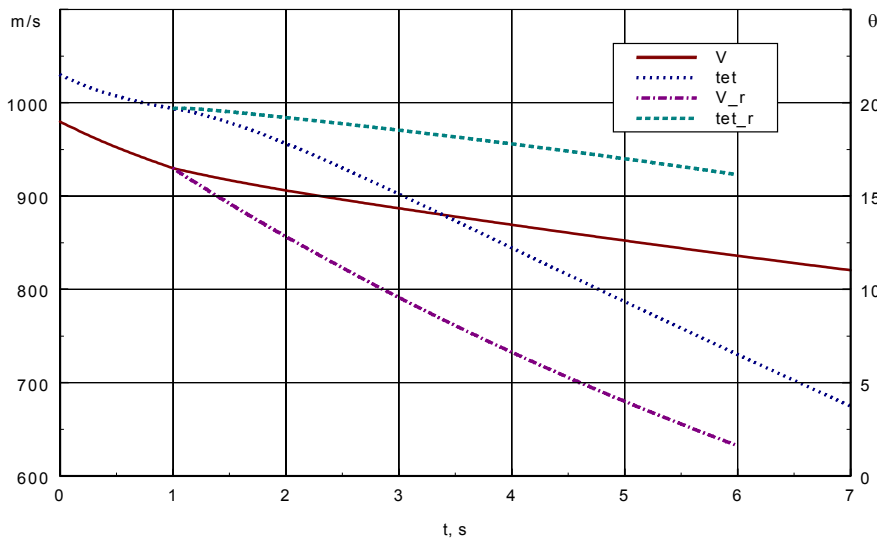


Рис. 13. Зависимость скорости и угла наклона траектории от времени при разлёте РН и БПЛА (угол наклона траектории в момент отделения  $20^\circ$ , РН сверху)

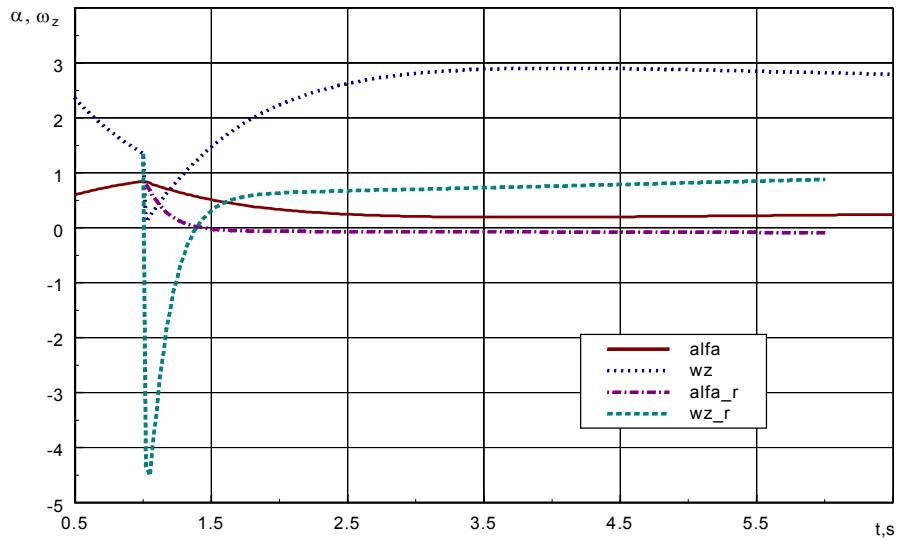


Рис. 14. Зависимость угла атаки и угловой скорости тангажа БПЛА и РН от времени (угол наклона траектории в момент отделения  $20^\circ$ , РН сверху)

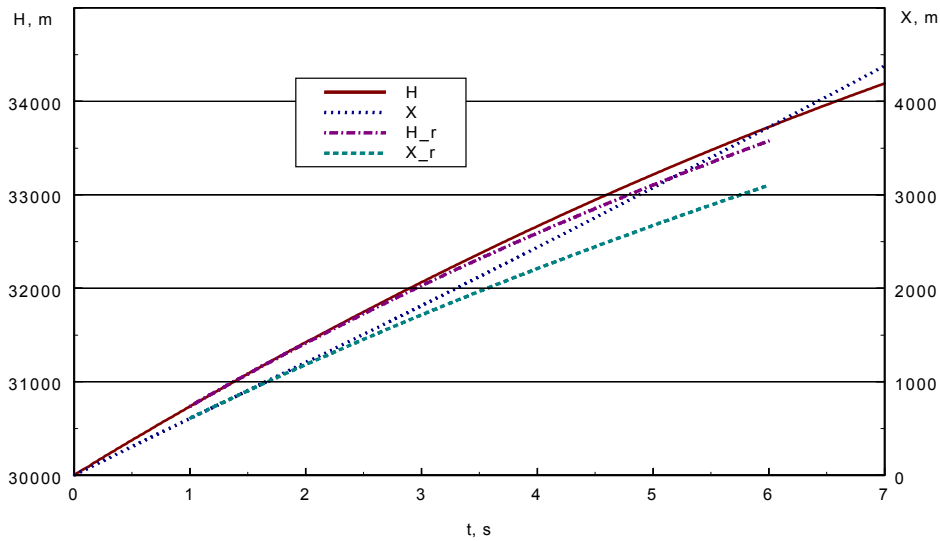


Рис. 15. Зависимость высоты и пройденного пути БПЛА и РН от времени (угол наклона траектории в момент отделения  $50^\circ$ , РН сверху)

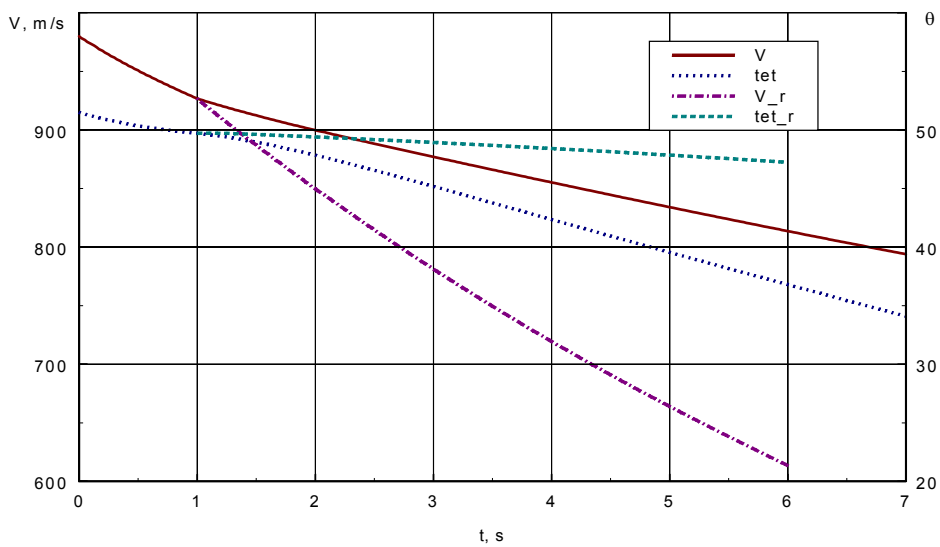


Рис. 16. Зависимость скорости и угла наклона траектории от времени при разлёте РН и БПЛА (угол наклона траектории в момент отделения  $50^\circ$ , РН сверху)



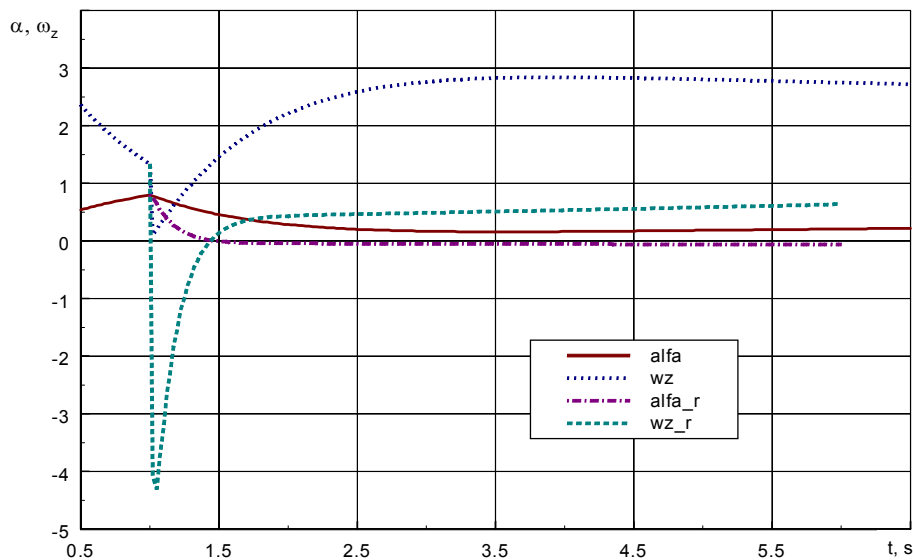


Рис. 17. Зависимость угла атаки и угловой скорости тангажа БПЛА и РН от времени (угол наклона траектории в момент отделения  $50^\circ$ , РН сверху)

### Выводы

Предварительная оценка достижимых высот и скоростей разгонного беспилотного летательного аппарата с заданной массой  $m_0=19000$  кг и комбинированной силовой установкой, состоящей из двух турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой АИ-222-25Ф и жидкостного ракетного двигателя, позволила сделать вывод о недостижимости указанных в [3] чисел Маха ( $M=4\dots 6$ ) при заданной высоте 30000 метров. Так, расчетное максимальное значение числа М составило 3,25 единицы (990 км/ч), при этом запас топлива для возвращения на базовый аэродром отсутствовал. Следовательно, достижение заданных значений высоты и скорости полета возможно при увеличении размерности беспилотного летательного аппарата, снижении относительной массы планера за счет применения специальных материалов, применении подвесных топливных баков, сбрасываемых стартовых ускорителей, оптимизации закона управления, совершенствовании газовой динамики беспилотного летательного аппарата и его силовой установки.

В дальнейшем предполагается разработка вариантов размещения РН с численной оценкой для усовершенствованных аэродинамических компоновок разгонного БПЛА.

### Список литературы

1. Пашковский И.М. Летные испытания пилотируемых авиационных и воздушно-космических летательных аппаратов / И.М. Пашковский. – М.: МАИ, 2003. – 84 с.
2. Savu G. Micro, Nano and Pico satellites Launched from the Romanian Territor / G. Savu // Acta Astronautic. – Vol. 59. – 2006. – P. 858-861.
3. Транспортно-космическая система на базе возвращаемого высотного беспилотного летательного аппарата (БПЛА): Исходные положения на концептуальный проект. – Днепропетровск: Государственное предприятие "КБ "Южное" им. М.К. Янгеля", 2011. – 54 с.

Поступила в редколлегию 25.05.2012

Рецензент: канд. техн. наук, проф. Ю.И. Миргород, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

### ГРАНИЧНА ОЦІНКА ОСНОВНИХ ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРАНСПОРТНОЇ ПОВІТРЯНО-КОСМІЧНОЇ СИСТЕМИ

О.В. Солов'єв, Є.О. Українець, А.А. Шалигін, В. Д. Комаров

Проведена оцінка максимальної висоти і швидкості польоту розгінного безпілотного літального апарату у складі транспортної повітряно-космічної системи. Визначений склад повітряно-космічної системи, розроблена аеродинамічна компоновка першого ступеня – розгінного безпілотного літального апарату.

**Ключові слова:** розгінний літальний апарат, повітряно-космічна система, аеродинамічна компоновка, льотно-технічні характеристики.

### MAXIMUM ESTIMATION OF BASIC AIRCRAFT PERFORMANCE CHARACTERISTICS OF A TRANSPORT AEROSPACE SYSTEM

O.B. Solov'ev, E.A. Ukrainec, A.A. Shalygin, V.D. Komarov

The estimation of maximal height and speed of flight of starting pilotless vehicle is conducted in composition a transport aerospace system. Composition of the aerospace system is certain, aerodynamic arrangement of the first stage is developed – starting pilotless vehicle.

**Keywords:** starting aircraft, aerospace system, aerodynamic arrangement, aircraft performance characteristics.