

**Список використаних джерел:**

1. Арчибальд Р. Управление высокотехнологичными программами и проектами / Рассел Д. Арчибальд; Пер. с англ. Мамонтова Е.В.; Под ред. Баженова А.Д., Арефьева А.О. – 3-е изд., перераб. и доп. – М. : Компания АйТи; ДМК Пресс, 2004. – 472 с.
2. Клиффорд Ф. Грей, Эрик У. Ларсон. Управление проектами: Практическое руководство / Пер. с англ. – М. : Дело и Сервис, 2003. – 528 с.
3. Мазур И.И., Шапиро В.Д., Ольдерогге Н.Г. Управление проектами: Учебное пособие / Под общ. ред. И.И. Мазура. – 2-е изд. – М.: Омега-Л, 2004. – 664 с.
4. Мала гірнича енциклопедія, т. 2 / За ред. В.С.Білецького. – Донецьк: Донбас, 2007. – 652 с.
5. Руководство по управлению инновационными проектами и программами предприятий: Японская ассоциация управления проектами (PMAJ) / пер. на рус. яз. под ред. проф. С.Д. Бушуева. – К.: Науковий світ, 2009. – 176 с.
6. Управління проектами (Керівництво з питань проектного менеджменту). – пер. з англ. / Під ред. С.Д. Бушуєва, 2-ге вид., перероб. – К.: «Деловая Украина», 2000. – 198 с.
7. Хэлдман К. Управление проектами. Быстрый старт / К. Хелдман; Пер. с англ. Шпаковой Ю.; Под ред. Неизвестного С. И. – М.: ДМК Пресс; Академия АйТи, 2008. – 352 с.

**Selvaraj Richard Johnson***student;***Koloskov V.Yu.***Ph.D., Associate Professor,**Associate Professor of Chemistry, Ecology and Expert Technologies Department,  
National Aerospace University***AERODYNAMIC ANALYSIS OF WING FOR ZERO FUEL PASSENGER  
AIRCRAFT (ZFPA)****1. Introduction**

The aim of this project is to design a zero fuel passenger aircraft (ZFPA). The aircraft having a propulsion system that utilizes solar power. Although a solar powered ZFPA aircraft has the potential to eliminate solar power fuel consumption by replacing conventional wind turbine based propulsion systems with an electric based propulsion system, the scope of this project is to design a complete passenger aircraft flies only using solar power.

Technology till now considered the solar powered aircraft is suitable for UAV only. Recent research is going on in a single manned aircraft named solar impulse. The technology and design aspects are not yet flourish for solar powered passenger aircraft. The major problems in designing the passenger aircraft powered by solar energy are increase in weight, power required by motor to create thrust, inefficiency of solar power, less endurance and power management.

In this project an airfoil was designed to bring maximum L/D ratio which will create minimum glide angle and maximum range. A wing is constructed capable of good gliding capability during the power off condition. Yet some changes in mission profile of aircraft with maximum of gliding phase were done.

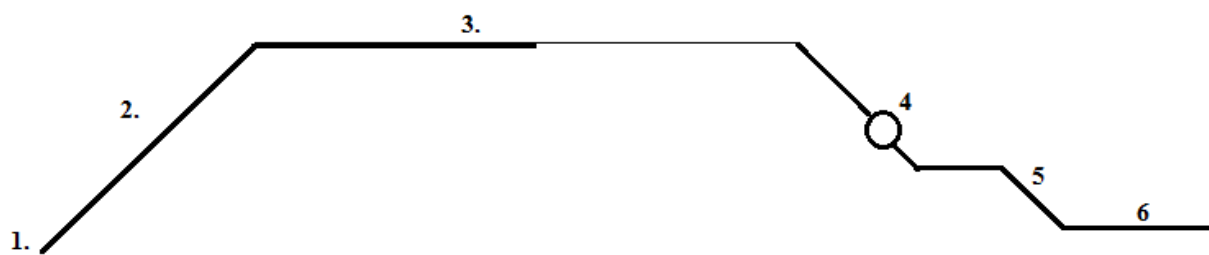
Here ZFPA ascends to a higher altitude in thinner atmosphere to avoid turbulence and cloud formations. Once the available solar power is not sufficient to

support level flight, the pilot reduces the motors and initiates a gentle descent to a low loitering altitude of 1000-1500 m. At this ZFPA can glide for 4-5 hours consuming almost no electric energy.

## 2. Mission requirements

The requirements of the ZFPA shall be (but not limited to) the following: staying aloft for a long time either in day or at night; cruise phase must lie between the altitudes 40000 to 65000 feet; flight should be self sustainable by reusable energy source; changing of propeller angle to act either as aircraft propeller as well as wind turbine propeller.

Mission profile diagram is shown on Figure 1.



**Figure 1. Flight time line profile:**

**1 – take-off; 2 – climb to maximum altitude; 3 – day or night time cruise;  
4 – loitering descent; 5 – final descent; 6 – landing**

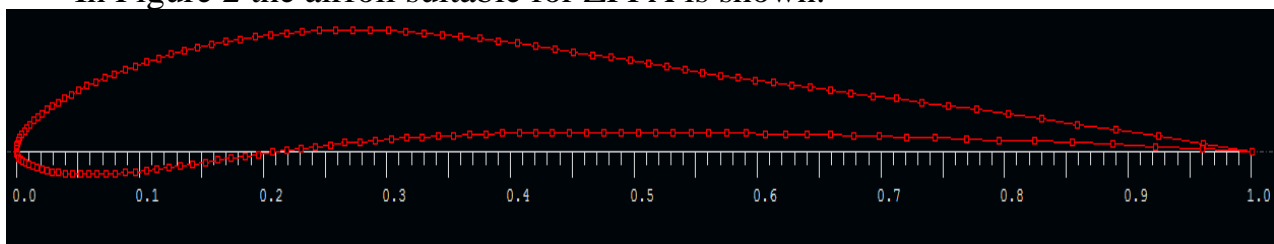
Solar cells made today can be upto 45% efficient. They are usually of multi-junction type, which means they contain a single junction stacked over one another. The primary application of high efficient solar cells are generally spacecraft applications. For this project spectrolab NeXt junction (XTJ) solar cell (product of Boeing Company) may be chosen. They have approximately 29.5% of absorbance efficiency and are significantly lighter than those with similar efficiencies and power output of 135.3 MW/cm<sup>2</sup>.

Fuel cells are used for storing electric power instead of rechargeable batteries. This type of fuel cell dramatically play a major role in the overall weight of the ZFPA.

A typical fuel cell can be almost 25%-50% lighter than a battery system. Previous research has shown that the energy density of a standard H<sub>2</sub>-O<sub>2</sub> fuel cell can range between 0.450-0.650 kWh/kg. For example, space shuttle uses three H<sub>2</sub>-O<sub>2</sub> fuel cell, which is approximately 150lbs each which generates 7 kW of continuous power, and 12 kW peak.

The performance of an aircraft is directly related to altitude. For our project it is important that between 36000ft – 75000 ft (11km – 23km) the air temperature is fairly constant at approximately -57 degree Celsius.

In Figure 2 the airfoil suitable for ZFPA is shown.



**Figure 2. ZFPA airfoil**

Aerodynamic analysis results shown that the airfoil designed for the ZFPA has good aerodynamic characteristics like max stall angle and max L/D ratio.

### 3. Wing construction

The wing is constructed by ZFPA airfoil by the help of CATIA V5. The wing is designed like an eagle's wing to bring good gliding capability (see Figure 3).

Aerodynamic modelling analysis of wing construction proposed was accomplished in ANSYS13.0 – ICEM CFD. Table 1 shows results of it.

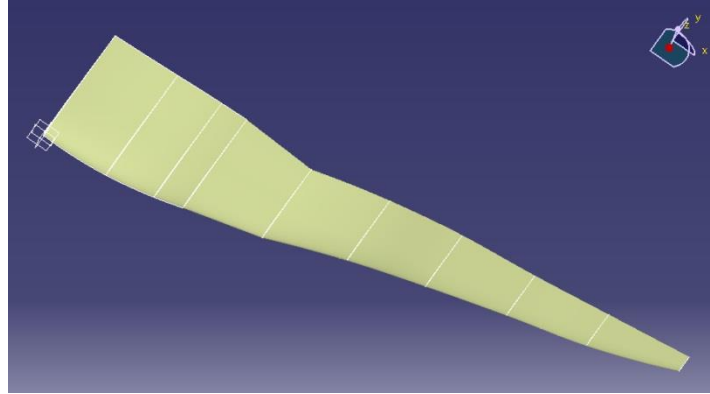


Figure 3. ZFPA wing construction

Table 1

Aerodynamic results for ZFPA wing

ZFPA Wing parameters	Velocity 38m/s	Velocity 58m/s
Lift	27467.3 N	65212.7 N
Drag	1613.65 N	3165.3 N
Glide angle	3.36 degree	2.77 egree

### 4. Theoretical calculation for the ZFPA

Having the values of lift, drag, wing plan form area, aspect ratio and velocity other aerodynamic, weight, power and efficiency estimations were derived for the aircraft. We are making it to carry up to 8 passengers. The empty weight of the aircraft  $W_T$  is assumed to be 47449.69 N. Weight components are shown in Table 2.

Table 2

Weight of ZFPA components

ZFPA components	Weight, N
Motor, $W_M$	9881.39
Solar cells, $W_C$	2408.07
Fuel cells, $W_F$	20925.62
Payload, $W_P$	8209.69
Structural elements, $W_S$	6024.92
Total	47449.69

### 5. Conclusion

In this project we aimed to get maximum L/D ratio for the designed wing. We achieved this by made a new design of airfoil and a bird like wing structure. From the derived results theoretical basis of fundamental weight estimation and power estimations are made successfully.

### References:

1. Stefan Leutenegger, Mathieu Jabas, Roland Y. Siegwart. Solar airplane conceptual design and performance estimation // Journal of Intelligent & Robotic Systems, Volume 61, Issue 1-4, 2011. – P. 545-561.
2. A. Noth. Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight. PhD thesis // Autonomous Systems Laboratory, Swiss Federal Institute of Technology (ETH), Zurich, 2008. – 196 p.
3. A. Noth, W. Engel, and R. Siegwart. Design of an ultra-lightweight autonomous solarairplane for continuous flight // Field and Service Robotics. Springer Tracts in Advanced Robotics, Volume 25, 2006. – P. 441-452.
4. William H. Phillips. Some Design considerations for solar powered aircraft, NASA Technical paper 1675 // National Aeronautics and Space Administration, Scientific and Technical Information Office, USA, 1980. – 60 p.
5. Andrew T. Klesh, Pierre T. Kabamba. Solar powered aircraft: energy optimal path planning and perpetual endurance // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Volume 32, No. 4, 2009. – P. 1320-1329.

**Яресковська Я.В.**

*студент;*

**Колоскова Г.М.**

*кандидат технічних наук,*

*доцент кафедри теоретичної механіки,*

*машинознавства і роботомеханічних систем,*

*Національний аерокосмічний університет імені М.Є. Жуковського*

*«Харківський авіаційний інститут»*

### **РОЗРОБКА ПЕРСПЕКТИВНОЇ КОНСТРУКЦІЇ ДОЗАТОРА ДЛЯ РІДИН РІЗНОГО СТУПЕНЯ В'ЯЗКОСТІ**

Дозування – вимірювання кількості речовини шляхом визначення його маси або об'єму. За структурою робочого циклу дозування буває безперервним або дискретним, а за принципом дії – об'ємним або ваговим.

Для дозування сипких продуктів залежно від конструкції робочого органу застосовують, як правило, об'ємні дозатори – барабанні, тарілчасті, шнекові, мірні ємності та масові – бункерні з противагою.

Рідкі продукти дозують в основному за допомогою мірних ємностей різних конструкцій.

Більшість дозуючої продукції, в тому числі і харчова, є складними багатокомпонентними дисперсними системами, – це суцільні середовища, властивості яких не підкоряються ні закону Гука, ні закону Ньютона, хоча за певних умов вони проявляють і пружні властивості і властивості ньютонівської рідини. У більшості випадків в'язкість або плинність (величина зворотна в'язкості) є найбільш важливою величиною, що визначає різний стан речовини. В'язкість залежить від температури, тиску, вологості або жирності, концентрації або ступеня дисперсності [1, с. 188].

Таким чином до в'язкої продукції умовно можна віднести рідини, що мають значну в'язкість і за відповідних умов можуть її змінювати. Через свої