

УДК 629.07.017.3

Рахмати Гасабех Ахмад<sup>1</sup>, Д.Н. Зинченко<sup>1</sup>, Р.Н. Чигрин<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев

<sup>2</sup>Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков

## РАСЧЕТНАЯ ОЦЕНКА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БПЛА С ВЕРТИКАЛЬНЫМ ВЗЛЕТОМ

*Рассмотрены характерные особенности определения аэродинамических характеристик беспилотного ЛА с вертикальным взлетом. крылом парашютного типа. Предложена методика определения коэффициентов подъемной силы и сопротивления БПЛА с кольцевым крылом на основании панельно-вихревого метода. Выполнен анализ влияния параметров компоновки на расчетные аэродинамические характеристики.*

**Ключевые слова:** беспилотный летательный аппарат, аэродинамические характеристики, кольцевое крыло, компоновка, панельно-вихревой метод.

### Введение

БПЛА с вертикальным взлетом – летательный аппарат, который имеет способность взлетать и садиться без взлетно-посадочной полосы, практически вертикально.

Существенное увеличение эксплуатационных возможностей летательного аппарата достигается при реализации возможности вертикального взлета. Сложность решения поставленной задачи подтверждается тем, что самолеты с вертикальным взлетом существуют в единичных экземплярах, их полезная нагрузка существенно ниже обычных самолетов.

Возможность вертикального взлета может быть реализована только с помощью особенностей аэродинамической компоновки, позволяющих добиться существенного увеличения несущих свойств, и это требует проведения серьезных расчетных исследований особенностей аэродинамической компоновки несущей схемы.

В нашем исследовании были изучены особенности аэродинамики крыльев малого удлинения различных форм, выполнено расчетное моделирование влияния параметров несущей схемы – удлинения, толщины профиля, формы крыла в плане на аэродинамические характеристики несущей схемы, в том числе и с учетом струи работающего винта. Предложена схема оперения, позволяющая обеспечить устойчивость и управляемость ЛА в широком диапазоне скоростей полета, углов атаки и скольжения, с помощью панельно-вихревого метода выполнена оценка его эффективности.

На основании анализа результатов моделирования различных вариантов компоновки предложена компоновка БПЛА с вертикальным взлетом, позволяющая реализовать старт БПЛА практически с места без применения сложных систем управления с сохранением высокого уровня летно-технических характеристик – аэродинамического качества, максимального коэффициента подъемной силы.

Практическая значимость выполненных исследований заключается в сформированных методических рекомендациях по разработке беспилотного ЛА с вертикальным взлетом.

Актуальность моей работы определяется необходимостью расширения эксплуатационных возможностей БПЛА путем реализации возможности вертикального взлета при условии обеспечении высокого уровня аэродинамической эффективности компоновки на режимах крейсерского полета.

### Проблемы исследования

1. Недостаточно информации о методах расчета аэродинамических характеристик ЛА., учитывающих влияние работающей силовой установки.

2. Недостаточно информации о влиянии струи работающего винта на аэродинамические характеристики ЛА с крылом малого удлинения.

**Цель работы.** Разработка методики в компоновки БПЛА с вертикальным взлетом, с учетом влияния параметров на его аэродинамические характеристики.

**Научная новизна.** Научная новизна работы определяется необходимостью усовершенствования существующего научно-методического аппарата, предназначенного для расчета аэродинамических характеристик БПЛА с учетом работающих винтов.

**Задачи.** Создать расчетные модели для оценки влияния параметров компоновки с использованием выбранного метода вычислительной аэродинамики.

Выполнить расчет аэродинамических характеристик различных компоновок БПЛА с вертикальным взлетом, определить наиболее приемлемый вариант компоновки.

### Изложение основного материала исследований

В качестве начальной компоновки для проведения проектного поиска приняты параметры дискообразного крыла испытанные в ходе исследований

МАИ на планерах «Дископлан» и «Дископлан-2» [1], показанной ниже на рис. 1. Для оперативной оценки компоновочных решений использован панельно-вихревой метод [2].

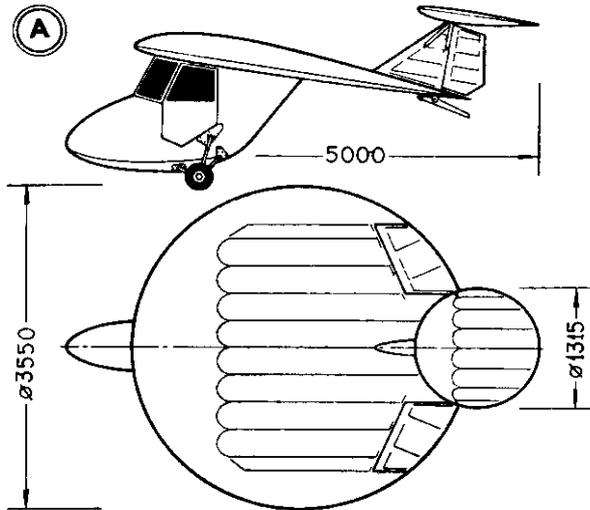


Рис. 1. Экспериментальный планер «Дископлан»

Результаты трубных испытаний, выполненные для крыльев малых удлинений в ЦАГИ и представленные ниже на рис. 2 наглядно демонстрируют очень характерную особенность крыла малого удлинения – сохранение практически безотрывного обтекания до углов больших атаки.

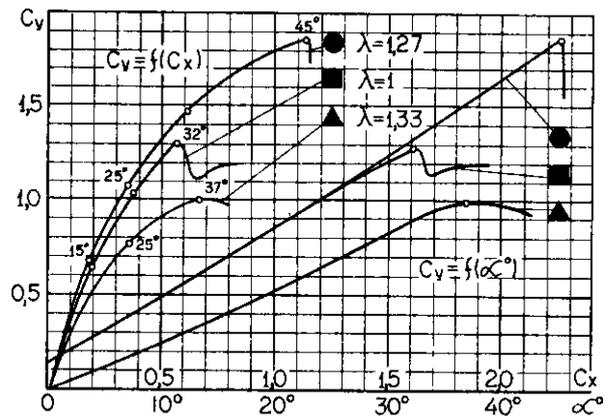


Рис. 2. Результаты трубных испытаний крыльев малого удлинения одинакового размаха

При этом круглая форма крыла показывает самые лучшие результаты и обладает наибольшим значением максимального качества –  $K_{MAX} = 4,6$  ед.

Для решения поставленной задачи был принят следующий подход – сначала выполняется расчетная оценка основной части несущей компоновки БПЛА, крыла дискообразной формы с максимальной хордой равной размаху и круговым законом распределения хорд по размаху. Далее исследовалось влияние поперечного  $V$  на аэродинамические характеристики для форм крыла в плане, соответствующим нулевой стреловидности по оси  $x = 0, 0,25b, 0,75b$ . Внешний вид расчетных моделей показан ниже на рис. 3:

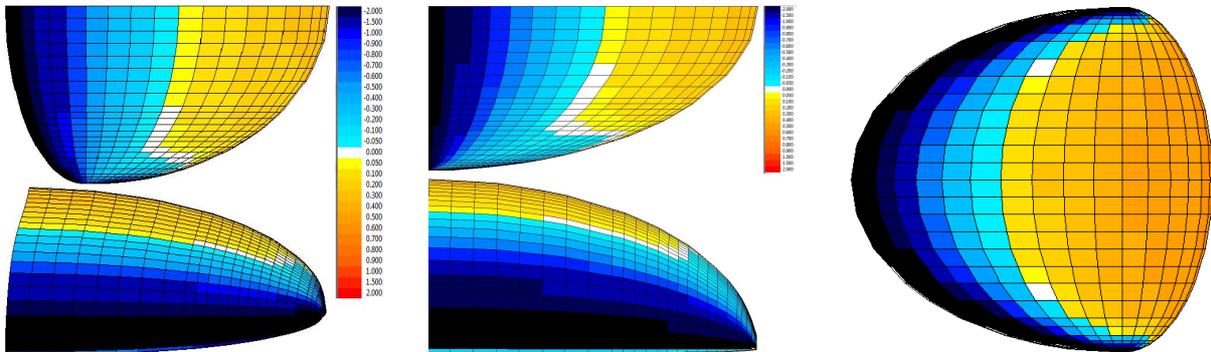


Рис. 3. Расчетные модели крыльев малого удлинения одинакового размаха

Внешний вид расчетных моделей, созданных для оценки показан ниже на рис. 4. При этом принималось, что форма крыла в плане является либо круг, либо эллипс с различными соотношениями сторон:

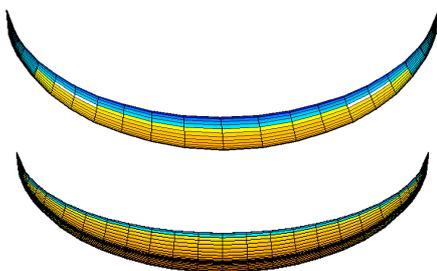


Рис. 4. Расчетные модели для оценки влияния поперечного  $V$

В ходе магистерских исследований с помощью панельно-вихревого метода также была выполнена оценка влияния толщины профилей на аэродинамические характеристики крыльев малого удлинения. В расчетных моделях принималось параболическое изменение толщины профиля по размаху, при этом концевой профиль имел одинаковую нулевую толщину. Значения толщин в корневом сечении принимались от 9% до 28% хорды. При этом получено существенное увеличение лобового сопротивления. Для дальнейших исследований принято постоянное значение толщины профиля – 12%, т.к. дальнейшее увеличение толщины корневого сечения вызывает существенное снижение несущих свойств крыла. В качестве профиля центрального сечения крыла принят

S-образный профиль К-3, для законцовок крыла – NACA4406.

По результатам расчетной оценки определена компоновка, наиболее оптимально соединяющей преимущества крыла малого удлинения и влияние струи работающего винта, – компоновка с круговой формой передней кромки. Внешний вид расчетной модели компоновки показан на рис. 5:

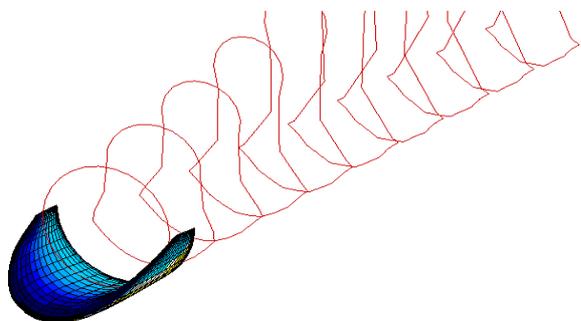


Рис. 5. Исходная расчетная модель и для оценки влияния воздушного винта

Для более оптимальной работы воздушного винта в расчетную модель добавлено кольцевое со-

единение, одновременно выполняющее силовую функцию. Внешний вид расчетной модели компоновки показан на рис. 6.

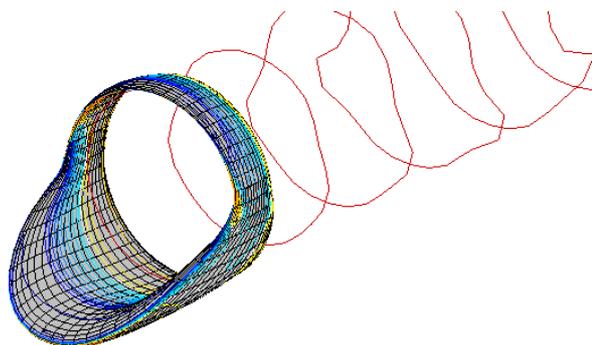


Рис. 6. Исходная расчетная модель с аэродинамическим кольцом

В дальнейших исследованиях выполнена оценка влияния работающей струи, масштабного коэффициента по оси  $x$ . Внешний вид расчетных моделей компоновки показан на рис. 7. По результатам расчетной оценки принят масштабный коэффициент модели по оси  $x$ , равный 1,2.

mass X=1,1

mass X=1,3

mass X=1,5

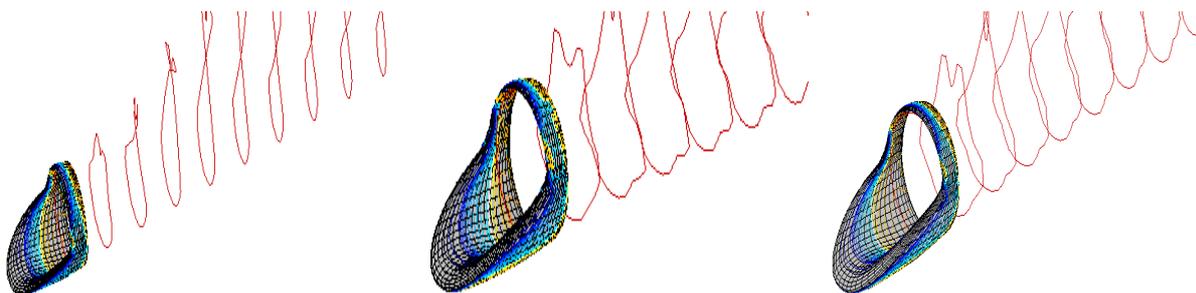


Рис. 7. Расчетные модели для исследования влияния масштабного коэффициента

На следующем этапе выполнена расчетная оценка влияния фюзеляжа в различных положениях, показанная на рис. 8:

Центральное тело.  
Масштаб 1

Центральное тело.  
Масштаб 0.5

Интегральная  
компоновка

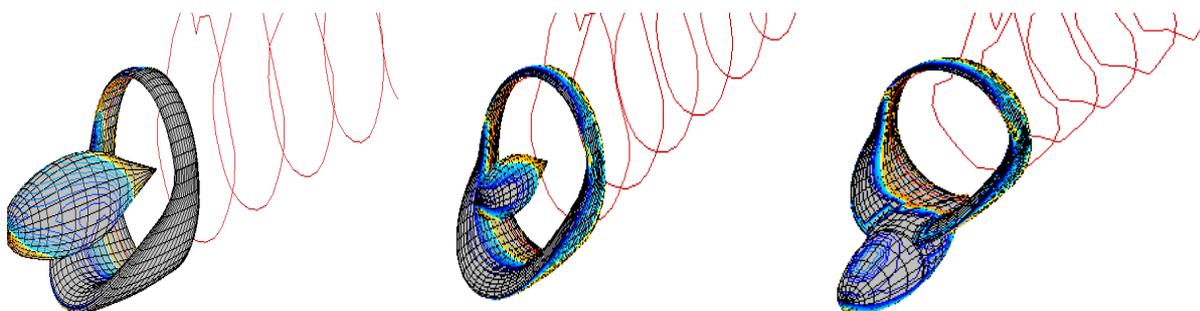


Рис. 8. Расчетные модели для исследования влияния фюзеляжа

Для дальнейших исследований была принята интегральная компоновка несущего кольца и фюзеляжа.

Общий вид результирующей аэродинамической компоновки модели БПЛА без ГО показан на рис. 9.

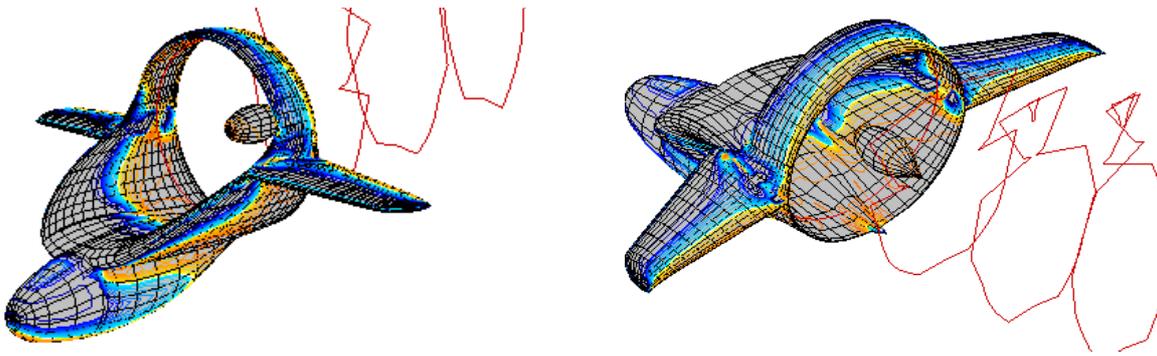


Рис. 9. Результирующая компоновка без ГО

В работе также была выполнена оценка возможности балансировки БПЛА.

Для этого было сформировано оперение в

виде двух независимых хвостовых балок с крестообразными стабилизирующими поверхностями, показанное на рис. 10.

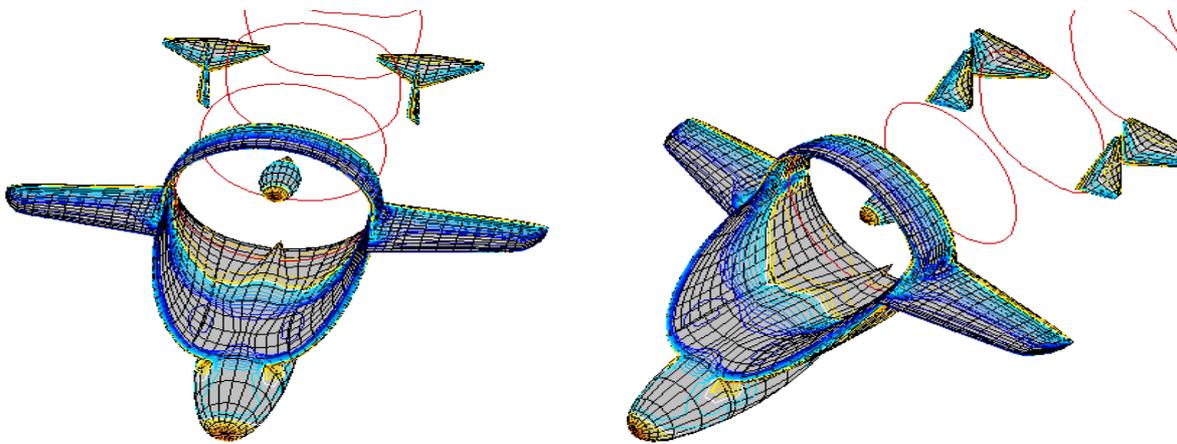


Рис. 10. Результирующая компоновка с ГО

### Результаты

Влияние поперечного  $V$  на аэродинамические характеристики для форм крыла в плане с соответствующим положением нулевой стреловидности по

оси  $x = 0, 0,25b, 0,75b$ . показаны ниже на рис. 11: Результаты исследования влияния обдувки на аэродинамические характеристики компоновки при положении струи на  $X j = 0,75 b - 0,85 b - 0,95 b$  показано ниже на рис. 12:

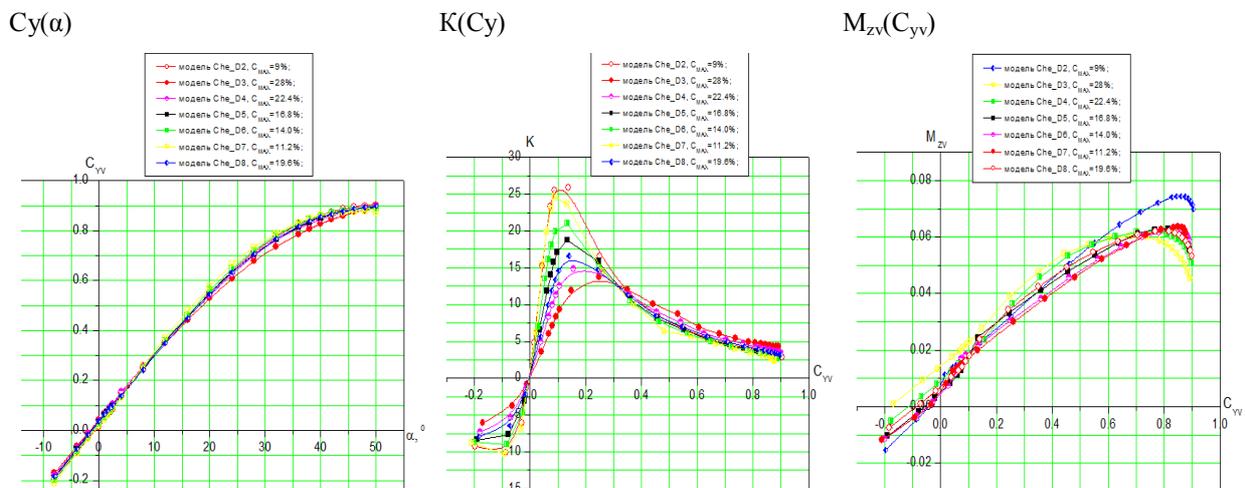


Рис. 11. Влияние формы крыла. Результат панельно-вихревого метода

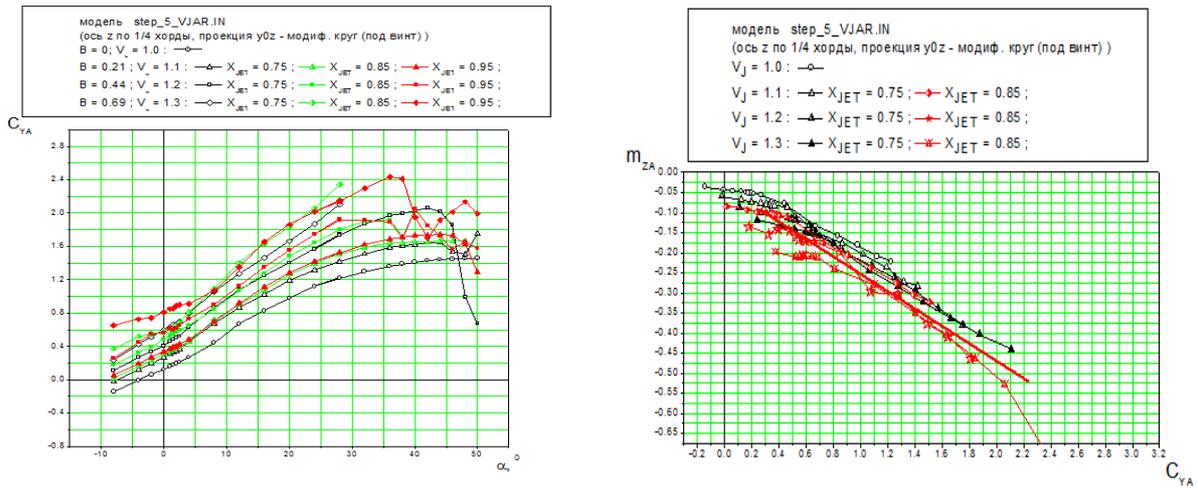


Рис. 12. Влияние струи работающего винта. Результат панельно-вихревого метода

Результаты исследования влияния масштаба кольца по оси X ( $mass\_X$ ) и обдувки на аэродинами-

ческие характеристики компоновки показано ниже на рис. 13:

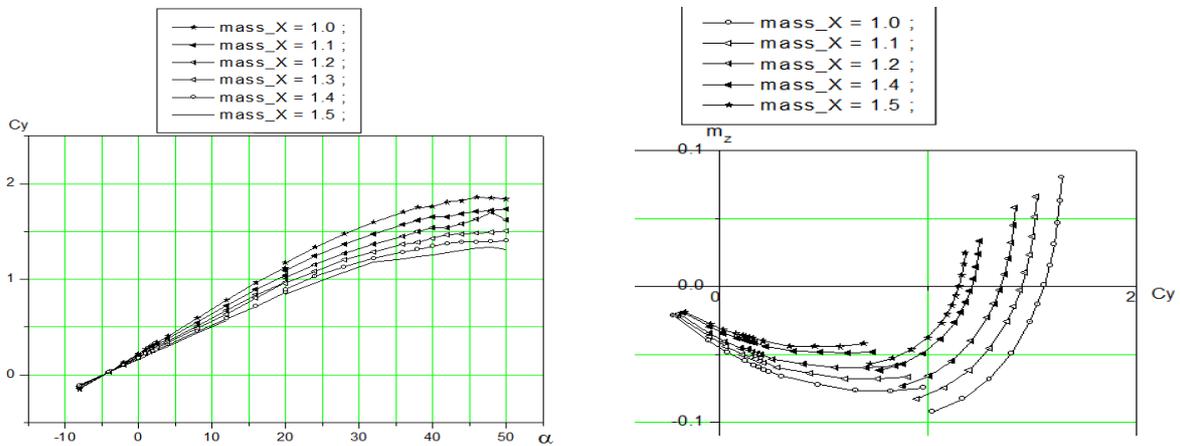


Рис. 13. Влияние масштаба кольца по оси x. Результат панельно-вихревого метода

Результаты исследование влияния положения и размеров фюзеляжа на аэродинамические характе-

ристики компоновки показано ниже на рис. 14.

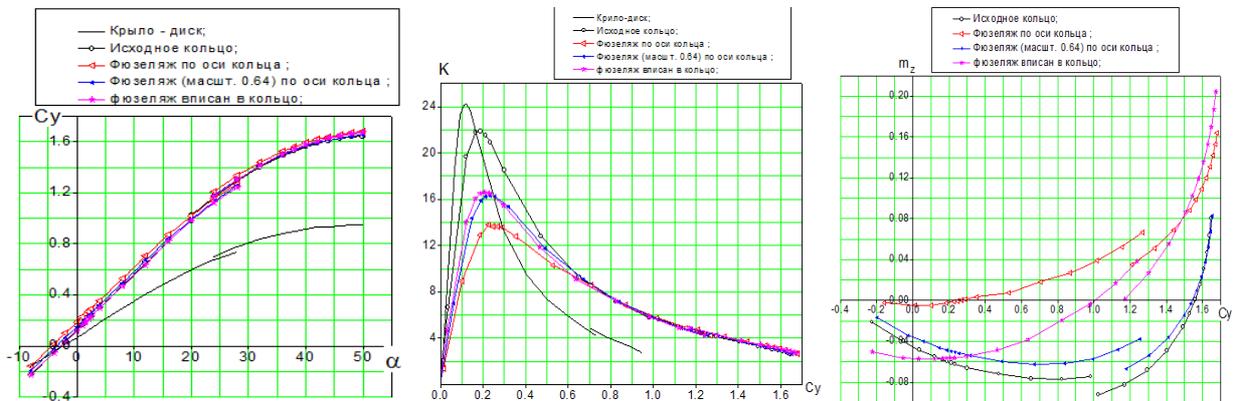


Рис. 14. Влияние положения и размеров фюзеляжа. Результат панельно-вихревого метода

Результаты расчета аэродинамических характеристик модели с сопряженным фюзеляжем для кры-

ла с различным масштабом по оси X, положением центра масс, и консольными крыльями показаны ниже на рис. 15. Оценка эффективности оперения показана на рис. 16:

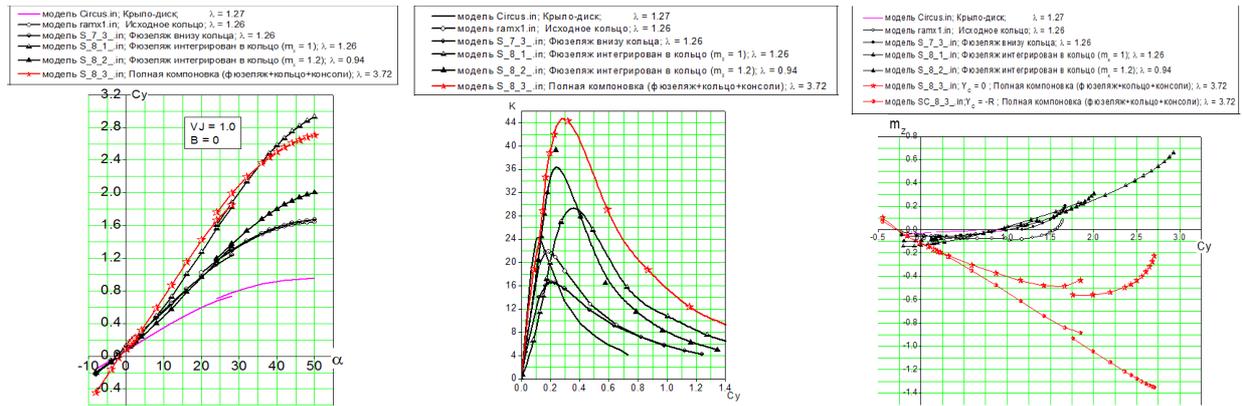


Рис. 15. Влияние компоновочных решений. Результат панельно-вихревого метода

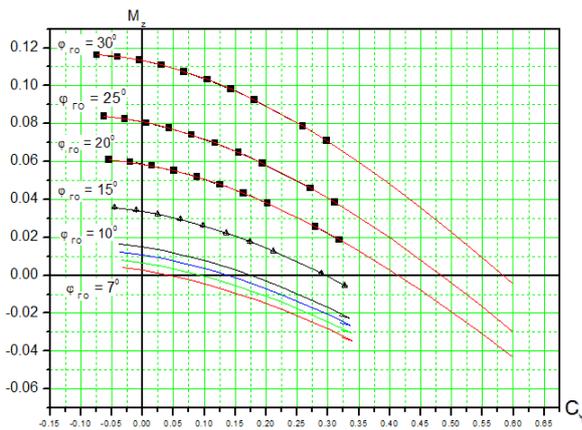


Рис. 16. балансировка БПЛА интегральной схемы. Результат панельно-вихревого метода.

**Выводы**

Расчетный этап STEP 1:

1. Влияние  $V(z)$  для моделей а, с, f, e. Увеличивает  $K_{max}$ , но  $\Delta K = +10$  и несущий свойства крыла при этом все модели неустойчивы и требуют стабилизации т.к.  $(m_z^{C_y} > 0)$ .

Расчетный этап STEP 2: (влияние относительной толщины)

1. Увеличение  $s_{max}$  существенно снижает качество  $K_{max}$  модели для  $\chi^{1/4} = 0$  (модели Che D-2...D-8), и для  $\chi_{pk} = 0$  (модели Ell D-2...D-8), но при  $s_{max} = 12\%$  это снижение незначительно, что можно использовать при расчёта прочности конструкции.

Расчетный этап STEP 3: (влияние формы крыла при виде спереди)

1. Формирование несущей модели с нулевой стреловидностью по оси  $3/4$  хорд существенно увеличивает несущие свойства компоновки в сравнении с дискообразным крылом.

2. Наиболее выгодным является компоновка с нулевой стреловидностью по оси  $3/4$  хорд и формой круга при виде спереди (S\_3\_1) – это обеспечивает прирост максимальной подъемной силы в сравнении с дискообразным крылом более чем

в 2 раза. Практически без потерь аэродинамического качества.

3. Наиболее технологичной является форма несущей поверхности модели S\_3\_6, с прямой задней кромкой, параболической прямой кромкой, сформированной по закону круга в плоскости  $Y0Z$ . При этом изменение аэродинамических характеристик в сравнении с результатами модели S\_3\_1 незначительное, что позволяет в дальнейшем формировать компоновку вокруг диска воздушного винта.

4. Все модели с углом стреловидности 0 по оси  $3/4$  хорд устойчивы т.к.  $(m_z^{C_y} < 0)$ .

Расчетный этап STEP 4: (влияние обдувки на аэродинамические характеристики крыла с нулевой стреловидностью по  $1/4$  хорды, с положением струи винта на  $1/4$  хорды).

1. Расположение струи воздушного винта на положении  $1/4$  хорды при соответствующей нулевой стреловидности и форме круга в виде спереди (модель bN600) нецелесообразно, т.к. влияние обдувки на аэродинамические характеристики компоновки негативное – практически не изменяется подъемная сила, увеличивается сопротивление и неустойчивость несущей поверхности.

Расчетный этап STEP 5: (влияние обдувки на аэродинамические характеристики крыла с формой в плане, соответствующей модели S\_3\_6, с различным положением струи винта по хорде – 0.75, 0.85, 0.95 хорды).

1. Наиболее выгодным является расположение винта в задней части крыла компоновки S\_3\_6. При этом чем ближе расположен винт к задней кромке крыла, тем эффективнее влияет струя винта на аэродинамические характеристики компоновки, как это показано на рис. 12.

2. Максимальное значение коэффициента подъемной силы при обдувке компоновки S\_3\_6 может быть более 3-х единиц, что соответствует значению  $C_{y_{max}}$  для транспортного самолета Ил-76 с развитой 3-х щелевой механизацией крыла в посадочной конфигурации.

3. Во всех расчетных случаях расчетная модель устойчива.

Расчетный этап STEP 6: (Исследование влияния масштаба кольца по оси X (mass -X) и обдувки на аэродинамические характеристики компоновки положение струи винта по хорде – 0,75 хорды).

1. Увеличение масштаба модели по оси X приводит с уменьшению ее несущих свойств и уменьшению устойчивости, при этом «растягивание» геометрии по хорде в 1.5 раза эквивалентно снижению максимального коэффициента подъемной силы на – 0,45 ед.

2. При этом изменение несущих свойств до  $m_x = 1,2$  незначительно, что может быть использовано для формирования общей несущей компоновки, т.к. «растягивание» геометрии по хорде позволяет получить дополнительную площадь крыла.

Расчетный этап STEP 7: (Исследование влияния положения и размеров фюзеляжа на аэродинамические характеристики компоновки. Положение струи винта по хорде – 0,75 хорды. Масштаб по оси X = 1).

1. Наиболее оптимальной с точки зрения сохранения максимальных несущих свойств и максимального аэродинамического качества является компоновка с фюзеляжем, интегрально сопряженным с нижней поверхностью крыла (S\_7\_3). При этом в сравнении с исходной компоновкой несущего кольца (модель RAmx1VJ=1) подъемная сила практически не меняется, а потеря максимального значения аэродинамического качества в сравнении с другими вариантами (модели S\_7\_1 и S\_7\_2) минимально возможная.

2. Расположение фюзеляжа по оси кольца (модели S\_7\_1 и S\_7\_2) с аэродинамической точки зрения нецелесообразно, т.к. это в 2 раза снижает максимальное качество компоновки.

3. Для рабочего проектирования целесообразно выполнить расчетные исследования модели с оптимизированным положением фюзеляжа относительно крыла, наличием консолей крыльев и двигателя в канале кольца.

Расчетный этап STEP 8: (Формирование внешнего вида БПЛА).

1. Применение в аэродинамической компоновке фюзеляжа, ориентированного относительно линии тока и сопряженного с ним крыла кольца позволяет реализовать существенный прирост подъемной силы даже без влияния струи винта. Приращение  $\Delta C_{y_{max}} = 1,75$  по сравнению с исходной компоновкой дискообразного крыла. Самый высокий результат показывает вариант с дополнительными несущими поверхностями. S\_8\_3.IN.

2. Модель S\_8\_3.IN также обеспечивает максимальный уровень аэродинамического качества более в 2 раза больше значение  $K_{max}$  для дискообразного крыла.

3. Применение концевых крыльев для несущего кольца делает модель устойчивой, позволяющее применить небольшое по размерам и массой оперение.

### Список литературы

1. Соболев Д.А. Самолеты особых схем / Д.А. Соболев. – М. Машиностроение? 1985. – 234 с.
2. Kuhemann D. F.R.S. The aerodynamic design of aircraft. – Pergamon Press Inc. Oxford OX3 0BW, England, 1985. – 175 с.
3. Флэтчер Д. Вычислительные методы в динамике / Д. Флэтчер. – М. Машиностроение, 1988. – 98 с.

Поступила в редколлегию 20.08.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. Е.А. Украинец, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

### РОЗРАХУНКОВА ОЦІНКА АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК БПЛА З ВЕРТИКАЛЬНИМ ЗЛЬОТОМ

Рахматі Гасабех Ахмад, Д.М. Зінченко, Р.М. Чигрин

*Розглянуті характерні особливості визначення аеродинамічних характеристик безпілотного ЛА з вертикальним зльотом та крилом парашютного типу. Запропонована методика визначення коефіцієнтів підйомної сили і опору БПЛА з кільцевим крилом на підставі панельно-вихрового методу. Виконаний аналіз впливу параметрів компоновки на розрахункові аеродинамічні характеристики.*

**Ключові слова:** безпілотний літальний апарат, аеродинамічні характеристики, кільцеве крило, компоновка, панельно-вихровий метод.

### ESTIMATED ASSESSMENT AERODYNAMIC CHARACTERISTIC UNMANNED AIRCRAFT WITH VERTICAL TAKEOFF

Rachmati Gasabech Achmad, D.N. Zinchenko, R.N. Chigrin

*The characteristic features of determining the aerodynamic characteristics of an unmanned aircraft capable of vertical take-off, wing parachute type. The technique of determining the coefficients of lift and drag with the ring-wing U based on panel-vortex method. The analysis of the effect of the layout on the calculated aerodynamic characteristics.*

**Keywords:** unmanned aerial vehicle, aerodynamic characteristics, circular wing assembly, panel-vortex method.