

**Министерство образования и науки Российской Федерации  
Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»  
им. Д.Ф. Устинова**



# **МОЛОДЕЖЬ. ТЕХНИКА. КОСМОС**

**Труды X Общероссийской молодежной  
научно-технической конференции**

**Том 1**

**18 – 20 апреля 2018 года, Санкт-Петербург, Россия**

**Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 49**

---

**Санкт-Петербург  
2018**

УДК 623.46: 629.78  
М75

**М75**

**Молодежь.** Техника. Космос: труды X Общероссийской молодежной науч.-техн. конф. Т.1/ Балт. гос. техн. ун-т. – СПб.; 2018. – 467 с. (Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 49).  
ISBN 978-5-907054-31-8  
ISBN 978-5-907054-32-5

Представлены статьи и доклады участников X Общероссийской научно-технической конференции «Молодежь. Техника. Космос», которая прошла 18 – 20 апреля 2018 года в БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова (Санкт-Петербург).

Рассматриваются вопросы, связанные с разработкой объектов ракетно-космической техники и аэрокосмических технологий, созданием различных систем вооружения, исследованиями в области информационных технологий, а также с историей ракетно-космической техники и вооружения.

Отзывы направлять в БГТУ «Военмех» по адресу: Россия, 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1. Редакция журнала «Военмех. Вестник БГТУ».

**УДК 623.46: 629.78**

Редакционный совет: д-р техн. наук, проф. *К. М. Иванов*, д-р техн. наук, проф. *В. А. Бородавкин*,  
канд. техн. наук, доц. *А. А. Левихин*, ст. преп. *К. А. Афанасьев*, доц. *М. Н. Охочинский*,  
ст. преп. *С. А. Чириков*, *А. В. Побелянский*

Ответственный редактор серии  
«Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ»  
М.Н. Охочинский

Материалы опубликованы в авторской редакции

Подписано к печати 25.06.2018. Формат бумаги 60×84 1/8.  
Бумага офсетная. Усл.-печ. л. 58.375. Тираж 130 экз. Заказ № 28  
Балтийский государственный технический университет «Военмех»  
Типография ООО «Издательство ИНФО-ДА»  
С.-Петербург, Столярный пер., д. 10/12

ISBN 978-5-907054-31-8  
ISBN 978-5-907054-32-5

© БГТУ «Военмех», 2018  
© Авторы, 2018

<b>СЕКЦИЯ №3. СИСТЕМЫ ВООРУЖЕНИЯ И ВОЕННАЯ ТЕХНИКА</b>	<b>309</b>
<i>М. М. Алексеева, М. С. Яковчук</i> ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ УПРАВЛЯЕМОГО СНАРЯДА	309
<i>К. В. Алтуний, Е. С. Кумов</i> ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ РЕСУРСА И НАДЕЖНОСТИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ДВОЙНОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ЖИДКИХ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ГОРЮЧИХ И ОХЛАДИТЕЛЯХ	313
<i>Е. А. Андреева и Г. Е. Левченко</i> ЗАЩИЩЕННОСТЬ СПЕЦИАЛЬНЫХ МАШИН ОТ ПОРАЖАЮЩИХ ФАКТОРОВ	319
<i>Т. В. Басова, М. В. Басова</i> АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ПРОГРАММИРОВАНИЕ СТАНКОВ С ЧПУ С ПРИМЕНЕНИЕМ СИСТЕМЫ SIEMENS NX ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ СПЕЦИАЛЬНОГО И ОБЩЕГО МАШИНОСТРОЕНИЯ	322
<i>А. А. Баукина, Е. П. Фомин</i> ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ ПРОТИВОТОРПЕДНОЙ ЗАЩИТЫ	325
<i>Д. П. Белошова, В. В. Егоров, Е. Д. Чугуева</i> АНАЛИТИЧЕСКИЕ ЗАВИСИМОСТИ ДЛЯ РАСЧЕТА МОМЕНТА СОПРОТИВЛЕНИЯ ИЗГИБУ СЕЧЕНИЯ ВЕДУЩЕЙ ЧАСТИ АРТИЛЛЕРИЙСКОГО СТВОЛА	332
<i>Н. Н. Бурыкин, Г. А. Калачёв, В. И. Блоцкий, К. В. Степанов</i> ПРИМЕНЕНИЕ АНАЛИТИЧЕСКОГО МЕТОДА КОЛИЧЕСТВЕННОЙ ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЕЖНОСТИ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ПРОВЕДЕНИЯ ГОСУДАРСТВЕННЫХ ИСПЫТАНИЙ АРКТИЧЕСКИХ ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ТЫЛА	334
<i>А. А. Демьянов, В. Н. Бакаев, П. А. Шевченко</i> ПЕРСПЕКТИВНОЕ ПРИМЕНЕНИЕ СОВРЕМЕННЫХ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ АВТОНОМНОСТИ ПОЛЕВЫХ ЛАГЕРЕЙ ВС РФ	341
<i>Н. С. Денисов, А. А. Данилов, С. Н. Казиев</i> ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ РАЗМЕЩЕНИЯ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ НА МОДУЛЬНОЙ УНИВЕРСАЛЬНОЙ ВЕРТИКАЛЬНОЙ ПУСКОВОЙ УСТАНОВКЕ	345
<i>В. В. Ермакович, М. Д. Леонов</i> КОМПЛЕКС ДАЛЬНОГО МОРСКОГО ЦЕЛЕУКАЗАНИЯ НА БАЗЕ РАКЕТНОЙ СИСТЕМЫ МОБИЛЬНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ	349
<i>Е. В. Жабин, О. А. Кочетов, О. Г. Булатов</i> ЭВАКУАЦИЯ ПОВРЕЖДЁННЫХ ВООРУЖЕНИЯ И ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ В БОЕВЫХ УСЛОВИЯХ НА ЭТАПЕ ИССЛЕДОВАНИЙ И ОБОСНОВАНИЯ РАЗРАБОТКИ СООТВЕТСТВУЮЩИХ ОБРАЗЦОВ ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ	354
<i>Д. Н. Журавлева, Д. В. Молдованов</i> СТРУКТУРНО-БЛОЧНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВИБРОНАГРУЖЕННОСТИ ПОДВЕСКИ БОЕВОЙ МАШИНЫ В СИСТЕМЕ MATLAB/ SIMULINK	357
<i>Д. Н. Журавлева, П. В. Водолазко</i>	

УДК

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ УПРАВЛЯЕМОГО СНАРЯДА**

*М. М. Алексеева, М. С. Яковчук*

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова*

В наши дни во всем мире идет поиск усовершенствованных аэродинамических компоновок, которые позволят улучшить эффективность (главным образом увеличение дальности и улучшение точности) управляемых снарядов.

При создании управляемого снаряда большую роль играют решение задач баллистики, устойчивости полета, точности и управляемости, которые и определяют основные характеристики снаряда и его компоновку. Внешняя баллистика занимается движением снарядов в пространстве между пусковой установкой и конечной целью. У приведенного в движение снаряда центр масс прочерчивает в пространстве кривую, называемую траекторией. Основной задачей внешней баллистики является описание этой траектории, определив положение центра масс и пространственное положение снаряда в функции времени полета (времени после запуска). Для этого нужно решить систему уравнений, в которых учитывались бы силы и моменты сил, действующие на снаряд. Расчет действия аэродинамических сил и моментов является основной задачей в проектировании управляемого снаряда. Без них не составить уравнения движения снаряда и, следовательно, не определить траекторию.

В настоящее время существует четыре принципиально отличные аэродинамические схемы. Наиболее конкурирующие из них нормальная и «утка». «Утке» удастся до предела снизить сопротивление трения воздуха за счёт уменьшения площади омываемой поверхности снаряда. «Утка» позволяет исключить потери на балансировку. Значит, необходимо исследовать и оптимизировать «утку».

Движение любого летательного аппарата принято записывать в определенной системе координат с помощью уравнений. Системы координат (СК) выбираются так, чтобы поставленная задача была решаемой и как можно проще. Существуют основные системы координат, связанных между собой соответственными взаимными угловыми положениями: геоцентрическая, стартовая, связанная, полусвязанная, скоростная (поточная) и полускоростная. Рассмотрим только геоцентрическую систему координат.

Закон количества движения для тела с постоянной массой трансформируется в уравнение второго закона механики:

$$m \frac{d\bar{v}}{dt} = \sum \bar{F}_i, m = const, \quad (1)$$

где  $\bar{v}$  – скорость центра масс (в данном случае материальной точки),  $\frac{d\bar{v}}{dt}$  – абсолютное ускорение,  $\sum \bar{F}_i$  – сумма всех сил.

Уравнение (1) эквивалентно трём уравнениям в проекциях. В этом уравнении слева стоит полная векторная производная от вектора  $\bar{v}$ , а справа – сумма сил.

Допущения и предположения. При полете снаряда в данном упрощении действуют следующие силы:

- Вес снаряда;
- Полная аэродинамическая сила (в данном случае только составляющая силы лобового сопротивления);

В данном приближении снаряд с постоянной массой, вращение Земли не учитывается. Учитывается только уравнение второго закона механики. Снаряд не вращается и движется по баллистической траектории.

В простейшем случае снаряд можно рассмотреть как материальную точку. Аэродинамическая сила состоит только из силы лобового сопротивления. В разработанной программе в системе Matlab сила тяжести направлена к центру Земли. Параметры земной атмосферы (воздуха): давление, плотность, температура вычислены в зависимости от высоты над уровнем моря по версии ICAO.

Аэродинамический коэффициент лобового сопротивления вычислен для снаряда, выполненного по нормальной аэродинамической схеме (рис. 1).

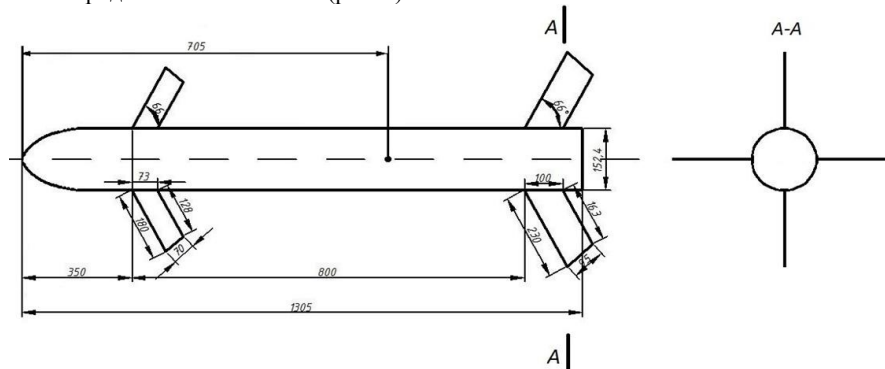


Рис. 1. Обычная (нормальная) аэродинамическая схема

Исходные данные:

–  $H = \sqrt{(x^2 + y^2 + z^2)}$  – высота полета снаряда ( $H=R_{zi}$  при старте),  $x, y, z$  – координаты полета в текущий момент времени;

$$- R_{zi} = \sqrt{(x_i^2 + y_i^2)},$$

– Радиусы земли экваториальный и полярный соответственно:  $a=6378 \cdot 10^3$  м,  $b=6356 \cdot 10^3$  м,

–  $c_x$  – коэффициент лобового сопротивления;

–  $M_3 = 5,97219 \cdot 10^{24}$  кг – масса Земли;

–  $G = 6,7 \cdot 10^{-11}$  Н·м<sup>2</sup>/кг<sup>2</sup> – коэффициент (гравитационная постоянная);

–  $\rho$  – плотность воздуха по версии ICAO в зависимости от высоты полета;

–  $S$  – площадь миделево сечения;

Результаты работы программы при массе снаряда  $m=60$  кг, начальная скорость  $v=800$  м/с, тело стартует по координатам  $\alpha=85^\circ$ ,  $\beta=10^\circ$ .

Время в полете  $t=69$ с, пройденное расстояние по хорде  $L=44035$  м. Данную программу необходимо усовершенствовать, поскольку необходимо задать направление и угол полета снаряда.

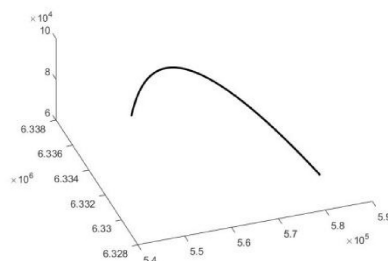


Рис. 2. Траектория полета

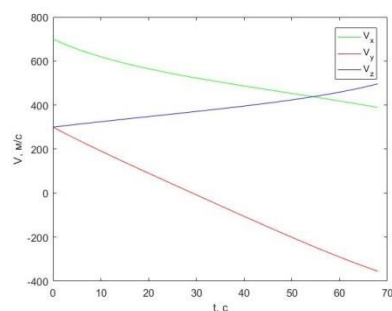


Рис. 3. Проекция скорости

Для изменения направления и величины вектора скорости полета по требуемому закону надо изменить направление и величину равнодействующей всех сил, приложенных к снаряду, а именно аэродинамических сил, силы тяги двигателя и сил тяжести. В данной части работы рассматривается изменение аэродинамической силы вследствие работы органов управления.

Для решения поставленной задачи рассматривается метод перекрывающихся сеток Overset Mesh (рис. 4).

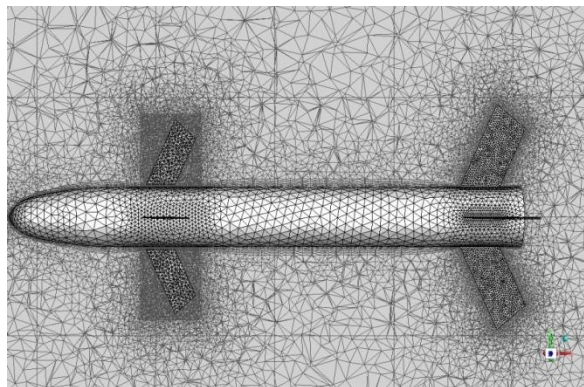


Рис. 4. Расчетная сетка

Химерный метод является новым, он создает расчетную область из частей в виде дополнения к использованию конформно соединенных зон и неконформных интерфейсов. Перекрывающийся интерфейс соединяет сеточные ячейки путем интерполяции данных в ячейках на перекрывающейся области. Зоны ячеек должны в достаточной степени перекрываться. Части по отдельности разбиваются сеткой и накладываются на фоновую сеточную модель. Метод перекрывающихся сеток подходит для сложных геометрических моделей, процедура создания сеток упрощается. Изменение конфигурации и расположения частей осуществляется проще, чем в обычных динамических сетках.

Overset Interface (перекрывающийся интерфейс) представляет собой парное соединение нескольких сеток компонентов (имеет границу типа Overset, внутренние сеточные зоны конформны) с несколькими фоновыми сетками.

Результаты поворота верхнего руля снаряда, выполненного по аэродинамической схеме «утка», представлены на рисунках 5-8. Снаряд обдувается потоком воздуха с числом Маха  $M=2,3$ . Руль поворачивается против часовой стрелки, если смотреть на снаряд со стороны головной части. Снаряд обдувается без угла атаки.

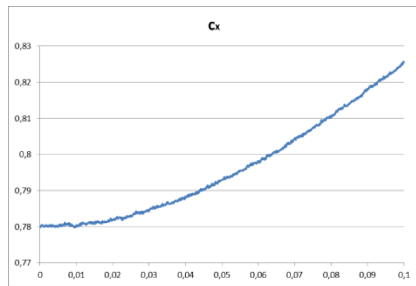


Рис. 5. Изменение коэффициента силы лобового сопротивления

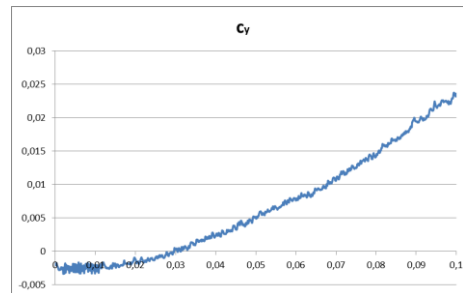


Рис. 6. Изменение коэффициента подъемной силы

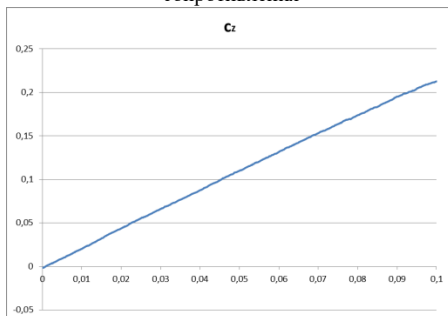


Рис. 7. Изменение коэффициента боковой силы

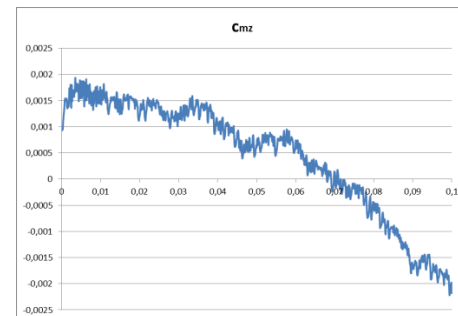


Рис. 8. Изменение коэффициента момента тангажа

При отклонении руля увеличивается поверхность обтекания, и, следовательно, увеличивается сила лобового сопротивления (рис. 5). При небольшом отклонении руля создается подъемная и боковая силы. При большем увеличении угла момент тангажа становится отрицательным, то есть для балансировки пикирующего момента необходимо изменить положение рулей высоты.

Метод Overset Mesh не является консервативным и при интерполяции теряется точность полученных результатов. Появляются «orphan» ячейки (изолированные ячейки) в местах отсутствия интерполяции данных между перекрывающимися сетками. В данной работе не удалось устранить наличие этих ячеек. Во время расчета их количество изменялась в пределах 20-30 штук. Задача так же получилась очень «тяжелой» (количество элементов сеток около 1,5 млн.), задача рассчитывается очень долго, поскольку размер временного шага подбирается таким образом, чтобы граница перемещалась не более чем на одну ячейку. Однако на основе полученных результатов можно рассчитать необходимый угол поворота руля и время его пребывания в данном положении, чтобы изменить движение снаряда в полете.

Для решения поставленных задач в пакете программ ANSYS использовались осредненные уравнения Навье-Стокса для сжимаемого совершенного газа (знаки осреднения опущены):

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u}) = 0; \\ \frac{\partial (\rho \vec{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u} \vec{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\tau_m + \tau_t); \\ \frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u} H) = \nabla \cdot [\vec{u} \cdot (\tau_m + \tau_t) + (\vec{q}_m + \vec{q}_t)]; \\ \rho = \frac{pm}{RT}. \end{cases} \quad (2)$$

Для решения системы подключается модель турбулентности с двумя дифференциальными уравнениями, потому что модели с одним уравнением для кинетической энергии турбулентности низкие по качеству по причине дополнительных неуниверсальных алгебраических соотношений для диссипации. Выбор второй переменной сильно влияет на свойства модели, поскольку она не должна сильно меняться, т.к. иначе эти уравнения трудны для численного решения, так же для второй переменной необходимы граничные условия.

Модель типа  $k-\epsilon$  является высокорейнольдсовой, предложенной Spalding, Launder в 1972 году.

$$\frac{Dk}{Dt} = \nabla \cdot \left( \left( \nu + \frac{\nu_\tau}{\sigma_k} \right) \nabla k \right) + P_k - \varepsilon; \quad (3)$$

$$\frac{D\varepsilon}{Dt} = \nabla \cdot \left( \left( \nu + \frac{\nu_\tau}{\sigma_\varepsilon} \right) \nabla \varepsilon \right) + C_1 \frac{\varepsilon}{k} P_k - C_2 \frac{\varepsilon^2}{k}; \quad (4)$$

$$P_k = -\tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} = \nu_\tau S^2; \quad (5)$$

$$\nu_\tau = C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}. \quad (6)$$

Константы найдены на основе зависимости  $C_2 = C_1 - \frac{k^2}{\sigma_\varepsilon \sqrt{C_\mu}}$  и струйных течений:  $\sigma_k = 1,0$ ,  $\sigma_\varepsilon = 1,3$ ,  $C_1 = 1,44$ ,  $C_2 = 1,92$ ,  $C_\mu = 0,09$ .

- $\varepsilon$  – удельная диссипация;
- $k$  – кинетическая энергия турбулентности;
- $P_k$  – генерационный член в уравнении для кинетической энергии;
- $\nu_\tau$  – формула Колмогорова.

С помощью полученных результатов можно с подключением макросов в пакете программ ANSYS спроектировать движение корректируемого снаряда.

УДК 537; 629.194.34:536.468

## ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ РЕСУРСА И НАДЁЖНОСТИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ДВОЙНОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ЖИДКИХ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ГОРЮЧИХ И ОХЛАДИТЕЛЯХ

*К. В. Алтушин, Е. С. Куимов*

*Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева*

Современные отечественные беспилотные летательные аппараты (БПЛА) авиационного типа можно классифицировать [1-15]:

- по назначению: для нужд министерства обороны РФ – разведывательные, ударные, транспортные, в виде воздушных мишеней для тренировки ПВО, ПРО и др.; для нужд народного хозяйства (МЧС, министерств энергетики, сельского и лесного хозяйств, экологии и др.) – разведывательные и спасательные (для мониторинга и обнаружения пожаров, утечки газа и нефтепродуктов, обрыва линий электропередач, для поиска пропавших судов и людей, для срочной доставки в труднодоступные места медикаментов, пищи, воды и необходимых вещей для бедствующих людей и т.д.);
- по конструкции: самолётного, вертолётного, гибридного типов;
- по габаритам: микро-БПЛА, малогабаритные БПЛА (до 1 м), среднегабаритные БПЛА (от 1 м до 5 м), крупногабаритные БПЛА (от 5 и более м);
- по весу: сверхлёгкие, лёгкие, среднего веса, тяжёлые;
- по системам управления: автоматические (с программным управлением), автономные (способные самостоятельные принимать решения), радиоуправляемые, управляемые по лазерному лучу и др.;
- по применяемым двигателям: БПЛА с ВРД различного класса; с пульсирующими ВРД (ПуВРД) различного типа, включая U – образные; с ВРД детонационного горения (ДДГ); с поршневыми ДВС различного класса; с ЖРД различного класса; с гибридными двигателями (ВРД+ЖРД); с электродвигателем (ми) различной мощности и электропитанием (от АКБ, от воздушных электрогенераторов, от солнечных батарей, гибридного типа и др.);
- по топливам: БПЛА с двигателями на жидких углеводородных горючих и охладителях (УВГ и УВО); с двигателями на газообразных УВГ и УВО; с универсальными двигателями (способными работать как на жидких, так и на газообразных УВГ и УВО); с твёрдотопливными двигателями (ТТД); с двигателями на пастообразных топливах и др.;
- по количеству применения: БПЛА одноразового применения; многоразового применения;