

**ҚАЗАҚСТАН РЕСПУБЛИКАСЫ ҒЫЛЫМ ЖӘНЕ ЖОҒАРЫ БІЛІМ МИНИСТРЛІГІ**

**«Л.Н. ГУМИЛЕВ АТЫНДАҒЫ ЕУРАЗИЯ ҰЛТТЫҚ УНИВЕРСИТЕТІ» КЕАҚ**

**Студенттер мен жас ғалымдардың  
«GYLYM JÁNE BILIM - 2024»  
XIX Халықаралық ғылыми конференциясының  
БАЯНДАМАЛАР ЖИНАҒЫ**

**СБОРНИК МАТЕРИАЛОВ  
XIX Международной научной конференции  
студентов и молодых ученых  
«GYLYM JÁNE BILIM - 2024»**

**PROCEEDINGS  
of the XIX International Scientific Conference  
for students and young scholars  
«GYLYM JÁNE BILIM - 2024»**

**2024  
Астана**

**УДК 001**

**ББК 72**

**G99**

**«ǴYLYM JÁNE BILIM – 2024» студенттер мен жас ғалымдардың XIX Халықаралық ғылыми конференциясы = XIX Международная научная конференция студентов и молодых ученых «ǴYLYM JÁNE BILIM – 2024» = The XIX International Scientific Conference for students and young scholars «ǴYLYM JÁNE BILIM – 2024». – Астана: – 7478 б. - қазақша, орысша, ағылшынша.**

**ISBN 978-601-7697-07-5**

Жинаққа студенттердің, магистранттардың, докторанттардың және жас ғалымдардың жаратылыстану-техникалық және гуманитарлық ғылымдардың өзекті мәселелері бойынша баяндамалары енгізілген.

The proceedings are the papers of students, undergraduates, doctoral students and young researchers on topical issues of natural and technical sciences and humanities.

В сборник вошли доклады студентов, магистрантов, докторантов и молодых ученых по актуальным вопросам естественно-технических и гуманитарных наук.

**УДК 001**

**ББК 72**

**G99**

**ISBN 978-601-7697-07-5**

**©Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия  
ұлттық университеті, 2024**

## ЧИСЛЕННЫЙ РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БПЛА С НЕПОДВИЖНЫМ КРЫЛОМ

Кенжехан Батырхан

[kenjehanov.b.@gmail.com](mailto:kenjehanov.b.@gmail.com)

ЕНУ им. Л.Н.Гумилева, Астана

Научный руководитель – М.И.Касабеков

В этой статье приведен численный расчет аэродинамических характеристик беспилотного летательного аппарата (БПЛА) с неподвижным крылом. Эти характеристики будут использоваться в системе управления полетом БПЛА. Летательные аппараты без экипажа на борту называются БПЛА.

Одно из наиболее интересных направлений развития авиации является разработка БПЛА. Они в армии используются для выполнения очень многих задач, в том числе для разведки. Большинство «беспилотники» в наше время созданы для этой цели. БПЛА могут уничтожить танки, бронетранспортеры и т.д. противника. А также вести радиоэлектронную борьбу, давать целеуказания наземным войскам. Однако, сегодня они активно применяются и в других областях. Их применяют для доставки грузов, аэрофотосъемки, патрулирования, геодезических исследований, а также для мониторинга различных объектов.

Преимуществами БПЛА с неподвижным крылом по сравнению с самолетами являются:

- БПЛА с неподвижным крылом способны преодолевать большие расстояния;
- можно создать небольшие малозаметные аппараты, которые выполнять различные задачи;

- энерго эффективность этих типов БПЛА больше.

Однако у БПЛА имеются недостатки:

- по сравнению с авиацией малая гибкость применения;
- связь, посадки и спасения БПЛА решены недоконца;
- в настоящее время слабый уровень надежности БПЛА по сравнению с ЛА.

Для получения аэродинамических характеристик БПЛА, использовали программный комплекс SolidWorks, построили 3D-модель аппарата, также, использовали дополнительный модуль SolidWorksFlowSimulation и провели моделирование обтекания потоком воздуха летательного аппарата и получили его аэродинамические характеристики[1]. Обдув модели проведен дозвуковым потоком, направления угла атаки, колебался в пределах  $-9,5^\circ \dots 9,5^\circ$  и использованы ламинарное и турбулентное течения.

Для построения 3D-модели основные размеры модели выбраны следующим образом:

- длина  $l=0,530$  м;
- размах крыльев  $b_w=1,366$  м;
- высота  $h=0,007$  м.

В модуле FlowSimulation при расчете обтекания модели были приняты следующие допущения:

- течение ламинарное и турбулентное;
- влажность не учитывается;
- шероховатостью на поверхности модели пренебрегаем;
- интенсивность турбулентности не превышает  $0,1\%$ .

Конфигурация ЛА летящего крыло использована в качестве аэродинамической схемы.

Летающее крыло (delta wing) аэродинамическую схему, при которой летательный аппарат имеет горизонтальное оперение, расположенное после крыла. Они часто применяются в авиации, для решения вопросов устойчивости и продольной управляемости при полете[2].

Летающее крыло имеет треугольную форму, с широким передним краем и заостренным задним краем. Летавшее крыло был выбран по причине простоты.

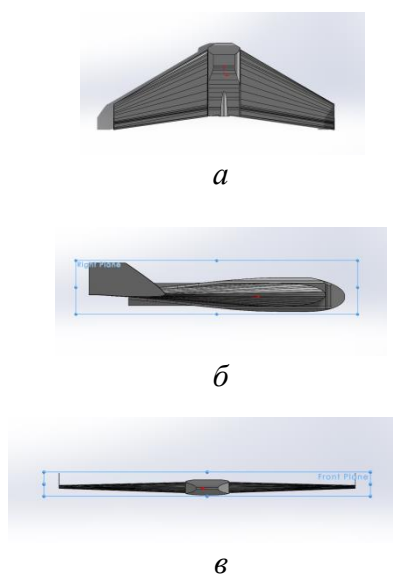
Профиль крыла. Профиль Жуковского с  $12\%$  толщиной был выбран с учетом простоты и

для обеспечения подменной силы при малых скоростях[3]. Крыло показано на рис.1.



Рисунок 1: Профиль крыла

Расчет аэродинамических характеристик. Расчет был осуществлен на программе SolidWorksFlowSimulation. Для моделирования обтекания мы создаем ЛА(рис.2) и определяем его геометрию. Затем зададим параметры потока газа(скорость, плотность и давление). Прежде чем начать расчет, необходимо задать область на рис.3, в которой будет происходить моделирования набегающего потока. В данной работе используется область, размеры которой значительно превышают размеры исследуемого тела.



а - вид сверху; б - вид спереди; в – вид справа  
Рисунок 2: Модель ЛА

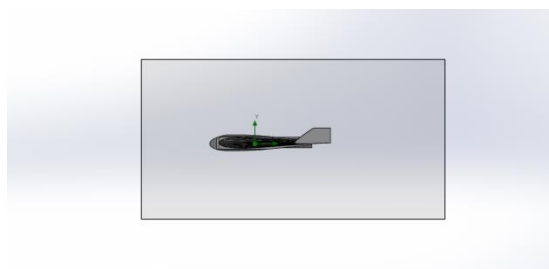


Рисунок 3: Расчетная область

Теперь надо выбрать сетку (MESH на рис.4) на области расчета. Она разбивает геометрию на множество маленьких элементов(ячеек). Для более точного расчета используется локальная сетка (LocalMESH на рис.5). Этом подходе сетка адаптируется к геометриям тела. Она более плотно размещается в областях большим градиентам параметров на поверхности ЛА и менее плотно в других областях.

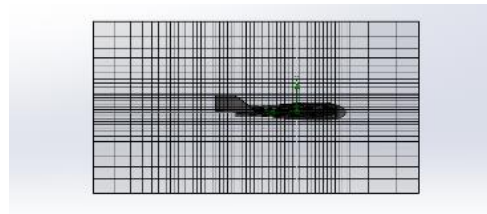


Рисунок 4: Разрешение сети

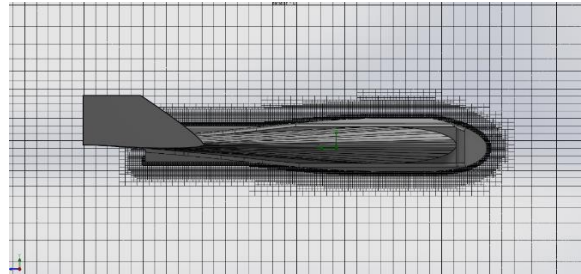


Рисунок 5: Разрешение локальной сети

Получение аэродинамические силы из программы SolidWorksFlowSimulation мы определяем аэродинамические коэффициенты от угла атаки.

**Результаты ЛА от угла атаки.**

Анализируя полученные данные, мы можем определить критически угол атаки  $\alpha_k$  при котором коэффициент подъемной силы достигает максимального значения (рис.6) которая равна к  $8,5^0$  градусов. При приближения критическому углу атаки мы наблюдаем повышения лобового сопротивления из-за срыва потока. Далее можно графически определить найвыгоднейший угол атаки (рис.7.) 6 град. при котором ЛА может набирать высоту, не теряя скорость.

На графике зависимости коэффициента лобового сопротивления от угла атаки (рис.8.) от  $-9,5$  до  $9,5$  градусов мы видим, что коэффициент лобового сопротивления увеличивается по параболе за счет срыва потока.

Коэффициент аэродинамического качества увеличивается (рис.9.) как и коэффициент подъемной силы до найвыгоднейшего угла атаки. При увеличении угла атаки приводит к уменьшению качества.

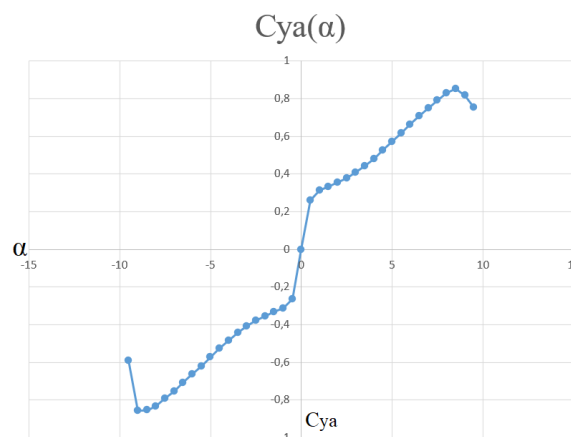


Рисунок 6: Подъемная сила от угла атаки

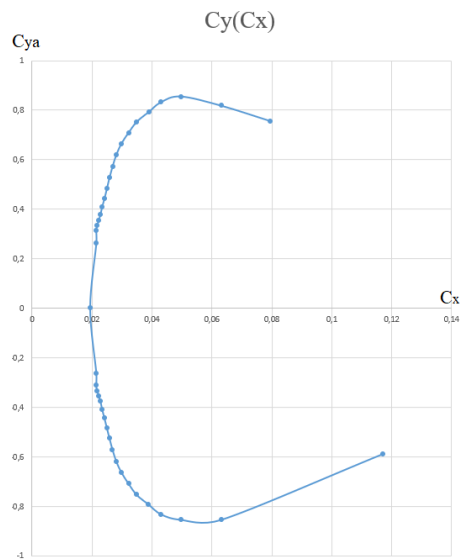


Рисунок 7: Зависимость коэффициента подъемной силы от коэффициента лобового сопротивления.

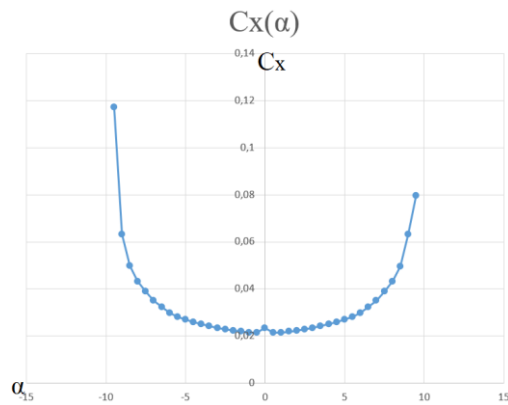


Рисунок 8: Зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки

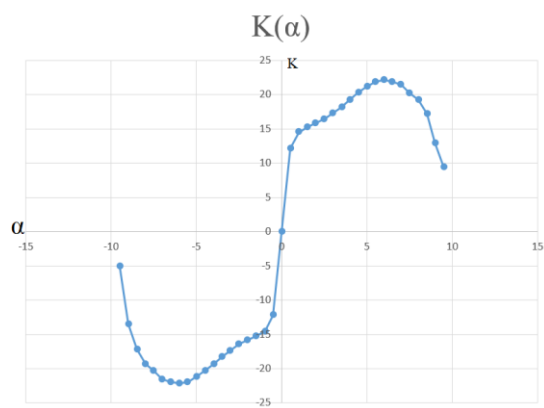


Рисунок 9: Зависимость аэродинамическое качества от угла атаки

### Заключение:

1. Смоделирована модель БПЛА с не подвижным крылом, получены аэродинамические силы.
2. Вычислены аэродинамические зависимости использованием программного обеспечения SolidWorks и его пакет FlowSimulation.

3. Определен критически угол атаки, который не превышает 8,5 град. при котором повышалось лобовое сопротивление.

4. Найден наиболее выгодный угол атаки 6 град., при котором дальнейшее повышение угла атаки появлялось срывы воздушного потока.

5. Определены зависимость аэродинамического качества подъемной силы от наиболее выгодного угла атаки.

#### Список использованных источников

1. Илюхин С.Н., Беневольский С.В., Грабин В.В. Формирование облика зенитной управляемой ракеты и динамический анализ её системы управления. М., Изд-во МГТУ им.Н.Э.Баумана, 2012.

2. Л. Х. Кокунина, Основы Аэродинамики изд-во. Москва “ТРАНСПОРТ “1982г.

3. URL: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=joukowsk-il>

ӘОЖ 536.24

### ЖЫЛУ АЛМАСТЫРҒЫШТЫҢ ТИІМДІ ҰЗЫНДЫҒЫН ТҮТІКТЕН ШЫҒАТЫН ЖЫЛУ ТАСЫМАЛДАҒЫШТЫҢ ТЕМПЕРАТУРАСЫ БОЙЫНША АНЫҚТАУ

Д.Е.Курманова

[dikonya89\\_29@mail.ru](mailto:dikonya89_29@mail.ru)

Л.Н.Гумилев атындағы ЕҰУ, Астана, Қазақстан

Ғылыми жетекші – ф.-м.ғ.д., профессор Н.Ж.Джайчибеков

**Кіріспе.** Жылу алмастырғыштар өнеркәсіпте жылуды бір жұмыс сұйықтығынан екіншісіне өте шектеулі кеңістікте беру үшін кеңінен қолданылады. Жылу алмастырғыштарда жылу алмасуды күшейтудің әртүрлі тәсілдері бар: қырлылықты орнату, кедір-бұдырлықты, әртүрлі пішіндегі шығыңқы жерлер, тесіктер және т. б. Бұл жұмыста жылу алмастырғыштың тиімді ұзындығын түтіктен шығатын жылу тасымалдағыштың температурасы бойынша анықтау үшін сандық есептеу берілген. Тегіс түтік үшін сандық есептеу шекті айырымды әдісімен, ал геликоидты түтік үшін AnsysFluent бағдарламалық кешеніндегі шекті көлемдер әдісімен жүргізілді. Алынған есептеулердің салыстырмалы графиктері келтірілген.

**Есептеу әдісі.** Есептеу кезінде AnsysFluent бағдарламалық пакеті қолданылады. AnsysFluent- ньютондық және ньютондық емес орталардың ламинарлы және турбулентті ағынын модельдеуге арналған көп функциялы бағдарламалық өнім. Бұл күрделі геометриялық жүйелердегі сұйықтық ағынын, жылу беруді және химиялық реакцияларды модельдеуге арналған заманауи компьютерлік бағдарлама.

Таңдалған ANSYS FLUENT модуліндегі объектіні компьютерлік модельдеу [1,2] келесі кезеңдерді дәйекті түрде өткізуден тұрады (1-сурет): Есептеу моделінің геометриясын құру, (Fluent-Mesh және Fluent-pre алдын-ала өңдеу); шешуші және шешім (Fluent-Solver); модельдеу нәтижелерін өңдеу және ұсыну (Fluent-Postпостпроцессингі).

ANSYS Workbench ортасындағы жобалар 1-суретте көрсетілген блок-схема түрінде өзара байланысты жүйелер түрінде ұсынылады.