

УДК 629.735.33

А.В. АМБРОЖЕВИЧ, С.А. ЯШИН, А.С. КАРТАШЕВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА ЛЕГКИХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ МЕТОДОМ ПОДОБИЯ

Представлен анализ доминирующих факторов, принципиальным образом определяющих облик летательных аппаратов. Предложен системный подход к формированию облика высокоскоростных легких БЛА на основании теории размерности и подобия, минуя дорогостоящую стадию разработки, связанную с натурными продувками моделей в аэродинамических трубах.

беспилотный летательный аппарат, теория размерности и подобия, масштабный фактор, средняя плотность летательного аппарата, скорость летательного аппарата, масса летательного аппарата

1. Основные проблемы создания легких БЛА

Таблица 1

Основные этапы создания летательного аппарата

Любому этапу научно-технической революции свойственно гипертрофированное развитие «прорывной» отрасли на фоне относительной отсталости всех остальных. Именно с этих позиций следует рассматривать положение, сложившееся в области беспилотных авиационных комплексов (БАК) легкого класса. Господствующая «авиамоделльная» концепция, беспилотные летательные аппараты (БЛА) массой 10 – 100 кг выглядит не вполне адекватно прогрессу в области авионики и микропроцессорной техники. Доступность авиамоделльной элементной базы породило иллюзию удешевления и «демократизации» процесса НИОКР. Возникшее в последнее время бессистемное множество разнотипных БЛА данного класса с близкими ТТХ является порождением такого рода представлений [1, 2].

Тем не менее, элементарный анализ соотношения затратности этапов НИОКР и массы БЛА (табл. 1) показывает, что масштабный фактор слабо влияет на стоимость разработки БАК в целом.

Для выполнения функциональных задач БЛА малой массы, ввиду небольшой дальности полета, должен передвигаться вместе с машинами сопровождения, т.е. следует оценивать стоимости эксплуатации единицы массы комплекса, а не только БЛА.

№ п/п	Этапы НИОКР	Связь массы БЛА и затрат
1.	Разработка ТТТ, ТТХ	нет
2.1	Разработка технического предложения	нет
2.2	НИР, сопровождающие аванпроект	нет
2.3	Разработка эскизного проекта БЛА	не явная*
2.4	Разработка эскизного проекта комплекса обслуживания	нет
3.1	Разработка эскизного проекта БЛА	нет
3.2	НИР сопровождающие эскизное проектирование	нет
3.3	Разработка эскизного проекта комплекса обслуживания БЛА	нет
4.1	Разработка рабочей конструкторской документации на БЛА	есть
4.2	Разработка рабочей конструкторской документации наземного комплекса	нет
5.1	Выпуск испытательной партии БЛА	есть
5.2	Выпуск испытательной партии комплекса обслуживания БЛА	нет
6.1	Заводские испытания всего комплекса	не явная*
6.2	Выпуск доработок, исправлений	не явная*
7.1	Контрольные испытания.	не явная*

* – существует зависимость, опосредованная другими характеристиками

При массе комплекса в несколько тонн, несмотря на то, что стоимость эксплуатации наземных средств передвижения ниже авиационных, стои-

мость эксплуатации комплекса со 100 кг БЛА станет эквивалентной эксплуатации БЛА весом несколько тонн со стационарной позицией обслуживания.

Исходя из вышеизложенного, можно четко сказать, что связь между стоимостью создания БЛА малой массы и аппаратами 1 – 10 тонн нелинейна, эксплуатация и производство комплексов с БЛА массой до 100 кг позволит сократить стоимость не в десятки раз, а меньше, чем на порядок. Следовательно, средства, затрачиваемые при проектировании на 1 кг БЛА массой до 100 кг, выше в несколько раз, чем при проектировании БЛА массой 1 – 10 тонн.

Существующие двигательные установки (ДУ) для БЛА массой 10 – 100 кг часто не отвечают требованиям надежности и экономичности, что приводит к дополнительному удорожанию проектирования БЛА [3]. Бурно развивающаяся электронная составляющая ставит проектировщиков перед необходимостью обновления оборудования БАК на поздних стадиях НИОКР из-за появления новых аналогов с лучшими характеристиками.

Из-за существенно меньшего объема средств, выделяемых на разработку малоразмерных БЛА, возникла проблема достижения качества проектирования, сопоставимого с достигнутым для полноразмерных аппаратов, но при условии сокращения сроков и стоимости НИОКР.

2. Постановка задачи и цель исследований

Указанная проблема может быть решена путем создания на основе критериев подобия методики ускоренного проектирования БЛА меньшей массы (масштаба) на базе существующего прототипа с сохранением заданного набора его характеристик с использованием следующих факторов:

1) **увеличения необходимой тяги** (с сохранением максимальной скорости полета прототипа большего масштаба ценой к удорожанию единицы массы ДУ);

2) **увеличения необходимого запаса горючего** (рост соотношения: горючее + ДУ / масса аппарата при соответствующем снижении относительной массы оборудования);

3) **снижения мощности рулевых машинок** (как следствие уменьшения площадей управляющих поверхностей);

4) **мероприятий по снижению коэффициента сопротивления** (уменьшение миделя за счет устранения шасси, фонаря, узлов подвески; улучшение чистоты поверхности аппарата, снижение коэффициента трения).

Целью данной статьи является формирование облика легкого, скоростного беспилотного аппарата методом подобия.

3. Существующие подходы к подобному преобразованию летательного аппарата

Набор основных зависимостей, задающих подобные преобразования при изменении масштаба летательного аппарата, представлен ниже.

1. Потребная мощность двигателя растет пропорционально кубу скорости полета [4].

2. Скоростной напор растет пропорционально квадрату увеличения линейного размера двигателя.

3. При геометрически подобном преобразовании летательных аппаратов с аэродинамическим способом создания подъемной силы и сохранении неизменными летных характеристик взлетная масса изменяется пропорционально квадрату линейных размеров [5].

4. При геометрически подобном преобразовании плотность компоновки изменяется по линейному закону (табл. 2), что является ограничивающим условием.

Сравнивая характеристики аппаратов, приведенные в табл. 2, можно заключить, что если масса из-

менилась по квадратному закону $\sqrt{\frac{4670}{45}} = 10,187$,

Таблица 2
Характеристики БЛА

Название	Northrop Grumman ADM-160 <i>MALD</i> [6]	Vought SSM-N-8/RGM-6 <i>Regulus</i> [7]
Датировка работок, г.	1999	1954
размах крыла, м	0,65	6,4
площадь м ²	0,13	
Взлетная масса, кг	45	4670
Скорость полета, м/с	272	267
Дальность полета, км	460	925
Тяга, Н	220	20000
Тяговооруженность	0,489	0,366
Объем ЛА, м ³	0,043	13,8
Средняя плотность ЛА, кг/м ^{3**}	1046	338

** – плотности найдены по материалам открытой печати

то тяга тоже изменится аналогично и составит $20000 \cdot \left(\frac{1}{10,187^2} \right) = 193Н$, что, в общем, близко к истинному значению. Далее для выяснения характера изменения геометрических размеров при наличии верхнего ограничения возрастающей при этом плотности летательного аппарата проанализировано соотношение между геометрическими параметрами аппаратов, представленное в табл. 3.

Из табл. 3 видно, что при достижении максимально возможной плотности аппарата ее уменьшают, изменяя длину фюзеляжа по закону, отличающемуся от квадратного, а диаметр уменьшают по квадратному закону. Соответствующее изменение объема приближенно оценивается произведением отношений линейных характеристик геометрически подобных ЛА:

$$\frac{10,1 \cdot 1,4 \cdot 6,4}{2,38 \cdot 0,15 \cdot 0,65} = 398,985.$$

Тогда изменение плотности составит

$$\frac{m_2 \cdot v_1}{m_1 \cdot v_2} = \frac{45 \cdot 10,1 \cdot 1,4 \cdot 6,4}{4670 \cdot 2,38 \cdot 0,15 \cdot 0,65} = 3,759,$$

т.е. плотность компоновки летательных аппаратов возросла за 45 лет (табл. 2) примерно в 3,759 раз.

Таблица 3
Геометрические характеристики БЛА

Название	Northrop Grumman ADM-160 <i>MALD</i>	Vought SSM-N-8/RGM-6 <i>Regulus</i>
Длина, м	2,38	10,1
Диаметр фюзеляжа, м	0,15	1,4
Размах крыла, м	0,65	6,4

В первом приближении рациональное значение нагрузки на 1 м² может быть получено из соображения подобия в зависимости от взлетного веса [8]. Действительно, площадь крыла пропорциональна квадрату линейных размеров, а взлетный вес можно уменьшать по квадратному закону в ограниченном диапазоне изменения линейных размеров.

Исходя из приведенных выше зависимостей можно сделать вывод, что использование закона квадрата-куба в чистом виде для уменьшения самолета и получения из него БЛА не представляется возможным, в то время, как задачей исследований является получения правила масштабного уменьшения с сохранением ТТХ ЛА-прототипа.

4. Результаты исследований

Основными полезными функциями ЛА являются: масса полезного груза, дальность полета и скорость полета. Заданные функциональные свойства ЛА реально могут быть обеспечены за счет достигнутой миниатюризации бортового оборудования (малогабаритных видеокамер, пьезо-гироскопов) примерно до 1 кг, что позволяет исключить из рассмотрения массу полезной нагрузки, как один из доминирующих факторов.

Если в качестве целевой функции выбрать получение максимальной скорости (для получения дальности полета, исходя из ТТХ), то дальность будет вторичной функцией скорости полета и массы летательного аппарата.

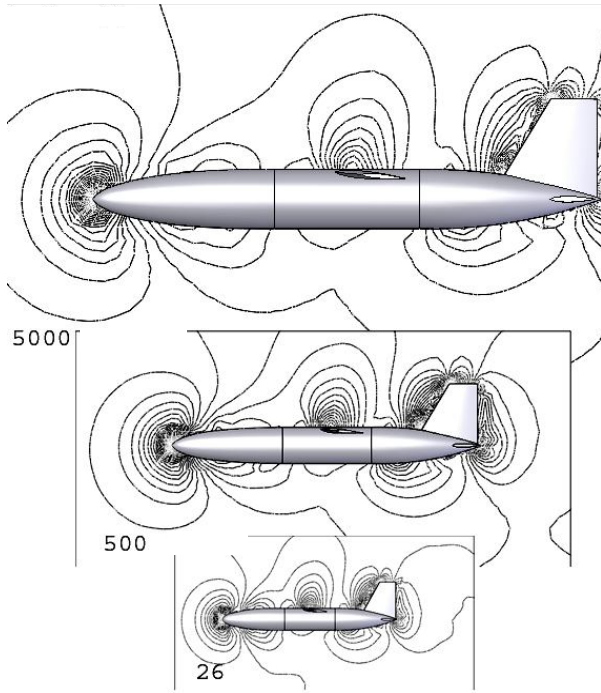


Рис. 1. Изолинии давлений

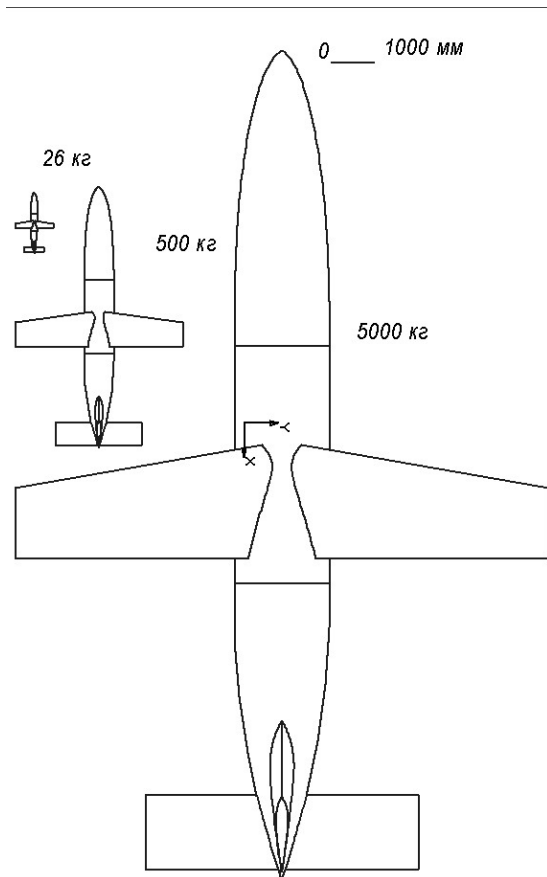


Рис. 2. Масштабные модели беспилотных аппаратов

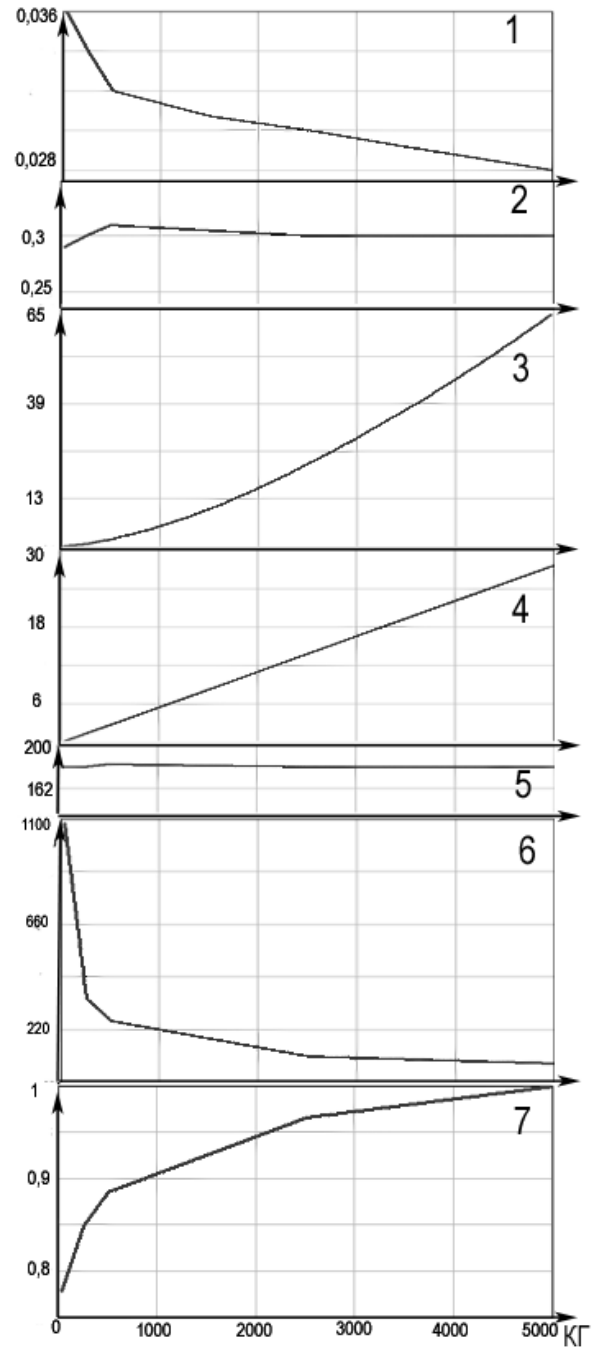


Рис. 3. Зависимость параметра от массы БЛА:

- 1 – коэффициента сопротивления;
- 2 – коэффициента подъемной силы;
- 3 – объема летательного аппарата $V \sim l^3$ $m \sim l^2$;
- 4 – площади крыла $S \sim l^2$ $m \sim l^2$;
- 5 – нагрузки на крыло;
- 6 – плотности летательного аппарата;
- 7 – дальности полета, за единицу принята дальность прототипа массой 5 тонн

При проведении исследований по закону квадрата-куба был разработан внешний облик пяти моделей летательных аппаратов массой 26, 250, 500, 2500

и 5000 кг. Изолинии давлений и масштабный рисунок исследуемых аппаратов представлены на рис. 1, 2. Расчет проведен для полета у земли со скоростью 148 м/с.

Для всех моделей был проведен аэродинамический расчет, основные результаты которого содержатся в табл. 4. На основании табл. 4 построен ряд зависимостей (рис. 3), главным образом определяющих облик летательного аппарата.

Таблица 4

Характеристики спроектированных БЛА

Масса БЛА, кг	26	250	500	2500	5000
Объем, м ³	0,024	0,716	1,949	22,63	64,27
Плотность, кг/м ³	1083	349,2	256,5	110,4	77,8
Площадь крыла, м ²	0,144	1,385	2,736	13,84	27,69
Нагрузка на крыло	180,5	180,5	182,7	180,6	180,55
Сила лобового сопротивления, Н	73,8	650,7	1247	5717	11040
Подъемная сила, угол 5° Н	595,5	5916	12084	59140	118300
C_x	0,036	0,034	0,032	0,30	0,028
C_y	0,29	0,3	0,31	0,3	0,3
Длина размер, м	1,4	4,34	6,1	13,72	19,41

Выводы

По результатам, приведенным в табл. 4, можно сделать вывод, что рост сопротивления с уменьшением размеров – не главное препятствие при создании малоразмерных БЛА. Главную проблему составляет рост средней плотности летательного аппарата. С этим ограничением связана проблема создания скоростного малоразмерного БЛА.

Для сохранения ТТХ БЛА при использовании критериев подобия сечения, перпендикулярные полету, необходимо изменять строго по квадратной

зависимости от линейного размера, исходя из изменения сопротивления, а сечения, параллельные полету, допустимо изменять по зависимости, лежащей между квадратной и кубической, соответственно заданным ТТХ. В зависимости, от того, по какой зависимости будет проводится уменьшение, можно будет создать аппарат со скоростью полета, близкой к скорости прототипа с плотностью компоновки, реально достижимой на данном этапе развития авиационной техники.

Литература

1. Данные по БЛА [электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.airwar.ru>.
2. Данные по крылатым ракетам [электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.designation-systems.net>.
3. Данные по двигателям [электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.amtjets.com>.
4. Борисенко А.И. Газовая динамика двигателей. – М.: Оборонгиз, 1962. – 140 с.
5. Комаров В.А. Весовой анализ авиационных конструкций, теоретические основы // Полет. – 2000. – №1. – С. 31 – 35.
6. Kenneth Munson Jane's Unmanned Aerial Vehicles and Targets, Issue 15, Jane's, 2000.
7. Norman Friedman US Naval Weapons, Conway Maritime Press, 1983.
8. Проектирование самолетов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

Поступила в редакцию 8.09.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Н.В. Белан, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.