

საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტი

Georgian Aviation University

Грузинский Авиационный Университет

ISSN 1512-4916



# საჰაერო ტრანსპორტი

საერთაშორისო სამეცნიერო ჟურნალი

## AIR TRANSPORT

International scientific journal

## ВОЗДУШНЫЙ ТРАНСПОРТ

Международный научный журнал

თბილისი - Tbilisi – Тбилиси

2019

## საჰაერო ტრანსპორტი

საერთაშორისო სამეცნიერო ჟურნალი,  
გამოიცემა 2008 წლიდან და  
წარმოადგენს სამოქალაქო და სამხედრო ავიაციასთან  
დაკავშირებული პრობლემების გადაჭრის გზებისა  
და მომავლის პერსპექტივების სამეცნიერო წერილების კრებულს

## AIR TRANSPORT

an international scientific magazine,  
which is being published since year of 2008 and  
represents assembly of scientific articles about perspectives and  
problem solving perspectives related to aviation

## ВОЗДУШНЫЙ ТРАНСПОРТ

международный научный журнал,  
публикуется с 2008 года и  
представляет собой сборку научных статей  
о перспективах решения проблем, связанных с авиацией

HOME PAGE:

<http://www.ssu.edu.ge>

### მთავარი რედაქტორი

**სერგო ტეფნაძე**, პროფესორი; საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტის რექტორი.

### რედაქტორი

**გიორგი ცირეკიძე**, პროფესორი; საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტის რექტორის მოადგილე სამეცნიერო დარგში.

### სამეცნიერო-სარედაქტორო საბჭო

**ავთანდილ აფხაიძე**, პროფესორი, თბილისი  
**სეით ბლიაძე**, პროფესორი, თბილისი  
**მარინე ბრელიძე**, პროფესორი, თბილისი  
**რობერტ გლებნოცკი**, პროფესორი, ვარშავა  
**აკაკი დუმბაძე**, პროფესორი, თბილისი  
**დემურ ვეფხვაძე**, პროფესორი, თბილისი  
**იგორ კაბაშკინი**, პროფესორი, რიგა  
**ანდრო მასურაძე**, პროფესორი, თბილისი  
**ვალერი მიქაძე**, პროფესორი, თბილისი  
**თამაზ ნატრიაშვილი**, პროფესორი, თბილისი  
**რევაზ ქავთარაძე**, პროფესორი, მოსკოვი

**აღმასრულებელი მდივანი**  
**გიორგი გედამინსკი**

### Editor-in-Chief

**Sergo Tepnadze**, professor; Rector of Georgian Aviation University.

### Editor

**Giorgi Tsirekidze**, professor; Deputy of the rector of Georgian Aviation University in the field of science.

### Scientific-Editorial Board

**Avtandil Apkhaidze**, professor, Tbilisi  
**Seit Bliadze**, professor, Tbilisi  
**Marine Brelidze**, professor, Tbilisi  
**Akaki Dumbadze**, professor, Tbilisi  
**Robert Glebnotski**, professor, Warsaw  
**Igor Kabashkin**, professor, Riga  
**Revaz Kavtaradze**, professor, Moscow  
**Andro Maisuradze**, professor, Tbilisi  
**Valeri Mikadze**, professor, Tbilisi  
**Temur Natriashvili**, professor, Tbilisi  
**Demur Vepkhvadze**, professor, Tbilisi

**Executive secretary**  
**Giorgi Gedaminski**

### **Главный Редактор**

**Серго Тепнадзе, профессор,** ректор Грузинского  
авиационного университета.

### **Редактор**

**Георгий Цирекидзе, профессор,** заместитель  
ректора Грузинского авиационного  
университета по научной работе.

### **Исполнительный секретарь**

**Георгий Гедамински**

### **Научно-Редакционный Совет**

**Автандил Апхаидзе, профессор,** Тбилиси,  
**Сеит Блиадзе, профессор,** Тбилиси  
**Марине Брелидзе, профессор,** Тбилиси  
**Демур Вепхვადзе, профессор,** Тбилиси  
**Роберт Глебноцки, профессор,** Варшава  
**Акакий Думбадзе, профессор,** Тбилиси  
**Игорь Кабашкин, профессор,** Рига  
**Реваз Кавтарадзе, профессор,** Москва  
**Андро Майсурадзе, профессор,** Тбилиси  
**Валерий Микадзе, профессор,** Тбилиси  
**Темур Натриашвили, профессор,** Тбилиси

## სარჩევი • Contents • Оглавление

D. Alania – European Model for the protection of civil aviation against unlawful interference .....	7
И. Качарава, В. Микадзе, Д. Пилаури – Перспективы развития авиации с точки современного состояния авиационной науки .....	11
გ.კაკაბაძე – A320 ტიპის საჰაერო ხომალდის ოპტიმიზაცია ახლო მანძილზე მოქმედებისთვის .....	39
A. Maisuradze, S. Mebonia, M. Chelidze – Analysis of the oscillatory motion of the protective module of the turbojet engine in a colision with foreign objects.....	55
A. Maisuradze, G. Mushkudiani, D. Metreveli, G. Gedaminski – Analysis of foreign objects ingress into aircraft gasturbine engines and methods of their recording.....	63
A. Nazarpavar – Impact of the geometrical parameters of valveless pulse jet engine on thrust.....	76
გ. ჯაიანი, ს. ბლიაძე – პერფორირებული ფირფიტის მოდელირება პროგრამულ კომპლექს FEMAP-NASTRAN-ში .....	96
ს. ბლიაძე, გ. ცირეკიძე, კ. დვალისვილი – ნაკრები კონსტრუქციის ანალიზი კომპლექსური პროგრამა FEMAP-NASTRAN -ის გამოყენებით.....	104
ს. ბლიაძე, გ. ცირეკიძე, გ. მეტრეველი – ჩაფხუტის რიცხვითი და ფიზიკური ექსპერიმენტების შედარებითი ანალიზი კომპლექსური პროგრამა FEMAP-NASTRAN -ის გამოყენებით.....	110
ბ. აბესაძე – ექსპერიმენტული მონაცემების საფუძველზე სამელემენტური მოდელების პარამეტრების განსაზღვრის მეთოდის და ანალიზი .....	115
I. Kabashkin, N. Tikanashvili – Ontology-based approach for human competency gap analysis in air traffic management .....	121
ვ. ზურაბიშვილი, ბ. ნადარაია – აეროდრომების და მათთან მისასვლელი საჰაერო სივრცის მოდელირების საკითხები.....	130
ვ. ზურაბიშვილი, ბ. ნადარაია – დედამიწის ხელოვნური თანამგზავრების მოდიფიცირების თეორიული კონცეფცია ხარვეზების გამომწვევი გარე ფაქტორებისაგან დაცვის მიზნით.....	136
ა. აფხაიძე, მ. მამსირაშვილი – თვითმფრინავის ინტენსიური რყევების გამომწვევი ატმოსფერული ზონების რადიოლოკაციური მეთოდით გამოკვლევის შედეგები და მათი პრაქტიკაში გამოყენების პერსპექტივები .....	142
Д. Вепхвадзе, Д. Сацерадзе, Г. Зедгинидзе – О новых угрозах безопасности полётов .....	147
С. Хоштария, Т. Николашвили, Н. Хоштария – Анализ вопросов обнаружения информационной атаки на систему предприятия .....	147
M. Vysotska – Global air traffic development trends .....	155

---

E. Danilova, S. Petrovska, O. Klochkivski, O. Ilienکو – <b>Features of activity of air carriers in conditions of the multiple environment</b> .....	162
L. Loboyko, O. Kyrylenko, V. Novak, K. Razumova – <b>Economic and organizational aspects of functioning of aircraft enterprises</b> .....	168

## European model for the protection of civil aviation against unlawful interference

*David Alania*

*(Georgian Aviation University,*

*Ketevan Dedofali ave. № 16, Tbilisi, 0103, Georgia)*

**Abstract:** *The article presents measures to protect civil aviation from unlawful interference from the perspective of the European model. The article step by step covers all stages of development of the civil aviation system at the international level. Comparative examples with other security systems are discussed. Practical examples of problems and their solutions aiming to improve systems through participation of majority of countries are presented. The article describes developing and transforming threats to aviation security and the actions against related crimes. The problems are shown from an international perspective and their solutions are suggested both on an international as well as individual state level.*

**Keywords:** Measures to protect civil aviation, unlawful interference, aviation security, threats to aviation, international aviation law, ICAO, convention, aviation and airport security, terrorism, Convention.

Kathleen Sweet, author of a research called "Aviation and Airport Security. Terrorism and Safety Concerns",<sup>1</sup> emphasizes that terrorists not only have claimed the lives of hundreds of people – they have also considerably complicated work of airlines and airports, have made less comfortable life of passengers, and became the reason of increase in prices for tickets.

The first airline specializing in transportation of passengers has been created in 1917; whereas civil aviation as such began to progress only in the late twenties. In 1933 in Belgium an ever first terrorist attack occurred with passengers on board. The Imperial AW Company airliner blew up in air, as a result of explosion caused by a nitroglycerin bomb.

Over the last two decades, the terrorist activity has been rapidly increasing in many parts of the world. This is how the terrorism became a global threat.

Transport objects due to their vulnerabilities as opposed to others became especially attractive to terrorists. Terrorist attacks on transportation means in many cases are followed by a considerable amount of victims. Such attacks often paralyze the major spheres of economy and destabilize situation in a society.

While reviewing this subject, let us pay attention to two important subjects. First of all, let us focus on the growing number of passengers using air transport; this trend itself increases challenges. The second matter relates to heterogeneity of such a complex industry.

This heterogeneity is visible in a geographical context and it is mostly connected with different paces of development of certain countries or regions, demand for air transport, a geopolitical situation as well as risks associated that have a tremendous impact on aviation security. In view of these conditions, there are three civil aviation safety models that can be applied: European, American and Israeli.

---

<sup>1</sup>Kathleen Sweet. Aviation and Airport Security: Terrorism and Safety Concerns 2008

Each of them is characterized by different approaches to threats of terrorism and a safety of an aircraft. The main distinction between three models is first of all the restriction and application of a certain quantity of methods aiming to ensure safety. These specific models also differ from each other from the legal point of view and system connections.

This paper presents the European model of civil aviation security, which we will describe starting from relevant international legislation.

The comprehensive air transport system must be legally homogeneous so that it can operate smoothly and efficiently throughout the world. To this end, certain legal rules have been evolving together with the aviation. These rules were refined following various historical events that have had an impact on aviation at an international level.

The first major step in the development of the international aviation law was taken in 1910, when France voiced its concerns over numerous cases of its airspace invasion. The international civil aviation conference<sup>2</sup>, which was attended by the representatives of 18 European countries, discussed and developed legal norms for the movement of aircrafts across countries. Work on these rules continued until 1919 when the documents were signed and the International Air Convention was finally ratified by 38 countries. The Convention contained technical, organizational and operational provisions on air navigation.

In 1944, the US President Franklin Delano Roosevelt, along with the Vice President Henry Wallace, organized a conference (the so-called Chicago conference<sup>3</sup>) to discuss the future of civil law. The conference focusing on organizing the post-war system of civil aviation and solving the existing issues was attended by 52 countries. As a result of discussions the International Civil Aviation Organization (ICAO) was established. Its core bodies are the Assembly, the Council and the Secretariat that belong to the United Nations. The organization seeks to ensure international cooperation and consistency of rules and standards in civil aviation at all possible levels. It also works to ensure the safety of air navigation through introduction of new and modified rules, standards and procedures applicable to international aviation activities. ICAO is an Autonomous organization functioning on a global scale.

The system decision in the sphere of civil aviation security, namely the Appendix 17 of the Chicago convention, is global. This Appendix focuses on the standards, the principles and the recommended behavior methodologies pertinent to areas such as access control, aircrafts, passengers, hand luggage of the registered baggage, freights, postal cargo and other goods, and, e.g., control of the public area and the rules for handling passengers who qualify for special treatment.

With the development of aviation and the emergence of new tasks, various above-described areas pertinent to procedural and legislative norms are subject to continuous changes and improvements, aiming to increase the safety of civil aviation.

A few years after the end of World War II, aircraft hijacking became an increasingly serious problem. Cases of aircraft hijackings were reported not only on a regional level but also on a global scale. The increase in number of aircraft hijackings led to the decision of the ICAO's Legal Committee. A document called the Convention on Offences and Certain Other Acts Committed on

---

<sup>2</sup> [https://www.icao.int/secretariat/PostalHistory/1910\\_the\\_paris\\_convention.htm](https://www.icao.int/secretariat/PostalHistory/1910_the_paris_convention.htm)

<sup>3</sup> [https://www.icao.int/publications/Documents/7300\\_orig.pdf](https://www.icao.int/publications/Documents/7300_orig.pdf)



Board Aircraft, i.e. the Tokyo Convention<sup>4</sup>, was adopted. It entered into force on the 4<sup>th</sup> of December 1969, following ratification by 12 States.

Chapter three of the Convention allows for the use of coercive measures by crews and, in special cases, by passengers, towards a person threatening the safety of the aircraft. The aircraft commander was also granted a right to remove the passenger who endangers the flight or committed a crime on board of the aircraft, and hand him/her over to law enforcement agencies in the country where the commander decides to make an emergency landing.

Despite implementation of the Tokyo convention, the number of cases of violence committed on board increased. Therefore on the 16<sup>th</sup> of December 1970 ICAO published its Hague convention<sup>5</sup>. The purpose of this convention was to fill in the existing gaps and reinforcing the provisions of the Tokyo convention. Understanding of the so-called "flight phase" was expanded; according to the newly-accepted document, it was starting from the moment of loading completion and closing of all doors of the plane and ending with the door opening and allowing passengers to leave the aircraft.

*(However as for hijacking of the plane, in the USA after the eighties it was recommended to crew members of the American airlines not to show resistance to organized groups of aggressors (invaders).*

*This recommendation to a certain extent provided a favorable ground to success of terrorist attacks committed on the 11<sup>th</sup> of September 2001. The crews of the seized liners, as well as passengers and land services were sure that it is about hijacking of planes. Nobody thought that these aircraft could be used as an controlled explosive devices. After seizing four planes the terrorists crashed into the towers of the World Trade Center in New York and the Pentagon building. As a result of these terrorist attacks that led to death of 2973 civilians and 19 hijackers, significant changes were introduced in the policy pertinent to flight safety in the USA as well as many other countries.)*

Each country is obliged to detain a person threatening flight safety and to recognize crimes committed on board when the aircraft lands on its territory.

The convention defines the concepts of hijacking (kidnapping people) with political, ideological and other reasons. The Hague Convention has been ratified by 175 countries that are the members of ICAO.

The Montreal Convention<sup>6</sup>, signed on the 23<sup>rd</sup> of September 1971, seeks, among others, to distinguish between acts defined as acts of unlawful interference. The convention also applies to the actions of illegal interference that harms or leads to destruction of devices and systems at the airport, ultimately leading to security risks at the airport or to aircrafts in the air. Thus, the Montreal Document is complementary to the Tokyo and the Hague Conventions and together they apply to most of cases, and all crimes committed against civil aviation. These three documents establish a system of conventions called "system of the Tokyo-Hague-Montreal" which is an effective tool for legal action to prosecute persons who have committed crimes or terrorist acts against civil aviation.

<sup>4</sup> Wybo Heere, International Bibliography of Air Law Supplement 1972–1976 (Leiden: A.W. Sijthoff; Doobs Ferry, NY: Oceana Publications Inc, 1976)

<sup>5</sup> [https://www.unodc.org/pdf/crime/terrorism/Commonwealth\\_Chapter\\_3.pdf](https://www.unodc.org/pdf/crime/terrorism/Commonwealth_Chapter_3.pdf)

<sup>6</sup> [https://www.unodc.org/pdf/crime/terrorism/Commonwealth\\_Chapter\\_4.pdf](https://www.unodc.org/pdf/crime/terrorism/Commonwealth_Chapter_4.pdf)

The most recent document is the Beijing Convention<sup>7</sup> that was developed on the 30<sup>th</sup> of August 2010 in Beijing at the ICAO diplomatic conference that was attended by representatives of 77 member countries and five observers.

Over the last two decades a new form of terrorism emerged. It is the so-called "air terrorism". Terrorists involved in it simply kill innocent people, often sacrificing also own lives. Emergence of such cases further complicates the tasks of services responsible for aviation security.

Measures helping to fight effectively against air terrorism above all are the non-systemic and non-standard approaches combined with modern technologies and that can prevent such terrorist activity.

Airports, checkpoints, cabins of liners and cabins of pilots are the frontlines of the fight against terrorism.

According to the US Professor Mackenzie Ora, the head of the program "Terrorism and aviation", functioning under the World Aviation Security Fund, "this is a war that can not be won, but can not be lost either."

#### REFERENCES:

- [1] Kathleen Sweet. Aviation and Airport Security: Terrorism and Safety Concerns 2008.
- [2] Wybo Heere, International Bibliography of Air Law Supplement 1972–1976 (Leiden: A.W. Sijthoff; Doobs Ferry, NY: Oceana Publications Inc, 1976).
- [3] <https://www.unodc.org>
- [4] <https://www.icao.int>

### **Европейская модель защиты гражданской авиации от незаконного вмешательства Давид Алания**

*В статье представлены меры защиты гражданской авиации от незаконного вмешательства, основанные на европейской модели. Статья по шагам охватывает все этапы развития системы безопасности гражданской авиации на международном уровне. Приведены сравнительные примеры с другими системами. Представлены практические примеры проблем и их решение путём усовершенствования систем с участием большинства стран. Описаны развивающиеся и меняющиеся проблемы авиационной безопасности и действия по противостоянию против преступности подобного рода. Проблемы описаны в международной плоскости и пути их решения описаны как на международном уровне, так и на уровне индивидуальных стран.*

<sup>7</sup> [https://www.icao.int/secretariat/legal/Administrative%20Packages/Beijing\\_protocol\\_EN.pdf](https://www.icao.int/secretariat/legal/Administrative%20Packages/Beijing_protocol_EN.pdf)

## Перспективы развития авиации с точки современного состояния авиационной науки

*Иракли Качарава, Валерий Микадзе, Давид Пилаური*

*(Центральный аэрогидродинамический институт*

*140180 Россия г. Жуковский, Московская область,*

*ул. Жуковского, 1; 8 (495) 556-42-88; [Iraklykacharava@rambler.ru](mailto:Iraklykacharava@rambler.ru))*

*(Грузинский авиационный университет,*

*пр. Кетеван Дедофали, 16, Тбилиси, 0144, Грузия,*

*+997 32770387; [valeri.mikadze@ssu.edu.ge](mailto:valeri.mikadze@ssu.edu.ge).)*

*(ООО «Элита бурджи»*

*ул. Бэри Габриэл Салоси, №118, г. Тбилиси, Грузия,*

*+995 322791331; [pilo77@mail.ru](mailto:pilo77@mail.ru))*

**Аннотация:** *Статья посвящена современным тенденциям развития отдельных направлений авиационной науки и перспективам авиационной техники в результате их внедрения. Представляет собой компиляцию опубликованных данных в открытых источниках [1-31] и состоит из четырех основных глав:*

- 1. Аэродинамика и компоновка самолета;*
- 2. Конструкция и прочность;*
- 3. Силовая установка;*
- 4. Системы управления и бортовое оборудование.*

### 1. Аэродинамика и компоновка самолета

Одним из актуальных направлений усовершенствования аэродинамики современных магистральных самолетов является т.н. естественная ламинаризация обтекания (ЕЛО) и управление обтеканием вокруг аэродинамических обводов летательного аппарата (ЛА). Около 50% от всего сопротивления пассажирского самолета классической схемы на сегодня составляет сопротивление, вызванное трением воздушного потока об аэродинамические поверхности ЛА (крыло, оперение, фюзеляж). Из этой половины крыло и оперение занимают примерно 2/3. Соответственно, учитывая то, что переход потока из турбулентного в ламинарный сулит уменьшение коэффициента сопротивления ( $C_x$ ) примерно в два раза (Рис.1), то прямую выгоду в спаде полного сопротивления ЛА можно оценить приблизительно как:  $[0,5 \cdot (2/3)]/2 = 0,17$  (17%). Это существенно, учитывая конкуренцию в авиастроении и тенденции исчерпывания топливных и энергетических ресурсов в мире. По данным европейских исследований, аэродинамическое сопротивление крыла можно уменьшить за счет использования ламинарного обтекания на величину до 15%.

Но на естественное распространение области ламинарного пограничного слоя негативно влияют неровности обтекаемой поверхности, такие как уступы на стыках панелей обшивки, останки погибших насекомых и результаты эрозии. Последствия сопротивления, вызванного преждевременным переходом ламинарного режима обтекания в турбулентный, весьма ощутимы с экономической точки зрения.

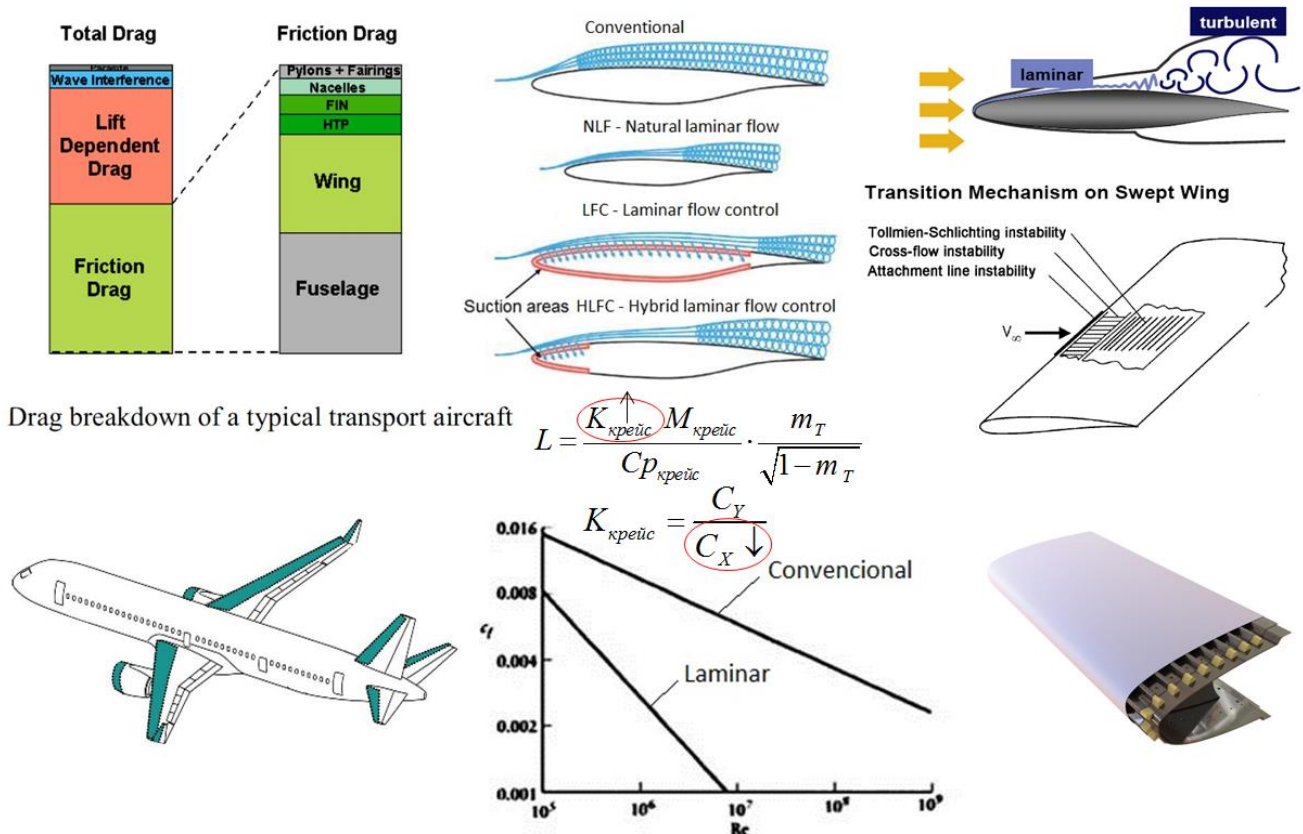


Рис.1. Ламинаризация потока и управление обтеканием крыла [1,7]

С ростом крейсерской скорости полета традиционно авиаконструкторы стремились к увеличению стреловидности, что было продиктовано желанием увеличить критические числа Маха на дозвуковых аэродинамических профилях крыла ( $M_{кр}$ ). Однако внедрение ламинаризованных профилей, позволяющих уменьшить стреловидность крыла примерно до 10-15 градусов (Рис.2) позволит иметь улучшенные и в тоже время более согласованные с крейсерскими режимами взлетно-посадочные характеристики самолета, что в свою очередь ведет к уменьшению потребной площади крыла. Это обстоятельство в свою очередь позволит снизить вес конструкции самолета и одновременно увеличить крейсерскую скорость ( $M_{\text{крейс}}$ ) и дальность полета (Рис.1).

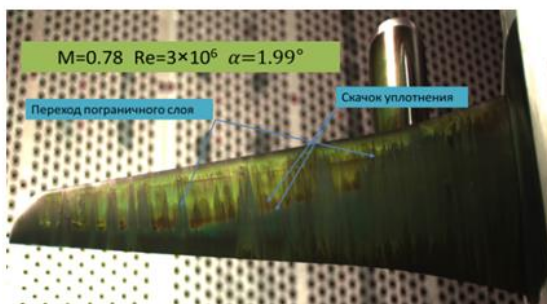
Для внедрения технологий ламинаризации потока необходимо преодолеть следующие проблемы научно-технического характера:

- ✓ Уточнить механизмы ламинарно-турбулентного перехода, провести расчетные исследования и взаимосогласованные с ним тематические трубные и летные эксперименты, разработать специализированные системы измерений распределенных по крылу параметров (давления, плотности, температуры);
- ✓ Отработать конструкции и технологии изготовления для увеличения качества поверхности аэродинамического обвода, решить проблемы защиты от обледенения и

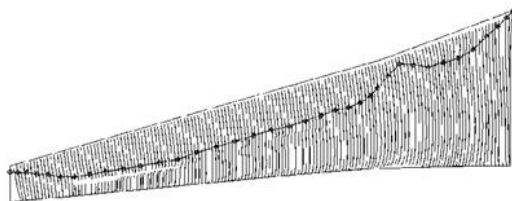
насекомых, разработать сопряжение конструктивных элементов для ламинаризации потока с взлетно-посадочной механизацией крыла;

- ✓ Разработать демонстратор технологий в реальных условиях на летающей лаборатории;
- ✓ Разрешить вопросы сертификации, эксплуатационной технологичности и ремонтпригодности конструкции, оценить добавку в стоимости полного жизненного цикла внедрения данной технологии и т.д.

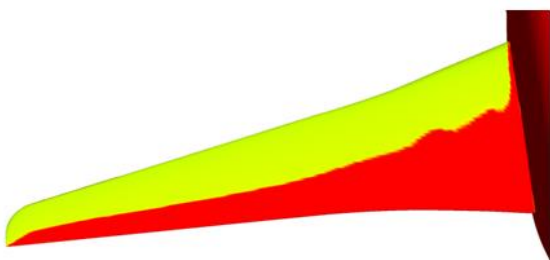
Крыло 2  $\chi_{\%}=15^{\circ}$  Т-128 ЖК-покрытие



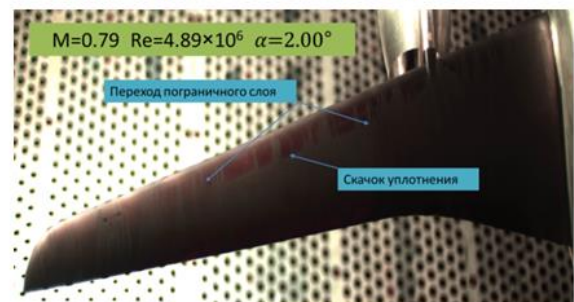
BLWF-56 + 2-d критерий перехода



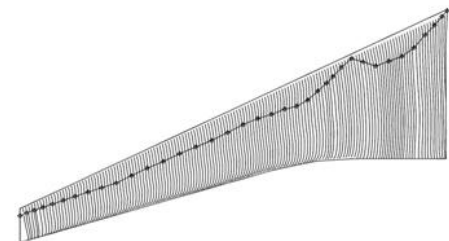
CFX + критерий Langtry-Menter



Крыло 1  $\chi_{\%}=25^{\circ}$  Т-128 ЖК-покрытие



BLWF-56 + 2-d критерий перехода



CFX + критерий Langtry-Menter

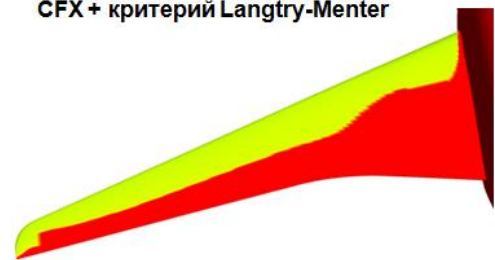


Рис.2. Визуализация ламинарно-турбулентного перехода на стреловидных крыльях в эксперименте и расчетными методами [2]

В стремлении создать более экологически чистые, малозумные и топливоэффективные самолеты европейские разработчики вышли на ряд весьма элегантных решений. Сложность заключается в том, чтобы достичь технологического уровня, достаточного для их внедрения. В Европе готовятся к демонстрационным испытаниям крыльев ламинарного профиля, способных снизить аэродинамическое сопротивление самолетов (Рис.3), а также экономичных открытых винтовентиляторных двигателей. Цель этих и других европейских аэрокосмических исследований – доведение соответствующих технологий до уровня, позволяющего начать

полномасштабные опытно-конструкторские работы. Однако с учетом нежелания авиапроизводителей брать на себя проектные риски, какие из этих технологий в конечном итоге будут внедрены и когда это может произойти, пока не ясно. По словам *Райнера фон Вреде*, главы подразделения «AIRBUS» по экологическим исследованиям и технологиям, крупнейший европейский авиапроизводитель убежден, что наибольшего прироста эффективности самолетов будущего можно добиться за счет особенностей расположения силовой установки, использования ламинарных профилей и повышения уровня электрификации летательного аппарата.



Рис.3. Европейские летающие демонстраторы на базе А-340, А-320 и советский Ту-22М для изучения ЕЛО [3]

Однако, по его словам, в том, что касается радикально новых подходов к конструкции самолетов, наиболее перспективным в отношении уменьшения веса и улучшения аэродинамики является удачный выбор конструкционных материалов. Но есть несколько факторов, тормозящих внедрение новых идей на практике. Один из них – растущее нежелание производителей экспериментировать с революционно новыми формами. Слишком свежи в их памяти болезненные задержки в ходе нескольких недавних программ разработки прорывных самолетов.

Сегодня, по словам *фон Вреде*, самого по себе достижения, так называемого шестого уровня готовности технологии (*Technology Readiness Level 6*), на котором предполагается демонстрация ее функционирования при эксплуатации, уже недостаточно для перехода к фазе полномасштабных опытно-конструкторских работ (ОКР). Возможных выходов из этой ситуации два, отмечает *фон Вреде*: повышение планки проработанности технологий, которой необходимо достигнуть для начала ОКР, или, наоборот, менять шаблоны мышления отрасли в сторону принятия существующего уровня развития технологии.

Еще одно препятствие – растущие затраты времени и ресурсов на получение дальнейшего прироста эффективности. «*AIRBUS*» столкнулся с этой проблемой при работе над проектом *A30X*, который замышлялся как замена семейству узкофюзеляжных самолетов *A320*. Достижение серьезного увеличения топливной эффективности, без которого создание нового типа не имело бы смысла, затянулось настолько, что привело к неоднократным пересмотрам сроков программы. В конечном счете, «*AIRBUS*» решил просто ремоторизировать *A320* в качестве промежуточного варианта, а создание нового самолета было отложено на более поздний срок. «Становится все очевиднее, что новые технологии больше не могут развиваться такими же быстрыми темпами, как раньше», – говорит *фон Вреде*. По его предположениям, единственное, что способно как-то ускорить ход конструкторских работ в нынешних условиях, – это фундаментальные открытия в таких областях, как нанотехнологии. Такова картина, на фоне которой европейские научные коллективы наконец начали получать первые плоды многолетней работы над созданием самолетов следующего поколения. Достигнутые первоначальные результаты рамочных программ научно-технологического развития Евросоюза (ЕС), а также совместной технологической инициативы «*Чистое небо*» («*Clean Sky*») стоимостью 2,3 млрд долл. могут содействовать созданию облика будущих пассажирских и административных самолетов. Основным элементом европейских исследований в области перспективных авиастроительных технологий, а также центральной частью инициативы «*Clean Sky*» является проект «умного» самолета «*Smart Fixed-Wing Aircraft*» («*SFWA*»), в рамках которого исследуются различные варианты сокращения потребления топлива коммерческой и деловой авиацией. «Хотя проект подразумевает широкий спектр деятельности, особое внимание уделяется двум областям исследований, из которых ожидаются наилучшие перспективы с точки зрения увеличения топливной эффективности самолета: ламинарному обтеканию (а также системам управления ламинарным потоком) и применению открытых винтовентиляторных двигателей» (Рис.4), – говорит исполнительный директор «*Clean Sky*» *Эрик Дотриа*. Проект «*SFWA*» стоит на плечах проекта *New Aircraft Concepts Research* («*Nacre*») по исследованию концепций новых летательных аппаратов.



Рис.4. Турбореактивный двигатель с открытым ротором [4]

Научный коллектив под руководством «AIRBUS» изучал варианты самолетов, спроектированных по схеме «летающее крыло» (Рис.5), малозумные технологии для применения на авиалайнерах, а также варианты летательных аппаратов, оптимизированных для уменьшения потребления топлива.

Проект ориентирован на увеличение экономических показателей самолета от внедрения ламинарного обтекания. В рамках («Nacre») планировалось создать уменьшенную модель-конструктор прототипа для летных испытаний, которую можно было бы быстро перекомпоновывать для эмуляции различных конфигураций ЛА: оперативно менять крыло и хвостовое оперение и даже по мере необходимости удлинять фюзеляж.

Проект «Винтовентиляторный двигатель» (Рис.4) подразумевает натурные испытания на двух полномасштабных летающих лабораториях – крупнейшие испытания такого рода из запланированных в рамках «Clean Sky». Один самолет A340-300 будет оснащен экспериментальными отъемными частями крыла для демонстрации естественной ламинаризации пограничного слоя в эксплуатационных условиях; второй A340 модифицируют для летных испытаний двигателя с открытым винтовентилятором, также разрабатываемого в рамках «Clean Sky» в части проекта Sustainable and Green Engines («SAGE»).





Рис.5. Компоновки по схеме «летающее крыло» фирмы «AIRBUS» [5]

Несколько направлений «*SFWA*» тесно связаны с исследованиями в рамках «*SAGE*». Работы по планеру самолета будущего сосредоточены на уменьшении уровня шума на местности, в частности на возможности экранирования шума конструктивными элементами планера (Рис.5). Результатом могут стать летные испытания инновационного хвостового оперения. Еще одна задача для исследователей – выяснить, каким образом выбор места установки двигателя может повлиять на массу конструкции планера самолета.

В этом году ожидается важный этап в ходе проекта – утверждение плана установки двигателя с открытым винтовентилятором на летающей лаборатории *A340*. В будущем году предстоит принять несколько не менее важных решений, в том числе определить, какой из двух прототипов двигателя задействовать в летных испытаниях по проекту «*SAGE*» и когда проводить демонстрационные полеты. Летные испытания открытого винтовентилятора на *A340* планировались начать в 2016 г. Также целью проекта является – демонстрация сверхвысокого качества обработки поверхностей, необходимого для естественной ламинаризации пограничного слоя, а также достижимого в производстве и поддерживаемого в эксплуатации.

Вот основные задачи, которые предстоит решить программе «*Clean Sky*»: достижение требуемого уровня гладкости поверхностей при высокоскоростном серийном производстве с учетом потенциальных неровностей в виде неровных стыков, зазоров между панелями и

волнистости самих панелей; контроль степени деформирования поверхностей под воздействием полетных нагрузок; минимизация эксплуатационных загрязнений поверхностей из-за насекомых, отложений льда и эрозионных процессов.

Испытания проводились на крыльевых секциях двух разных конструкций. Одна, разработанная «AIRBUS», является более традиционной и представляет собой металлическую переднюю кромку, соединенную с верхней поверхностью кессона, выполненной из полимерных композиционных материалов (ПКМ). Вторая конструкция, предлагаемая шведским концерном «SAAB», кажется более новаторской – это сборка передней кромки и верхней поверхности кессона, целиком выполненная из ПКМ. «SAAB» построил тестовый образец размерами 2 x 2 м с набором и обшивкой из углепластика.

Штатные отъемные части крыла на *A340* заменили на две секции с ламинарным профилем и уменьшенным углом стреловидности (по сравнению с оригинальным крылом), обе около 8,5 м в длину. С «родным» крылом их соединяли переходные секции с внешней стороны двигателей. Переоборудование начали в 2013 году. В период между декабрем 2013 и июнем 2014 г. *A340* совершил от 100 до 150 полетов. Летающую лабораторию *A340*, известную под именем «Blade» (*Breakthrough Laminar Aircraft Demonstrator in Europe*), оснастят лазерным локатором для измерения местного сопротивления трения путем замеров скорости спутной струи. Инфракрасные камеры будут фиксировать переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный, а задачей закрепленных на внешней поверхности термоанемометров будет регистрация срыва потока. Для исследования ламинарного обтекания на летающей лаборатории «Blade» помимо гладкого обтекания крыльевой поверхности, также требуется усовершенствование конструкции предкрылка, чтобы исключить появление на профиле турбулентных завихрений потока, сгенерированных из щелей передней механизации крыла. В ходе летных испытаний на *A340* апробированы предкрылки *Крюгера*, выпускаемые из нижней части крыла для защиты передней кромки от столкновений с насекомыми при полете на малых высотах, а также для увеличения подъемной силы на взлете и посадке. Другой вариант конструкции предусматривает создание адаптивной передней и задней механизации многорежимного крыла (Рис.6). Основным препятствием для реализации адаптивных крыльев на сегодня можно считать пониженные ресурсные характеристики конструкции таких крыльев из-за противоречивых свойств гибкости и долговечности (ресурса) существующих авиационных материалов. Тем не менее, прорыв в разработке перспективных конструкционных материалов с компромиссным сочетанием противоречивых характеристик, позволило бы снять эти ограничения. При этом на профиле крыла не возникало бы щелей благодаря использованию внутрикрылевых электроприводов и деформируемой композитной обшивки. В паре с такой передней кромкой работала бы также адаптивная задняя кромка крыла, снабженная деформируемым закрылком с профилем переменной кривизны.

Проект «SFWA» также включает работы для создания интегрированной в переднюю кромку крыла системы, обеспечивающей защиту от эрозии и образования льда, которая необходима для поддержания ламинаризации обтекания профиля в полете. «Мы имеем дело с набором разнообразных технологий из целого ряда дисциплин», – говорит *Дотриа*.

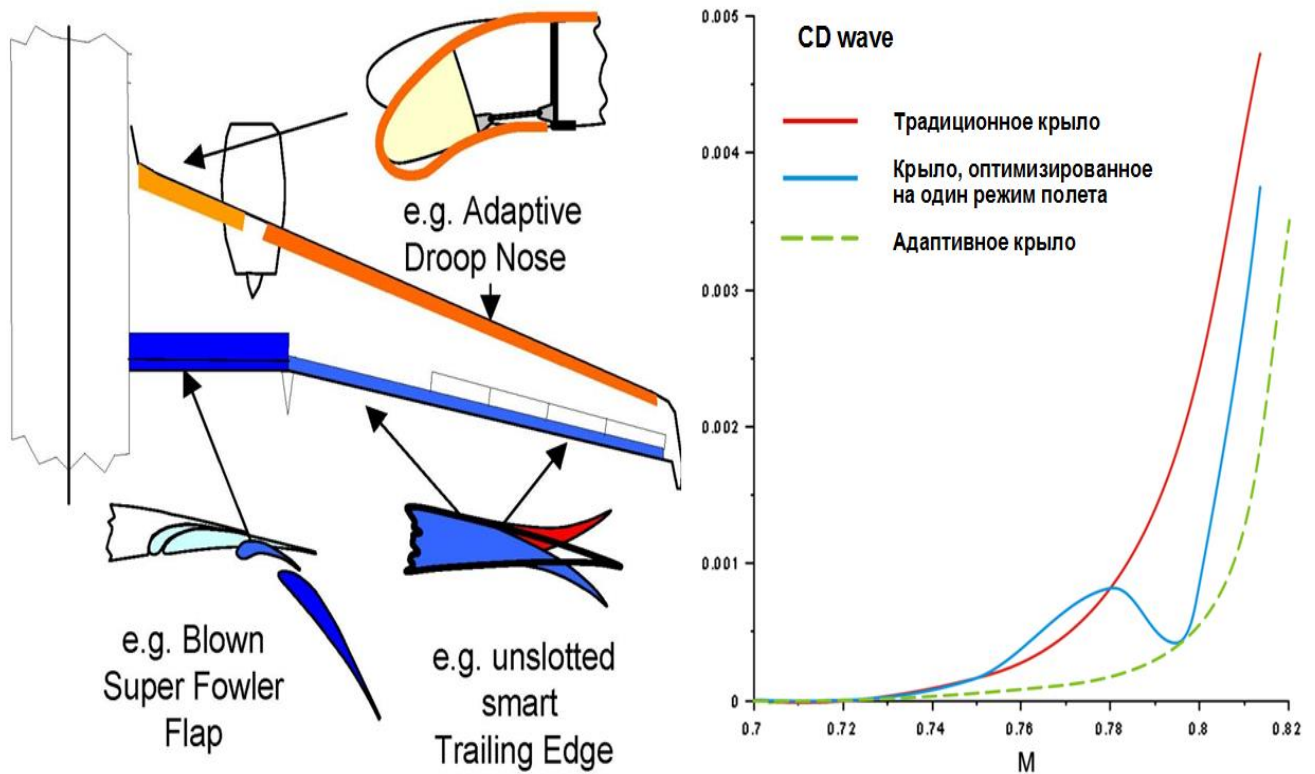
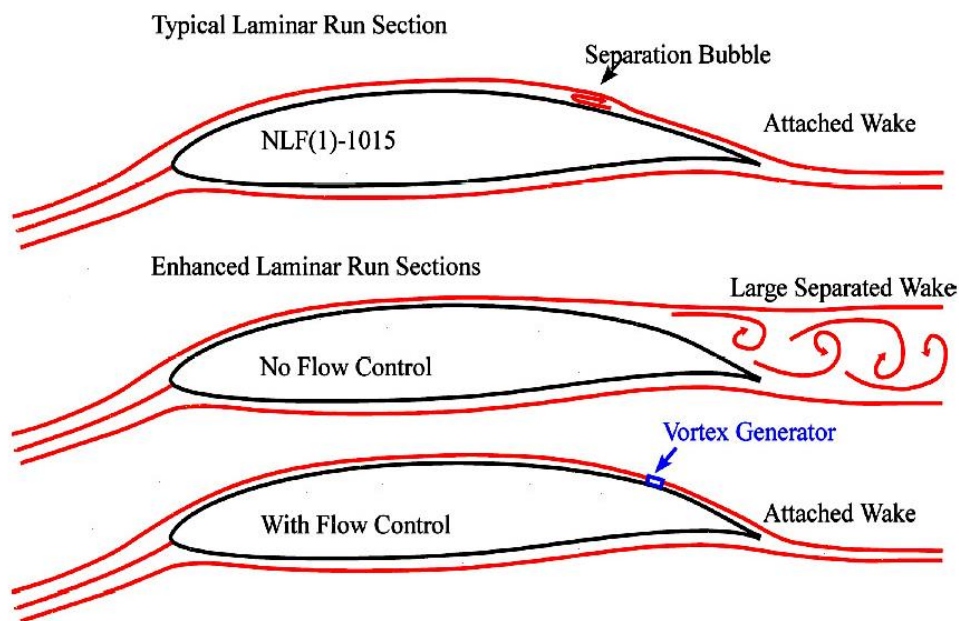


Рис.6. Концепция разработки адаптивных трансзвуковых крыльев [1]

Так, целью одного из направлений проекта является исследование того, могут ли микроскопические канавки, впечатанные в краску на крыле, хвостовом оперении и фюзеляже для поддержания ламинаризации обтекания, выдерживать до 12 месяцев коммерческой эксплуатации самолета в разных регионах мира. Такие микроструктурные покрытия могут оказаться чувствительными к загрязнениям и эрозии, поэтому сейчас рассматриваются возможные методы соответствующего осмотра поверхностей в ходе периодического техобслуживания воздушного судна.

В рамках «Clean Sky» также проводятся исследования возможностей управления ламинарным обтеканием (Рис.7.8). Правда, пока эти работы находятся на сравнительно низком уровне технологической готовности. При таком управлении естественно образующийся ламинарный поток поддерживается за счет отсоса пограничного слоя, наряду с другими сходными методами. По словам *Дотриа*, целый спектр технологических решений в этой области находится пока на стадии рассмотрения. Изучается и ряд возможностей уменьшения и рационального перераспределения нагрузки на крыло, которые могут привести к уменьшению веса конструкции самолета.

Помимо инициативы «Clean Sky», седьмая рамочная программа исследований Евросоюза финансирует целый ряд работ по валидации высокоэффективных технологий для самолетов следующего поколения.



*Schematic showing the flowfield streamlines of a typical natural laminar flow section and an enhanced laminar flow section with and without flow control.*

Рис.7. Толстые профили для крыльев большого удлинения с управлением отрывом обтекания [6]

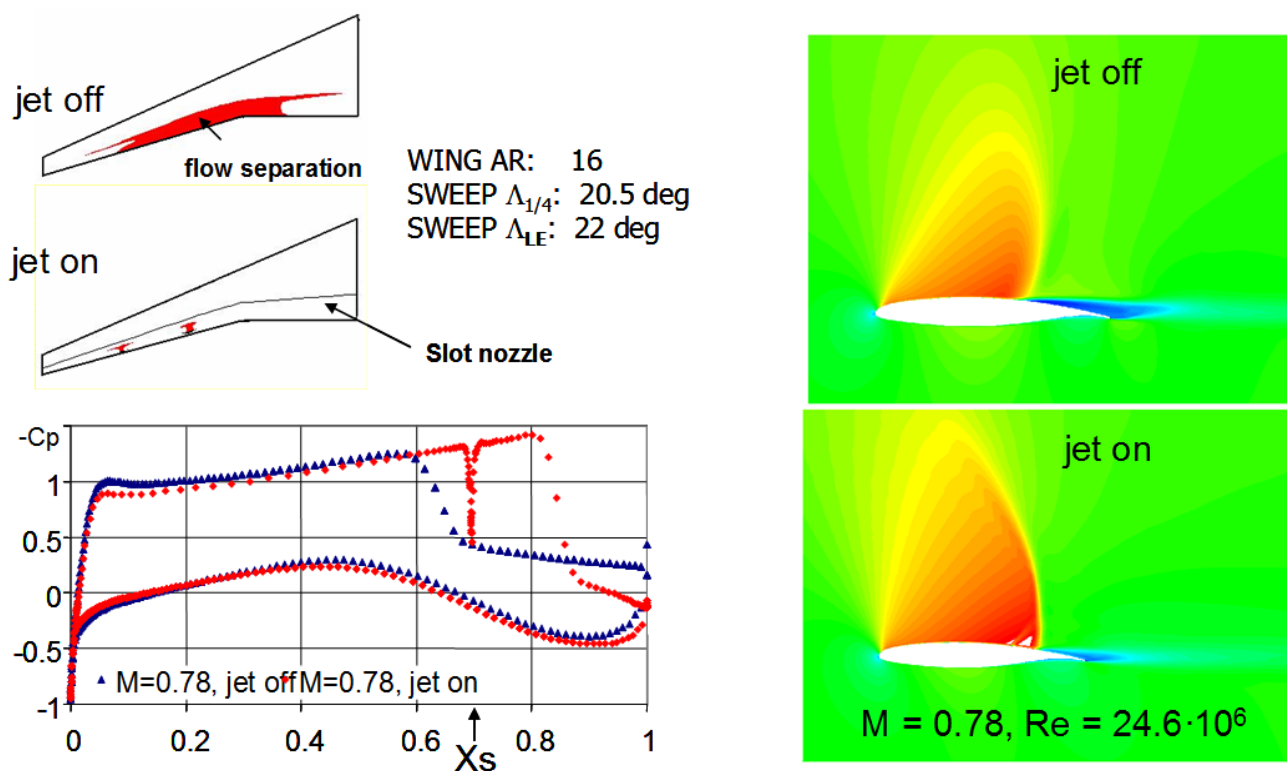


Рис.8. Управление отрывом обтекания при помощи выдува пристенной струи [6]

Одним из направлений, на которых сосредоточены особые усилия исследователей, является создание самолетов с улучшенными акустическими характеристиками. В этой области

работы пока отстают от целей, которых планировалось достигнуть к 2020 г. в соответствии с рекомендациями *Европейского консультативного совета по исследованиям в области авиации (Advisory Council for Aeronautics Research in Europe, Acare)*, оглашенными в 2000 г.

В число таких исследовательских работ входит проект «*Openair*». Он представляет собой продолжение программы «*Silencer*», увенчанной демонстрацией уменьшения шума реактивных самолетов на местности примерно на 5 дБ за счет применения скошенных воздухозаборников, обтекателей шасси и определенных процедур при эксплуатации ЛА, приводящих к оптимизации траектории полета. Задача «*Openair*» – сократить уровень производимых шумов еще на 2,5 дБ, чтобы к 2020 г. максимально приблизиться к намеченной цели «*Acare*» по снижению аэродинамического шума, производимого элементами конструкции планера, на общую величину в 10 дБ (Рис.9). «Как и с «*Silencer*», в данном случае исследуется целый ряд технологий», – говорит *Юджин Корс*, координатор «*Openair*», представляющий французскую компанию «*Спеста*».



Рис.9. Компоновки с экранированием шума от силовой установки и несущих поверхностей самого ЛА [8]

Среди технологий уменьшения шума планера, которые предстоит опробовать в рамках проекта, – малозумная конструкция шасси и так называемые фрактальные интерцепторы (их пористые внутренние поверхности способствуют понижению уровня шумов с низкочастотным излучением, возникающих из-за завихрений, вызванных работой интерцепторов). «Хотя уровень

шумов высокой частоты в последнем случае повышается, общий уровень воспринимаемого шума оказывается меньше», – объясняет Корс.

Подобным образом в проекте «*Ninha*» исследуются уровни шумов, производимых двигателями с открытыми биротативными винтовентиляторами при наборе высоты, крейсерском полете и на снижении. А в рамках проекта «*SFWA*» рассматривается решение, которое поможет снизить шум, производимый вихрями от вращающихся винтовентиляторов в зоне пилона двигателя. «*AIRBUS*» исследует возможные инновационные конструкционные решения (в особенности U- или V-образное хвостовое оперение), способные экранировать шум от двигателей. Однако фон Вреде признается, что подобные продукты потребуют развития существующих технологий, особенно в том, что касается надежности двигателей, – она должна значительно превысить даже нынешний высокий уровень, чтобы обеспечить безопасную эксплуатацию силовой установки в непосредственной близости от критически важных элементов конструкции планера. Одной из причин, по которым «*AIRBUS*» привлекает идея удаления двигателя с крыла и установки их в хвостовой части фюзеляжа, является то, что такое решение освобождает крыло и делает его “чистым” с оптимальными характеристиками ламинарного обтекания. Правда, фон Вреде говорит, что естественное ламинарное обтекание, скорее всего, экономически реализуемо лишь на ближнемагистральных самолетах. Несмотря на то, что скорость, которую могут развивать крылья с естественной ламинаризацией обтекания, увеличилась с 0,7М до 0,8М, для дальнемагистральных лайнеров она остается слишком малой. Проблему можно было бы решить за счет управления ламинарным обтеканием крыла, чего можно бы добиться за счет большего угла стреловидности крыла, а значит, и более высоких крейсерских скоростей полета. Однако это повлечет рост веса конструкции крыла и как следствие всего ЛА. Экономия топлива от подобной конфигурации будет недостаточна, для того чтобы компенсировать увеличение массы самолета при полетах на короткие расстояния, а вот на дальнемагистральных маршрутах выгода может оказаться более ощутимой. Впрочем, улучшение ЛТХ – лишь один из возможных путей совершенствования авиатехники грядущего. Памятуя об этом, ЕС параллельно финансирует несколько инициатив, направленных на предотвращение увеличения стоимости воздушного судна. Среди них – проект «*Maximus*», ставящий целью создание узкофюзеляжного самолета с более совершенным жизненным циклом в эксплуатации. Достичь этой цели планируется не только путем сокращения веса конструкции за счет использования композитного фюзеляжа, но и благодаря сокращению времени, потребного на разработку, производство и окончательную сборку самолета, а также уменьшению стоимости производства фюзеляжа в цикле изготовления всего самолета. Не ограничиваясь композиционными материалами, европейские исследователи экспериментируют с легкими магниевыми сплавами, а также с перспективными решениями в области металлических деталей и конструкций. По словам фон Вреде, существует надежда на то, что будущее принесет открытия новых сочетаний материалов, которые произведут революцию в при проработке конструкции планера самолета. «С появлением новых материалов нас ждет взрыв доселе неслыханных возможностей».

Также разрабатываются новые и модифицированные супер- и сверх-критические высококонесущие профили крыльев, для достижения максимальных крейсерских чисел Маха близких к единице (Рис. 10).

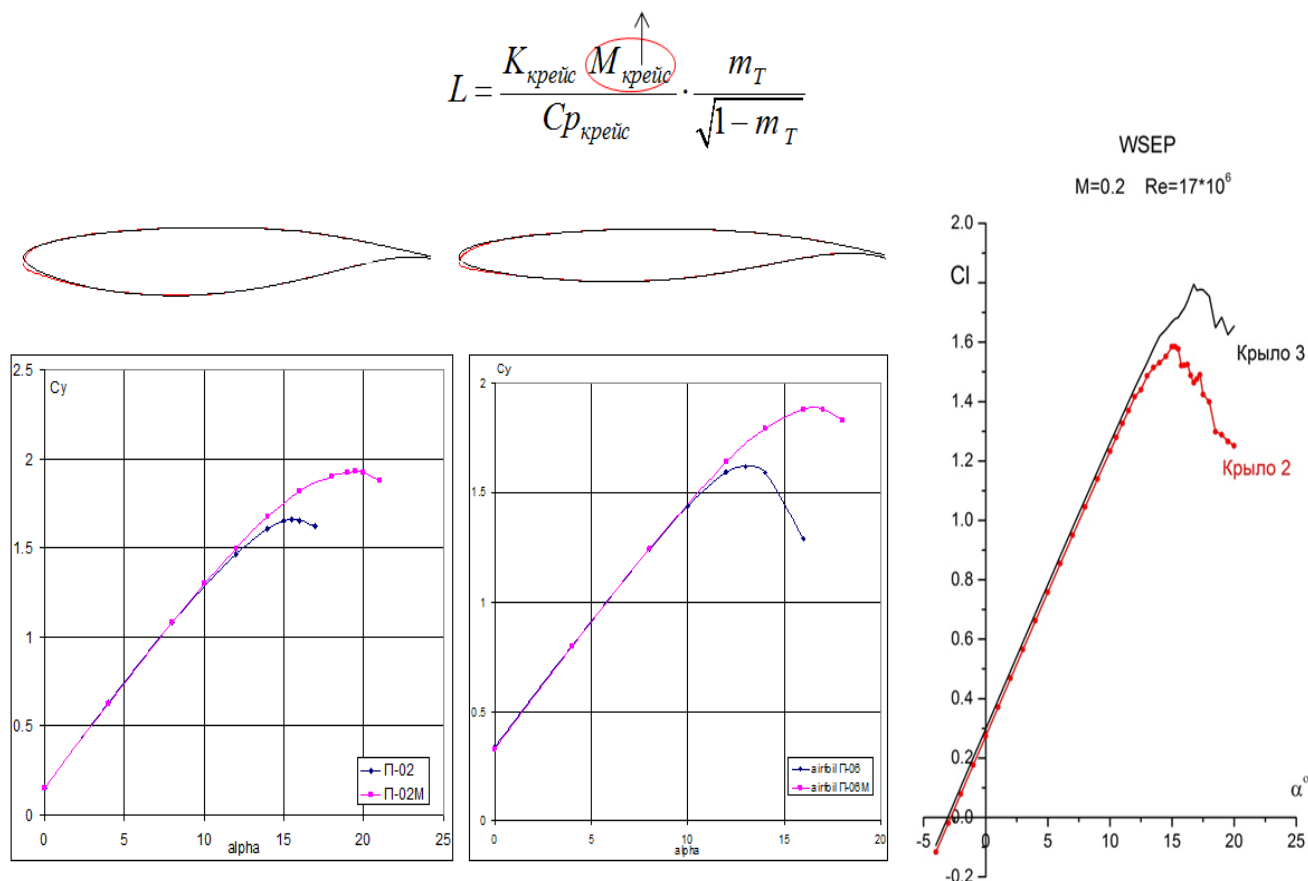


Рис.10. Новые и модифицированные высококонесущие суперкритические профили крыла

В последнее время в связи с ростом степени двухконтурности реактивных двигателей, растет и внешний диаметр мотогондолы, занимая все большие габариты перед крылом. Следовательно, растет зона влияния мотогондолы двигателя на крыло. Специалисты Центрального аэрогидродинамического института («ЦАГИ») совместно с коллегами из аналогичного института «DLR» (Германия) в рамках международного проекта 7-ой рамочной программы ЕС «AFLONEXT» ведут работы по управлению потоком над крылом занятой мотогондолой двигателя для улучшения обтекания крыла в этой зоне и приращения подъемной силы (Рис.11). Для этого непосредственно из компрессора двигателя отбирается воздух и выдувается в передней части (носке) крыла, тем самым улучшая обтекание в этой части крыла.

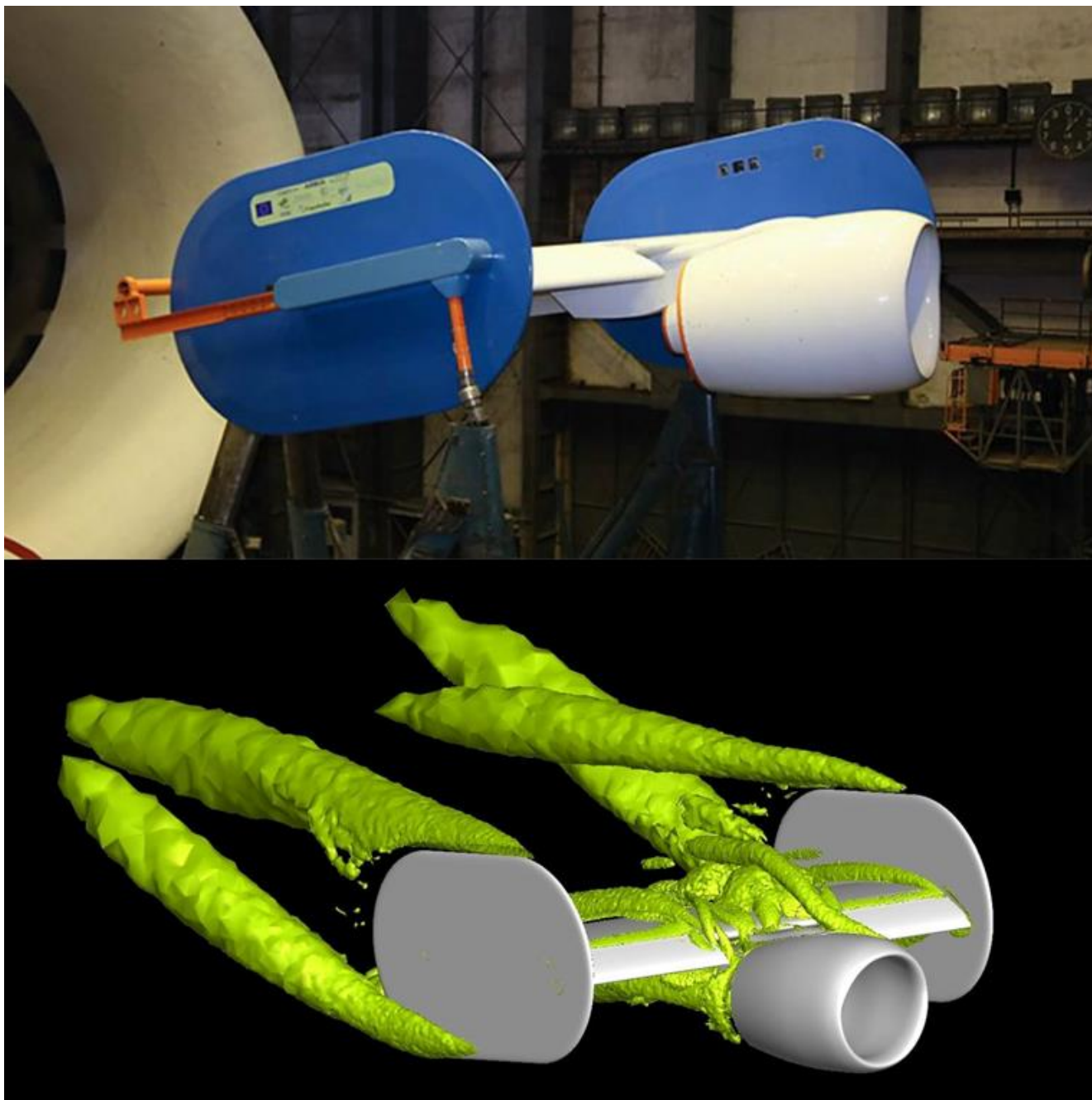


Рис.11. Эксперимент (в трубе Т-101 ЦАГИ) и расчет управления обтеканием крыла с помощью выдува струй с носка в зоне мотогондолы [9,10]

Создаются компоновки с несущим овальным фюзеляжем и с салоном повышенной комфортности (Рис.12). Несмотря на преимущества в комфортабельности такого фюзеляжа, возникает заметный рост веса его конструкции из-за необходимости в более жестких и следовательно значительно тяжелых шпангоутах, для восприятия перепада давления в салоне.



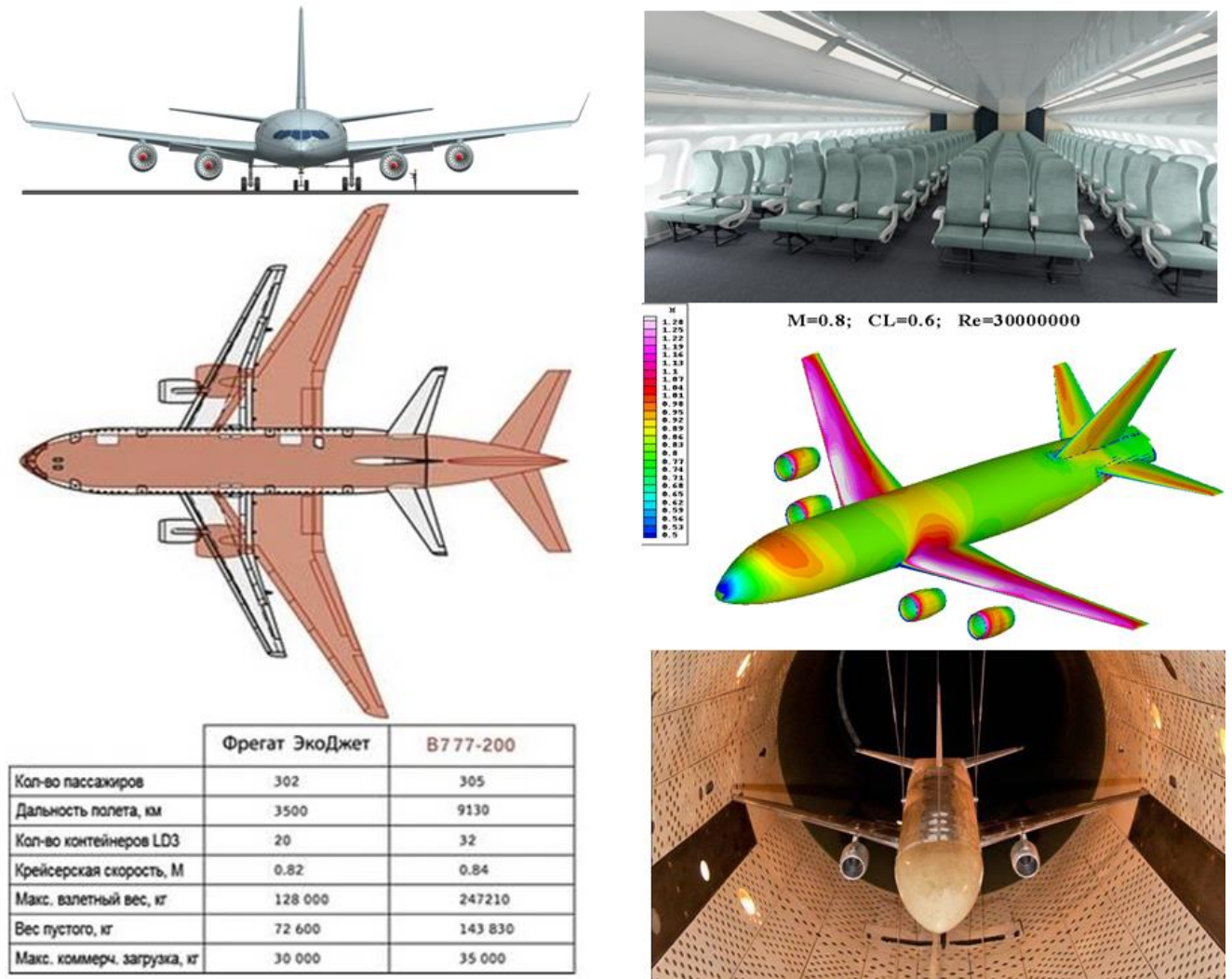


Рис.12. Среднемагистральный пассажирский самолет «Фрегат Экоджет» [11,12]

Мировые исследовательские центры совместно с «ЦАГИ» пришли к единому консолидированному решению о создании сверхзвукового делового самолета с вместимостью 8-12 чел (Рис.13). На повестке дня две концепции: 1 – двухрежимный самолет с изменяемой геометрией крыла (с дозвуковым крейсерским и сверхзвуковым режимом полета). 2 – однорежимный самолет с фиксированным крылом средней стреловидности (с основным крейсерским сверхзвуковым режимом полета). Первый самолет рассчитан на полеты преимущественно на дозвуковые эшелоны (80% трассы) и частично на сверхзвуковые эшелоны (20% трассы), а второй наоборот, на сверхзвуковые эшелоны (80% трассы) и на дозвуковые эшелоны (20% трассы). Какая компоновка будет воплощена в металл в итоге зависит от нормативного законодательства по шуму на местности, которое находится пока что на этапе формирования в мировых администрациях авиационных властей, являющейся по мнению некоторых ученых в данной области политическим инструментом в руках конкурирующих организаций авиационной отрасли.



## ЗАДАЧИ

- **Практическая дальность полёта**
  - **СДС - 7400км**
  - **СДС/СПС - 7400/8600км**
- **Сбалансированная Льпп**
  - **СДС - 2000м**
  - **СДС/СПС - 2500м**
- **Соответствие перспективным нормам по шуму (Гл.14)**
- **Возможность эксплуатации при  $M_{крейс} = 1.8$  над населённой сушей**
- **Возможность унификации двигателей в 2-х и 4-х двигательных компоновках**
- **Потенциальный рынок - 600 машин только в США**

Рис.13. Новое поколение гражданских сверхзвуковых деловых самолётов (СДС) [13]

Активно изучаются гиперзвуковые компоновки в рамках международного проекта «HEXAFLY», для обеспечения научно-техническим заделом гиперзвукового транспорта будущего и создания высокоскоростного гражданского самолета, рассчитанного на  $M = 8$  (Рис.14).

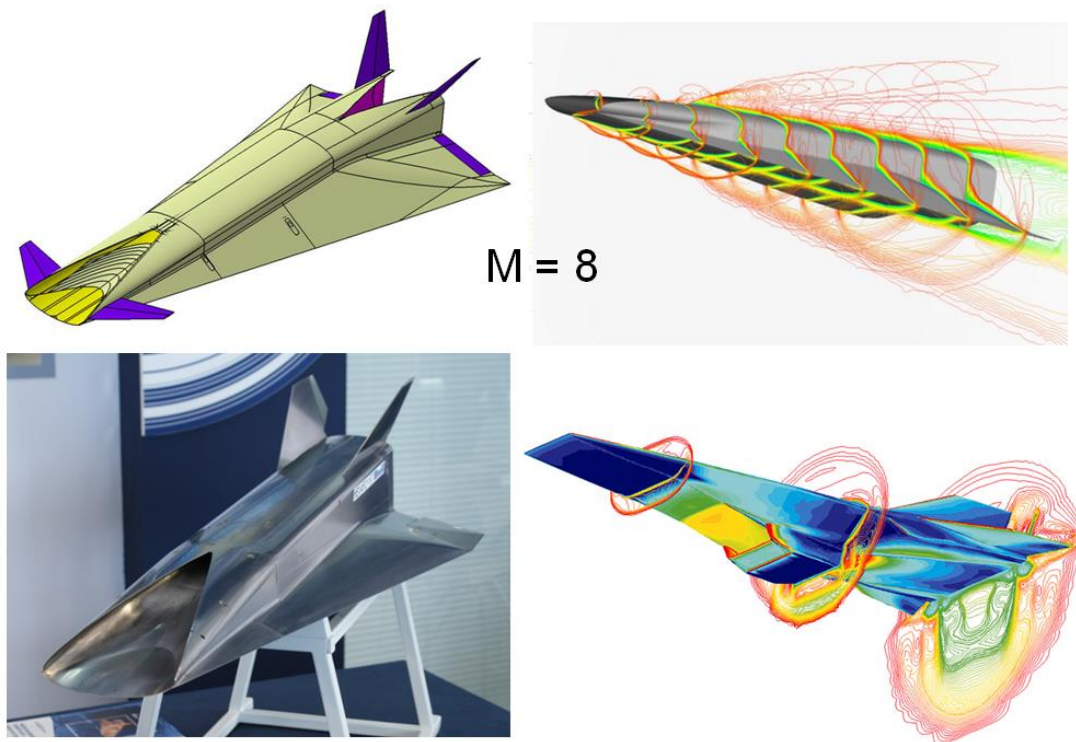


Рис.14. Новое поколение гражданских сверхзвуковых деловых самолётов (СДС) [14]

## 2. Конструкция и прочность

Применение композиционных материалов в конструкции агрегатов планера, в том числе крыла и хвостового оперения в рамках российского проекта среднемагистрального пассажирского самолета *МС-21*, позволил реализовать следующие возможности:

- Создать крыло большого удлинения с суперкритическими профилями нового поколения;
- Создать хвостовое оперение интегральной конструкции;
- Снизить вес конструкции планера при выполнении всех требований по прочности, живучести и аэроупругости;
- Повысить стойкость конструкции к воздействию окружающей среды и к эксплуатационным повреждениям.

А также получить компетенцию в следующих областях:

- В технологии изготовления крупногабаритных интегральных панелей из ПКМ методом вакуумной инфузии;
- В отработке математических методов учета характеристик материала;
- В освоении новых материалов, ранее не использовавшиеся в российском авиастроении – *Cytec Prism 2400RS, Hexcel 8552/AS4*.

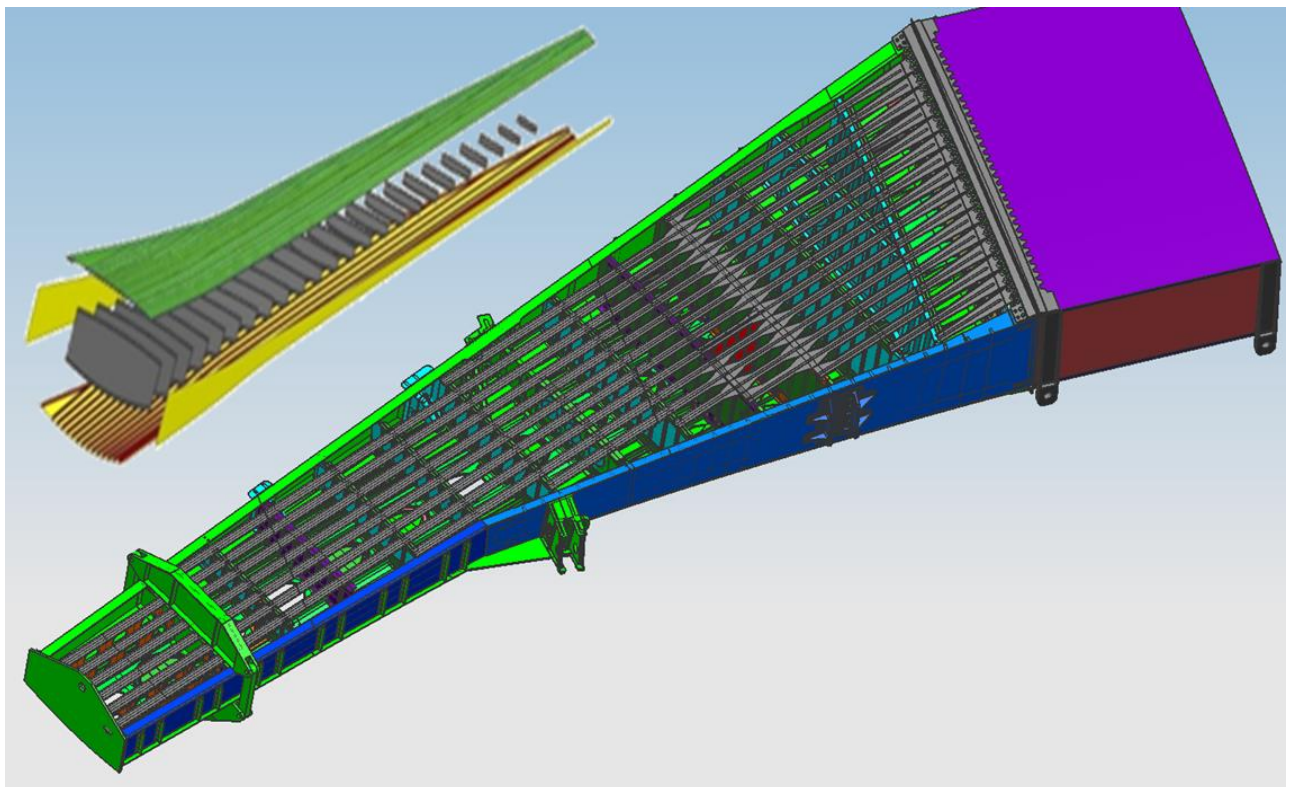


Рис.15. Силовая и принципиальная схема сборки крыла из композиционного материала [15]

До отработки статической прочности реальной (полномасштабной) конструкции самолета *МС-21* в «ЦАГИ» был проделан большой цикл исследовательских работ, направленных на отработку конструкторских решений, заложенных в планер самолета при его проектировании (Рис.16):

- Огромный объем работ по испытаниям конструктивно подобных образцов основных агрегатов планера самолета (порядка 10 тысяч);
- Климатико-прочностные испытания образцов и агрегатов, изготовленных из композитных материалов по различным технологиям;
- Изолированные испытания, как прототипов, так и реальных агрегатов конструкций, в том числе крыла, вертикального и горизонтального оперения, а также механизации крыла и оперения.



Рис.16. Многоуровневый расчетно-экспериментальный подход к отработке прочности конструкции самолета [16]

Помимо этого, по принятой в «ЦАГИ» методике, все экспериментальные исследования по отработке прочности конструкции самолета (Рис.17), сопровождались соответствующими расчетами, в том числе на основе методов виртуального моделирования, которые позволяют:

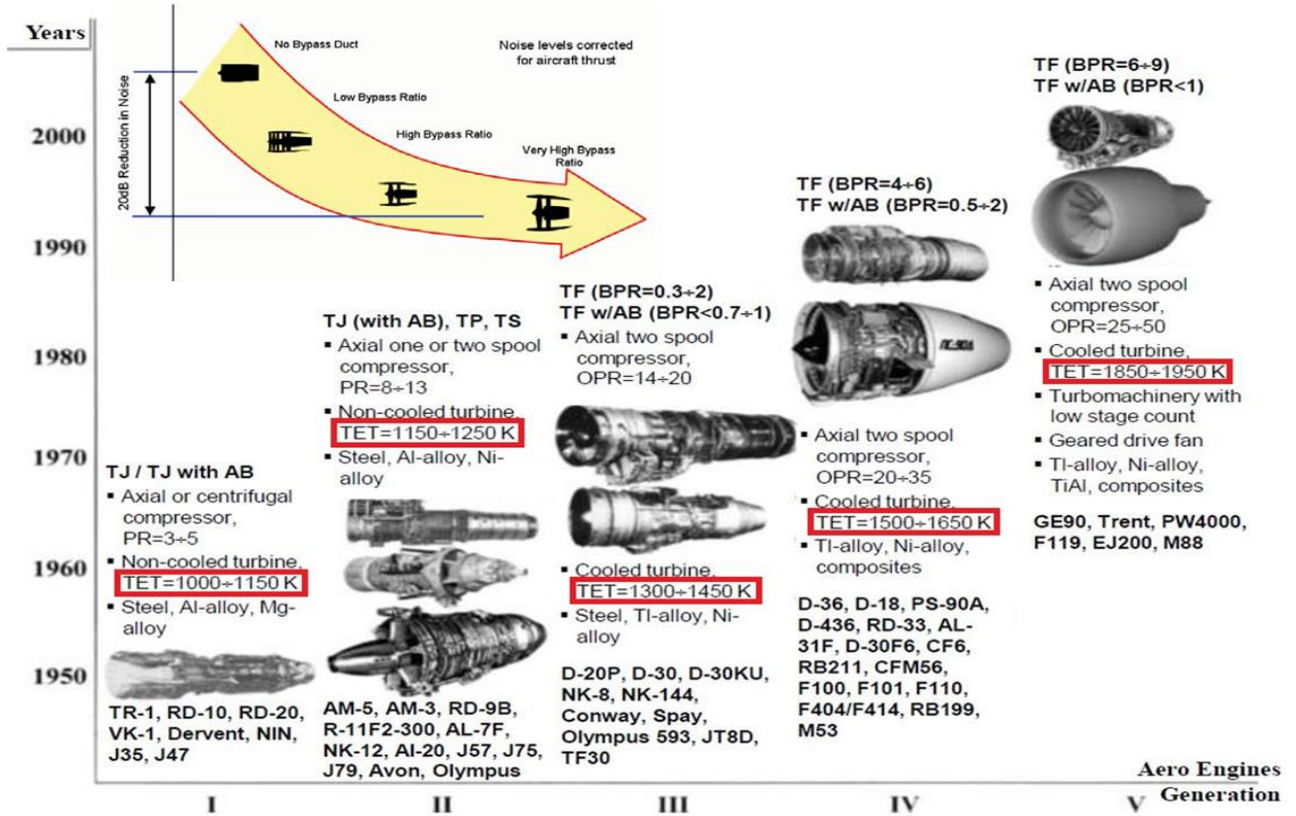
- Прогнозировать результаты эксперимента и заблаговременно предотвращать их неблагоприятный исход;
- Анализировать причины преждевременных разрушений и давать рекомендации по усилению конструкции;
- Сокращать объемы необходимых экспериментальных испытаний за счет виртуального (математического) моделирования.



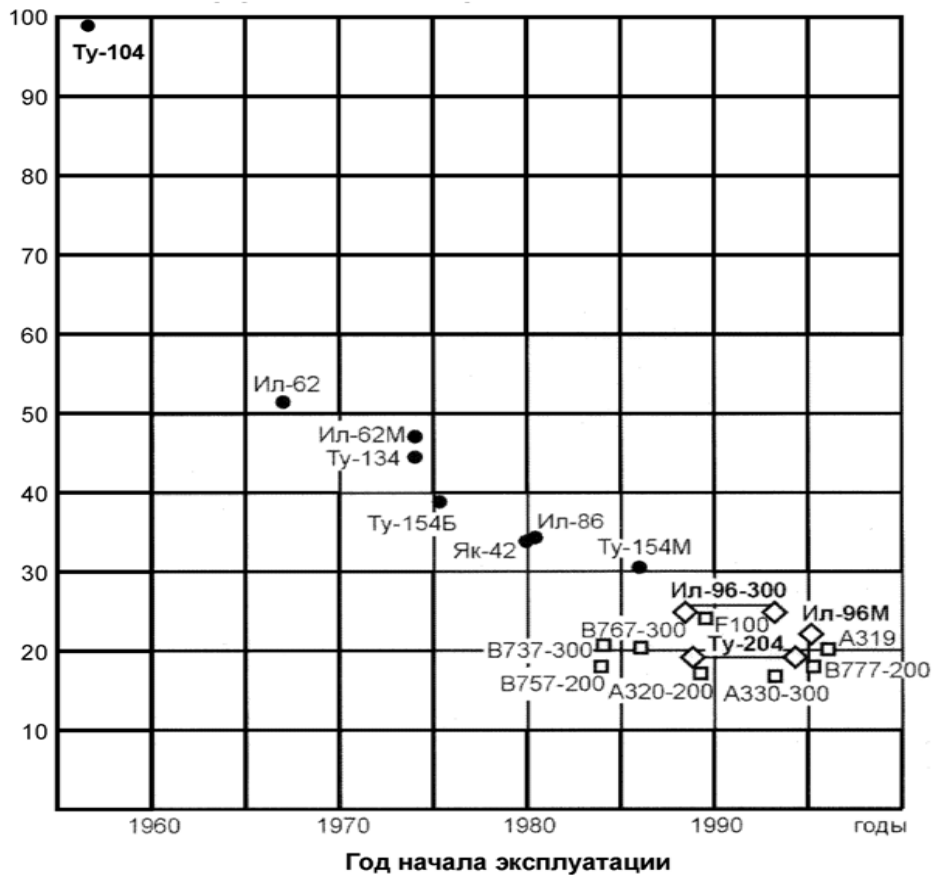
Рис.17. Внедрение ПКМ в конструкцию ответственных силовых агрегатов планера ЛА путем использования современных инфузионных технологий пропитки матрицы связующим и последующая отработка статической прочности [17]

### 3. Силовая установка

В конструкции силовых установок, в частности турбореактивных двигателей (ТРД), активно внедряются новые материалы и технологии производства. Разработка жаропрочных и коррозионностойких интерметаллидных сплавов на основе  $Ti$  и  $Ni$  позволили повысить температуру в камере сгорания до 2000 К (Рис.18) и тем самым улучшили тяговые и расходные характеристики в разы, такжекратно повысив общий КПД двигателя. Расход топлива снизился порядка 4-5 раз за последние 70 лет (Рис.19). Двигатели стали компактными благодаря внедрению аддитивных способов производства деталей в тракте двигателя, например благодаря внедрению технологии литья путем направленной кристаллизации, в частности количество ступеней КНД, КВД и турбины за последние 60 лет снизилось в 2 раза. На лицо тенденция роста степени двухконтурности и размещения габаритных ступеней ТВД на задних ступенях двигателя, с применением высокоскоростных винтов со специально спрофилированными тонкими профилями в поперечном сечении лопастей (Рис.20).



რის.18. ტენდენცია განვითარების ტრჯ და მისი ძირითადი პარამეტრები [18]



რის.19. ტენდენცია შემცირების სპეციფიკური ხარჯი საფრენი [გრ/პასს კმ] [18]

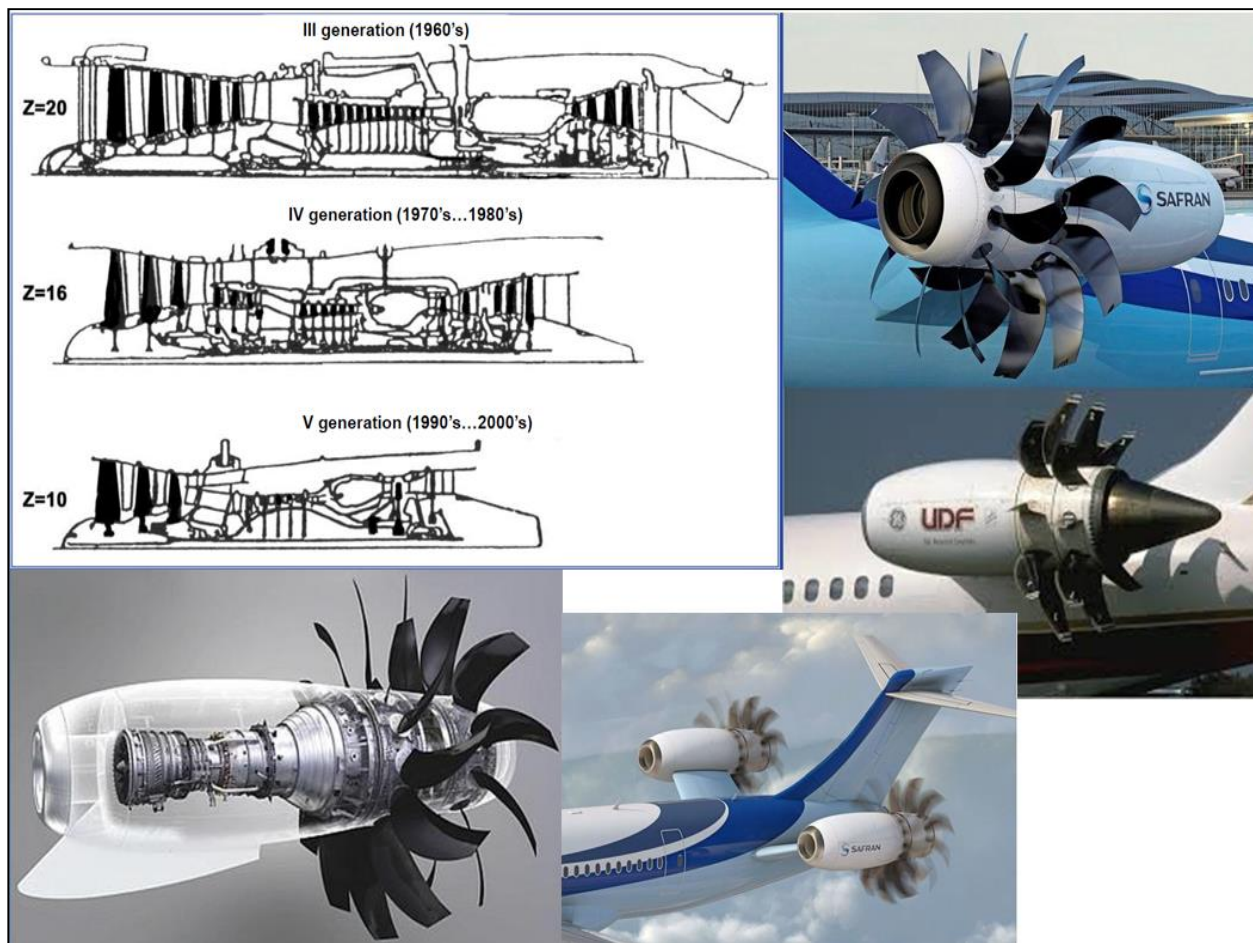


Рис.20. Тенденция уменьшения размеров и увеличения степени двухконтурности [19]

Ведутся работы по разработке компактных нерегулируемых воздухозаборных устройств (ВЗУ) с трехмерной системой скачков уплотнения для торможения потока (Рис.21). Такие ВЗУ с одной стороны просты, не требуют сложной системы управления для адаптации к режимам полета, но являются узко настроенными к конкретному диапазону сверхзвуковых чисел Маха, как правило, не превышающих 1.8М. Или же они рассчитаны на конкретное число, например гиперзвукового значения 8М (т.н. конвергентные ВЗУ). Такие воздухозаборники являются остро настроенными и как следствие сложно запускаемы в случае срыва режима работы и поэтому пока не безопасны в эксплуатации.

Возобновляется тема ТРД изменяемого цикла для СДС/СПС. На рисунке 22 представлен такой реактивный двигатель коаксиальной схемы самолета *SR-71*. Такие двигатели необходимы при разработке пассажирских сверхзвуковых самолетов для обеспечения приемлемых экономических характеристик на различных режимах полета (как на дозвуковых, так и на сверхзвуковых).

С желанием внедрить на самолете электрические двигатели, имеющих высокие тяговые характеристики и малую вероятность отказа, нарастает интерес к распределенным компоновкам силовых установок в составе планера самолета (Рис.23).



Рис.21. Многорежимные нерегулируемые сверхзвуковые воздухозаборные устройства пространственного (3D и конвергентного) типа [20,21,22]

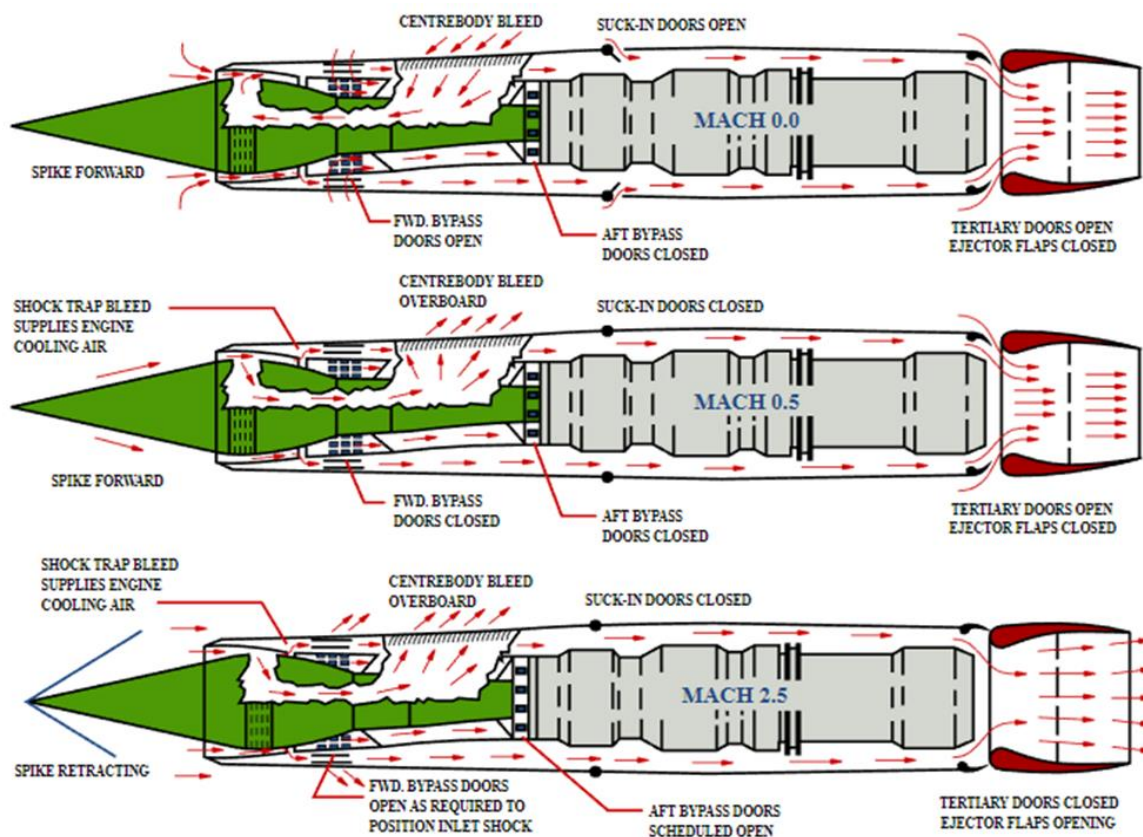


Рис.22. ТРДД изменяемого цикла коаксиальной схемы самолета SR-71 [23]

Также распространяются летательные аппараты преобразуемой аэродинамической схемы, сочетающие достоинства как самолетных, так и вертолетных режимов полета, как



полностью с электрическими так и с гибридными (турбоэлектрическими) силовыми установками, распределенными на поверхности ЛА (Рис.24).

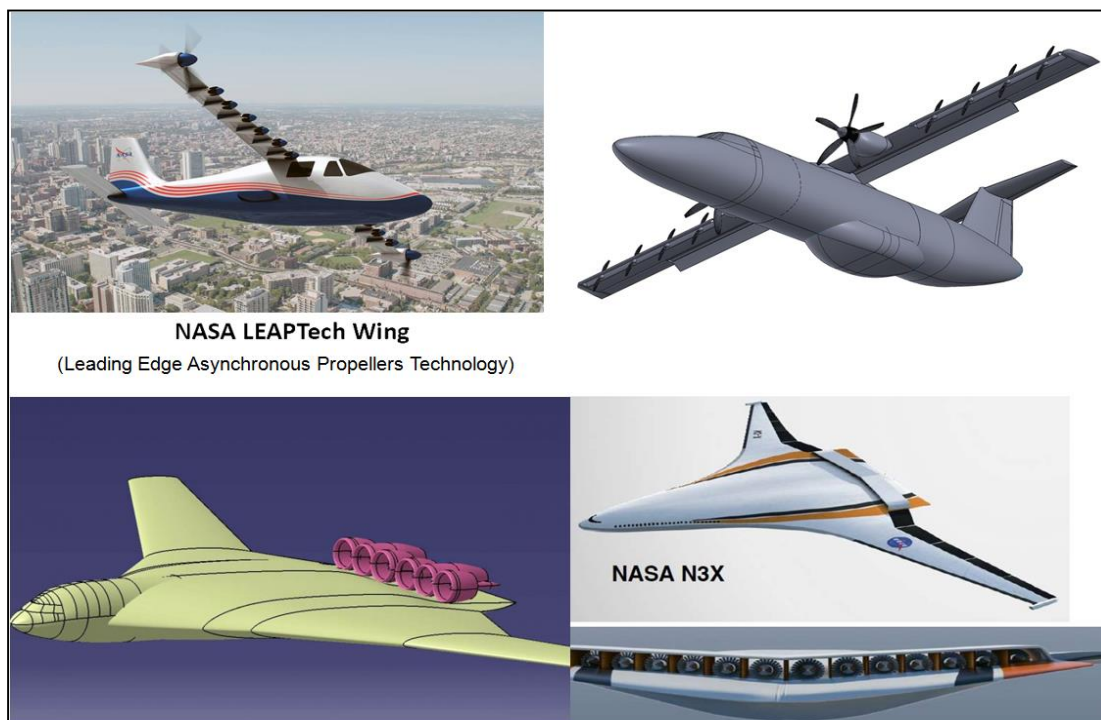


Рис.23. – Компоновки с распределенными гибридными силовыми установками [24,25]



Рис.24. Компоновки с распределенными электрическими СУ [26]

#### 4. Системы управления и бортовое оборудование

Интегрированное бортовое оборудование на перспективных самолетах это (Рис.25):

- Использование открытой архитектуры современных аппаратных средств и программного обеспечения;

- Широкое использование концепции интегрированной модульной авионики (ИМА) с высокоскоростными шинами данных AFDX;
- Бортовая автоматизированная система технического обслуживания;
- Исключение необходимости применения наземных КПА.

Что в свою очередь позволяет:

- Значительное снижение эксплуатационных расходов на самолет;
- Снижение веса самолета;
- Повышение безопасности полетов на всех этапах и режимах полета;
- Повышение надежности самолетного оборудования.

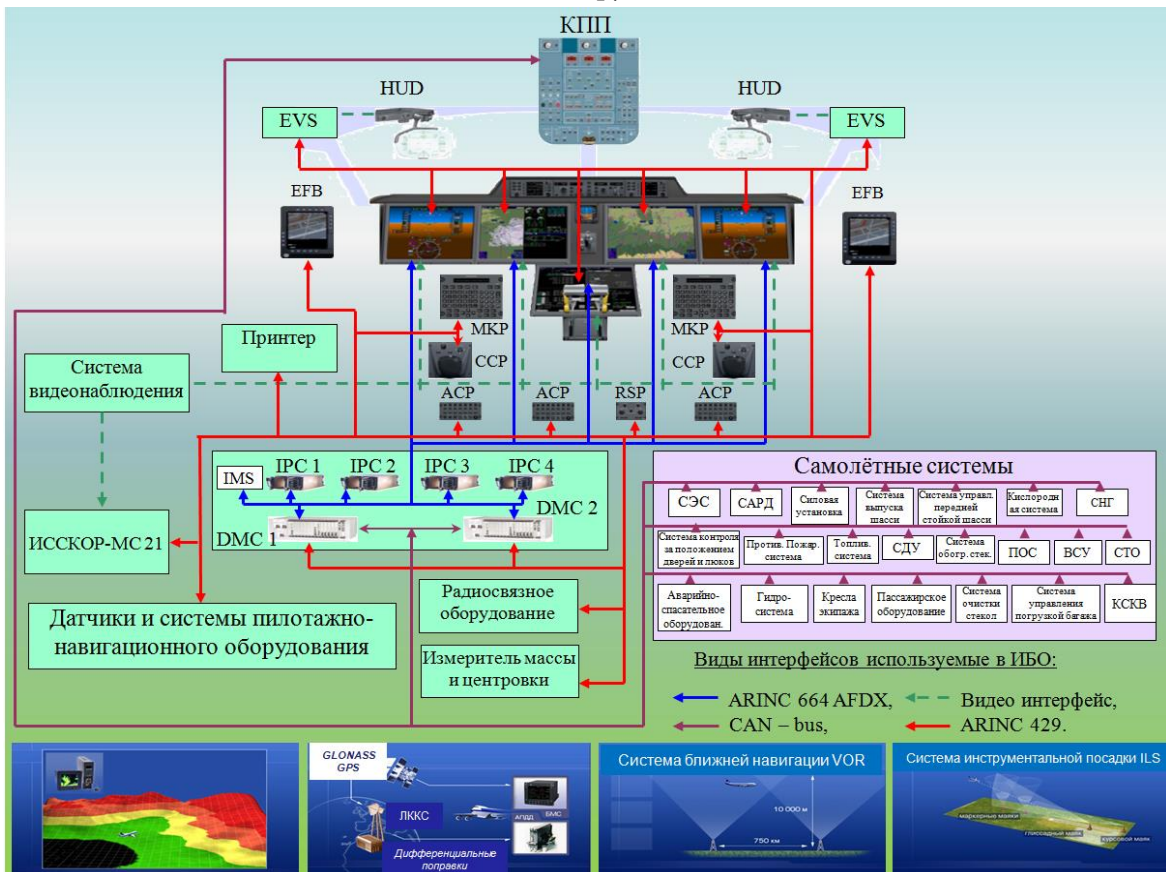


Рис.25. Архитектура интегрированного бортового оборудования (ИБО) [27]

Комплексная система управления на перспективных самолетах это:

- Улучшение ЛТХ, ВПХ самолета;
- Большой уровень автоматизации всех этапов полета;
- Современная архитектура с двумя контролируемыми триадами вычислителей;
- Снижение нагрузок на самолет от атмосферной турбулентности на всех режимах полета;
- Снижение нагрузок на механизацию самолета за счет оптимизации законов управления;
- Снижение потребной мощности систем гидропитания;
- Предупреждение и автоматический выход из опасных ситуаций при полете;

- Реконфигурация алгоритмов системы управления, многократное резервирование.

Повышение безопасности полета за счет:

- Сохранения работоспособности до 4-5 аппаратных и 2-х программных отказов;
- Вероятность снижения характеристик управления не хуже 10 - 11;
- Обеспечение вылета при 90 % возможных единичных отказов КСУ;
- Повышения ресурса планера самолета.

Кабина пилотов современных пассажирских самолетов это (Рис.26):



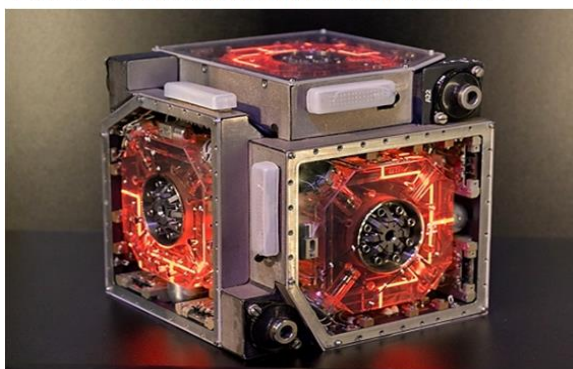
Рис.26. Кабина современного пассажирского самолета [28]

- Пять широкоформатных, цветных, многофункциональных дисплеев, обеспечивающих визуализацию всего объема основной информации по всем системам самолета, на всех режимах полета;
- Активная боковая ручка – оптимальное решение для режима *Fly – by – wire*;
- Комплект электронной документации *EFB* третьего класса;
- Максимальный уровень автоматизации управления всеми самолетными системами и оборудованием;
- Максимальный уровень комфорта для эффективной работы на всех режимах работы самолета для членов экипажа;
- Максимальный уровень безопасности полета, соответствующий современным требованиям;

- Минимальный состав органов ручного управления самолетными системами;
- Современный дизайн и современные отделочные материалы интерьера.

Активно внедряются в комплект бортового оборудования бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС) на основе лазерных гироскопов, обеспечивающие автономность и высокую надежность при отключении спутниковых систем навигации (Рис.27). Также внедряются различные датчики измерения первичной информации (скорость, высота) основанные на измерениях напряженности физических полей Земли (например, электромагнитного или гравитационного поля Земли).

БИНС на основе лазерных гироскопов



Погрешность  $2\sigma$  (95%)

В инерциальном режиме

- |                                |                             |
|--------------------------------|-----------------------------|
| • Географические координат     | 3,7 км за час полета        |
| • Путевая скорость             | 4 м/с                       |
| • Истинный курс ( $t$ – время) | $0,2^\circ + 0,02 \times t$ |
| • Углы крена и тангажа         | $0,1^\circ$                 |

В гибридном режиме

- |                             |         |
|-----------------------------|---------|
| • Географические координаты | 100 м   |
| • Путевая скорость          | 0,2 м/с |

Время готовности

5 мин

Среднее время наработки на отказ

7000 ч

Масса

16,5 кг

Температура окружающей среды

от  $-60^\circ\text{C}$  до  $+55^\circ\text{C}$

Высота

до 15 000 м

Интерфейсы

ARINC 429, MIL-STD -1553

ИНС на основе механических гироскопов для самолета «CONCORD»

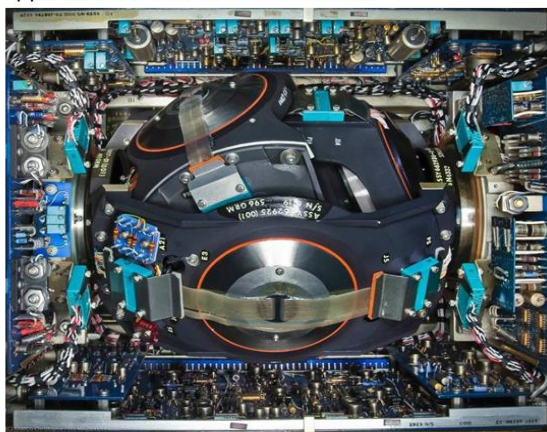


Рис.27. Бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС) на базе лазерных гироскопов (слева) и инерциальная навигационная система (ИНС) на базе механического 3-х степенного гироскопа (справа) [29,30,31]

На борт самолета внедряются более отказобезопасные РЛС с пассивной и активной фазированной антенной решеткой ПФАР или АФАР. Такие радары имеют малую вероятность отказа (например, в случае удара молнии) благодаря распределенной схеме приемо-передающих устройств, а также широкий диапазон обзора благодаря отклонению направления радиоизлучения посредством изменения его фазы (Рис.28).

Из проведенного анализа современного состояния и перспектив развития отдельных областей авиационной науки можно сделать вывод о том, что еще далеко не все передовые ее достижения внедрены в авиационную технику. А это значит, что развитие авиации еще продолжается.



Рис.28. РЛС с пассивной и активной фазированной антенной решеткой [32]

### Литература

- [1] <https://docplayer.ru/49553052-Shestaya-vserossiyskaya-konferenciya-vychislitelnyy-eksperiment-v-aeroakustike-sentyabrya-2016-goda-g-svetlogorsk-kaliningradskaya-oblast.html>
- [2] <http://soyuzmash.ru/docs/prez/prez-kntr-180917-2.pdf>
- [3] <https://www.airbus.com/newsroom/press-releases/en/2017/09/airbus-blade-laminar-flow-wing-demonstrator-makes-first-flight.html>
- [4] <https://newsroom.aviator.aero/safran-celebrates-successful-start-of-open-rotor-demonstrator-tests-on-new-open-air-test-rig-in-southern-france/>
- [5] <https://www.nasa.gov/content/variation-on-a-theme>
- [6] [http://www.implas.ru/news\\_1\\_2.html](http://www.implas.ru/news_1_2.html)
- [7] <https://cyberleninka.ru/article/v/snizhenie-soprotivleniya-strelovidnogo-kryla-posredstvom-lokalnogo-otsosa-pogranichnogo-sloya>
- [8] <https://www.ainonline.com/aviation-news/aerospace/2012-06-11/airbus-says-neo-choice-opens-new-rd-avenues>
- [9] <http://www.aflonext.eu>
- [10] <http://www.tsagi.ru/pressroom/news/3283/>
- [11] <http://www.frigate-ecojet.ru>
- [12] <http://avia.pro/blog/frigate-ecojet>
- [13] <https://theworldnews.net/ru-news/tsagi-anonsiroval-proekty-samoletov-budushchego>
- [14] <https://topwar.ru/120397-eksperimentalnaya-programma-hexafly-int.html>

- [15] <http://aerocomposit.ru/pervyj-prototip-kessona-kryla-ms-21-proshel-zhestkostnye-ispytaniya/>
- [16] <http://www.ato.ru/content/cagi-provel-ocherednoy-etap-prochnostnyh-ispytaniy-kryla-ms-21>
- [17] <https://www.ruaviation.com/docs/1/2016/12/30/119/?h>
- [18] <http://engine.aviaport.ru/issues/86/pics/pg02.pdf>
- [19] <https://mdao.grc.nasa.gov/publications/AIAA-2011-2764.pdf>
- [20] <https://theaviationgeekclub.com/photos-f-16-used-test-f-35s-diverterless-supersonic-inlet/>
- [21] <http://www.f-16.net/forum/viewtopic.php?f=36&t=53658&start=360>
- [22] [https://www.cybermodeler.com/aircraft/f-23/pages/wmf\\_yf-23\\_07.shtml](https://www.cybermodeler.com/aircraft/f-23/pages/wmf_yf-23_07.shtml)
- [23] [https://ru.m.wikipedia.org/wiki/Файл:SR71\\_J58\\_Engine\\_Airflow\\_Patterns.svg](https://ru.m.wikipedia.org/wiki/Файл:SR71_J58_Engine_Airflow_Patterns.svg)
- [24] <https://www.nasa.gov/content/hybrid-wing-body-goes-hybrid>
- [25] <https://www.jetforums.net/threads/nasas-leaptech-hybrid-lift-technology.1561/>
- [26] <https://www.popmech.ru/technologies/405322-vverh-na-elektrichestve-elektrosamolyoty-budushchego/#part0>
- [27] [https://www.gosniias.ru/pages/d/ret-01-2015\\_1.pdf](https://www.gosniias.ru/pages/d/ret-01-2015_1.pdf)
- [28] <http://window.edu.ru/resource/082/59082/files/bis-1.pdf>
- [29] <http://rrti.ru/kak-orientirovatsja-v-prostranstve.html>
- [30] <http://www.mirglonass.ru/noveyshaya-rossiyskaya-inercialnaya-navigacionnaya-sistema-bins-2015-sposobna-rabotat-bez-gps-i-glonass/>
- [31] <https://helirusia.ru/assets/res/Выставка/2018/презентации/7.%20ФомичёвАВ%20-%20Опыт%20ПАО%20МИЭА%20в%20разработке%20бесплатформенных%20инерциальных%20навигационных%20систем%20на%20лазерных%20гироскопах.pdf>
- [http://vii.sfu-kras.ru/images/libs/Osnovi\\_teorii.pdf](http://vii.sfu-kras.ru/images/libs/Osnovi_teorii.pdf)

## Prospects of Aviation Development in Terms Of Modern Condition of Aviation Science

**Irakli Kacharava, Valeri Mikadze, David Pilauri**

*The article is devoted to the modern trends in the development of specific areas of aviation science and perspectives of aviation technology as a result of their implementation. It is a compilation of published data in open sources [1-32] and consists of four main chapters:*

1. *Aerodynamics and arrangement of the aircraft;*
2. *Construction and its strength;*
3. *Power plant;*
4. *Control systems and onboard equipment.*

## A320 ტიპის საჰაერო ხომლადის ოპტიმიზაცია ახლო მანძილზე მოქმედებისთვის

გიორგი კაკაბაძე

(ნოტინჰემ ტრენტის უნივერსიტეტი,

ნოტინჰემი, გაერთიანებული სამეფო, +44 77 8888 9416, [g.kakabadze@ssu.edu.ge](mailto:g.kakabadze@ssu.edu.ge))

**რეზიუმე:** ნაშრომის მიზანია Airbus A320 ტიპის საფრენი აპარატის გადაპროექტება ახალი ტექნიკური დავალების მიხედვით, რომელიც მორგებული იქნება დაბალი სიჩქარით ახლო მანძილზე ფრენებზე. აღნიშნული სამუშაო შესრულებული იქნება სხვადასხვა ავტომატიზებული დაპროექტების სისტემებით, შესაბამისად მოხდება მიღებული შედეგების შედარებითი ანალიზი და დადგინდება კონკრეტული პროგრამების დადებითი და უარყოფითი მხარეები, ასევე დაპროექტების რომელ საფეხურზე რომელი პროგრამა იძლევა უკეთეს შედეგს.

**საკვანძო სიტყვები:** დაპროექტების მეთოდები, საფრენი აპარატები, ძირითადი პარამეტრები, სასაზღვრო პირობები.

### 1. შესავალი

თანამედროვე ავიაგიაში ხშირად გვხვდება შემთხვევები, როდესაც საფრენი აპარატი არ გამოიყენება მისი ზუსტი ტექნიკური დავალების მიხედვით, საბოლოოდ ეს იწვევს მიზნის არაეფექტურად შესრულებას, რაც გამოიხატება საწვავის გადამეტებულ ხარჯში, არასაკმარის სასარგებლო დატვირთვაში და ა.შ. აღნიშნულის ერთ-ერთ ნათელ მაგალითად შეიძლება ჩაითვალოს Airbus A320-ის რეგულარულად ახლო მანძილის ფრენებზე გამოყენება. მსგავსმა ქმედებამ იტალიური ავიაკომპანია „ალიტალია“ ფინანსური პრობლემების წინაშე დააყენა.

### 2. ძირითადი ნაწილი

#### 2.1. საფრენი აპარატის მასის პირველი მიახლოება

##### 2.1.1. ტექნიკური მოთხოვნები

Airbus A320-ის და კონცეპტუალური საფრენი აპარატის პირველადი ტექნიკური მოთხოვნები მოცემულია ცხრილში:

სტანდარტული A320-ის და კონცეპტუალური საჰაერო ხომლადის საწყისი

ტექნიკური მახასიათებლები [1]

ცხრილი 1

პარამეტრები	ერთეული	A320	კონცეპტ. აპარატი
ფრენის სიშორე	საზღვაო მილი	2750	800
საშ. ტვირთამწეობა	კგ	13608	13608
მაქს. ტვირთამწეობა	კგ	20000	20000
$M_{კრეისერული}$	-	0.78	0.6
$M_{მაქს. ოპერაციული}$	-	0.82	0.82
$V_{მაქს. ოპერაციული}$	კვანძი	350	350
კრეის. ჭერი	ფუტი	33000	33000
სწრაფადმავლობის დრო	წუთი	<35	<35
ფრენის ჭერი ერთი გათიშული ძრავათი	ფუტი	>15000	>15000
მაქს. ფრენის ჭერი	ფუტი	>38500	>38500

გაქანების მანძილი	მეტრი	<2200	<2200
გარბენის მანძილი	მეტრი	<1850	<1850
დაფრენის სიჩქარე	კვანძი	<138	<138
ფრთის გაქანის ლიმიტი	მეტრი	≤36	≤36
საჰაერო ხომალდის კლასიფიცირების რიცხვი (flex B)	-	<42	<42

### 2.1.2. გეომეტრია

ნაშრომში განხილული კონცეპტუალური საფრენი აპარატის საწყისი გეომეტრიული მახასიათებლები Airbus A320-ის იდენტურია.

- ფიუზელაჟის განლაგება:
  - სავარძლების ბიჯი: 32 დუიმი,
  - სავარძლის სიგანე: 22 დუიმი.
- ფრთის გეომეტრია:
  - წაგრძელება (პირველადი სავარაუდო):  $\lambda = 10$ ,
  - ისრისებურობა 25%-ზე: 25° როდესაც  $M_{კრეისერული} = 0.78$ ,  
20° როდესაც  $M_{კრეისერული} = 0.60$ ,
  - შევიწროება : 0.38,
  - ფარდობითი სისქე:  $(e/l)_{aero} = 0.89 - (M_{cruise} + 0.02) * \sqrt{\cos\phi_{25\%}}$ .
- ჰორიზონტალური ფრთასხმულობის გეომეტრია:
  - წაგრძელება: 3.4,
  - ისრისებურობა 25%-ზე: 38°,
  - შევიწროება: 0.30,
  - ფარდობითი სისქე: 10%.
- ვერტიკალური ფრთასხმულობის გეომეტრია:
  - წაგრძელება: 1.3,
  - ისრისებურობა 25%-ზე: 45°,
  - შევიწროება: 0.35,
  - ფარდობითი სისქე: 11%.

საწყისი დიზაინის განხილვა:

- უცვლელი რჩება წევა-შეიარაღების მახასიათებლები,
- ფრთის ისრისებურობა უნდა შემცირდეს 5%-ით, რათა გაიზარდოს აეროდინამიკური მახასიათებლები (როგორც დაბალ, ისე მაღალ სიჩქარეებზე),
- ვინაიდან აპარატი იმავე ფიუზელაჟის დროს იქნება შემსუბუქებული, შემუშავდა მცირე ფრთა და ფრთასხმულობა, სამაგიეროდ გაიზარდება ფიუზელაჟის ფარდობითი მნიშვნელობა საერთო გეომეტრიაში, რაც ნეგატიურ ზეგავლენას მოახდენს აეროდინამიკურ ხარისხზე,
- შესაბამისად, დასაწყისისთვის ჩაფიქრებულია მშრალი და მაქსიმალური ასაფრენი მასების თანაფარდობის ზრდა 5%-ით (OEW/MTOW),
- ფრთის გეომეტრიის შემცირებასთან ერთად,  $C_{Lmax}$  აგრეთვე შემცირდება 5%-ით.

საწყისი მაქსიმალური ასაფრენი მასა (MTOW) [2].

საფრენი აპარატის საწყისი ( $M_i$ ) და საბოლოო ( $M_e$ ) მასებს შორის თანაფარდობის დასადგენად ვიყენებთ ბრეგეს მანძილის განტოლებას:



$$R = \frac{1}{g} * \frac{L}{D} * \frac{V}{SFC} * \ln \frac{MTOW}{MTOW - MF} \quad (1)$$

სადაც R არის მანძილი, g – გრავიტაციული აჩქარება, SFC (Specific Fuel Consumption) – საწვავის მოხმარების კოეფიციენტი, V – კრესერული სიჩქარე, L/D - ამწევი ძალისა და წინაღობის ფარდობა.

ასევე აღსანიშნავია, რომ  $M_i = MTOW$  და  $M_e = MTOW - MF$ , სადაც MF (Mission Fuel) არის ფრენის განმავლობაში დახარჯული საწვავის მასა. შესაბამისად:

$$\frac{M_i}{M_e} = \exp \frac{R * g * SFC}{V * \left(\frac{L}{D}\right)} \quad (2)$$

ვინაიდან აღნიშნულ ეტაპზე სიმაღლის მატების და კლების ფაზები არ არის გათვალისწინებული, იგულისხმება, რომ კრესერული რეჟიმის ბოლოს მასა ტოლია  $M_e = MZFW - MF$  სადაც  $MZFW = OWE + PLW$ . საიდანაც გამოისახება:

$$MTOW = \frac{\frac{M_i}{M_e} * PLW}{1 - \frac{M_i}{M_e} * \frac{OWE}{MTOW}} \quad (3)$$

საბოლოოდ, იმისათვის, რომ მივიღოთ მაქსიმალური ასაფრენი მასის რიცხვითი მნიშვნელობა ორივე აპარატისთვის, შემდეგი საწყისი პარამეტრები გავითვალისწინეთ:  $(OWE/MTOW)_{A320} = 0.54$  და საწყისი დიზაინის განხილვის მიხედვით  $(OWE/MTOW)_{კონცეპტუალური} = 1.05 * (OWE/MTOW)_{A320} = 0.567$ . დარუხერვებული საწვავის მასა (RF) ნაგულისხმებია, რომ არის MZFW-ის 6% ორივე აპარატის შემთხვევაში.

ორივე აპარატის ძირითადი მასური მახასიათებლები

ცხრილი 2

	ხელით ნაანგარიშები		ALCAZAR	
	A320	კონცეპტ.	A320	კონცეპტ.
MTOW [კგ]	52374	38267	63034	44442
MF [კგ]	12853	4960	15388	5636
RF [კგ]	2371	1998	2697	2196
OWE [კგ]	28282	21697	34038	25199
MZFW [კგ]	39521	33307	47646	38806
MLW [კგ]	41892	35305	50343	41003
MF/MTOW [-]	0.2454	0.1296	0.2441	0.1268

ცხრილ 2-ში წარმოდგენილი მასური მახასიათებლები გაანგარიშებულია როგორც ხელით, ასევე ტულუზაში მდებარე „აერონავტიკისა და კოსმონავტიკის უმაღლესი ინსტიტუტის“ მიერ შექმნილი პროგრამა ALCAZAR-ით. აღნიშნული გამოთვლებისთვის ამწევი ძალისა და წინაღობის ფარდობა აღებულია  $L/D = 16$  სტანდარტული კონფიგურაციის A320-ის შემთხვევაში და 16.8 - კონცეპტუალური საფრენი აპარატის შემთხვევაში. საწვავის მოხმარების კოეფიციენტი (SFC) აღებულია 17 გ/კნ/წმ (0.6 lb/lbf/hr). მარტივად შესამჩნევია, რომ კონცეპტუალური საჰაერო ხომალდის მასა გაცილებით ნაკლებია სტანდარტული A320-ის მასაზე, რისი მთავარი მიზეზია ბორტზე არსებული ნაკლები საწვავის რაოდენობა ახლო მანძილის ფრენებისთვის. აქედან გამომდინარე, MF/MTOW შემცირებულია დაახლოებით 50%-ით.

მეტი სიზუსტისთვის აუცილებელია მაღლა ასვლის და ძირს დაშვების ეტაპების მოხმარებული საწვავის რაოდენობის განსაზღვრა და გათვალისწინება. ზოგადად

ნაგულისხმებია, რომ სიმაღლეზე ასვლისათვის საჭირო საწვავის მასა წარმოადგენს საფრენი აპარატის მაქსიმალური ასაფრენი მასის 3%-ს, ხოლო ძირს დაშვებისთვის საჭირო საწვავის მასა – მაქსიმალური დასაფრენი მასის 2%-ს. ორივე ამ მახასიათებლის რიცხვითი მნიშვნელობა დამატა ზემოაღნიშნულ გამოთვლებს, რამაც მაქსიმალური ასაფრენი მასა გაზარდა 10-15%-ით, რაც თავისთავად დიდ ზეგავლენას ახდენს მასური მახასიათებლების საერთო სურათზე. მიუხედავად ამისა, კონცეპტუალური საჰაერო ხომალდი მაინც 20 ტონით მსუბუქია და მისი MF/MTOW ჯერ კიდევ 40%-ით მცირეა სტანდარტულ A320-თან შედარებით. ცხრილ 3-ში გათვალისწინებულია მაღლა ასვლის და ძირს დაშვების ფაზები, დაანგარიშებულია ALCAZAR-ის მეშვეობით.

ძირითადი მასური მახასიათებლები ორივე აპარატისთვის ცხრილი 3

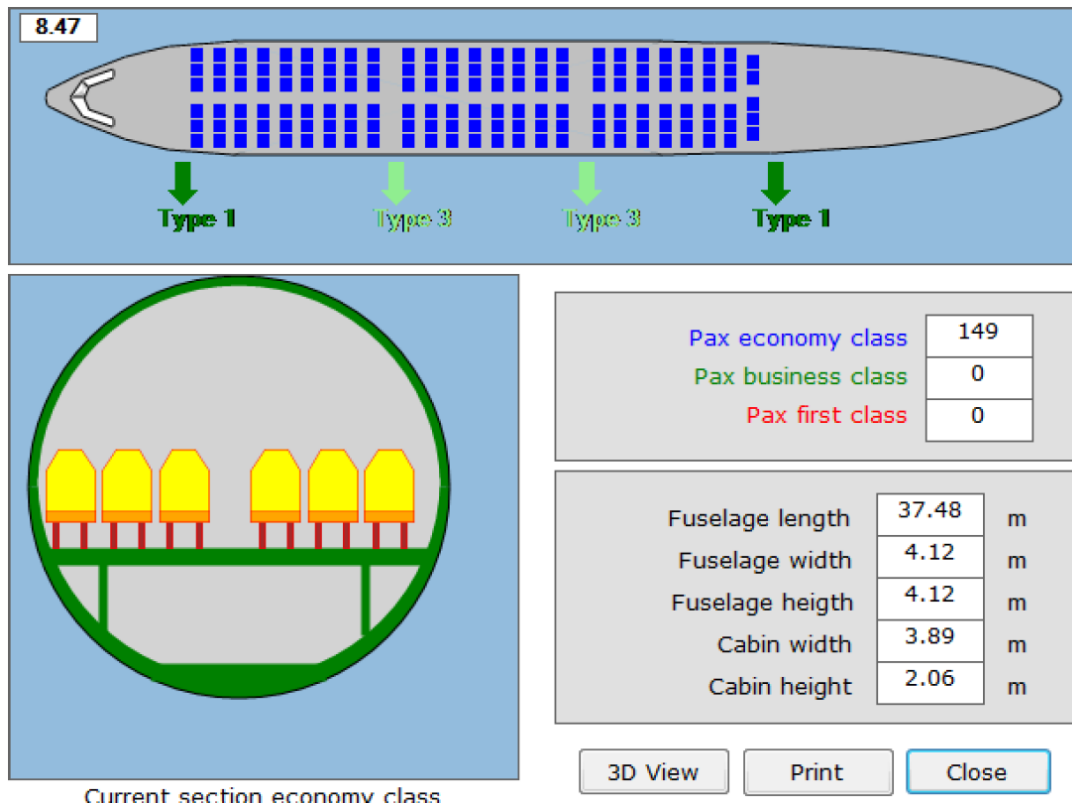
პარამეტრები	A320	კონცეპტ.
MTOW [კგ]	74054	50218
MF [კგ]	20457	8136
RF [კგ]	5547	4250
OEW [კგ]	39989	28473
MZFW [კგ]	53597	42082
MLW [კგ]	59145	46332
MF/MTOW [-]	0.2762	0.1620

### 2.1.3. პირველი ვიზუალიზაცია

ორივე ტიპის საფრენი აპარატისთვის შერჩეულია ერთი სახის სტანდარტული განლაგება. ამ ეტაპისთვის განიხილება 149 მგზავრის განთავსება სრულად ეკონომ-კლასის სალონში, ერთი გასასვლელით და 6 სკამით თითო რიგში (გეომეტრიული მახასიათებლებიდან გამომდინარე ბოლო რიგში – 5 ადგილით). აღნიშნული მახასიათებლების მიხედვით ALCAZAR-მა მოგვცა ფიზუხელაჟის სიგრძე 37.48 მ და დიამეტრი 4.12 მ.



სალონის სამგანზომილებიანი ხედი

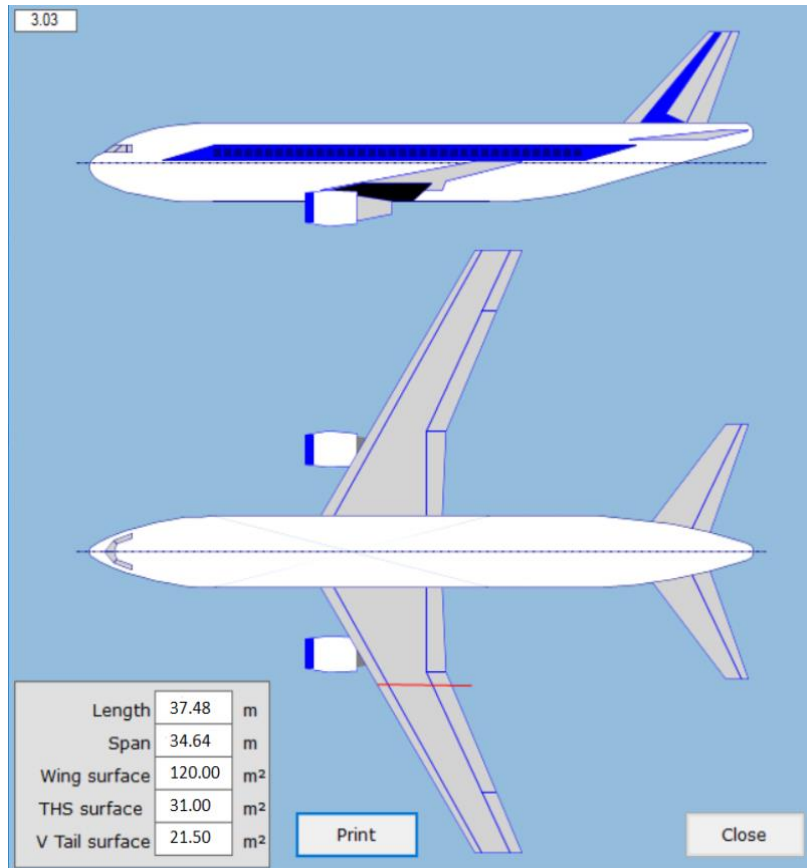


სალონის ორგანოზომილებიანი ხედი  
 ნახ. 1. 149 მგ ზავრზე გათვლილი სალონის კონფიგურაცია

პროგრამა ALCAZAR გვადლევს ფრთის, ფრთასხმულობის და ძრავების გეომეტრიის გენერირების საშუალებას. აღნიშნული პროცესი შესრულდა კონცეპტუალური საფრენი აპარატისთვის. ამ ეტაპისთვის ფრთის ფართობის და წევის ძალის მნიშვნელობა არ არის ზუსტად გამოთვლილი, ამიტომ წინასწარი ანგარიშისთვის მიახლოებით შეირჩა 120 მ<sup>2</sup> და 20 000 დეკა ნიუტონი. ასევე ზოგიერთი გეომეტრიული პარამეტრი შეირჩა პროტოტიპების მიხედვით:

- ფრთის გეომეტრია:  
 შევიწროვება = 29%, დიჰედრალური კუთხე = 6°, გრძივი პოზიცია = 18.74 მ, ვერტიკალური პოზიცია = -2 მ.
- ჰორიზონტალური ფრთასხმულობა:  
 ფართობი = 31 მ<sup>2</sup>, დიჰედრალური კუთხე = 4°, გრძივი პოზიცია = 42 მ, ვერტიკალური პოზიცია = 1.7 მ.
- ვერტიკალური ფრთასხმულობა:  
 ფართობი = 21.5 მ<sup>2</sup>, გრძივი პოზიცია = 41.5 მ.

აღნიშნული პარამეტრების პროგრამაში შეყვანის შემდეგ ჯერ კიდევ არ შეიმჩნევა საგრძნობი განსხვავება გეომეტრიულ მახასიათებლებს შორის.



ნახ. 2. კონცეპტუალური საჰაერო ხომალდის პირველი ვიზუალიზაცია გეომეტრიული პარამეტრების მიხედვით

## 2.2. საფრენი აპარატის ძირითადი პარამეტრების განსაზღვრა

### 2.2.1. მოახლოების და დაფრენის სასაზღვრო პირობები

საფრენი აპარატის მოახლოების სიჩქარე განისაზღვრება საჰაერო ტრანსპორტის კონტროლის მოთხოვნების და რეგულაციების მიხედვით. ძირითად შემთხვევაში მოახლოების სიჩქარე აპარატის ვარდნის სიჩქარეზე 23%-ით მეტია. ასევე აღსანიშნავია, რომ ამ დროს ფრთის მექანიზაცია სრულად არის გამოშვებული:

$$V_{app} = V_{stall} * 1.23. \quad (4)$$

ფრთის მექანიზაციის გავლენა  $C_{Lmax}$ -ზე ძირითად ზეგავლენას ახდენს აღნიშნულ სასაზღვრო პირობაზე. ამწევი ძალის კოეფიციენტის მიახლოებითი აპროქსიმაციისთვის გამოიყენება შემდეგი ფორმულა:

$$C_{Lmax} = C_{Lmax, clean} + \Delta_{flaps} + \Delta_{stats}. \quad (5)$$

სუფთა კონფიგურაციის (შეკეცილი მექანიზაცია) კოეფიციენტი გამოთვლება 2D პროფილიდან გამომდინარე, სადაც  $K_{max}$  არის ემპირიული ფაქტორი, რომელიც დამოკიდებულია ქორდის 25%-იან ისრისებურობაზე:

$$C_{Lmax, clean} = 1.8 * K_{max}(\phi 25\%). \quad (6)$$

$\Delta_{flaps}$  და  $\Delta_{stats}$  მიიღება შემდეგი ნახევრად ემპირიული გამოსახულებიდან:

$$\Delta_{flaps} = \Delta C_{Lmax2D} * \frac{S_v}{S} * K_{flaps(\phi 25\%)} \quad , \quad (7)$$

სადაც  $C_{Lmax2D}$  მიიღება ფრთაუკანის პოზიციის ფუნქციის გრაფიკიდან,  $\frac{S_v}{S} = 0.8$  არის ფრთაუკანის გამოშვებაში მონაწილე ფრთის პროცენტული მაჩვენებელი და  $K_{flaps(\phi 25\%)}$  არის ემპირიული კორექციის ფაქტორი, რომელიც აკომპენსირებს  $C_{Lmax2D}$  –ს ისრისებურობის ეფექტისას და მხედველობაში იღებს მექანიზაციის გამოშვების შედეგად წარმოქმნილი წინაღობის ვარიაციას:

$$\Delta_{stals} = \Delta C_{Lmax2D} * \frac{S_s}{S} \quad . \quad (8)$$

$C_{Lmax2D}$  მიიღება ფრთაწინის პოზიციის ფუნქციის გრაფიკიდან,  $\frac{S_s}{S} = 0.9$  არის ფრთაწინის გამოშვებაში მონაწილე ფრთის მონაკვეთის პროცენტულობა.

ვარდნის სიჩქარის ცნობილი მნიშვნელობა ჯდება ამწევი ძალის კოეფიციენტის ფორმულაში, მრავლდება მაქსიმალურ მასათა თანაფარდობაზე, რის შედეგადაც ვიღებთ შემდეგ დამოკიდებულებებს:

$$MLW * g = 0.5 \rho V_{stall}^2 S C_{Lmax} \quad , \quad (9)$$

$$\frac{MTOW}{S} = \frac{1}{2g} \rho V_{stall}^2 S C_{Lmax} \left( \frac{MTOW}{MLW} \right) \quad . \quad (10)$$

### მოახლოების სასაზღვრო პირობების საწყისი მონაცემები

#### და მიღებული შედეგები

ცხრილი 4

	$V_{stall}$ [მ/წმ]	$C_{Lmax}$	MTOW/MLW	MTOW/S [კგ/მ <sup>2</sup> ]
A 320	57.72	2.92	1.2	760.11
კონცეპტ.	57.72	2.91	1.08	656.34

### 2.2.2. აფრენის სასაზღვრო პირობები

იმისათვის, რომ უზრუნველყოთ თვითმფრინავის აფრენა წინასწარ განსაზღვრულ მაქსიმალურ მანძილზე, სისტემა უნდა შეიცავდეს როგორც ფრთის დატვირთვის, ასევე წევის ძალის სასაზღვრო პირობებს. ამისათვის ვიყენებთ ემპირიულ ფორმულას:

$$\left( \frac{T}{W} \right)_{TO} = \frac{37.5 \left( \frac{m}{s} \right)_{TO}}{TOFL * C_{Lmax}} \quad , \quad (11)$$

სადაც TOFL არის ასაფრენი ბილიკის სიგრძე ფუტებში;  $\left( \frac{m}{s} \right)_{TO}$  – ფრთაზე მოსული დატვირთვა ფუნტი კვადრატულ ფუტზე;  $C_{Lmax}$  – ასაფრენ კონფიგურაციაში მაქსიმალური ამწევი ძალის კოეფიციენტი. სტანდარტული კონფიგურაციის A320-სთვის  $C_{Lmax}=2.175$ , ხოლო კონცეპტუალური საფრენი აპარატისთვის  $C_{Lmax}=2.06$ .

### 2.2.3. აფრენა და სიმაღლეზე ასვლა ერთი გათიშული ძრავას პირობებში [3]

საფრენი აპარატის პარამეტრების განსაზღვრისას ვარდნის სიჩქარე გაანგარიშებულ იქნა  $V_{stall} = 57.72$  მ/წმ, ეს ინფორმაცია გამოვიყენეთ ამწევი ძალის კოეფიციენტის საანგარიშოდ. იმის გათვალისწინებით, რომ  $V = 1.3V_{stall}$  და  $MTOW/S$  ფორმულის ზოგადი ამწევი ძალის ფორმულაში შეტანით ვიღებთ შემდეგ დამოკიდებულებას:

$$C_L = \frac{C_{Lmax}}{1.3^2} \left( \frac{MTOW}{MLW} \right) \quad (12)$$

$C_{D_0}$ -ისთვის ვითვალისწინებთ 3%-იან ზრდას ( $C_{D_0} = 0.02$  კრეისერული რეჟიმისთვის), რომლის გათვალისწინებით  $C_D$ -ს საანგარიშოდ შემდეგი განტოლება გამოიყენება:

$$C_D = C_{D_0} + \frac{1}{\pi\lambda} C_L^2 \quad (13)$$

ერთი გათიშული ძრავას პირობებში მინიმალური სწრაფადმავლობის ფორმულა გამოისახება შემდეგნაირად:

$$\tan\gamma = \frac{T}{W} - \frac{1}{\frac{L}{D}} \quad (14)$$

სადაც  $\gamma = 2.4\%$ .

$\frac{T}{W}$ -ს მიმართ აღნიშნული განტოლების ამოხსნის და მიღებული შედეგის ორზე გამრავლების შემთხვევაში (ორივე ძრავასთვის), მიიღება აფრენისა და სიმაღლეზე ასვლის სასაზღვრო პირობა, რომელიც არის უცვლელი m/s-ის მნიშვნელობისთვის.

აფრენისას მოსული დატვირთვის საანგარიშო მონაცემები ცხრილი 5

	$C_L$	$C_D$	L/D	T/W
A 320	2.16	0.1843	11.73	0.2185
კონცეპტ.	1.87	0.1427	13.09	0.2008

### 2.2.4. სიმაღლეზე ასვლის რეზერვი [2]

კრეისერული ფრენის რეჟიმის დასაწყისში წვეის და ამწევი ძალის განტოლებები გამოისახება შემდეგი სახით:

$$T = 0.5 * \rho V^2 S C_D + mg * \sin\gamma \quad (15)$$

$$mg = 0.5 \rho V^2 S C_L \quad (16)$$

$C_{D_0}$ -ის მიმართ  $C_D$ -ის გამოსახვით,  $C_L$  და  $\lambda$ -ით, ასევე ზემოაღნიშნული ორი ფორმულის ერთმანეთში კომბინაციით, შესაძლებელია მივიღოთ T/mg-ის შემდეგი ფორმულირება:

$$\frac{T}{mg} = \frac{\rho V^2 S}{2 mg} \left( C_{D_0} + \frac{1}{\pi\lambda} \frac{2mg}{\rho V^2 S} \right) + \sin\gamma \quad (17)$$

ვუშვებთ, რომ  $m = 0.9 * MTOW$  და წვეის ძალა სიმაღლის ცვლასთან ერთად იცვლება როგორც კრეისერული სიმაღლის (ρ) და ზღვის დონის სიმაღლის (ρ<sub>0</sub>) ფუნქცია  $T = T_{ground}(\rho/\rho_0)$ . შემდეგ მცირე მანიპულაციით ვიღებთ T/W-ს საბოლოო ფორმულირებას:

$$\frac{T}{W} = 0.97 \frac{\rho_0}{\rho} \left[ \frac{\rho V^2 C_{D_0}}{2 * 0.97g} * \frac{1}{s} + \frac{2 * 0.97g}{\pi \lambda \rho V^2} * \frac{m}{s} + \sin \gamma \right], \quad (18)$$

სიმაღლეზე ასვლის რეჟერვის საანგარიშო მონაცემები ცხრილი 6

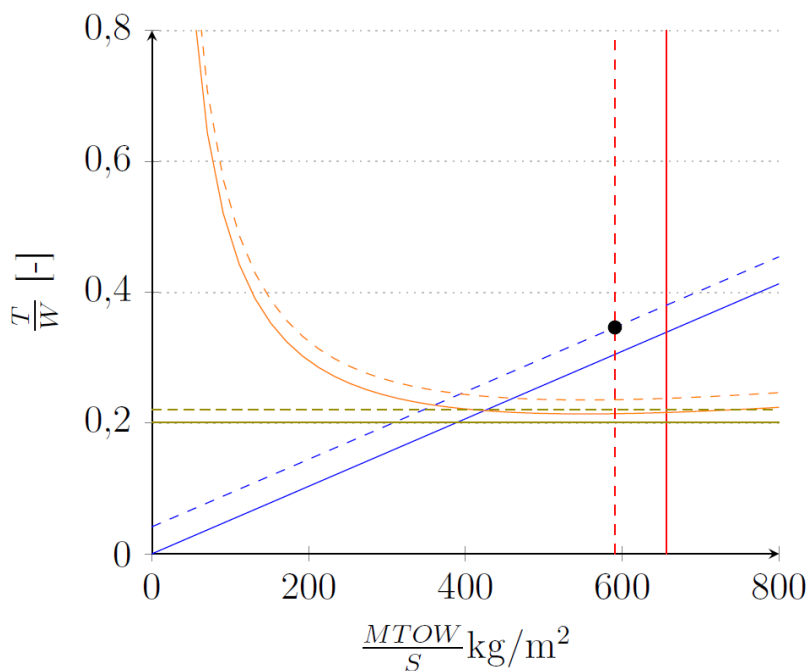
	P [კგ/მ <sup>3</sup> ]	λ	C <sub>D<sub>0</sub></sub>	V [მ/წმ]
A 320	0.4136	10	0.02	233
კონცეპტ.				179

## 2.2. შედეგები

საბოლოო შედეგების განსაზღვრამდე არჩეულ იქნა უსაფრთხოების ფაქტორი - 10%. მიღებულ იქნა გადაწყვეტილება, რომ შედეგები არჩეული ყოფილიყო აფრენისა და მოახლოების სასაზღვრო პირობების თანაკვეთიდან. საბოლოოდ დადგინდა, რომ კონცეპტუალურ აპარატს 40%-ით ნაკლები წევის ძალის მოთხოვნილებები გააჩნია.

წევის ძალის და ფრთაზე მოსული დატვირთვის მონაცემები ორივე აპარატისთვის ცხრილი 7

	T/W	MTOW/S	T [კ. ნიუტონი]	S [მ <sup>2</sup> ]
A 320	0.3738	684.1	271.58	108.25
კონცეპტ.	0.3462	590.71	170.56	125.36



ნახ. 3. სასაზღვრო პირობების გრაფიკი კონცეპტუალური საფრენი აპარატისთვის; წყვეტილი ხაზები - უსაფრთხოების ფაქტორი; ფერების კოდირება: აფრენა (ლურჯი), მოახლოება (წითელი), სიმაღლეზე ასვლა (ყავისფერი), რეჟერვი (ნარინჯისფერი)

### 3. დამატებითი პარამეტრების განსაზღვრა

#### 3.1. ფრთასხმულობის გეომეტრიული პარამეტრები

ფრთასხმულობის ფართობის საანგარიშოდ გამოყენებულია მოცულობის კოეფიციენტის ფორმულა ორივე ტიპის ფრთასხმულობისთვის, როგორც ჰორიზონტალურ, ისე ვერტიკალურ შემთხვევაში.

ჰორიზონტალური ფრთასხმულობის ფართობი ( $S_H$ ):

$$V_H = \frac{S_H * L_P H}{S * L_0} , \quad (19)$$

სადაც მოცულობის კოეფიციენტი არის  $V_H=0.9$ ,  $L_P H$  – ფრთასხმულობის მხარი,  $S$  – ფრთის ფართობი;  $L_0$  – საშუალო აეროდინამიკური ქორდა.

იგივე სახის ფორმულა გამოიყენება ვერტიკალური ფრთასხმულობის შემთხვევაშიც ( $S_V$ ):

$$V_V = \frac{S_V * L_P V}{S * B} , \quad (20)$$

სადაც  $V_V=0.08$  არის ვერტიკალური ფრთასხმულობის მოცულობის კოეფიციენტი;  $L_P V$  – ფრთასხმულობის მხარი;  $B$  – ფრთის გაქანი.

*ALCAZAR-ის მეშვეობით მიღებული ჰორიზონტალური და ვერტიკალური  
ფრთასხმულობის გეომეტრიული პარამეტრები ცხრილი 8*

ჰორიზონტალური ფრთასხმულობა	S [მ <sup>2</sup> ]	S <sub>H</sub> [მ <sup>2</sup> ]	გაქანი [მ]	საშ. აერ. ქორდა [მ]	ფუბ. ქორდა [მ]	ბოლ. ქორდა [მ]	Φ <sub>LE</sub> [°]
A 320	108.25	24.70	9.16	2.96	4.15	1.24	43.22
კონცეპტ.	125.36	27.24	9.62	3.10	4.36	1.30	43.22
ვერტიკალური ფრთასხმულობა	S [მ <sup>2</sup> ]	S <sub>V</sub> [მ <sup>2</sup> ]	გაქანი [მ]	საშ. აერ. ქორდა [მ]	ფუბ. ქორდა [მ]	ბოლ. ქორდა [მ]	Φ <sub>LE</sub> [°]
A 320	108.25	24.70	9.16	2.96	4.15	1.24	43.22
კონცეპტ.	125.36	27.24	9.62	3.10	4.36	1.30	43.22

#### 3.2. აეროდინამიკური მოდელი

აღნიშნული თავის მიზანია კონცეპტუალური საფრენი აპარატის პირველი მიახლოების დაპროექტების ეტაპზე არსებული აეროდინამიკური პარამეტრების განსაზღვრა როგორც თეორიულად, ისე ორი სხვადასხვა პროგრამით და შემდეგ მიღებული შედეგების შედარების გზით რეალობასთან მეტად მიახლოებული პარამეტრების დადგენა.



აღნიშნულ ეტაპზე ALCAZAR-ის გარდა ვიყენებთ NASA-ს მიერ შექმნილ აეროდინამიკურ პროგრამა OpenVSP-ს.

ფრთის პირველი სექციის უკანა წიბოს ისრისებურობა არის ნული გრადუსის ტოლი. პირველი მიახლოების ანგარიშისას ფრთის პროფილად გამოყენებულია NACA0012.

### 3.2.1. დაბალი სიჩქარის აეროდინამიკა

აეროდინამიკური ანგარიშის დროს OpenVSP-ის მიერ გაკეთებული დაშვებები:

- უკუმშველი ნაკადი,
- არაბლანტი ნაკადი.

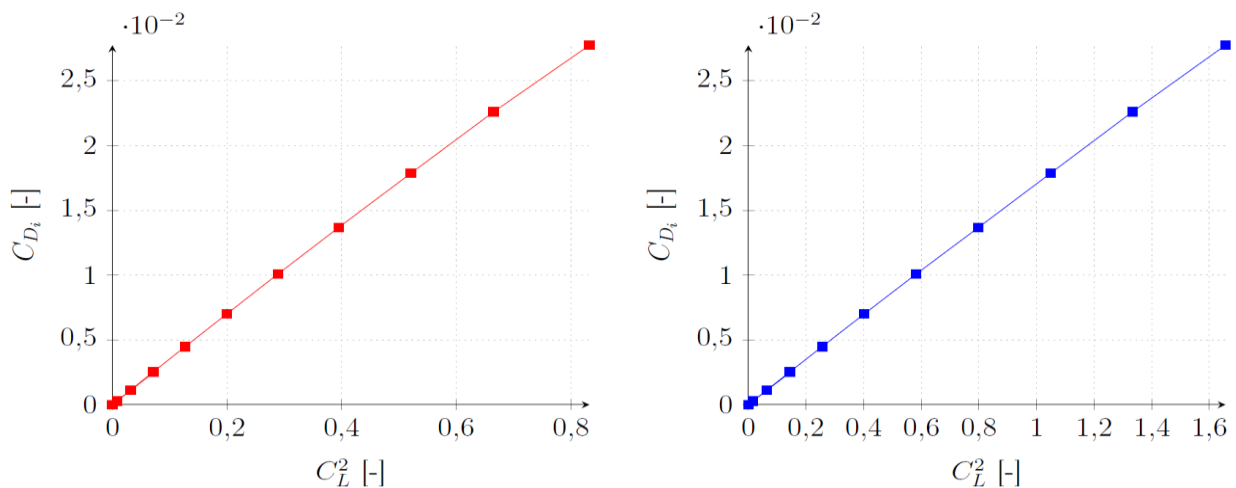
ორივე საფრენი აპარატის შემთხვევაში საწყის გარემოებად შეირჩა:

- სიმაღლე ზღვის დონეზე,
- კრეისერული მახის რიცხვი 0.25,
- შეტევის კუთხე  $-3^{\circ}$ -დან  $10^{\circ}$ -მდე.

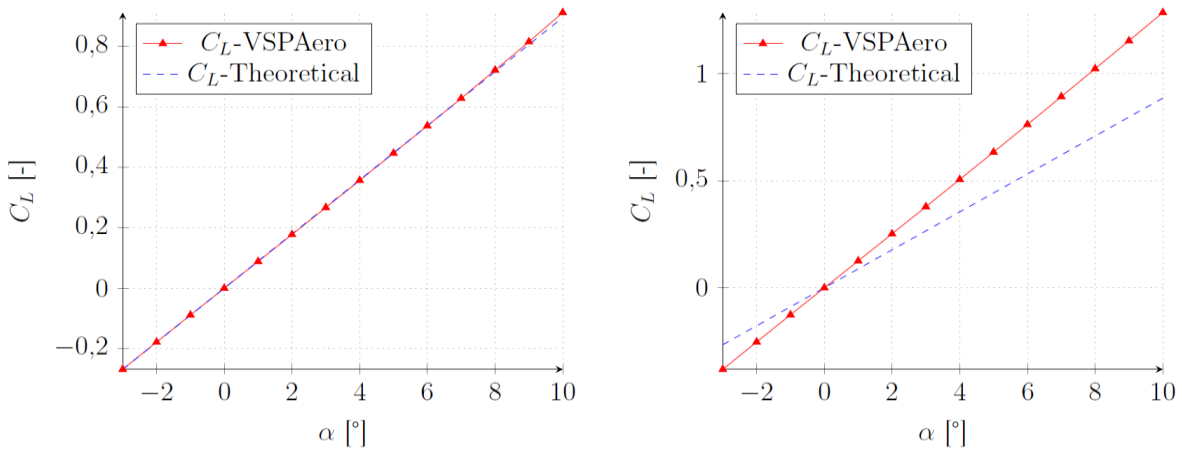
აღსანიშნავია, რომ ამ ეტაპზე ჩატარებული სიმულაცია არ შეიძლება გამოყენებულ იქნას საფრენი აპარატის ვარდნის სიმულირებისთვის წრფივი დამოკიდებულების დაშვების გამო, რომლის მიხედვითაც ამწევი ძალა მხოლოდ შეტევის კუთხის პროპორციულია, რაც რეალობას არ შეესაბამება. შედარებითი ანალიზის ჩატარებისას გამოყენებულ იქნა აეროდინამიკური ეფექტურობის მრუდი ( $L/D$  და  $C_L$ ) და წინაღობის პოლიარა:

$$C_{L\alpha} = \frac{C_{L\alpha 2D}}{1 + \frac{C_{L\alpha 2D}}{\pi\lambda}} \quad (21)$$

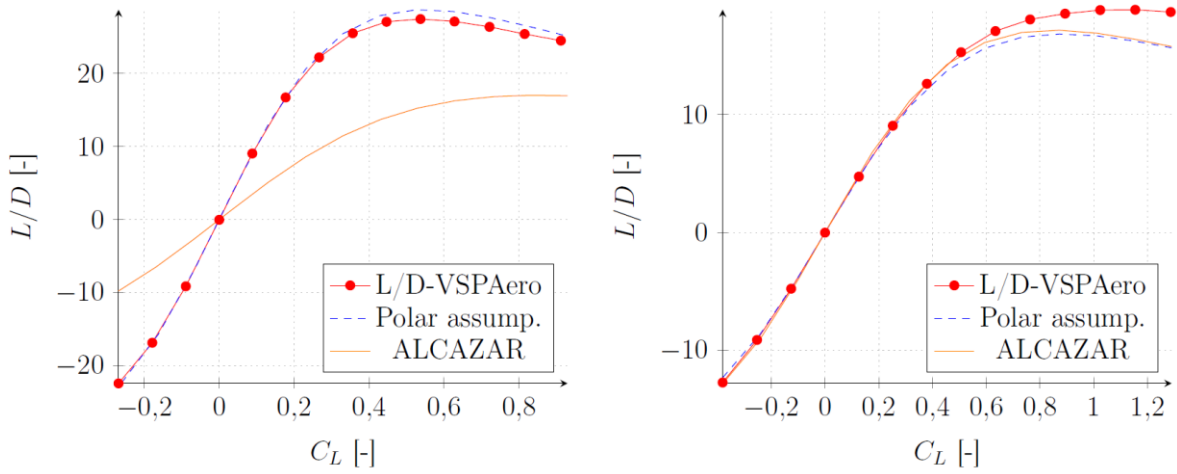
**შენიშვნა:** ყველა მომდევნო გრაფიკში მოცემულია მარცხნივ - A320; მარჯვნივ - კონცეპტუალური საფრენი აპარატი.



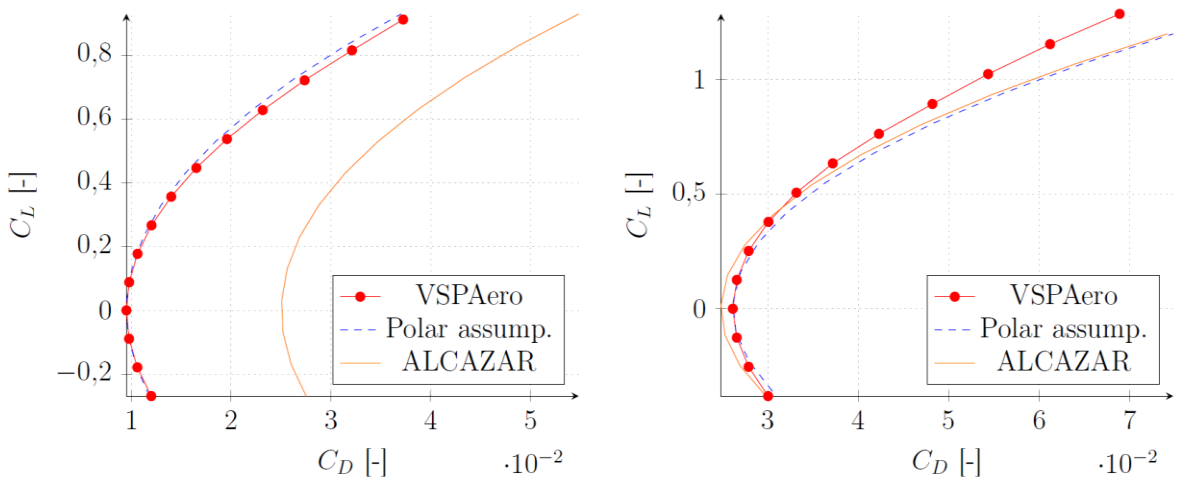
ნახ. 4. სტანდარტული კონფიგურაციის A320-ის (მარცხნივ) და კონცეპტუალური საფრენი აპარატის (მარჯვნივ) ინდუქციური წინაღობის კოეფიციენტის შედარება ამწევი ძალის კოეფიციენტის კვადრატთან



ნახ. 5.  $C_L$ - $\alpha$  დამოკიდებულების გრაფიკი დაბალი სიჩქარის პირობებში



ნახ. 6.  $L/D - C_L$  დამოკიდებულების გრაფიკი

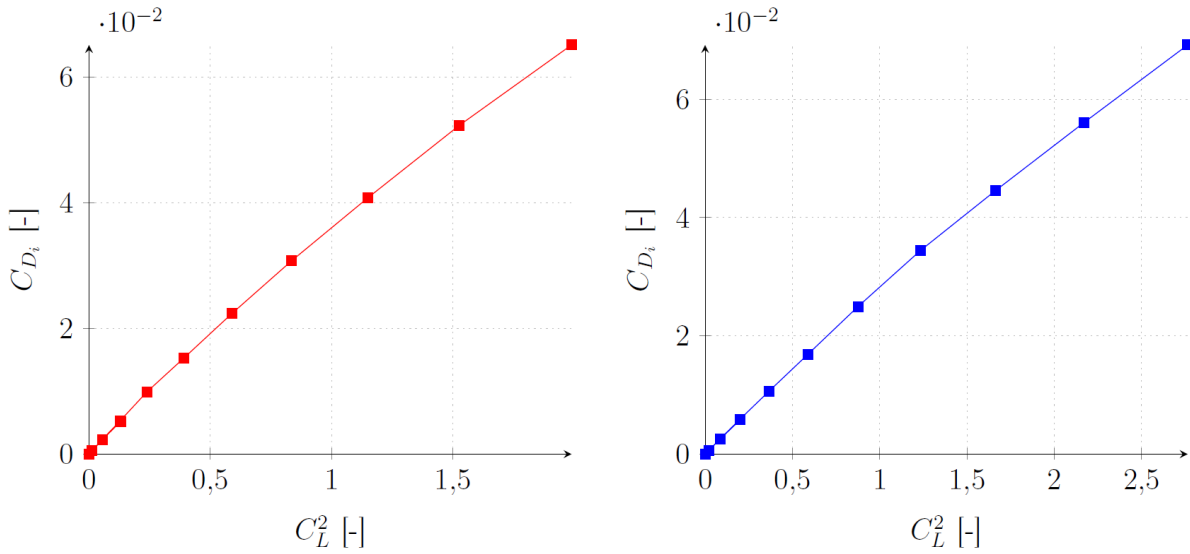


ნახ. 7. სხვადასხვა მეთოდის/პროგრამის მეშვეობით დათვლილი წინააღობის პოლიარა

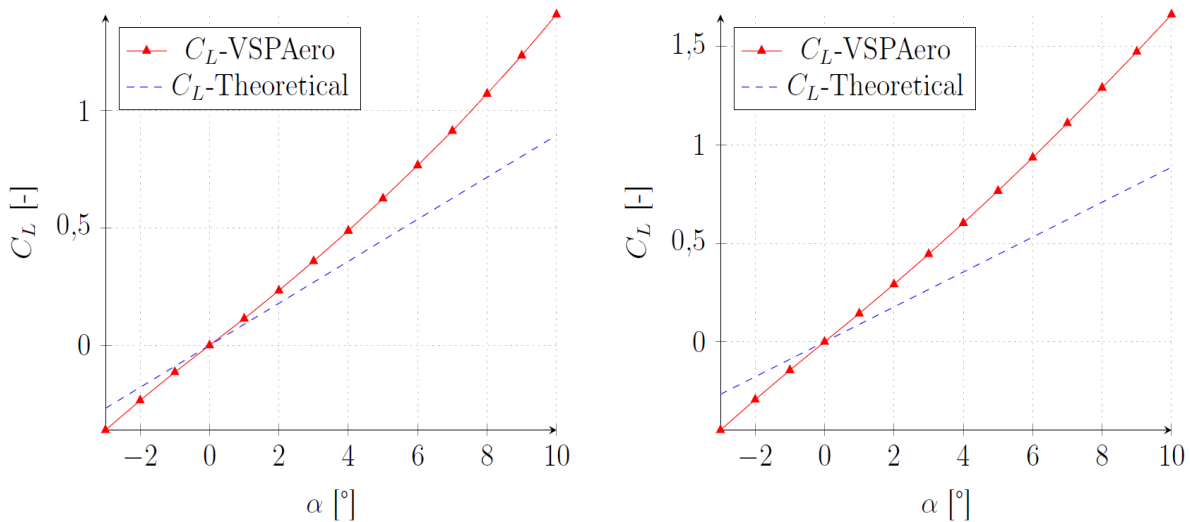
### 3.2.2. მაღალი სიჩქარის აეროდინამიკა

აღნიშნულ ეტაპზე სიმულაციების ჩატარების დროს შენარჩუნებულია საწყისი გარემოებების პარამეტრების იგივე მნიშვნელობები, რაც საშუალებას მოგვცემს სიჩქარის ეტაპობრივად ზრდასთან ერთად არსებული მეთოდოლოგიით ვიპოვოთ ცდომილება თეორიული ანგარიშს და ორივე პროგრამას შორის.

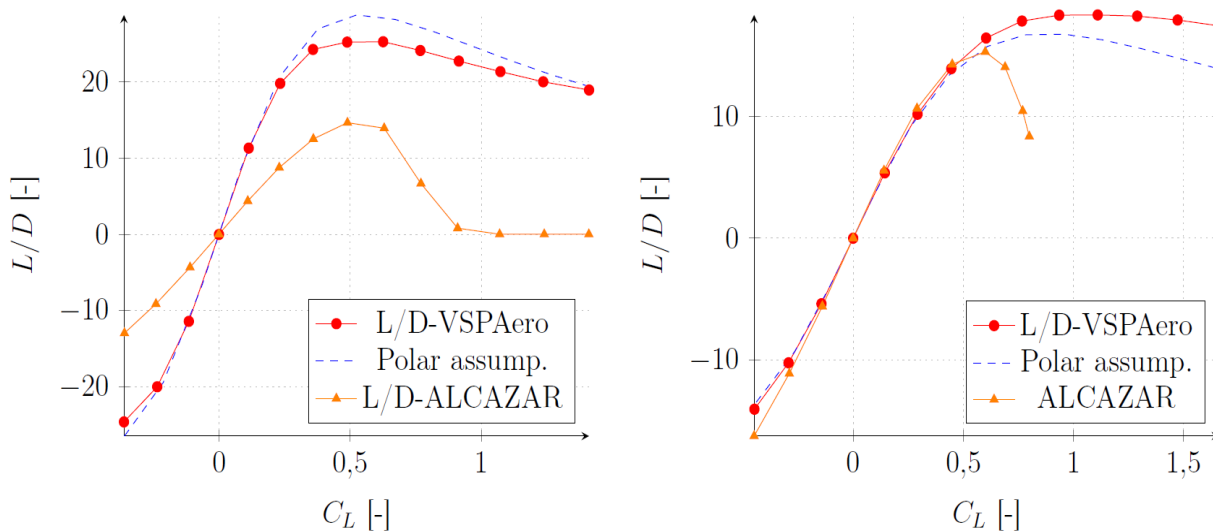
კრეისერული რეჟიმით ფრენის სიმულაციისას პარამეტრების ეტაპობრივ ცვლილებასთან ერთად პროგრამის მიერ ჰაერის ნაკადის უკუმშველობის დაშვება ნელ-ნელა ავლენს ცდომილებას.



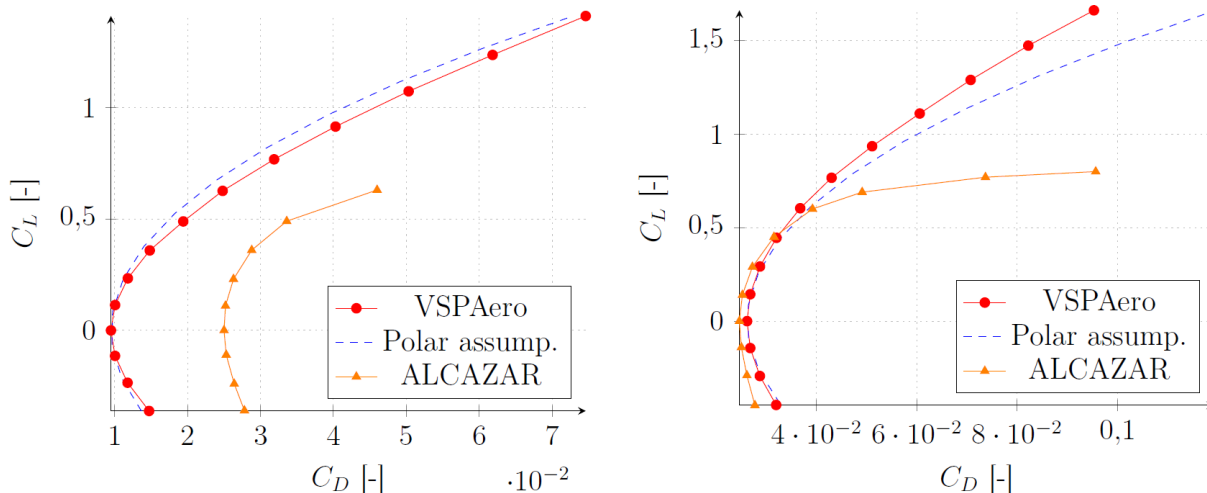
ნახ. 8.  $C_{Di}-C_L^2$  დამოკიდებულება, რომელიც მაღალი სიჩქარის პირობებში აღარ არის წრფივი დამოკიდებულების ხასიათის



ნახ. 9.  $C_L-\alpha$  დამოკიდებულება სტანდარტული კრეისერული სიჩქარისთვის



ნახ. 10.  $L/D - C_L$  დამოკიდებულების გრაფიკი მაღალი სიჩქარის პირობებში



ნახ. 11. სხვადასხვა მეთოდის/პროგრამის მეშვეობით დათვლილი წინაღობის პოლიარა მაღალი სიჩქარის პირობებში

ზემოთ წარმოდგენილი გრაფიკებიდან ჩანს საგრძნობი ცდომილება მაღალი სიჩქარის პირობებში სიმულაციის დროს. პროგრამა ALCAZAR-ის მიერ ნაჩვენები მონაცემები შედარებით ახლოს დგას რეალობასთან, რაც გამოწვეულია მასში არსებული სიმულაციით, რომელიც სიჩქარის ზრდასთან ერთად არ ითვლის ყველაფერს კუმშვადი ნაკადისთვის, მაგრამ ჰაერის ნაკადის შემჭიდროების სიმულირებას ახდენს ემპირიული კოეფიციენტებით. აღნიშნული ფაქტის გამო დადგინდა, რომ ALCAZAR-ის მიერ ჩატარებული მსგავსი სიმულაციები მეტად სანდოა, თუმცა მაინც არ იძლევა ზუსტად რეალურ შედეგს.

### 3.3. მდგრადობა და მართვადობა

აღნიშნულ ნაწილში განხილულია საფრენი აპარატის მდგრადობის და მართვადობის საკითხები ფრთასხმულობის ფართობის და მასათა ცენტრის გადაადგილების მიხედვით.

### 3.3.1. მასათა ცენტრის პოზიცია

მასათა ცენტრის სხვადასხვა პოზიციის დასადგენად ვიყენებთ პროგრამა ALCAZAR-ში არსებულ ტვირთის პოზიციონირების და შეთანწყობის მოდულს სხვადასხვა დატვირთვის პირობებში, რაც საბოლოოდ მოგვცემს მასათა ცენტრის 5 განსხვავებულ პოზიციას.

გაანგარიშება მოხდა შემდეგი სამი შემთხვევისთვის:

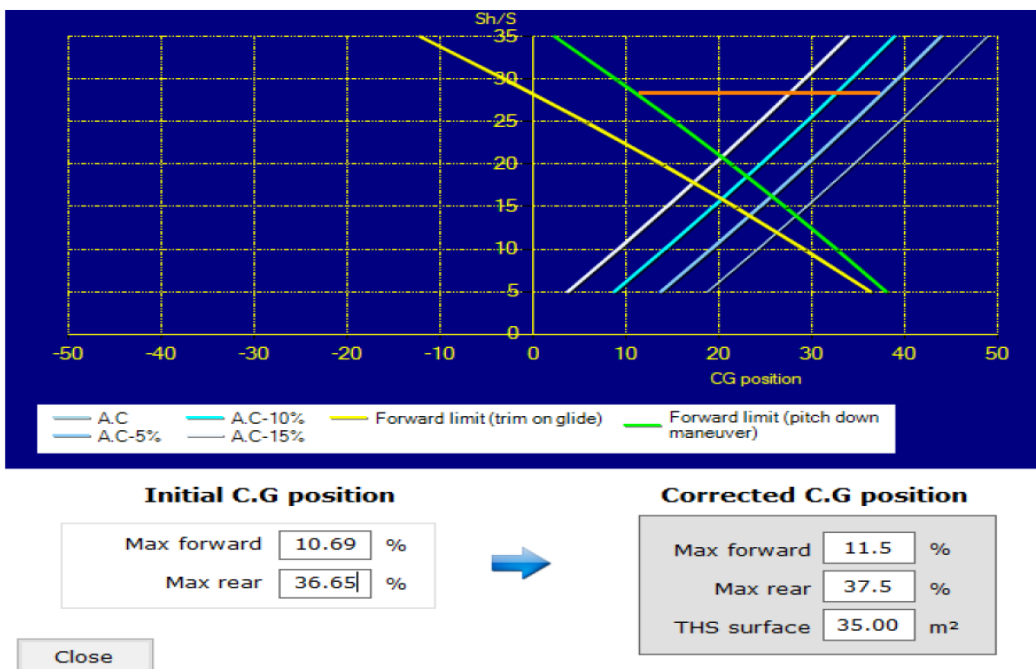
- მშრალი მასა (OEW),
- სრული სასარგებლო დატვირთვით საფრენი აპარატი სტანდარტული ასაფრენი მასით,
- სრული სასარგებლო დატვირთვით აპარატი მაქსიმალური ასაფრენი მასით (MTOW).

მიღებული შედეგები (სიმძიმის ცენტრის პოზიცია ქორდის პროცენტულობაზე): 10.69%; 26.88%; 31.28%; 32.96%; 36.65%.

### 3.3.2. ფრთასხმულობის ფართობის და ფრთის პოზიციის შესწორება

აღნიშნული ოპერაციის ჩატარებისას შეიმჩნეოდა სტატისტიკა, რომ იტერაციის ზრდასთან ერთად შეეყვანილ მონაცემსა და პროგრამის დაბრუნებულ მონაცემს შორის სხვაობა ნელ-ნელა მცირდებოდა, თუმცა ანგარიში შეწყვეტილ იქნა მას შემდეგ, რაც მიღებული შედეგები 2%-იანი ცდომილების ზღვარში აღმოჩნდა (მერვე იტერაცია).

მიღებული სიმძიმის ცენტრის პოზიციებიდან შეირჩევა ზღვრულად წინა და ზღვრულად უკანა მდებარეობები და იწერება ფრთასხმულობის აზომვის მოდულში შემავალ მნიშვნელობებად. ამის შემდეგაც სიმძიმის ცენტრის პოზიციის ცვლილება გრაფიკზე გამოისახება ჰორიზონტალური ხაზის სახით, რომელსაც ხელით ვათავსებთ სამანევრო რეზერვის წრფეებს შორის, რაც საშუალებას აძლევს პროგრამას დაგვიანგარიშოს სიმძიმის ცენტრის შესწორებული წინა და უკანა პოზიციები, ასევე შესწორებული ჰორიზონტალური ფრთასხმულობის ფართობი. მიღებული შედეგების მიხედვით გადაწყვეტთ გავარგძელოთ თუ არა შემდეგი იტერაცია.



ნახ. 12. ALCAZAR-ის სიმძიმის ცენტრის პოზიციის კორექტირების მოდული

კონცეპტუალური საჰაერო ხომალდის და A220-ის პარამეტრების შედარება [1] ცხრილი 9

პარამეტრები	კონცეპტ.	A220-100
მაქს. ასაფრენი მასა [კგ]	59333	60781
სიგრძე [მ]	35.05	34.1
ფრთის გაქანი [მ]	35.36	35.1
ფრთის ფართობი [მ <sup>2</sup> ]	125	112.3
ჰორ. ფრთასხმულობის ფართობი [მ <sup>2</sup> ]	36.56	36.6
ჰორ. ფრთასხმულობის გაქანი [მ]	11.149	12.3
კილის ფართობი [მ <sup>2</sup> ]	18.95	28.2

#### 4. დასკვნა

ჩატარებული კვლევის საფუძველზე დადგინდა, რომ სტანდარტული A320 ტიპის თვითმფრინავის ტექნიკური დავალების ახლო მოქმედების აპარატზე მოდიფიცირების შემთხვევაში შესაძლებელია იგივე სასარგებლო დატვირთვის შენარჩუნების პარალელურად აპარატის მაქსიმალური ასაფრენი მასის და საწვავის ხარჯის საგრძნობლად შემცირება.

მიღებული კონცეპტუალური საჰაერო ხომალდის გეომეტრიული და მასური მახასიათებლები საგრძნობლად ახლოს დგას Airbus A220 (ყოფილი Bombardier C-ს სერია) ტიპის საფრენი აპარატის მახასიათებლებთან. მიუხედავად ამისა A220-ს გააჩნია გაცილებით მეტი ფრენის სიშორე, რაც გამოწვეულია მასში კომპოზიციური მასალების ფართო გამოყენებით და აპარატის კონსტრუქციის კუთრი მასის შემცირებით, როდესაც ჩვენ მიერ გამოყენებული პროგრამების ემპირიული ანგარიში სრულად ეყრდნობა მეტალური მასალის მახასიათებლებს.

#### ლიტერატურა:

- [1] CSeries Airport planning publication – Bombardier Aerospace techreport 19 (2019)
- [2] Preliminary Design of a Commercial Transport Aircraft – Airbus/ISAE (2012)
- [3] Airplane Design – Jan Roskam (DAR corporation) (1985)
- [4] Fundamentals of Aerodynamics – John D. Anderson (Sixth Edition) (2017)
- [5] The Aerodynamics Design of Aircraft – Dietrich Küchemann (2012)

### Short range aircraft design general issues

Giorgi Kakabadze

*The aim of current research is to redesign A320 with new technical requirements, which will be adapted to low speed and short range flights. Given research will be done with different automated design systems, therefore final results will be analyzed. Also general advantages and disadvantages of each software and preference for different design stages will be determined.*

## Analysis of the oscillatory Motion of the protective module of the turbojet engine in a colision with foreign objects

*Andro Maisuradze, \*<sup>1</sup> Slava Mebonia, \*\*<sup>2</sup> Merab Chelidze\*\*\*<sup>3</sup>*

*<sup>1</sup>(Georgian Aviation University  
Ketevan Dedofali ave., №16, Tbilisi, 0103, Georgia)*

*<sup>2,3</sup>(LEPL R. Dvali Institute Machine Mechanics  
Mindeli str., №10, Tbilisi, 0186, Georgia)*

**Abstract:** *The oscillatory motion of the protective module of the turbojet engine of the aircraft, which is caused by shock interaction with external objects, including birds, is considered. To study the dynamics of the protective module in a collision with external objects, a differential equation is compiled, the solution of which is obtained mathematical expressions for the magnitude of the displacement of the module and the force of impact. Analysis of these expressions shows that the elastic elements in the module structure partially reduce the impact force.*

**Keywords:** aircraft, bird, impact, impulse

During the routine operating conditions of an airplane engine, there is a likelihood of encountering many different types of foreign object damage. Foreign object damage in a turbofan engine component can be classified under two major categories: (a) soft-body impact and (b) hard-body impact. The most prevalent example of engine soft-body damage in civil aviation is caused by the ingestion of a bird or flock of birds, which is commonly referred to as bird-strike. Due to noise concerns, the majority of airports being built today are positioned away from the heavily populated areas and closer to the natural habitat for wild birds. As a result, the number of recorded bird strikes during commercial flights has increased dramatically in recent years [1].

Birds and aircraft occupy the same air space and collisions between the two are inevitable. As aircraft speeds have increased, the severity and importance of bird/aircraft impact have also increased. The design of bird strike resistant transparencies requires a better and more detailed knowledge of the response of wind shields and support structures to bird impact. The Air Force has initiated an extensive program which is designed to apply modern structural analysis techniques to windshield response. With such tools proven and placed at the designers disposal, the process of obtaining bird strike resistant transparency designs should become much more efficient [2].

The actual bird is combination of flesh, blood, and bones, and it is difficult to implement the actual bird constitutive model in numerical program. Numerous researchers used different approaches to closely approximate the material response of bird. Some authors modeled the bird with elastic-plastic material law along with certain failure criteria, while others used

\* - Professor, \*\* - Associate Professor, \*\*\* - Senior Researcher

equation of state approach for constitutive modeling with pressure volume behavior of water. Bird is mostly composed of water [3]. It behaves like a soft body and acts as a fluid on the structure during the impact.

A hydrodynamic bird material model made up of water and air mixture is developed, which produces a good correlation with the measured strain gauge test data in a panel test. This parametric bird projectile model is used to generate the time-history of the transient dynamic loads on the turbofan engine blades for different size birds impacting at varying span locations of the fan blade.

The dynamic forces being generated during a bird-strike on an engine blade is highly nonlinear in nature, and until now no an attempt has been made to determine these loads in any physics-based analytical model [4].

In order to determine the magnitude of the transient dynamic loads generated by the impacting bird mass, it is important to distinguish the different phases of high-velocity impulsive loading due to soft-body impact and establish certain mathematical parameters that would capture the mechanics of the bird-slicing action in full detail. As soon as the bird-cylinder comes into contact with the blade, it generates a high-intensity shock-front called “Hugoniot pressure wave” that travels through the bird material.

However, in terms of the dynamic response of the airfoil blade, its effect is very minimal during the initial phase of the loading. Although magnitude-wise the pressure in the shock-front of the Hugoniot wave could be very high, the effective dynamic load felt by the blade is not significant because of the initial bird contact loading area on the blade pressure-surface is almost like a point loading, which is negligibly small and thus its contribution to the overall scheme of bird-strike dynamic loading can easily be ignored. For mathematical formulation, we start with the slice size, which is a function of various parameters such as the number of blades on the fan rotor, rotational speed, and aircraft speed, etc. For the purpose of the analytical formulation (see Fig. 2), we consider a case where the bird of diameter  $B_b$  comes into contact with the airfoil blade at a span height “s” on a rotating bladed-rotor with  $N_b$  number of blades on it. The bird cylinder of length  $B_L$  moving with an axial velocity of  $V_a$  gets sliced into several pieces with the axial length of each slice given by expression:

$$B_s = \frac{V_a}{(RPM)N_b}, \quad (1)$$

where RPM = rotational speed of the fan rotor =  $60\Omega/2\pi$ ,  $\Omega$ -angular velocity.

The consideration of some simple, theoretical results concerning impulse transfer, impact durations, and average forces in bird impacts and knowledge of these qualities assist in the reduction and interpretation of experimental data.

Assuming that a bird is essentially a fluid body, the motion of the bird before and after impact is illustrated in Figure 1. The initial momentum of the bird along trajectory is simply



MV, where m is the mass of the bird and v is the initial impact velocity of the bird. The momentum of the bird along trajectory after impact is zero as the bird has only radial velocity. Therefore, the momentum transferred to the target during the impact is simply equal to MV. This simple picture may be easily extended to oblique impacts by noting that only the component of momentum normal to the impact surface is transferred to the target during the impact. Therefore, the momentum transfer or impulse I is given by expression:

$$I = MV\sin\theta, \quad (2)$$

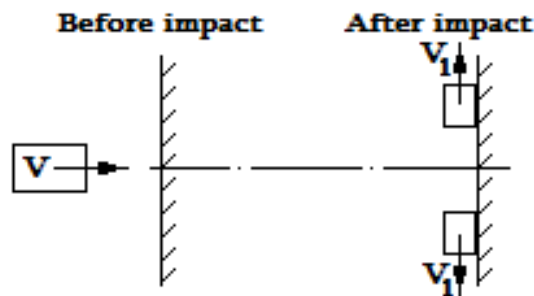


Fig. 1. The motion of a bird before and after impact

where  $\Theta$  is the angle between trajectory and the surface of the target.

Equation (2) is an expression for the momentum transfer or impulse imparted to a target during impact if the bird were a fluid body and the target was completely rigid. If the bird is assumed to be a fluid body, the Impact begins when the leading edge of the bird first touches the target. The impact continues until the trailing edge reaches the target and there is no further bird material flowing onto the target. If the bird does not decelerate during impact, then this "squash-up time",  $T_s$  is given by

$$T_s = L/s, \quad (3)$$

where L is the length of the bird.

For the normal impact of a cylinder on a rigid plate, the flow across a shock can be considered one-dimensional, adiabatic, and irreversible. The pressure behind the shock may then be derived from the shock relation as  $P = \rho v_s v$ , where p is the density of the bird,  $v_s$  is the shock velocity, and v is the impact velocity. The shock pressure, therefore, depends not only on the impact velocity but also on the shock velocity (which is, in general, a function of the impact velocity) and the bird density.

The impact of a bird on a rigid plate is assumed to be a nonsteady fluid dynamic process. So the entire impact may be divided into four phases. The first phase is the initial impact phase in which very high shock pressures are generated between the bird and the target. The release of this shocked material results in a decaying pressure. The pressure decay until the third phase of the impact is reached. During this phase, the bird flows steadily onto the plate. This part of the process might be regarded as a jet flow. The final phase of the impact occurs as the trailing

end of the bird approaches the plate and the pressures once again fall to zero. These various phases are illustrated in Fig. 2.

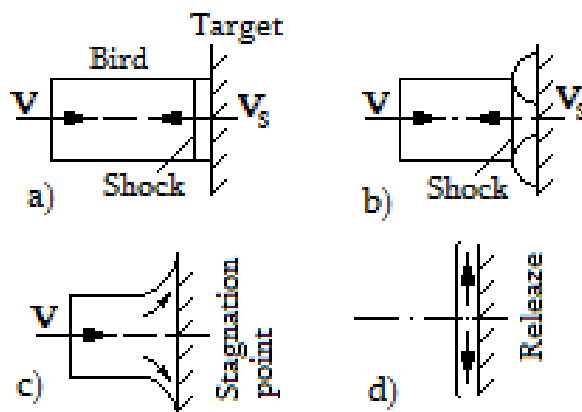


Fig. 2. The phases of bird impact:  
a) initial impact; b) impact decay; c) steady flow; d) termination

When the unloading wave reaches the contact plane, the so-called quasi-static flow is established. In this phase, the pressure (meaning the pressure of the jet on the barrier) remains virtually unchanged until the end of the impact process [5]. So, on the pressure chart there is a short-term peak of high pressure and a relatively long section of high pressure (Fig. 3).

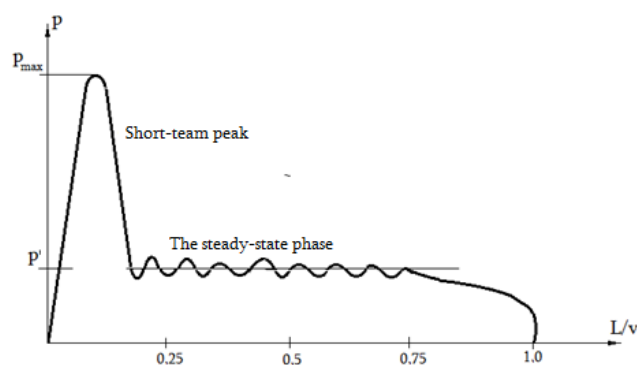


Fig. 3. The pressure chart in the collision of a body with massive plate

A similar character will have a graph of changes in the force of impact, so the force of impact can be expressed by the following formula:

$$P(t) = P_m \sin pt + P, \quad (4)$$

where  $P_m$  this is the maximum value of the impact force, N;  $p$  – the frequency of the impact force;  $P$  – the value of the impact force at the quasi jet flow.

The graph of the impact force change is shown in Fig. 4.

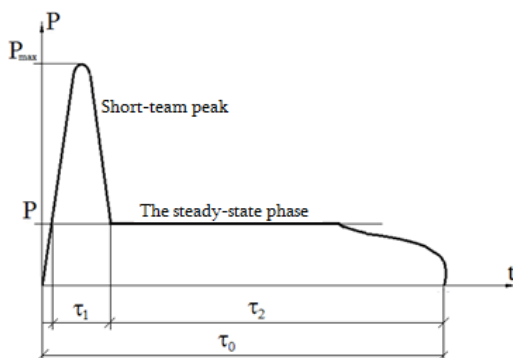


Fig. 4. The graph of the impact force change

Let's consider the motion of the engine module under the action of such a force pulse. The calculated scheme of the collision process is given in Fig. 5.

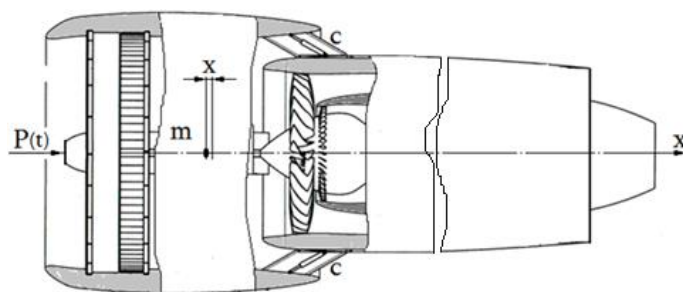


Fig. 5. The calculated scheme of the collision process

On this scheme are designated:  $P(t)$  – a force pulse;  $m$  – module mass;  $c$  – rigidity of the spring;  $x$  – module movement during impact.

Let's compose the equation of motion of the system:

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} = P(t) - ncx, \quad (5)$$

here  $n$  – number of springs.

After some transformations, the differential equation is written in this way:

$$\frac{d^2 x}{dt^2} + n \frac{c}{m} x = \frac{1}{m} P(t) \quad (6)$$

or

$$\frac{d^2 x}{dt^2} + \omega^2 x = \frac{P_m}{m} \text{Sin}pt + \frac{P}{m}, \quad (7)$$

where  $\omega^2 = n \frac{c}{m}$  is the square of the natural oscillation frequency of the system [6].

The resulting equation is a second-order inhomogeneous differential equation with constant coefficient. The initial conditions for solving this differential equation are as follows: when  $t = 0$ ;  $x(0) = 0$ ;  $\frac{dx}{dt}(0) = v_0$ , where  $v_0$  is body speed at the initial moment of impact.

The characteristic equation of the homogeneous part of the differential equation is the following square equation [7]:

$$\lambda^2 + \omega^2 = 0, \quad (8)$$

the solution of which two imaginary roots is obtained:

$$\lambda_{1,2} = \pm \omega i \quad (9)$$

Then the solution of the homogeneous part of the differential equation will have the following form:

$$x = C_1 \cos(\omega t) + C_2 \sin(\omega t), \quad (10)$$

where  $C_1, C_2$  constants whose values are obtained from the initial conditions

The particular solution of the equation is determined by the superposition principle, according to which the particular solution of the differential equation represents the sum of all fixed partial solutions for the terms of the right part of the inhomogeneous linear differential equation [8].

In this case we have:

$$a) \frac{d^2 x}{dt^2} + \omega^2 x = \frac{P_m}{m} \sin(pt); \text{ particular solution } x' = \frac{P_m}{(\omega_{12}^2 - p^2)m} \sin(pt). \quad (11)$$

$$b) \frac{d^2 x}{dt^2} + \omega^2 x = \frac{P}{m}; \text{ particular solution } x'' = \frac{P}{\omega^2 m}.$$

Then the General solution of the differential equation is:

$$x = C_1 \cos(\omega t) + C_2 \sin(\omega t) + \frac{P_m}{(\omega^2 - p^2)m} \sin(pt) + \frac{P}{\omega^2 m}. \quad (12)$$

By entering the values of the initial conditions into this expression, we obtain the following

$$\text{values of arbitrary constants: } C_1 = -\frac{P}{\omega^2 m}; C_2 = v_0 - \frac{P_m p}{(\omega^2 - p^2)m}.$$

Then, in the final form, the General solution of the differential equation will be as follows:

$$x = (1 - \frac{P}{\omega^2 m}) \cos(\omega t) + [\frac{v_0}{\omega} - \frac{P_m p}{\omega(\omega^2 - p^2)m}] \sin(\omega t) + \frac{P_m}{(\omega^2 - p^2)m} \sin(pt) \quad (13)$$

The force of impact, which is perceived spring module will be equal to:

$$P(x) = nc \{ (1 - \frac{P}{\omega^2 m}) \cos(\omega t) + [\frac{v_0}{\omega} - \frac{P_m p}{\omega(\omega^2 - p^2)m}] \sin(\omega t) + \frac{P_m}{(\omega^2 - p^2)m} \sin(pt) \} \quad (14)$$

The obtained expressions (13) and (14) make it possible to calculate the magnitude of the movement of the protective module during the oscillatory motion caused by the collision of the aircraft engine with a foreign object and the impact force perceived by the module springs.

In Fig.6 is shown the oscillatory movement of the module after a collision with the bird by the equation (3).

The protective module of the engine after a collision with a foreign object, such as a bird, receives damage and starts free movement towards the air compressor until it comes into contact with the elastic element. Because of this, the impact force of the module with the air compressor of the air turbine is greatly reduced. After that, the protective module due to the elastic element (springs) is shifted towards the initial position.

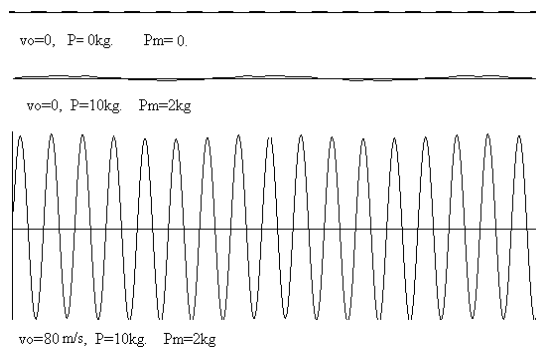


Fig.6. Oscillatory movement of the module caused by impulse force

In order to simulate the above movements, on the basis of equation (13) and taking into account the impact peak shape Fig.4, a mathematical model was created and some mathematical experiments were conducted to determine the effect of protecting the turbojet engine by using a protective module when facing aircraft with the foreign objects during takeoff and landing. The obtained results are shown on the Fig. 7.

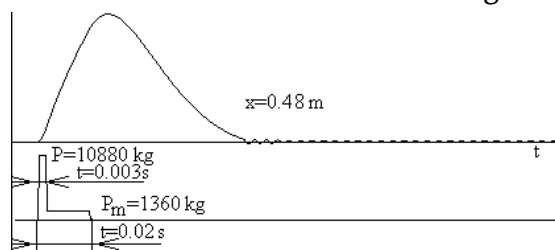


Fig.7. Oscillatory movement of the module caused by impulse force in the presence of a gap

Assuming that there is no gap between the protective module and the turbojet engine then after a collision with a bird, i.e. they are bound by an elastic element during all period of the transition period, then the dynamics of the module are shown in Fig. 8.

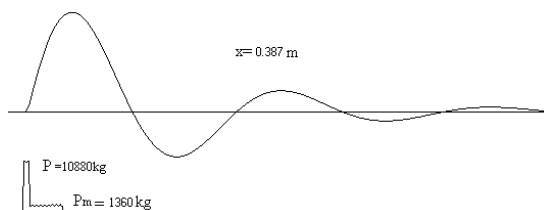


Fig.8. Oscillatory movement of the module caused by impulse force in the absence of a gap

From a mathematical experimental study of the collision of birds on the protective module of a jet engine, it has been established that the protective module greatly reduces the impact force on an air compressor and protects it from damage. At the same time, the softening effect is more noticeable when a elastic element is installed without a gap between the module and the compressor.

### REFERENCES

- [1] Sunil K. Sinha, Kevin E. Turner, Nitesh Jain. Dynamic Loading on Turbofan Blades Due to Bird-Strike. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power 133(12) · December 2011 with 565 Reads
- [2] V.K. Goyal, C.A. Huertas, T.J. Vasko. Smooth Particle Hydrodynamic Approach for Bird-Strike Analysis Using LS-DYNA. Am Trans Eng Appl Sci, 2(2), 2013, pp. 83-107.
- [3] Jukka-Pekka Nikolajeff. Analysis of the Birds Strike Reports Received by the Finnish Transport Safety Agency between the Years 2000 and 2011. Granfield University. Trafi Research Report 7/2014. - 49 p.
- [4] Bird Impact Forces and Pressures on Rigid and Compliant Targets. Air Force I Light Dynamics Laboratory, Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Air Force Systems Command Wright-Patterson Air Force Base. University of Dayton, Research Institute, 1978. - 78 p.
- [5] V. Vyshinsky. Aircraft collision with a bird. www. kvant. info /k/ 2009 /6/ 30 – 41. pdf. – 02 p.
- [6] V. L. Biderman. Applied theory of mechanical vibrations. Moscow: Higher school, 1972. - 415 p.
- [7] N. S. Piskunov. Differential and Integral calculus. Vol.2. M.: Science, 1985.- 560 p .
- [8] N. M. Matveev. Differential equation. L.: Leningrad state University, 1965.- 368 p.

**Анализ колебательного движения защитного  
модуля турбореактивного двигателя  
при столкновении с посторонними объектами  
Андро Майсурадзе, Слава Мебония, Мераб Челидзе**

*Рассмотрено колебательное движение защитного модуля турбореактивного двигателя летательного аппарата, которое вызвано ударным взаимодействием с внешними объектами, в том числе с птицами. Для изучения динамики защитного модуля при столкновении с внешними объектами, составлено дифференциальное уравнение, решением которого получены математические выражения для величины перемещения модуля и силы удара. Анализ этих выражений показывает, что упругие элементы в конструкции модуля частично снижают силу удара.*

## Analysis of foreign objects ingress into aircraft gasturbine engines and methods of their recording

*Andro Maisuradze*\*<sup>1</sup>, *Giorgi Mushkudiani*\*\*<sup>2</sup>,  
*Dato Metreveli*\*\*\*<sup>3</sup>, *Giorgi Gedaminski*\*\*\*\*<sup>4</sup>

<sup>1,4</sup>(*Georgian Aviation University,*  
*Ketevan Dedofali ave. № 16, Tbilisi, 0103, Georgia*)

<sup>2</sup>(*National Defence Academy of Georgia,*  
*Tskhinvali Highway, 3rd km, Gori, Georgia*)

<sup>3</sup>(*The Agricultural University of Georgia,*  
*Kakha Bendukidze University Campus, Tbilisi, 0159, Georgia*)

**Abstract:** *The operation of gas turbine engines is significantly affected by pollution of atmosphere air. Currently certain number of being in operation gas turbine engines are being removed from aircrafts prior to the expiration of the warranty period, mainly due to damage to the compressor, combustion chamber and gas turbine as a result of foreign objects ingress in the engine intake. As foreign objects would be: various size small particles of dust or sand, pebbles, demolished runway and taxiways, pieces of ice, wire from brushes of the surface of cleaning machines, birds, etc.*

*Foreign bodies may not damage the first stage of the compressor, but damage the next stages, is complicated to diagnose the engine. In order to simplify diagnostics and generally, maintenance of the engine, it is necessary to develop a device that will record the number of sand particles, pebbles and other foreign bodies passing through the engine.*

**Keywords:** aviation gas turbine engine, engine air-gas channel, foreign objects, ingress of foreign objects, recording, ways of recording, damage, compressor blades, fan, air intake device.

### 1. Analysis of foreign objects ingress problems in aviation engines

#### 1.1. Causes of foreign objects ingress in gas-turbine engines ~

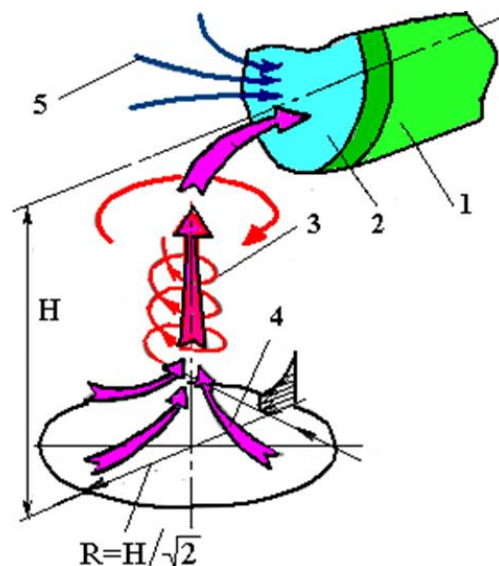
The problem mentioned in the abstract is particularly relevant to helicopter turbo-shaft engines, as they often have to land and take-off on ground dust-covered aerodromes. Even if dust and sand particles do not cause noticeable damage to the details and nodes within a short period of time, they cause erosion of their surfaces after certain time. As a result of the erosion, the shape of the compressor blades and the nature of their air flow make it possible for the compressor to cause tear-off and the formation of a surging. There also would be damaged the details of the combustion chamber and turbine. For example, it is known that after 100 kg of dust flow in the NTV2-117 engine air-gas channel, the compressor pressure ratio decreases approximately up to 10% and the engine efficiency up to 4% respectively.

As well, is very topical the issue to equip of helicopters with a special separation device that cleans from dust, sand and other objects the air on the engine intake during takeoff, landing and taxiing of the helicopter.

There are the following reasons for ingress of foreign objects in the engine:

- Action of relative airflow;
- Ability to rather high outburst of foreign objects from aircraft's own chassis while taxiing on the ground or from special vehicles wheels that are moving on the airfield:
- Outburst in the air from the artificial cover surface the foreign objects due reverse jet and their introduction in the air intake device;
- Introduction by the air intake device of foreign objects from the artificial cover by so called "vortex strip".

By its nature, the "vortex strip" represents a small helicopter turbulence airflow that starts from the surface of the artificial cover and extends to the air intake device. Depending on its intensity, it can involve quite large objects from the surface of the cover. The vortex arises down from the air-intake device at uneven flow when are arisen local braking points of the flow, i.e., the core of the vortex strip. The location of this core depends on the wind velocity as well as true air speed (Fig. 2).



*Fig. 1. Scheme for a generation of vortex strip before the gas turbine engine intake device  
1 – gas turbine engine; 2 - intake device; 3 – vortex strip; 4 - air flow on the surface of the airfield cover; 5 - air flow in the intake device*

In order to generated vortex to outburst the object from the surface of a cover, it must have a certain power (intensity). It will be defined by the horizontal component of the air flow velocity on the surface of artificial cover under the air intake.

$$V_{\max}(\text{mps}) = G_{\max} / (20,1 - H).$$

Here  $G_{\max}$  – is the maximum air flow of the engine;  $H$  - is the distance from the surface of the aerodrome cover to the air intake axis.

Fig. 1 shows the areas of the vortex strip generation in front of the air intake device of engine while operating the engine.

On Fig. 2 is presented the horizontal component of air-flow velocity dependence graph of the air intake relative height  $H_{rel}$  with respect to the surface of the artificial cover. ( $H_{rel} = H/D$ ).



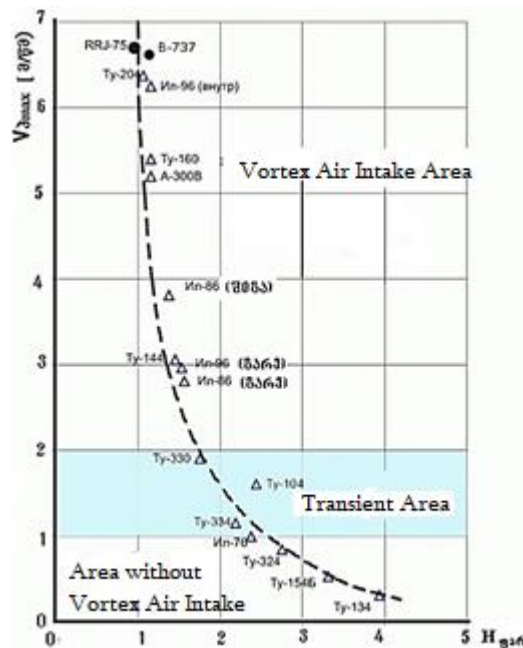


Fig. 2. Possible areas for generating a vortex strips for gas turbine engines operation at maximum mode of engine

The intervals of  $V_{max}$  values are experimentally determined. If this value is less than 1 m/s, then the vortex does not arise or their generation is non-intensive. When  $V_{max} > 1.0$  m/s but is less than 1.5 m/s, it is possible to generate a vortex strip (tornado) and consequently the ingress of foreign in the engine air intake device. And when  $V_{max} > 1.5$  m/s, intensive generation of vortex is already taking place.

It is obvious that the vortex strip that facilitates the foreign objects outburst from the surface of the artificial cover, in the idle power (after the engine is started) and then during the aircraft taxiing at low rpm, has not yet generated. And after the aircraft acceleration (approx. 40-50 km/h), it divided with a head air flow.

This principle divides the aircraft into vortex and non-vortex types. According to these indicators, for example the Boeing-737 aircraft belongs to the vortex type aircrafts  $V_{max} = 6.5$  (its engines are up to 0.46 meters above the surface of the artificial cover), and the aircraft IL-76 and CRJ-200 are non-vortex types  $V_{max} = 1.0$  (their engines are located on the aircraft more than  $\approx 2$  m height).

## 1.2. Parameters of existing in airforeign objects

Atmospheric dust content varies over a wide range: from up to 20,000 dust particles in 1 liter in large urban atmospheres up to 10-14 dust particles in the forest. Ambient air pollution by dust is caused by the movement of air masses in both horizontal (wind) and vertical directions (ascending flows).

As the flight height increases, the concentration of dust in the air decreases. The value of average concentration of dust in ambient air is: above sea level - 1 mg/m<sup>3</sup>; on top of mountains 3 mg/m<sup>3</sup>; on top of large industrial cities - 5 mg/m<sup>3</sup>; on top of ground runways - 10 mg/m<sup>3</sup>.

There are completely different values of dust concentration at operating a helicopter engines and movement of airflow by lifting rotor. In general, the concentration of dust in the air in adjacent of the helicopter depends on the structural strength of the soil, mineralogical and dispersion composition,

climatic conditions (humidity), location and the intensity of airflow movement during the lift rotor rotation.

The maximum dust concentration is observed in the lower zone of the lift rotor up to 15-30 m away from its axis and reaches  $5 \text{ g/m}^3$  for sandy runways. During the operation of the helicopter in the hovering mode, the concentration of dust at the height of 2-2.5 m decreases and does not exceed  $0.5 \text{ g/m}^3$ . At this time, coarse dust particles at ground level (above 200 mg) are about 20% of mass and 2-3% on the 2-2.5 m in height. If the distance between the helicopters is less than 50 m on the runway level, the dust from one helicopter's airflow will significantly affect on the operation of the other helicopter engines.

### 1.3. Impact of foreign objects on the engine operation

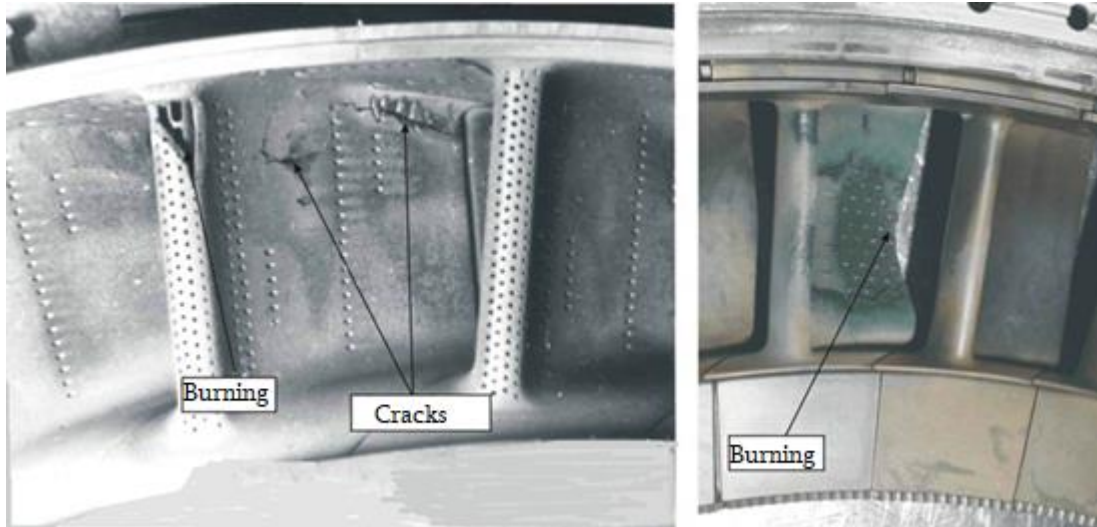
When the engine is running on ground (or in adjacent of it), a large amount of dust flows into it air-gas channel. For example, when operating a MI-8 helicopter at engine Full Throttle, on the sandy ground runway in each engine ingress nearabout 3 kg of dust for 1 minute. At moving at high speeds to the engine air-gas channel, the dust makes heavily impact on the details deterioration.

The most deteriorated element in the engine is the compressor. Typically, is deteriorating the leading edges of blades and its concave surfaces. Examination of the blades shows that the working blades are more deteriorated than the blades of air-gas channel. This is explained by the fact that the dust particles collided with fixed blades makes as a result of their transient movement of air flow when the contact of dust particles with rotating blades becomes more complex. The first-stage blades are depreciated on their total height due uneven distribution of dust flow. The blades of the last stages have a sharp depreciation on its periphery that is explained by the centrifugation of the dust in the stages.

Impact of centrifugal forces on the dust particles causes increasing of their concentration in the peripheral part and blades of last stage that have the thin profile represents the most deteriorated details of engine.

Deterioration of the air-gas channel blades and their sealing elements of the causes the decreasing in compressor pressure degree and efficiency. At operating at low modes, there is an increase in fuel supply to the engine to maintain constant power and increase the gas temperature in front of the turbine. When the engine is running at maximum mode, it is not capable of design power due to the limitation of the gas temperature or other key parameters. In addition, deterioration of the compressor intake parts is one of the major reasons of the compressor 's unstable operation surging mode.

At working in dusty conditions, in addition to deteriorating compressor details, the engine is also subject to deterioration of other parts of the engine. The combustion chamber is less deteriorated, but in some cases it may be possible to fill the cooling air through the dirt and to decompose the hot enamel to the inside of the firing pipe.



*Fig. 3. Cracks and burnings on the profile of the first stage nozzle of engine*

Engine turbines are deteriorated relatively less than compressor details. At this time, the output edges of the nozzles apparatus blades are mainly deteriorated. This causes an increase in the area of the turbine's outlet, an increase in temperature mode, and a reduction in engine maximum power. Particularly dangerous for the turbine cooling system is the dust that ingress in the engine with air. As the turbine is cooled by the secondary combustion chamber air or by the air being heated by the compressor, the dust that fills the throttle holes and gaps reduces the amount of coolant flow that causes the turbine details cooling worsening and increasing in possibility of their burning (failure).

During collisions of compressor blades with small particles, on the surface of blades are originated the scratches and depressions that represents the stress concentrators. After some time, cracks can develop in these areas and after their further development occurs the faults in blades. The ingress of large pebbles and birds at the air intake device would cause the compressor blades break.



*Fig. 4. The gas turbine engine compressor after collision with foreign objects*

Dust and sand act as strong abrasive particles (scratch) after their ingress into the engine, causing erosion of the compressor blades surfaces. As a result, after ingress in engine of their certain

amount occurs the change of blades profiles and violation in normal flow gears. Increased hydraulic resistance dramatically reduces the compressor pressure degree and its efficiency. In the case of the critical values of blades profiles deterioration, in the compressor develops separation phenomenon that would cause its dangerous form of surging.

Dust penetration from the labyrinthine elements into the lubricant cavity is not excluded. Increasing the amount of dust in the lubricant causes the frequent lubricant change and would cause the prematurely remove of engine as a result of bearing's failure. Based on the experience of operating a helicopter gas turbine engines, we can conclude that the engine resource is significantly reduced in case of dusty air.

## 2. Methods of engine's protection

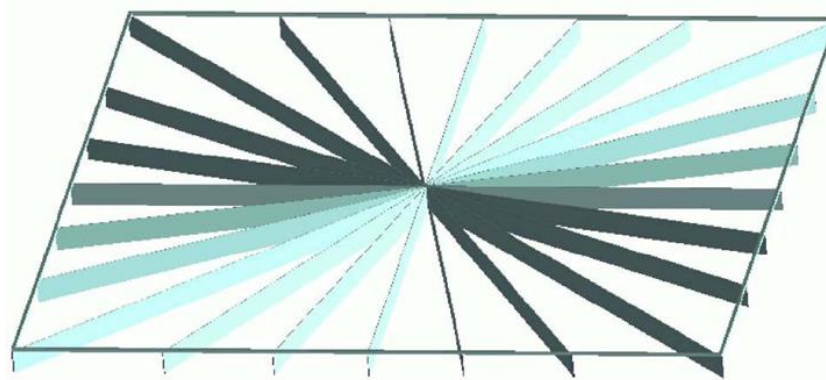
Great attention is paid to the refinement of operational measures and constructive equipment in order to prevent the occurrence of foreign objects in Vortex generating.

Engine protection methods in case of dust impact include engine air filtration and operation measures.

Installing on the engine a dust-proof mechanical filter in the air intake device ensures reliable protection of the engine from harmful dust, but causes the significantly reduce of engines maximum power and increase in specific fuel consumption. Therefore, such type filters have no practical application. Some helicopters used mechanical filters. For example, on the Alouette and Super Frelon helicopter engines were installed barrier filters from the spun felt. As laboratory studies have shown, these types of filters would entrap up to 99.9% of dust particles with sizes of 30-80  $\mu\text{m}$ . But at their installation on helicopters at existence of significantly dust-laden air they quickly obstructed and require frequent replacement. In addition, such filters have large mass and overall dimensions. One of the most common and relatively promising air filters represents filters with multiple inertial pipes that operate on a cyclone basis and have self-cleaning properties. Such a filter with 1175 pipes was used on the helicopter SA-330-Putat. It entrap up to 85-90% of dust and produces a slight loss of pressure at the intake (less than 12 mbar, equivalent to 1.5% increase in fuel consumption).

One of the important measures for detecting the compressor pump in dusty air conditions at engine operation is to periodically control the rate of wear of its blades.

There is a special ground device to prevent the formation of a vortex strip (for their breaking). This is a stellar structure made from plates with a height of 0,07 mm in diameter and 2 mm in thickness. This device is located in the epicenter area of the downward spiral zone of the intake device.



*Fig. 5. Anti vortex preventer*

In addition to operational measures, there are also constructive protective measures designed to prevent foreign objects ingress from the intake device.

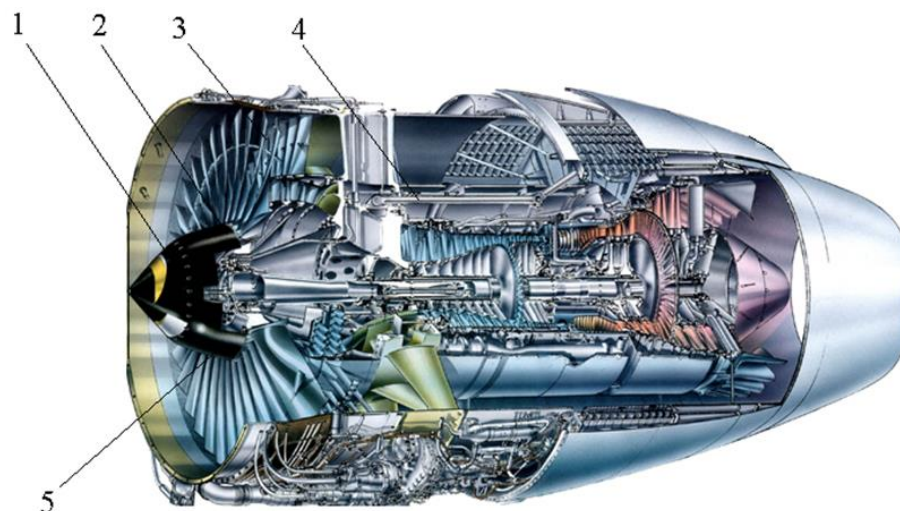
One of the constructive solutions for by-pass engines is to create so-called "self-defense" engines. For such engines, the blades of first stage of compressor (or fan) shafts have a wide cord profile. The front edges of such blades are often reinforced with special coatings and have a large width and thickness of the base cross-section. Their configuration gives the possibility due centrifugal forces to throw foreign objects in the second contour.

If the foreign objects nevertheless will ingress into the engine then it would be better to ingress into the second contour where basically only one stage fan is arranged. Modern engines can repair damaged low-pressure compressor blades, including replacement of the entire module. At the same time, this is done without removing the engine from the aircraft.

Significant importance has the shape of spinning. It will be profiled in such way that ingressed in the engine foreign objects from the possible area of sucking together with air flow will be strike to spinning and then will be directed to the second contour, causing minimal structural damage.

Depending on the nature of the movement of foreign objects after the reflecting from cone, its value and wall thickness as well as the angle of cone vortex cone are affected. It is experimentally determined that the best range of reflection is from  $71^\circ$  up to  $118^\circ$ . At higher angles, the foreign objects will be throw off to the ends of fan blades, i.e., to high rotational speed and small thicknesses of the blade profiles zone that would cause significant damages. In the case of angles less than  $71^\circ$ , such a phenomenon does not occur.

For example, in the PS-90A engine this angle is equal to  $90^\circ$  that is closer to  $71^\circ$ . However, the separation of the first and second contours of the blower is quite inclined from the blower and the elevation of is enough pulled out from the fan and the fan working wheel bush is quite inclined in Fig. 6. All of this gives the possibility to minimize the damage that can be caused by ingress of foreign objects in engine.



*Fig. 6. Side-view of by-pass turbojet PS-90A:*

*1-spinning, 2-fan, 3-intake device, 4-first and second contour separator case, 5-bush of fan blades*

On some types of aircrafts, such as some modifications to the CU-24 D and Boeing-737, are applied a pneumatic vortex strip break system. For this, the air is bled from one of the stages of

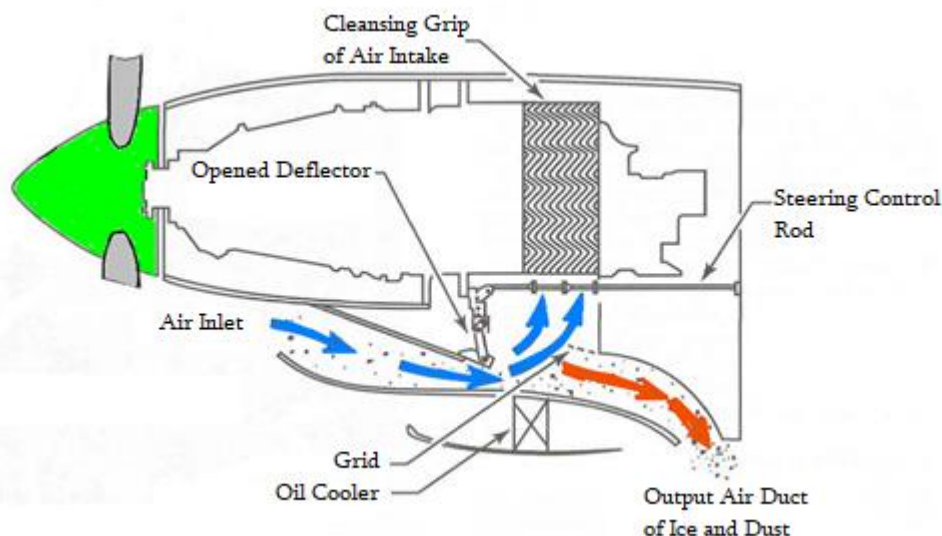
the compressor and will be throw out from the holes of the air intake device fairing that causes a disruption of the vortex strip originated on the surface of the artificial cover.

Both of its RD-33 by-pass turbojets engines on the military fighter MIIG-29MS air intakes at the start moment are closed by special hydraulic movable control panels. In this case, air is supplied to the engines by a five-section valve in the upper surface of the wings. They automatically take off at reaching by aircraft of speed of 200 km/h. If the case of speed slow down below 200 km/h they are still opened and also after the engine has been stopped.



*Fig. 7. Engines of fighter MIG-29CMT with closed protective panels*

There are also devices that not only block air channels but also clean intake air from fine dust and sand (as a separator). These devices are mainly used on aircraft equipped with turbo-shaft engines that often operate on ground airfields. The principle of operation of such a device is as follows. A pilot with a special deflector closes the air channel in an air intake device at landing or take-off on dust-laden airfield. This channel has a sharp bend before intake of the engine. Dust and sand particles, by their inertial properties (whose mass exceeds the mass of air), passes this bend and then is directed to the channel exit (usually via the ejector). After that the purified air enters in the engine.

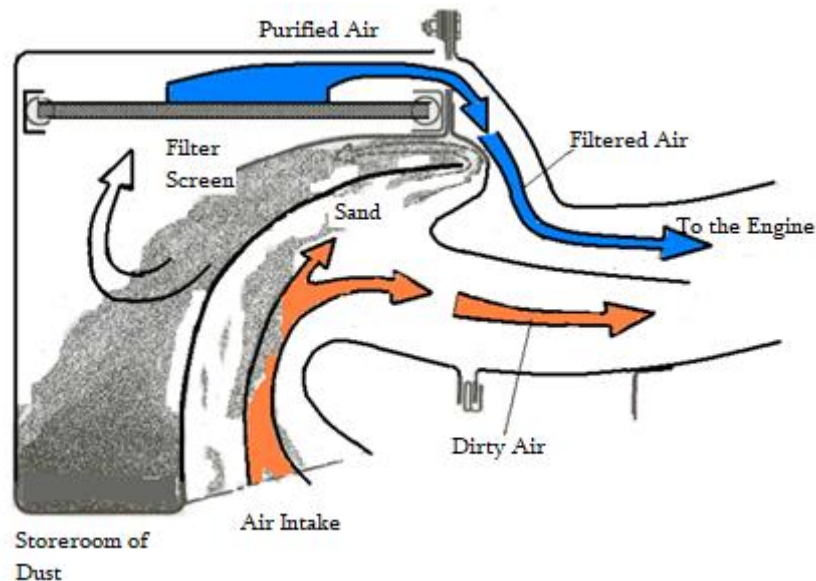


*Fig. 8. Turbo-shaft engine dust protective separator scheme*

This problem is particularly relevant to helicopter turbojet engines, as they often have to make landing and take-off from dust-covered aerodromes. Even in the case of for a short period of time by impact of dust and sand particles the engine does not have any noticeably damages of the details or units, after the certain period it is resulting in erosion of their surfaces. As a result of the erosion, the shape of the compressor blades and the nature of their casing air flow that make it possible to develop separation phenomenon in the compressor and the formation of a surging. There is also damage to the details of the combustion chamber and turbine. For example, it is known that after passing of up to 100 kg of dust in the NTV2-117 air-cooled turboshaft engine, the compressor pressure degree decreases approximately up to 10% and the engine efficiency up to 4%, respectively.

Therefore, it is very important issue to equip helicopters with special equipment due that is possible to clean the involved in engine air from dust, sand and foreign objects, during takeoff, landing and taxiing on ground. Such devices are called as dust-proof devices.

Currently, equipped with gas turbojet engines helicopters are operated on their dusty aerodromes using various inertial, mainly inertial, types of protective equipment. Commonly dust-proof devices use one (mono) or several (multi) cyclones with air vortex or narrowed profiled channels (by the principle of Venturi tubes) with a sharp change of direction. Dust, sand, etc., released from the air will be thrown off the helicopter by an ejector or additional fan. The scheme of one of such helicopter's dust-protection devices is shown in Fig. 9.



*Fig. 9. Helicopter dust protection device with profiled channels*

In some aircrafts, metal grids with a cell size of 4 mm are mainly used that can protect engines of ingress of medium and large size foreign objects. In addition, they require heating to avoid freezing and requires to reduce the hydraulic resistance deploying mechanism.

At the same time it should be mentioned that air separation device does not always completely clean the air from dust. Multiplication devices can clean air up to 98% but they are distinguished by there are characterized by large mass and overall dimensions. As for mono cyclone or multi-channel dust protection devices, they are purifying up-to 75-80% of air. At the same time, all these devices in certain degree reduce the power of engine.

### 3. Methods to record the ingress of foreign objects in aviation engines

The actual problem is to record with special measuring devices of ingressed in engine dust and foreign objects. This can timely determine the degree of engine deterioration, the exhaustion of warranty resources and the need for repairs.

#### 3.1. Engine diagnostics by electrostatic method

The method of electrostatic diagnosing (sensing) of a gas turbine engine air channel is based on the registration of the potential difference arising between the electrostatic transformer and engine case. The potential difference is caused by charged particles in the gas. The quantity latter is associated with erosive wear on the air channel, cracks and fractures of the structural elements. Also due ingress in the ait channel of sand, combustion products and water particles.

With this method it is possible to detect elements of the engine air channel in the initial stage of the process.

The disadvantage of the method is that temperature, pressure, velocity, concentration of the ionized molecules present in the electrostatic charge are greatly influenced on the formation of electrostatic charge, from which the extraction of useful information is a very difficult task.

#### 3.2. Optical methods of foreign objects assessment

One method of quantifying airborne objects is to take samples for further analysis, which may be used for aerodrome inspection.

An interesting option for us represents continuous-action automated devices that can be used for operational control of dust particles in the air for installation on aerodromes as well as in gas turbine engine intakes.

Such devices apply the principles of selective absorption and scattering in paramagnetism, density change, heat conduction, light conversion rate, infrared, ultraviolet and visible spectrum.

The absorption method for spectral analysis of gases is based on the fact that substances can selectively absorb electromagnetic radiation passing through them. The specificity of the absorption spectrum gives the possibility to qualitatively determine the composition of impurities in the air (eg NO, NO<sub>2</sub>, O<sub>3</sub>, H<sub>2</sub>S, CO, dust, organic substances). The intensity of energy absorbed by each types of substance gives the possibility of quantification of impurities.

The general scheme of the laser device working on this principle is presented in Fig. 10. And Fig.11.

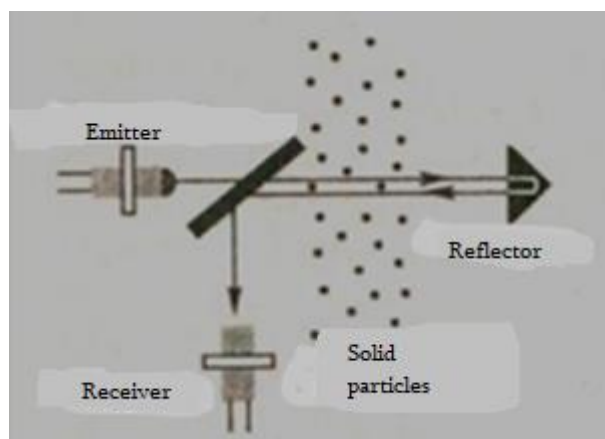


Fig. 10. Principle of operation of the laser recorder of objects in the air



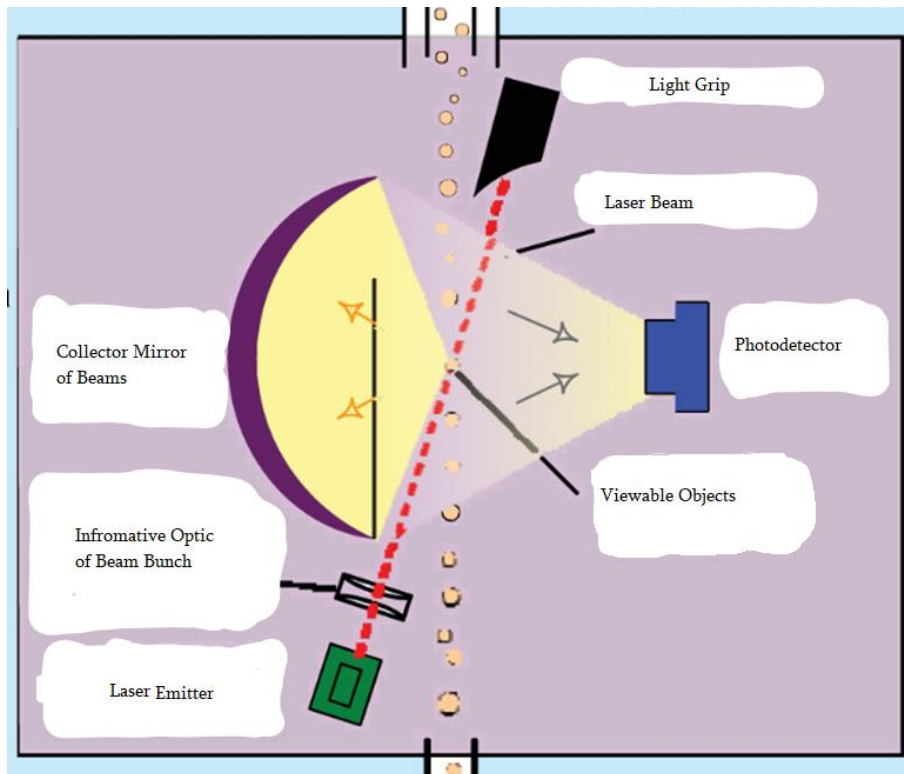


Fig. 11 Scheme of the laser recorder of objects in the air.

Recording of foreign objects by these methods has the following disadvantages:

- It is impossible to simultaneously record all outgoing objects, determine the size and quantity throughout the entire flow of air; Detection of objects depends on the angle of optical beam propagation.
- It is impossible to study the internal invisible structure of the detected particles;
- Determination of physical and chemical composition of particles is limited.

### 3.3. Recording of ingressed into the engine foreign objects getting by the radio frequency method

An interesting option from the measuring device represents the recording of foreign objects by radio frequency method. The phase velocity and absorption coefficient of radio wave propagation at the air intake are directly related to the composition of the propagation environment. In particular, the initial amplitude of wave  $A_0$  decreases with distance  $r$  by the following law:

$$A = \frac{A_0}{r} e^{-\frac{\omega \chi r}{c}}$$

where  $\chi$  - is the absorption rate and will be calculated as follows:

$$\chi = \sqrt{\frac{1}{2} \varepsilon (\sqrt{1 + tg^2 \delta} - 1)}$$

$\omega$  - is the angular frequency of the radio wave,  $c$  - is the speed of light,  $tg \delta$  - is the tangent of loss angle,  $\varepsilon$  - is the electric constant.

The phase of the irradiated electromagnetic wave is replaced by the following law:

$$\psi = \omega t - \frac{\omega nr}{c}$$

where  $n$  is the coefficient of conversion:

$$n = \sqrt{\frac{1}{2} \varepsilon (\sqrt{1 + tg^2 \delta} + 1)}$$

In our case we have to assume that the distribution environment is dielectric and at this time  $tg\delta \ll 1$ .

The values of  $\delta$  and  $\varepsilon$  depend on the irradiation frequency, temperature and environmental structure. These values must be determined experimentally. In this case, typical samples such as dust and sand particles, runway decomposition products, water and ice particles, etc. should be used as the environment.

The advantages of the radio frequency method compared to other existing methods are:

- Knowledge of the frequency dependence on foreign objects gives the possibility to determine by several frequencies the composition of internal structure of foreign objects.
- Determine sizes of subject in the high-frequency range using radiolocation methods.

### Conclusion

Currently gas turbine engines are mainly used as a powerplant for aircrafts because of their high performance. These engines, in comparison with other types of engines, consume a large amount of ambient air that often causes bodies to ingress in the air channel of foreign bodies. This threatens the safety of aircraft flights and also requires quite time consuming on diagnostic works that also has a negative impact on both engine resources and additional economic expanses.

In the presented scientific article is considered the nature of possible damage to aviation gas turbine engines, caused due ingress of foreign objects in air channel, and constructive measures that are carried out on various types of aircrafts (helicopters, airplanes).

The paper focuses on the analysis of existing measurement methods (electrostatic, optical, radiofrequency), on the basis of that it is possible to design a complex device for detecting and recording solid and liquid particles in the flow of air in the engine in real time. The design and practical implementation of this equipment on aircraft will improve the quality of service and repair of gas turbine engines that will positively impact on flight safety and reduce unforeseen economic expanses.

### References

- [1] A.A. Inozemtsev, V.L. Sandratski – Gas turbine engines. ОАО «Авиадвигатель» Perm, 2006.
- [2] A. Maisuradze - Theory of aviation engines, Tbilisi 2017.
- [3] <https://studfiles.net/preview/1032113/page:2/>

## **Анализ попадания посторонних предметов в авиационные газотурбинные двигатели и методы их учёта**

**Андро Маисурадзе, Георгий Мушкудиани,  
Дато Метревели, Георгий Гедамински**

*На работу газотурбинных двигателей значительное влияние оказывает загрязнение атмосферного воздуха. На сегодняшний день определённое количество находящихся в процессе эксплуатации газотурбинных двигателей снимается с воздушных судов до истечения гарантийного ресурса в основном вследствие повреждения компрессора, камеры сгорания и газовой турбины в результате попадания во вход двигателя посторонних предметов. Посторонними предметами могут быть: различного размера мелкие частицы пыли или песка, мелкие камни, продукты разрушения взлётко-посадочной полосы и рулёжных дорожек, куски льда, проволока от щёток очищающих поверхность уборочных машин, птицы и т.д.*

*Разработка и практическая реализация радиочастотного метода обнаружения и регистрации попадания посторонних предметов во входное устройство газотурбинных двигателей, обеспечивает улучшение их технического обслуживания и ремонт, а также расширяет межремонтные срокию.*

## Impact of the geometrical parameters of Valveless pulse jet engine on thrust

*Aria Nazarparvar*

*(Georgian Aviation University,*

*Ketevan Dedofali ave. № 16, Tbilisi, 0103, Georgia)*

**Abstract:** *Simple design, low maintenance and manufacture cost, and high thrust to weight ratio, also new numerical method in simulating caused development of Pulse Jet engine function in non-military fields today. Impact of geometrical parameters of valveless pulse jet engine on thrust has been studied in this article. First, study concentrate on main geometrical parameters like diameter and length, and transform those parameters to dimension-less parameters (length to mean diameter ratio) for each section of the engine. Then the allowable range for parameters is achieved based upon experimental researches of Mr. Lockwood. Ten new geometries for valve-less pulse jet engine has been defined and numerical solution of two-dimension flow field of inside engine has been presented with Fluent Code. New method has been presented (without solving the combustion) with considering combustion as initial condition. To ensure that the accuracy of solution is obtained, validation has been done with a valved pulse jet engine that shows excellent results with less than 5 percent error. Eventually the main result shows that amount of parameters that has most impact on thrust is 29 (length to diameter) for exhaust pipe, 1.25 for combustion chamber and 3.5 for intake pipe. The volume of combustion chamber should not exceed the limits otherwise it will be caused non-uniform pressure distribution and will be effect on engine performance. Conclusion shows improvement of thrust of more than 200% percent with changes in geometrical parameters and without significant change on weight. Therefore, there would be improvement of power to weight ratio as well. It can be said that it could be farther developed considering other aspects of this type of jet engine (like level of noise, cooling method, utilizing in aviation and another field etc.) and also, practical projects as well. After reviewing the article, it can be said that it meets all of the requirements that has been defined for this project and more development could be gained on pulse jet engines in future.*

### Introduction

Pulse-jet engine in a hollow pipe, with special aerodynamic, acoustic, and thermodynamic design without any rotary part and it use the shockwaves caused by the combustion for producing thrust force. Lacking of rotary parts decreases the production and maintenance cost of this engine.

Each cycle of operating of this engine takes less than a second and it continuous till totally breakdown of the engine cause of high temperature and structural malfunction. Alternate operation (Pulses) in the major concept of this type of Jet engine. Using to concept of pulse and jet beside together was firstly introduced by Thomas Piot in 1891 in France and based on that an engine created which works with steam, but basic concepts of pulsating combustion has been found earlier in 1777. First type of air-breath type built and designed by Russian scientist; Karavodin. First pulse-jet engine with significant amount of thrust built and designed by French scientist Marconnet, he used specific type of nozzle to increase efficiency by transforming energy of gases to kinetic energy to gain more thrust. High fuel consumption, high level of noise, and, low efficiency, this engine didn't develop till 10930 German engineer named Paul Schmit discovers a new idea to build first valved pulse jet engine.

In 1944 V-1 unmanned vehicle built with Pulse-jet propulsion system which counted as an actual successful design of this type of jet engine.

After World War II, United States and other countries continue developing this engine. Figure-1 shows the general structure of valved-Pulse jet.

This engine doesn't need any lubricating system due to lack of any rotary device which makes it even lighter but vibration generate by shockwaves cause malfunction of valves during the time. Also another problem related to this engine is heat tension which caused by numbers of cycles create some sort of structural deformation through the operating time.

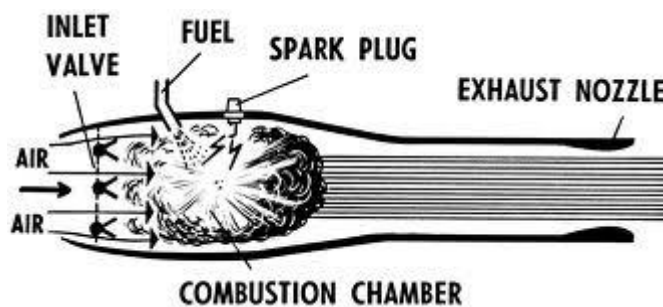


Fig. 1

Approximately one third of gases exit from intake pipe and the two third of gas from the main exhaust pipe so net thrust crated only by one third of potential of gases. High level of noise created by pulse jet engine could hurt the hearing so all of this reason made this engine inoperative.

Many researches on pulse jet engine caused to remove the valves and introducing valveless model in 1961 by Lockwood Hiller Company with better fuel efficiency and more thrust. Figure 2 shows this U-shaped valveless pulse jet engine.

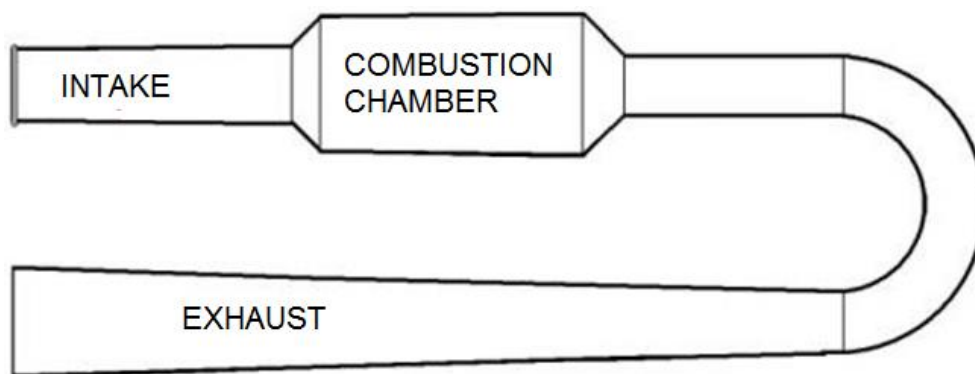


Fig. 2

With developing numerical method to solve fluid equations, create opportunity to simulate and optimize this engine in different aspect. Currently the project pulse jet X is developing as an example. Nowadays pulse jet use in different ways for example it use as a reactor in power plants to increasing efficiency. In the automotive industry as a system to increase combustion efficiency instead of super charger and also as a propulsive system to use on aircraft, boats, trains etc.

Firstly In this article theory of operation of valve less pulse jet and thermodynamic cycle explained. Then simulating and solution method present and finally the result concluded.

### Theory of Operation

With increasing pressure and temperature immediately after combustion a differential pressure cause to create two compression waves moving to the sides. Figure 3 shows these waves formation (dash lines in all schematics show compression and expansion waves).

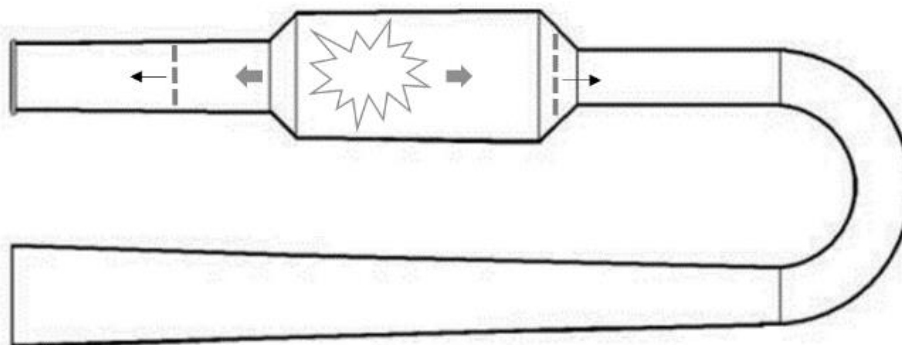


Fig. 3

First wave reaches the intake pipe inlet section and return as a expansion wave to the engine. Cause of partial exhaust from intake pipe small amount of thrust generated by this section of the engine. Figure 4 shows the compression and expansion wave returned to the engine.

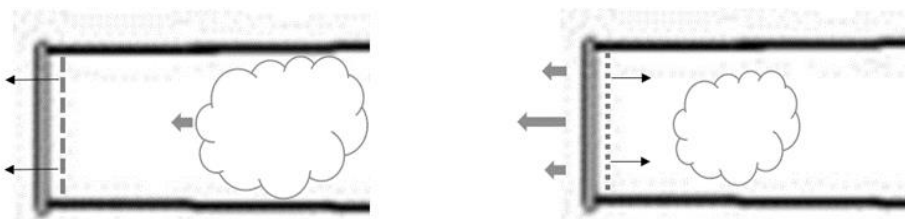


Fig. 4

With a specific time lag second wave reaches the end of main exhaust pipe and create major part of thrust and also returns as second weak expansion wave to the engine. Both expansion waves return at the curved section of the engine and this will cause the remaining hot gases remains in curved section of the engine. Figure 5 shows this process.

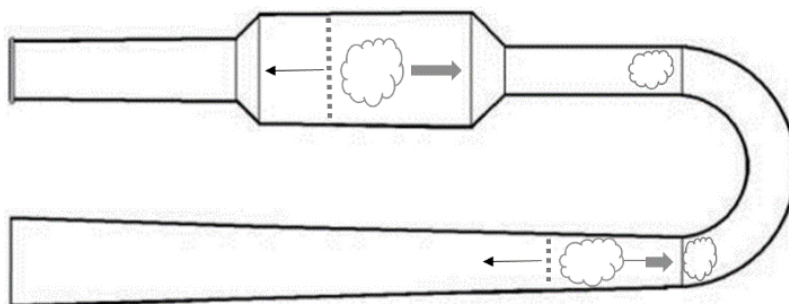


Fig. 5

First expansion wave reaches to engine intake and returns as a weak compression wave and cause the fresh air from outside through the combustion chamber. Cause of low pressure in combustion chamber fuel injectors automatically start to inject fuel. Also second expansion wave reaches the end of exhaust pipe and returns as a compression wave to the combustion zone. Meeting both compression wave at the combustion chamber create a compression of intake gases (known as Kadenacy effect) and mixing it with fuel. After hot gases remained from previous combustion returns to combustion zone mixture of air and fuel which got compressed starts to burn and second cycle begins. Figure-6 shows this process.

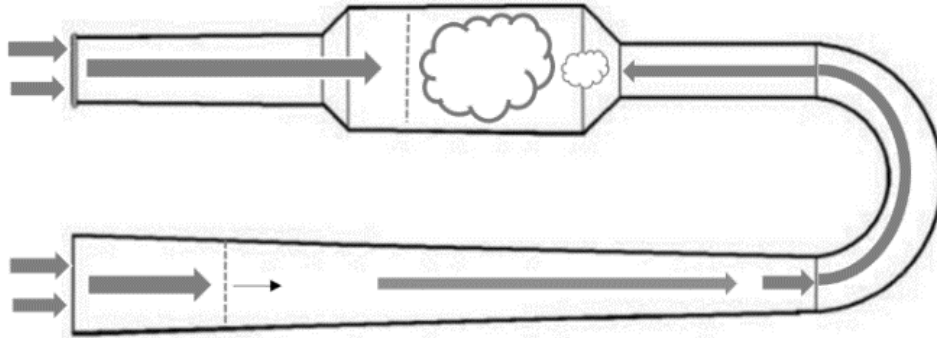


Fig. 6

Thermodynamic cycle of this engine express with two theory of Lenoir and Hemphry which shows in Figure 7. For the Lenoir theory:

State 1 to 2: increasing pressure in constant volume

State 2 to 3: adiabatic expansion (isentropic) entropy level doesn't change so work done here will cause generating thrust force in valve less pulse jet engine

State 3 to 4: compression in constant pressure with losing heat (exhaust of gases)

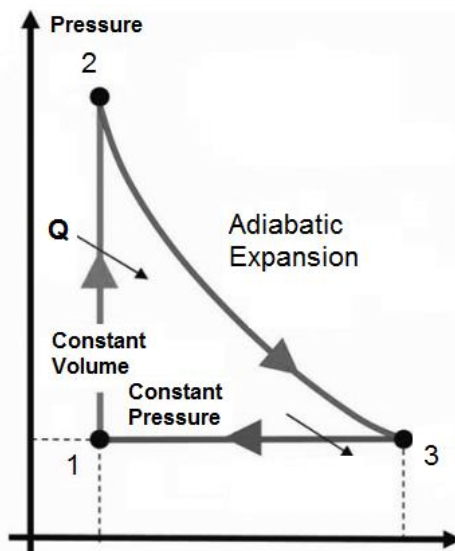


Fig. 7

In other theory (Hemphry) shows in Figure-8 small adiabatic compression added to the Lenoir cycle. This thermodynamic cycle is valid for all types of Pulse Jet engine.

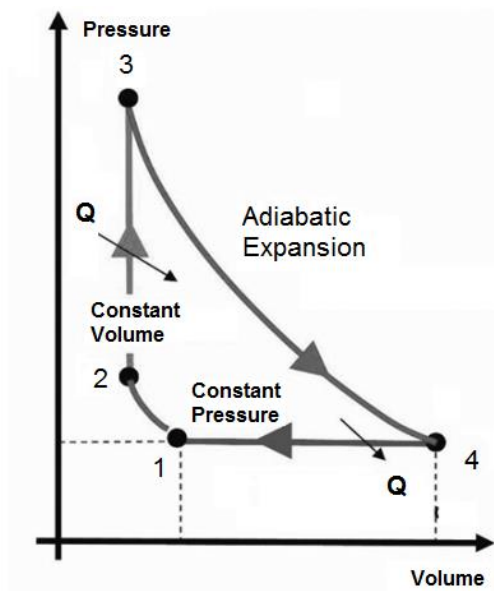


Fig. 8

### Geometrical Parameter

First step to achieve a design in a valveless pulse jet engine is to estimate the relation between the geometrical parameters of the engine and define a mission to achieve specific thrust for its mission. According to this engine divided in three section including: intake, combustion chamber, and, exhaust. Figure-9 shows the Lockwood engine dimension.

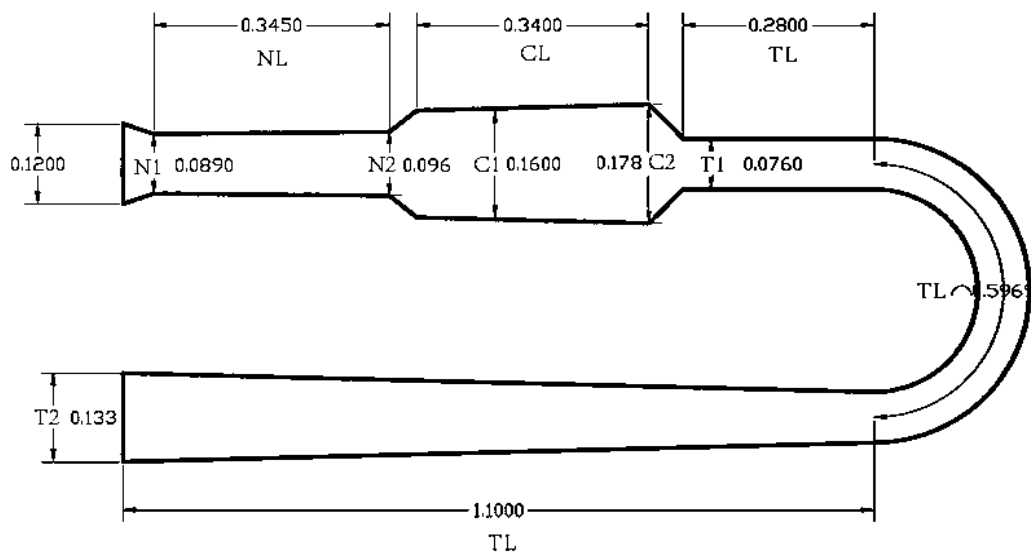


Fig. 9

In 1969 Mr. Raymond Lockwood with Dr.Bennet and Dr.Grabber start to develop pulse jet engine to find criterion for its geometry. Two main parameters present as a result; first length of section



and second mean diameter in each section. Table-1 shows these parameter and Table-2 shows the operating range for the ratio to make a vale less engine operate.

*Table-1*

Sign	Geometrical Parameter
TL	Total length of exhaust pipe
TM	Mean diameter of exhaust pipe
CL	Combustion chamber length
CM	Mean diameter of combustion chamber
NL	Total length of intake pipe
NM	Mean diameter of intake pipe

*Table-2*

Zone	Intake	Combustion	Exhaust
Ratio	$3.5 \leq N_L/N_M \leq 4.25$	$1.25 \leq C_L/C_M \leq 1.75$	$26 \leq T_L/T_M \leq 29$

This engine known also with 55 lbs of trust and achieving better thrust with change the geometrical parameters always was a challenge to the scientist.

In this article based on the Lockwood researches, nine new geometries has been defined with considering two ratios constant and change the other dimensionless ratio in minimum, average and maximum also one geometry considering all the ratios in average. Table-3 and Table-4 shows these ten new geometries and geometrical parameters.

*Table-3*

Ratio	Main	1	2	3	4	5
$T_L/T_M$	8.91	6	7.5	9	8.91	8.91
$C_L/C_M$	2.06	2.0 6	2.06	2.06	1.25	1.5
$N_L/N_M$	3.72	3.7 2	3.72	3.72	3.72	3.72
Intake Diameter	0.12	0.1	0.09	0.08	0.12	0.12

Exhaust Diameter	0.133	0.133	0.133	0.133	0.133	0.133
------------------	-------	-------	-------	-------	-------	-------

Table-4

Ratio	6	7	8	9	10
$T_L/T_M$	18.91	18.91	18.91	18.91	7.5
$C_L/C_M$	2.06	2.06	2.06	1.25	1.5
$N_L/N_M$	3.72	3.72	3.72	3.72	3.72
Intake Diameter	0.1	0.09	0.8	0.12	0.12
Exhaust Diameter	0.133	0.133	0.133	0.133	0.133

### Solution and Equation

There is two method to analyzing pulse jet engine. Wave analysis and Navier-Stocks equation solution. In this part wave analysis of pulse jet engine explained [16]. Figure-10 shows cross section of a pipe and the waves inside it. "R" is expansion wave, "CS" is the gas location, "C" in compression wave, "A" is cross section, "M" is Mach number, "u" is velocity, "a" is speed of sound, "ρ" is density, and "P" is pressure. Region 4 in the Figure-10 has a maximum temperature and pressure from combustion chamber ( $P_4$ ,  $T_4$ ), and region 1 is exhaust near to the pressure and temperature of the atmosphere. With neglecting changes of constant of gas for the air ( $R=278$  J/kg.K) and Specific Heat Ratio for air (1.4 J/kg.K) we have the Equation-1 between speed of sound and temperature and pressure.

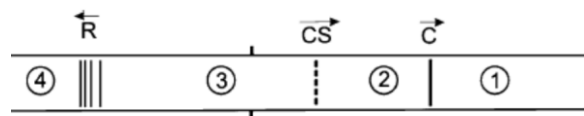


Fig. 10

Equation-1

$$\frac{a_4}{a_1} \approx \sqrt{\frac{T_4}{T_1}} \approx \sqrt{\frac{P_4}{P_1}}$$

And Equation-2 between wave characteristics.

Equation-2 
$$\frac{2a_4}{\gamma-1} = u_2 + \frac{2a_3}{\gamma-1}$$

From Equation-2, and same relation between region 1 and 2, Equation-3 concluded.

Equation-3 
$$\frac{2a_1}{\gamma-1} = \frac{2a_2}{\gamma-1} - u_2 = \frac{2(a_2 - a_4 + a_3)}{\gamma-1}$$

Between region 2 and 3 which gas is moving, velocity and pressure is same but density and speed of sound is different so based on isentropic flow Equation-4 concluded.

Equation-4 
$$\frac{a_3}{a_4} = \left(\frac{p_3}{p_4}\right)^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}} = \left(\frac{p_2}{p_1} \cdot \frac{p_1}{p_4}\right)^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}} = \frac{a_2}{a_1} \left(\frac{p_1}{p_4}\right)^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}}$$

From Equation-3 and 4, Equation-5 concluded.

Equation-5 
$$a_2 = \frac{a_1 + a_4}{1 + \frac{a_4}{a_1} \left(\frac{p_4}{p_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}}}$$

Equation-6 
$$p_2 = p_1 \left(\frac{a_2}{a_1}\right)^{\frac{2\gamma}{\gamma-1}}$$

Equation-7 
$$\rho_2 = \rho_1 \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{1}{\gamma}}$$

Equation-8 
$$u_2 = \frac{2(a_2 - a_1)}{\gamma-1}$$

If the region geometry is not uniform as it shown in Figure-11, the Equation-9 is concluded.

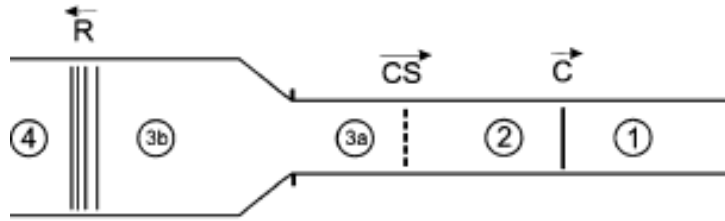


Fig. 11

Equation-9

$$u_4 + \frac{2a_4}{\gamma-1} = u_{3b} + \frac{2a_{3b}}{\gamma-1}$$

Noting that  $u_4$  is approximately zero. From isentropic flow theory:

Equation-10

$$\frac{p_{3b}}{p_4} = \left(\frac{a_{3b}}{a_4}\right)^{\frac{2\gamma}{\gamma-1}}$$

Equation-11

$$\frac{\rho_{3b}}{\rho_4} = \left(\frac{p_{3b}}{p_4}\right)^{\frac{1}{\gamma}}$$

If an area transition exists, one observes the following area, Mach number relation for upstream and downstream area values:

Equation-12

$$\frac{A_u}{A_d} = \frac{Ma_{3a}}{Ma_{3b}} \left[ \frac{2+(\gamma-1)Ma_{3b}^2}{2+(\gamma-1)Ma_{4b}^2} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

Assuming the rightward-moving compression is still isentropic (not yet formed into a sharp-fronted non-isentropic shock), characteristic wave theory gives:

Equation-13

$$u_2 - \frac{2a_2}{\gamma-1} = u_1 + \frac{2a_1}{\gamma-1}$$

One may assume that  $u_1$  is approximately zero. From isentropic flow theory:

Equation-14

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{a_2}{a_1}\right)^{\frac{2\gamma}{\gamma-1}}$$

Equation-15

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{1}{\gamma}}$$

From Equation-9:

Equation-16

$$u_{3b} = a_{3b} M_{a_{3b}} = \frac{2(a_4 - a_{3b})}{\gamma - 1}$$

Equation-17

$$a_{3b} = \frac{a_4}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{a_{3b}}^2}$$

From Equation-13:

Equation-18

$$a_2 = \frac{\gamma - 1}{2} [a_3 M_{a_{3b}} + \frac{2}{\gamma - 1} a_1]$$

And

Equation-19

$$a_2 = a_1 \frac{a_{3a}}{a_4} \left(\frac{p_4}{p_1}\right)^{\frac{\gamma - 1}{2\gamma}} = \left(\frac{p_{3a}}{p_4} \cdot \frac{p_4}{p_1}\right)^{\frac{\gamma - 1}{2\gamma}} = \frac{\gamma - 1}{2\gamma} a_{3a} M_{a_{3a}} + a_1$$

Finding a3a:

Equation-20

$$a_{3a} = a_1 / \left[ \frac{a_1}{a_4} \left(\frac{p_4}{p_1}\right)^{\frac{\gamma - 1}{2\gamma}} - \frac{\gamma - 1}{2} M_{a_{3a}} \right]$$

Equation-21

$$a_{3a} = a_{3b} \left( \frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{a_{3b}}^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{a_{3a}}^2} \right)^{1/2}$$



Figure-12

From characteristic wave theory;

Equation-22

$$u_2 + \frac{2a_2}{\gamma-1} = u_5 + \frac{2a_5}{\gamma-1}$$

Equation-23

$$\frac{a_5}{a_2} = \left(\frac{p_5}{p_2}\right)^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}} \approx \left(\frac{p_1}{p_2}\right)^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}} \approx \frac{a_1}{a_2}$$

Which suggests  $a_5 = a_1$  and therefore  $T_5 = T_1$ , and via the equation of state,  $\rho_5 = \rho_1$

Equation-24

$$u_5 = u_2 + \frac{2(a_2 - a_1)}{\gamma-1}$$

Considering Navier Stokes Equations:

Equation-25

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} = 0$$

Equation-26

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2 + p)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} = 0$$

Equation-27

$$\frac{\partial \rho v}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v^2 + p)}{\partial y} = 0$$

Equation-28

$$\frac{\partial(\rho e_t)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u h_t)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v h_t)}{\partial y} = 0$$

And for ideal gas:

Equation-29

$$P = \rho \cdot R \cdot T$$

Equation-30

$$e=C_V \cdot T$$

Equation-31

$$C_V=\frac{R}{\gamma-1}$$

Finally thrust would be calculated as:

Equation-32

$$F=m_e(V_e-V_a)+A_e(P_e-P_a)$$

With considering engine on test stand:

Equation-33

$$\tau=\int \dot{m}_e V_e dA_e$$

In this article air consider as working fluid and for better result pressure thrust is not neglected.

### Numerical Solution

In this article Software Gambit use for generating geometry and mesh and nodes for numerical solution. Organized meshing used with 12500 numbers of cell as it shows in Figure-13, and more in detail in region with more gradient Figure-14.

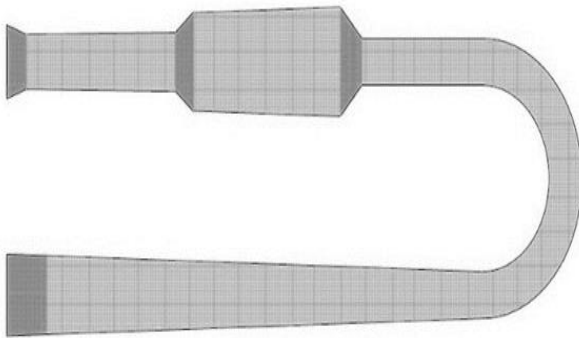


Fig. 13

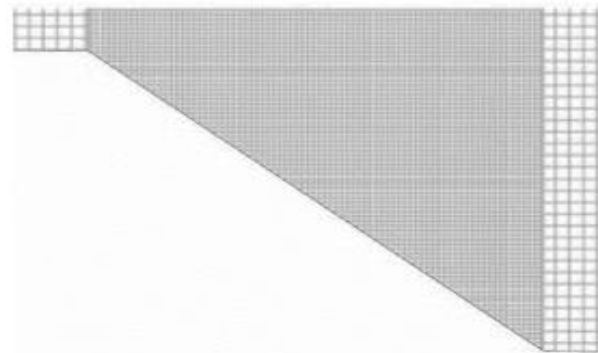


Fig. 14

For solution engine divided in two region, high pressure and high temperature (in combustion chamber), and low pressure and low temperature. These two regions separated with imaginary wall. Considering that in this moment combustion took place completely and temperature and pressure are at maximum [20]. As an initial condition equivalent amount of temperature and pressure used for beginning of the solution. As the solution starts imaginary wall removes from combustion and pulse

waves create in the engine. This method simulate total one cycle of engine till the beginning of the next cycle. Numerical method used in second order wind-up method explicit achieved in Fluent Software.

### Result

To make sure the solution used on this article, method validate for a simple tube and then with for a valved engine which we have the result of this then we compare the result to determine the error. Figure-15 and 16 shows the difference between this method and full simulation. Note that the numerical solution of this article only simulate one cycle of operation of engine.

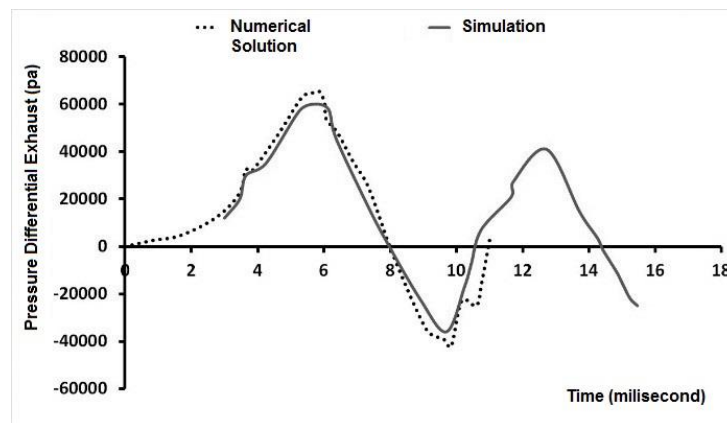


Fig. 15

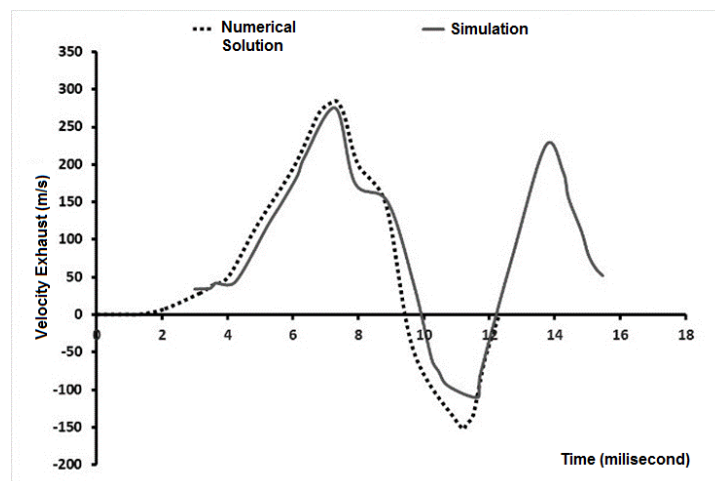


Fig. 16

Result of validating shows that error is less than 5%, considering that this is an analysis project so it could be acceptable result. Now same method used for the new net geometries defined for valve less pulse jet engine.

Pressure after combustion considered 140 kPa and 2000K temperature of combustion chamber and for the rest of engine temperature considered 300K with 100kPa pressure. Thrust produced from intake and exhaust shows in the Figure-17 and 18. Negative thrust shows that second cycle must be



begin, but the simulation present in this article only relies on first cycle (second cycle is not simulated). Same method use for all the geometries considering 0.1 second time step with 4000 iteration approximately for one cycle.

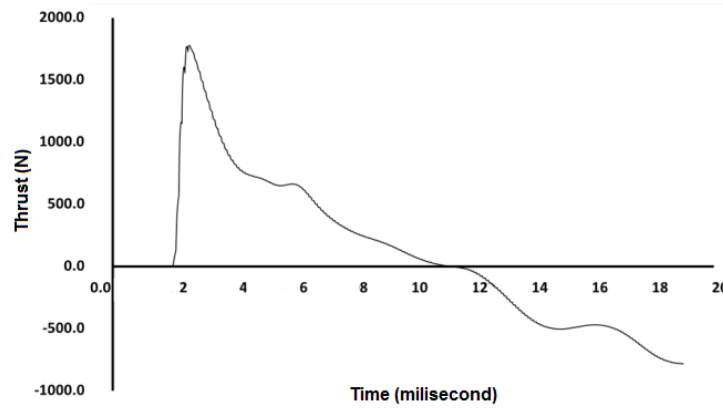


Fig. 17

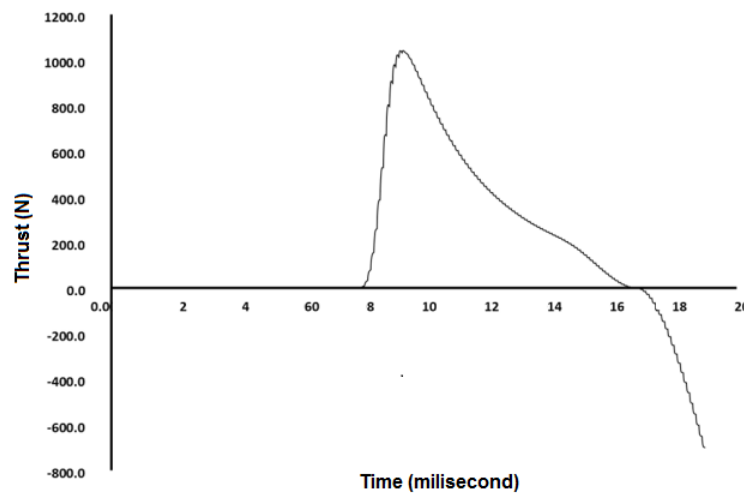


Fig. 18

Table-5 and 6 shows the result for all the geometries considering the main geometry and also changes achieved in thrust. In Figure-19 finally total thrust compare in all engines.

Table-5

Thrust	Main	1	2	3	4	5
Exhaust to Total %	61.7	69.6	70	70	32.9	65.6
Total	256.2	611.8	637.1	660.5	434.2	384.5
Change %	4.5	130.8	140.4	149.2	63.86	45.07

Table-6

Thrust	6	7	8	9	10
Exhaust to Total %	78.6	37.1	35.3	33.4	40.1
Total	372.2	285.3	221.2	225.9	587.1
Change %	40.43	6.67	16.54	14.74	121.5

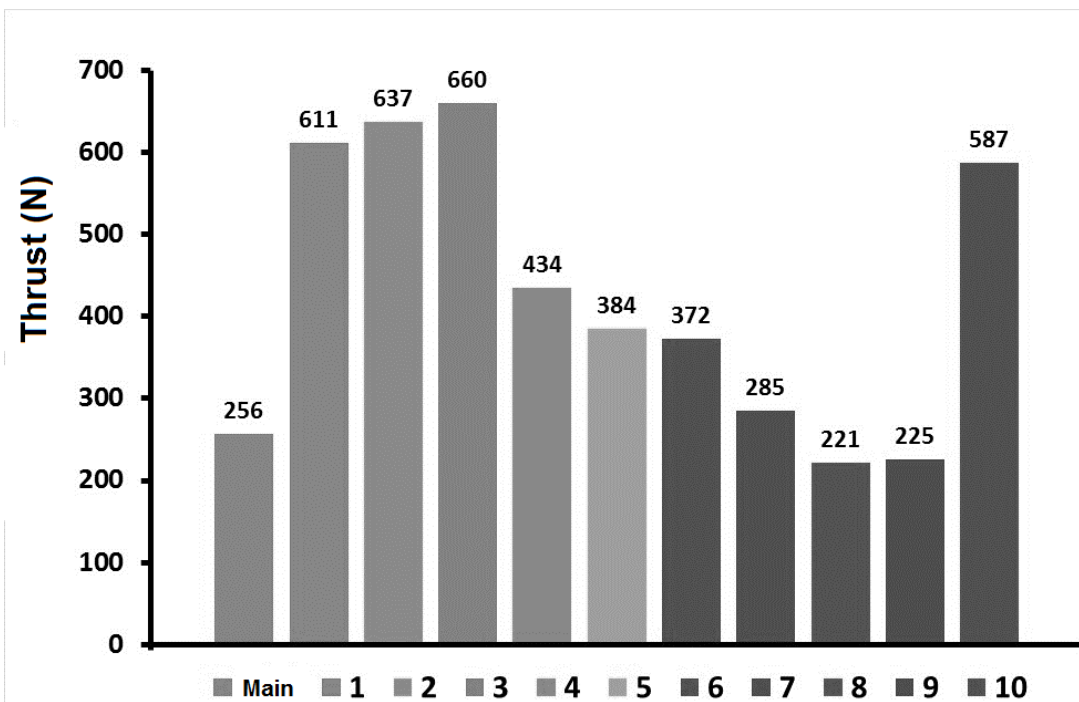


Fig. 19

**Advantages and disadvantages of the project compared to classic models**

Type of Pulse Jet Engine	Valved-Pulse Jet V1	Same Sized Valved Engine	Basic Valveless Pulse Jet Dr.Lockwood	Valveless Pulse Jet Dr.Lockwood	Valveless Pulse Jet (This Article)
Maximum Thrust Developed	3300 N	250 N	45 N	256 N	≈600 N
Time of Operation (Endurance)	112 sec	≈ 2minutes	≈ 2minutes	≈ 2minutes	Up to 300 seconds (With Extra Aerodynamic Cooling)
Maximum Operating Temperature	≈1980°C	≈1980°C	≈1980°C	≈1980°C	Could be Decrease Significantly (With Extra

					Aerodynamic Cooling)
Noise Level (db)	-	≈145	≈140	≈140	≈140 (Could be reduce with ejector and corrugated panel exhaust)
Fuel Consumption	-	≈75 lb/hr	≈41 lb/hr	≈41 lb/hr	≈41 lb/hr
General Disadvantages	<ul style="list-style-type: none"> <li>- High amount of Noise</li> <li>- Low operating time</li> <li>- High temperature working</li> <li>- Low efficiency</li> </ul>			<ul style="list-style-type: none"> <li>- Noise (better than valved engine, using ejector + no valve)</li> <li>- Low operating time</li> <li>- High temperature working (less than valved, cause of more area in curved section and air cooling with better aerodynamic characteristics)</li> </ul>	
General Advantages	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Simple design</li> <li>- Low cost of manufacture</li> <li>- Low cost of maintenance</li> <li>- No rotary device</li> </ul>			<ul style="list-style-type: none"> <li>- Better efficiency</li> <li>- Simple design</li> <li>- Low cost of manufacture</li> <li>- Low cost of maintenance</li> <li>- No rotary device</li> <li>- Great power to weight ratio (cause of increase in thrust)</li> </ul>	

### Conclusion

If the valveless pulse jet engine reaches its working frequency, thrust produced from exhaust pipe must be more than 50% of total thrust [27], cause of air intake to combustion chamber which reduce the thrust at the intake pipe [28, 29].

In first three geometries there is significant increase in thrust. In these three engines cause of increasing length to diameter in exhaust pipe weight is not increase significantly. This parameter directly affect the increase in thrust so it is the most important geometrical parameter in pulse jet engine geometry. As the ratio between length of exhaust pipe to diameter in increasing to the number 29, thrust increase significantly.

In 4,5,6 geometries, we can see increase in thrust, cause of increase in volume of combustion chamber. In geometry 6 exhaust thrust to total thrust is 78% which is acceptable. If the ratio of length of combustion chamber to diameter is close to 1.25 thrust increasing.

In 7,8,9 only geometry 7 has an increase in thrust, so the ratio of length of intake to diameter must be close to 3.5, but the ratio of exhaust thrust to total thrust shows that engine is not working stable.

In 10<sup>th</sup> geometry, there is significant increase in thrust but negative thrust not neglect able.

To conclude, the amount of parameters (length to diameter) that has most impact on thrust is 29 for exhaust pipe, 1.25 for combustion chamber and 3.5 for intake pipe. It must be considered volume of combustion chamber should not exceed the limits otherwise it will be caused non-uniform pressure distribution and will negatively effect on the engine performance.

### Symbols

$P_e$	<i>Exit Pressure (Pa)</i>
$P_a$	<i>Ambient Pressure (Pa)</i>
$V_a$	<i>Aircraft Velocity (m/s)</i>
$V_j$	<i>Exhaust gases Velocity (m/s)</i>
$C_p$	<i>Specific Heat in Constant Pressure (J/kmol)</i>
$R$	<i>Constant of Gas (J/kmol)</i>
$M$	<i>Mach Number</i>
$M_w$	<i>Molecular Weight (kg)</i>
$e$	<i>Internal Energy</i>
$t$	<i>Time (Seconds)</i>
$E_t$	<i>Total Energy (J)</i>
$h_t$	<i>Total Enthalpy (J)</i>
$F$	<i>Thrust (N)</i>
$\dot{m}$	<i>Mass Flow Rate (kg/s)</i>
$A_e$	<i>Exhaust Area (m<sup>2</sup>)</i>
$u$	<i>Horizontal Velocity (m/s)</i>
$T$	<i>Temperature (K)</i>
$\rho$	<i>Density (g/m<sup>3</sup>)</i>
$\gamma$	<i>Specific Heat Ratio</i>
$v$	<i>Vertical Velocity (m/s)</i>
$\tau$	<i>Integral Form of Thrust (N)</i>

## Appendix

1. Thomas Piot
2. Karavodin
3. George Marconnet
4. Paul Schmidt
5. Hiller
6. Kadenacy Effect
7. Lenoir
8. Humphury
9. Pulse Detonation Engine
10. R.Lockwood
11. Bennet
12. Grabber
13. Second Order Upwind

## Resources

- [1] Ordon, R. L. 2006. Experimental Investigation into the Operational Parameters of a 50 Centimeter Class Pulse Jet Engine, M.Sc. dissertation North Carolina State University.
- [2] Ogorelec. Bruno. 2005. *A Historical Review of Valveless Pulse Jet Designs*. Zegreb.
- [3] Schoen, M. S. 2005. Experimental Investigation in 15 centimeter Pulse Jet Engine. North Carolina State University.
- [4] Alireza Mostofi zadeh, Mehrdad Bazaz zadeh, Hamed Golchin, 2007, Impact of Geometry of Ejectors on increasing thrust of valved pulse jet engine. Sharif University of Technology.
- [5] Lockwood, R. M. 1970. Thrust Augmented Intermittent Jet Lift Propulsion System. *United States Patent Office Journal*.
- [6] Sayres, J. S. 2011. Computational Fluid Dynamics for Pulsejets and Pulsejet Related Technologies. M.Sc. Thesis. North Carolina State University.
- [7] California Institute of Technology. 1946. *Jet Propulsion*.
- [8] Mohammad hasna Ghorbani, Mojtaba Ahmadi, 2011, Increasing efficiency of Gas Turbine with new method of Pulse Jet, Third Conference of Power Plant, Iran.
- [9] 9.Greatrix, D. R. 2012. *Powered Flight*. 1<sup>st</sup>. Edition, Ryerson University of Toronto.
- [10] Westberg, F. 2000. *Inside the Pulse Jet Engine*.
- [11] Kerr, C., and Reynolds J. 2010. Valve less Pulse Jet Engine. M.Sc. dissertation California Polytechnic State University.
- [12] Lockwood, R. M. 1969. Pulse Jet Engine, *United States Patent Office Journal*.
- [13] Bruce. Simpson. 2005. *The Enthusias's Guide to Pulse Jet Engines*. Third revision
- [14] Cottrill, L. 2008. A Primitive Valveless PulseJet Design Method for Simple Engines with Rear Facing Intakes.

- [15] Richardson, J. S. 1984. Observation on the Design and Operation of Pulsejet Engines as Derived from an Experimental and Theoretical Investigation. University of Belfast.
- [16] Grunow, F. S. 1947. *Gas Dynamic Investigation of The Pulse Jet Tube*.
- [17] Anderson. D. A. 1984. *Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer*. 2nd Edition.
- [18] Institute for Mathematics and Mechanics. 1946. A Gas Dynamical Formulation for Waves and Combustion in Pulse Jets.
- [19] Fluent Publish Team. 2006. *User Guide of Fluent 6.0*. Fluent Inc. Lebanon.
- [20] Department of Aeronautical Engineering. 1954. *A Gas Dynamics of Combustion*. New York University.
- [21] Seitzman, J. M. 2001. *Shock Waves*. Georgia Tech University.
- [22] Lamnaouer, M. 2010. Numerical Modeling of the Shock Tube Flow Fields Before and During Ignition Delay Time Experiments at Practical Conditions. B.Sc. Thesis. University of Central Florida.
- [23] Fatollah Omi, Mostafa Hosseinali pour, Foad Zohouri, Majid Soroush. 2007, Combustion analysis of Pulse Jet Engine. 7<sup>th</sup> conference of Aerospace Tehran University of Technology, Tehran, Iran.
- [24] Geng, T., Paxon, D. E., Zheng, F., Kuznetsov, A., Roberts, W. L., Kerr, Reynolds, J., Comparison Between Numerically Simulated and Experimentally Measured Flowfield Quantities Behind a Pulsejet. 2008. National Aeronautics and Space Administration (NASA), Ohio.
- [25] Arjomandi, M., Coombes, J., Hollands, M., Jones, S., Matthewson, S., Smith, R. 2007. Design and Build a Pulse Jet Engine and Thrust Measurement Stand. University of Adelaide.
- [26] Bartosh, B. J. 2007. Thrust Measurement of a Split-Path Valveless Pulse Detonation Engine. M.Sc. Thesis. California Polytechnic State University.
- [27] Carpenter, P. J. 1956. Investigation of the Propulsive Characteristic of a Helicopter Type Pulse Jet Engine Over Range of Mach Numbers and Angle of Yaw. Washington.
- [28] Geng, T. 2007. Numerical Simulations of Pulsejet Engines. Phd. Dissertation. Raleigh University.
- [29] Hossein Rajabi Kokande, Karim Mazaheri, 1398. Design, Build and Test of linear pulse jet, M.Sc. Thesis, Sharif University of Technology, Tehran, Iran.
- [30] Shekar, R. D., Rajanna, D. 2011. Numerical Simulation and Validation of Inviscid Transient Flow in Shock Tube. *14th Seminar MTEch*.
- [31] Richard P. Ouellette, Boeing Co., *Pulsejet ejector thrust augmentor, 2002*

## Влияние геометрических параметров Бесклапанный импульсный реактивный двигатель на тяге Ариа Назарпарвар

*Простой дизайн, низкая цена обслуживания и изготовления, и высокая тяга к коэффициенту веса, также новому численному методу в имитировать причиненное развитие функции реактивного двигателя Импа Ульс в невоенных полях сегодня. В данной статье исследовано влияние геометрических параметров вентильно-импульсного реактивного*

*двигателя на тягу. Во-первых, исследование концентрируется на основных геометрических параметрах, таких как диаметр и длина, и преобразует эти параметры в безразмерные параметры (отношение длины к среднему диаметру) для каждой секции двигателя. Затем на основе экспериментальных исследований Мистера Локвуда достигается допустимый диапазон параметров. Определены десять новых геометрий для бесклапанного импульсного реактивного двигателя и представлено численное решение двумерного поля течения внутреннего двигателя с плавным кодом. Представлен новый метод (без решения задачи горения) с рассмотрением горения как начального условия. Для обеспечения точности полученного решения была проведена валидация с клапанным импульсным реактивным двигателем, который показывает отличные результаты с погрешностью менее 5 процентов. В конечном итоге основной результат показывает, что величина параметров, оказывающих наибольшее влияние на тягу, составляет 29 для выхлопной трубы, 1,25 для камеры сгорания и 3,5 для впускной трубы. Объем камеры сгорания не должен превышать предельных значений, иначе это вызовет неравномерное распределение давления и окажет влияние на работу двигателя.*

## პერფორირებული ფირფიტის მოდელირება პროგრამულ კომპლექს FEMAP-NASTRAN-ში

გიორგი ჯაიანი\*, სოფო ბლიაძე\*\*

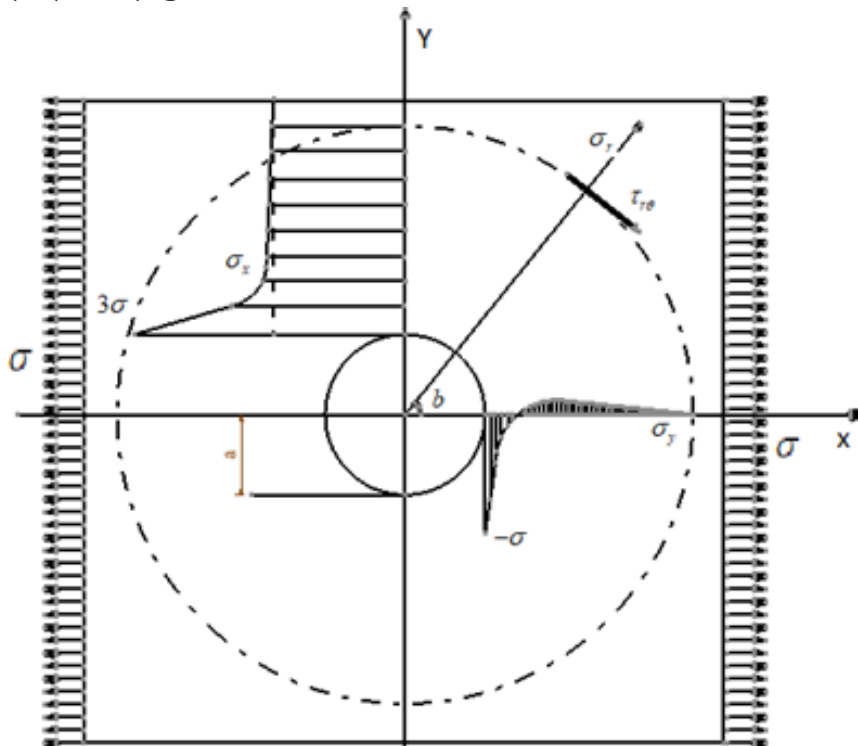
(ივ. ჯავახიშვილის სახელობის თბილისის სახელმწიფო უნივერსიტეტი,  
უნივერსიტეტის ქ. №2, თბილისი, 0177)

**რეზიუმე:** რღვევის თეორიის შესწავლისას ერთ-ერთ უმნიშვნელოვანეს პრობლემას წარმოადგენს დაბრუნება ველის შესწავლა, განსაკუთრებით კონცენტრატორების მიდამოში. ამოცანის გადაწყვეტა მით უფრო რთულდება როდესაც მასალა, დატვირთვებიდან გამომდინარე, ფიზიკურად არაწრფივია, მაგალითად, ერთი ღერძული დატვირთვის ქვეშ მყოფი უსასრულო ფირფიტა ცენტრალური ნახვრეტით. ეს ამოცანა პირველად დრეკადობის კლასიკური თეორიის ფარგლებში ამოხსნილი იყო კირშის მიერ, ხოლო, ცოტა მოგვიანებით ამოხსნის სხვა ვარიანტი შემოგვთავაზა ნ. მუსხელიშვილმა. წინამდებარე წერილში წარმოდგენილია პროგრამულ კომპლექს FEMAP-NASTRAN-ში შექმნილი საანგარიშო მოდელი, რომლის ამონახსენი მაღალი სიზუსტით მიუახლოვდა ანალიზურ ამონახსენს.

**საკვანძო სიტყვები:** დაბვა, კონცენტრატორი, სიხისტე, სასრული ელემენტი.

### ძირითადი ნაწილი

განვიხილოთ ფირფიტა ცენტრში მრგვალი ნახვრეტით, რომელზედაც მოქმედებს გამჭიმავი ძალა. ვთქვათ, ნახვრეტის  $a$  რადიუსი რამდენიმეჯერ მცირეა ფირფიტის სიგანეზე, მაშინ შეიძლება ჩაითვალოს, რომ გვაქვს უსასრულო ფირფიტა, რომელიც გაჭიმულია  $\sigma_x = \sigma$  ძაბვით და ფირფიტას გააჩნია  $a$  რადიუსის მქონე ნახვრეტი (ნახ. 1). გამოვყოთ ფირფიტიდან რგოლი საკმაოდ დიდი რადიუსით  $r = b$ .



ნახ.1.  $\sigma$  ძაბვით გაჭიმული ფირფიტა  $a$  რადიუსის მქონე ნახვრეტით

\* - პროფესორი, \*\* - დოქტორანტი



ნახვრეტიდან მოშორებით, ადგილი აქვს უბრალო გაჭიმვას  $\sigma_x = \sigma$ , ამიტომ  $\sigma_\alpha = \sigma \cos^2 \alpha = \frac{\sigma}{2}(1 + \cos 2\alpha)$ ;  $\tau_\alpha = \frac{\sigma}{2} \sin 2\alpha$  ფორმულებიდან დახრილი ფართობებისათვის ვიპოვოთ ძაბვა ( $\sigma_r$  და  $\tau_{r\theta}$ ) ამ რგოლის საზღვარზე:

$$\sigma_r = \frac{1}{2}\sigma + \frac{1}{2}\sigma \cos 2\theta; \quad \tau_{r\theta} = -\frac{1}{2}\sigma \sin 2\theta. \quad (1)$$

ეს ძაბვები განვიხილოთ როგორც გარეშე დატვირთვა რგოლისათვის. დატვირთვა  $\sigma_r$  შეიცავს ორ შესაკრებს:  $\sigma_r = \sigma'_r + \sigma''_r$ . პირველი  $\sigma_r = \frac{1}{2}\sigma$  - ღერძსიმეტრიული დატვირთვაა და მისთვის მიღებულ იქნა ფორმულები ძაბვებისთვის  $\sigma_r = \sigma \left(1 - \frac{a^2}{r^2}\right)$ ,  $\sigma_\theta = \sigma \left(1 + \frac{a^2}{r^2}\right)$ , რომლებშიც  $\sigma$  ნაცვლად უნდა ჩაისვას  $\frac{1}{2}\sigma$ . დატვირთვები  $\sigma''_r = \frac{1}{2}\sigma \cos 2\theta$  და  $\tau_{r\theta} = -\frac{1}{2}\sigma \sin 2\theta$  ღერძულად არასიმეტრიულია. მათთვის შემოვიღოთ ძაბვების ფუნქცია  $\varphi = f(r) \cos 2\theta$ . ჩავსვათ ეს გამოსახულებები ბიჰარმონიულ განტოლებაში  $\nabla^2 \nabla^2 \varphi = 0$ , ანუ

$$\left( \frac{\partial^2}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial^2}{\partial \theta^2} \right) \times \left( \frac{\partial^2 \varphi}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial \varphi}{\partial r} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial^2 \varphi}{\partial \theta^2} \right) = 0$$

$f(r)$  - თვის განტოლებას ექნება სახე

$$\left( \frac{d^2}{dr^2} + \frac{1}{r} \frac{d}{dr} - \frac{4}{r^2} \right) \left( \frac{d^2 f}{dr^2} + \frac{1}{r} \frac{df}{dr} - \frac{4f}{r^2} \right) = 0. \quad (2)$$

ამ განტოლების ზოგადი ინტეგრალი  $f$  - სთვის იძლევა შემდეგ გამოსახულებას

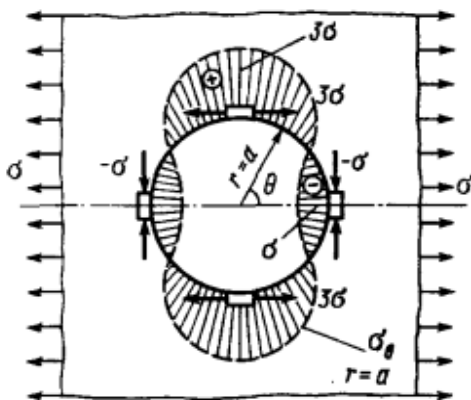
$$f = C_1 r^2 + C_2 r^4 + C_3 r^{-2} + C_4. \quad (3)$$

$$\begin{cases} \sigma_\theta = \frac{\partial^2 \varphi}{\partial r^2}; \\ \sigma_r = \frac{1}{r} \frac{\partial \varphi}{\partial r} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial^2 \varphi}{\partial \theta^2}; \\ \tau = \frac{1}{r^2} \frac{\partial \varphi}{\partial \theta} - \frac{1}{r} \frac{\partial^2 \varphi}{\partial r \partial \theta} = -\frac{\partial}{\partial r} \left( \frac{1}{r} \frac{\partial \varphi}{\partial \theta} \right); \end{cases} \quad (4)$$

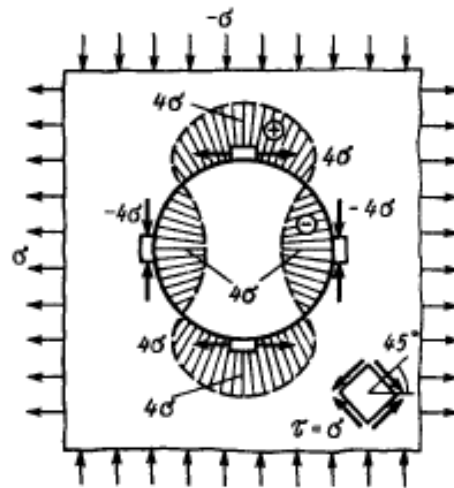
ფორმულებიდან შევადგინოთ გამოსახულება ძაბვებისათვის, მათში შევა მუდმივები  $C_1, \dots, C_4$ , რომლებიც განისაზღვრება პირობებიდან რგოლის ზედაპირზე:  $r = a$ ,  $\sigma_r = 0$ ,  $\tau_{r\theta} = 0$ ;  $r = b$ ,  $\sigma_r = \sigma''_r = \frac{1}{2}\sigma \cos 2\theta$ ,  $\tau_{r\theta} = -\frac{1}{2}\sigma \sin 2\theta$ . საბოლოოდ, სიმეტრიული და არასიმეტრიული დატვირთვებისგან რგოლზე მივიღებთ ჯამურ ძაბვებს ფირფიტაში (როდესაც  $b \rightarrow \infty$ )

$$\begin{cases} \sigma_r = \frac{\sigma}{2} \left[ \left(1 - \frac{a^2}{r^2}\right) + \left(1 - 4\frac{a^2}{r^2} + 3\frac{a^4}{r^4}\right) \cos 2\Theta \right]; \\ \sigma_\Theta = \frac{\sigma}{2} \left[ \left(1 + \frac{a^2}{r^2}\right) - \left(1 - 3\frac{a^4}{r^4}\right) \cos 2\Theta \right]; \\ \tau_{r\Theta} = -\frac{\sigma}{2} \left[ 1 + 2\frac{a^2}{r^2} - 3\frac{a^4}{r^4} \right] \sin 2\Theta. \end{cases} \quad (5)$$

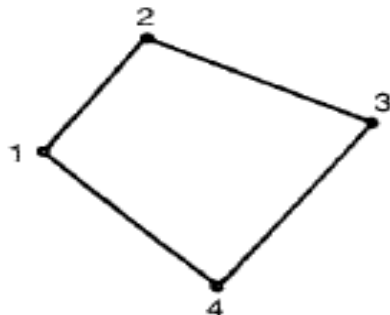
შესაკრებები, რომლებიც შეიცავს  $(a/r)^2$  და  $(a/r)^4$  ხარისხს, სწრაფად კლებადია ნახვრეტიდან წერტილის დაშორებისას, ამიტომ ძაბვების ერთლერძიანი ველის მკვეთრი ზრდა, რომელიც გამოწვეულია ნახვრეტის მიერ, ატარებს ადგილობრივ ხასიათს. ეს ჩანს  $\sigma_\Theta$  ეპიურებიდან, რომლებიც ნაჩვენებია  $\Theta = 0$  და  $\Theta = \pi/2$  წრფეებისათვის. დეკარტეს სისტემაში ეს იქნება  $\sigma_y$  და  $\sigma_x$  ძაბვების ეპიურები. ნახვრეტის კონტურის ირგვლივ  $\sigma_\Theta$  გამჭიმავი და მკუმშავი ძაბვების განაწილება ნაჩვენებია ნახ. 2-ზე [2].



ნახ. 2.  $\sigma_\Theta$  ძაბვების განაწილება ნახვრეტის კონტურის ირგვლივ



ნახ. 3.  $\sigma_\Theta$  ძაბვების განაწილება ნახვრეტის კონტურის ირგვლივ სუფთა ძვრის დროს



ნახ.4. სასრული ელემენტი

თუ  $\sigma$  ძაბვაზე დავადებთ კუმშვას ( $-\sigma$ ) პერპენდიკულარული მიმართულებით, მაშინ ფირფიტა მთლიანობაში განიცდის სუფთა ძვრას მხები ძაბვით  $\tau = \sigma$ . ნახვრეტთან  $\sigma_{\text{ფ}}$  ძაბვების განაწილება ნაჩვენებია ნახ.3-ზე. კონცენტრაციის კოეფიციენტი ერთღერძიანი გაჭიმვისას ნახვრეტთან უდრის 3, ხოლო სუფთა ძვრისას - 4.

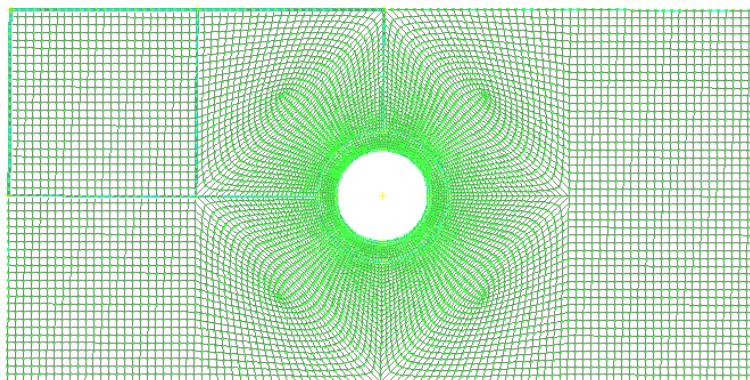
მოცემულია ფოლადის ფირფიტა  $400 \times 200 \times 2$  მმ ცენტრში ნახვრეტით, რომლის დიამეტრია 50 მმ, რომელზედაც მოქმედებს გამჭიმავი ძალა 200 კნ. მასალის მექანიკური მახასიათებლები: დრეკადობის მოდული -  $E = 200000$  მგპ, პუასონის კოეფიციენტი -  $\mu = 0.3$ , ხოლო მოცემული მასალისათვის დეფორმაციასა და ძაბვას შორის დამოკიდებულება გამოისახება შემდეგი ფორმულით

$$\sigma = \begin{cases} 200000\varepsilon, & \varepsilon \in [0; 0.005] \\ 1000, & \varepsilon \in (0.005; 0.02] \end{cases}$$

სასრულ ელემენტა ბაზაზე შექმნილ საინჟინრო საანგარიშო პროგრამა FEMAP-ში ავაგოთ შესაბამისი გეომეტრიული ზომების ფირფიტა. მოდელირება მოვახდინოთ 4-კვანძიანი ოთხკუთხა სასრული ელემენტით (ნახ. 4.). აღნიშნული ფირფიტა ორი განსხვავებული მეთოდით დავყოთ სასრულ ელემენტებად. პირველი ესაა ავტომატური და მეორე - ხელოვნური დაყოფა. ბადე ოპტიმალურია თუ ანგარიშის შემდგომ თითოეული ელემენტი არ მოიცავს 4 ფერზე მეტს 16 ფერიდან და ელემენტის გეომეტრიული ზომების შეფარდება არ აღემატება 2-ს. ჩვენი მიზანია კირშის ამოცანის პროგრამული ანგარიში სასრულ ელემენტთა ბადის ორივე შემთხვევისათვის.

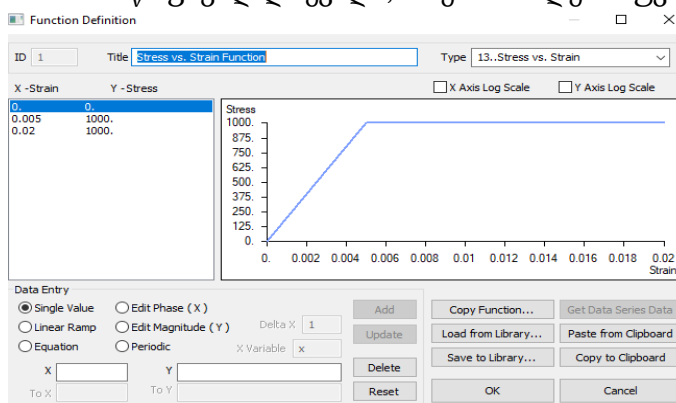
თავდაპირველად, საანგარიშო მოდელზე სასრულ ელემენტთა ბადის გენერირება მოვახდინოთ ავტომატურად, ელემენტის ზომად მივანიჭოდ 2. ვიზუალურად წრეწირის გარშემო სე-ს აქვს ქაოსური განლაგება და ელემენტების გეომეტრიული ზომები ერთმანეთისაგან განსხვავებულია. მოდელის ანგარიშის შედეგის ცდომილობა არის 6%.

მეორე შემთხვევაში, ფირფიტაზე გამოვყოთ 35 მმ რადიუსის მქონე წრეწირი, რათა ნახვრეტის გარშემო შევქმნათ რგოლი. რგოლი დავყოთ 128 სასრულ ელემენტად, შემდგომ ბადის გენერირება მოვახდინოთ ფირფიტის მეოთხედ ნაწილზე. მეოთხედი ნაწილი დავყოთ 2 ნაწილად, რომელთაგან ერთი ნაწილი შეიცავს რკალს, ხოლო მეორე - კვადრატული ფორმისაა. რაც შეეხება რკალის შემცველ ფიგურას, დავყოთ თვითონ რკალი  $128/4=32$  ელემენტად, ხოლო რკალის თავიდან და ბოლოდან გამოსული მონაკვეთები - თანაბარი რაოდენობით ისე, რომ ბიჯი რკალთან პატარა იყოს, ხოლო მეორე ბოლოსკენ იზრდებოდეს. დანარჩენი მონაკვეთების ელემენტთა რაოდენობად მივუთითოთ 24. მოვახდინოთ ზედაპირის აპროქსიმაცია სამი წერტილით: წვერო და რკალის საწყისი და საბოლოო წერტილები. შემდეგ კი უშუალოდ ვახდენთ ბადის გენერირებას. დავყოთ კვადრატული ზედაპირის ყოველი გვერდი 24 ელემენტად და მოვახდინოთ ბადის გენერირება, ამით მეოთხედი ფირფიტისა დაფარულია სასრულ ელემენტთა ბადით, დანაწილებული ზონა ავსახოთ ჯერ ჰორიზონტალურად, შემდეგ ვერტიკალურად. საბოლოოდ, მოვახდინოთ ამ ოთხი ნაწილისა და რგოლის კვანძების გაერთიანება და მივიღებთ ნახ.5 [1,3,4,5].



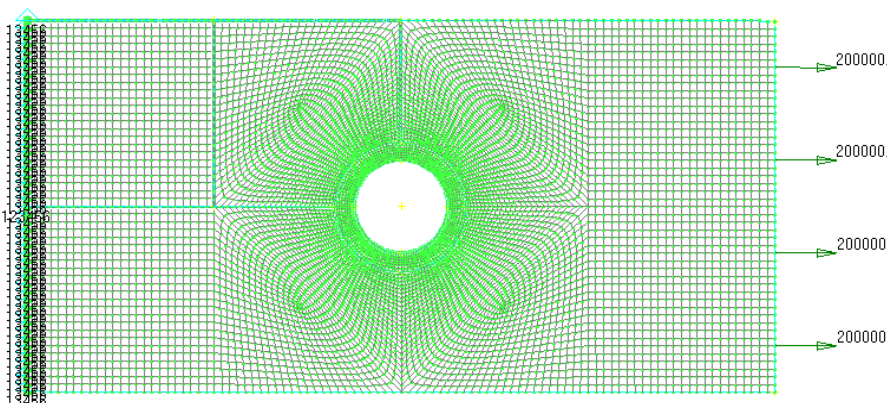
ნახ. 5. ფირფიტის მთლიანი დაყოფა

შევქმნათ ფუნქციური დამოკიდებულება მასალის მახასიათებლების და თვისებების აღწერისათვის. ძაბვისა და დეფორმაციის დამოკიდებულების დადგენისათვის შევიყვანოთ გრაფიკის კოორდინატები (0;0), (0.005;1000), (0.02;1000). ანგარიშის დროს, თუ დეფორმაცია აჭარბებს 0.02 დანარჩენი წერტილების გამოსათვლელად საჭიროა ექსტრაპოლაცია. აგრეთვე, ვუთითებთ, რომ მასალა არის არაწრფივად დრეკადი, არ ემორჩილება ჰუკის კანონს ( ნახ. 6).



ნახ. 6. მასალის მახასიათებლები

ჩავამაგროთ ფირფიტა ისე, რომ მარცხენა მხარეს მის კვანძებს X ღერძის გასწვრივ გადაადგილება შეეზღუდოს, ამასთან არ შეეძლოს მობრუნებაც. ყველა კვანძს, გარდა ერთისა, შეეძლება გადაადგილება Y ღერძის მიმართ, რაც იმას ნიშნავს, რომ ფირფიტას შეუძლია

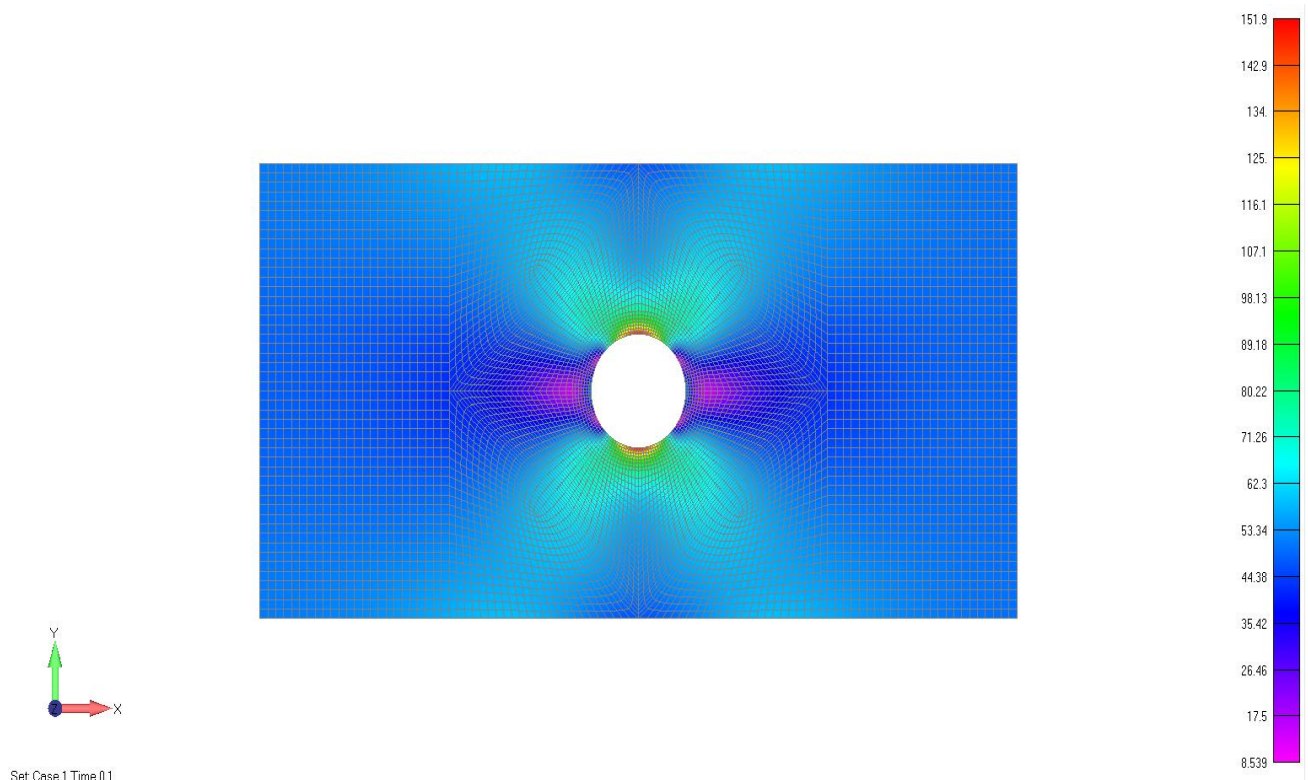


ნახ. 7. დატვირთვები და ჩამაგრების პირობები

კუმშვა. კირშის ამოცანის პირობიდან გამომდინარე, დატვირთვა მოდებულია წრფეზე, FEMAP-ს აქვს შესაძლებლობა ძალა მოვდოთ წრფეზე საერთო დატვირთვით 200000 ნ და პროგრამა თვითონ გადაანაწილებს მას კვანძებზე. ამისათვის საჭიროა ამ კვანძების ასოცირება სასურველ წრფესთან (ნახ.7).

მოცემული ამოცანის არაწრფივი ანალიზის პროგრამული შედეგები შემდეგია: **Case 1 Time 0.1**  $0.1 \cdot 200 = 20$ კნ დატვირთვაზე დეფორმაცია არის 0.108 მმ და მიზესის ძაბვა 151.9 მგპ (ნახ 8).

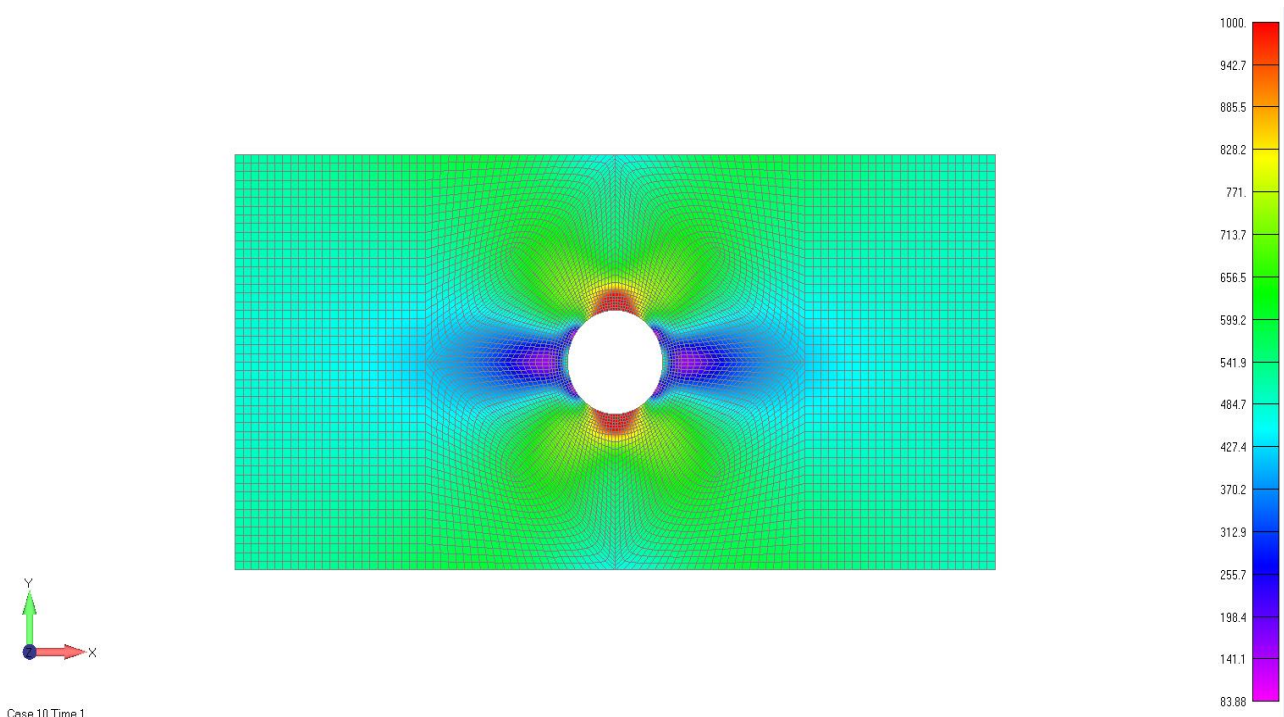
კონცენტრაციის ადგილში ერთი ელემენტი მოიცავს არაუმეტეს ორი ფერს, რაც ძალიან კარგია. ამასთან ჩანს, რომ სხვადასხვა ელემენტებში სხვადასხვა ზოლების სხვადასხვა სიგანეა, ეს ნიშნავს რომ გვაქვს არაწრფივი განაწილების სურათი.



ნახ. 8. მიზესის ექვივალენტური ძაბვა პირველი შემთხვევისათვის

**Case 2 Time 0.2**  $0.2 \cdot 200 = 40$ კნ დატვირთვაზე სურათი არ იცვლება, გაიზარდა ძაბვის მნიშვნელობა 303.7 მგპ. **Case 3 Time 0.3** დატვირთვა ტოლია  $0.3 \cdot 200 = 60$ კნ, სურათი იგივეა, შეიცვალა მხოლოდ ძაბვის მნიშვნელობა 455.4 მგპ მანამ, სანამ მიზესის ექვივალენტური ძაბვა არ გადააჭარბებს 1000 მგპ ეს სურათი არ შეიცვლება. ასე იქნება **Case 6 Time 0.6** ანუ  $0.6 \cdot 200 = 120$  კნ-ისთვის, ხოლო, მიზესის ექვივალენტური ძაბვა ტოლი არის 910.1 მგპ. ამის შემდეგ შეიცვლება ხარისხობრივად სურათი. **Case 7 Time 0.7** ანუ  $0.7 \cdot 200 = 140$  კნ დატვირთვაზე მიზესის ექვივალენტური ძაბვა ტოლი არის ზუსტად 1000 მგპ.

**Case 8 Time 0.8**  $0.8 \cdot 200 = 160$  კნ დატვირთვისათვის, მიზესის ექვივალენტური ძაბვა ტოლია ასევე ზუსტად 1000 მგპ, სურათი ისევ შეიცვლება და ა.შ., ბოლოს **Case 10 Time 1** ანუ  $1 \cdot 200 = 200$ კნ. სურათი ისევ შეიცვლება, ხოლო მიზესის ექვივალენტური ძაბვა ტოლია ისევ 1000 მგპ, რაც იმას ნიშნავს, რომ მოხდა მასალის პლასტიკური დენადობა (ნახ. 9).



ნახ. 9. მიზისის ექვივალენტური ძაბვა მეათე შემთხვევისათვის

### დასკვნა

რიცხვითი ექსპერიმენტიდან გამომდინარე შეიძლება გავაკეთოთ შემდეგი დასკვნა, თუ პერფორირებული ზედაპირის აპროქსიმაციას მოვახდენთ სხვადასხვა ზომის 4-კვანძიანი ოთხკუთხა ელემენტებით (ნახვრეტის გარშემო ბადე უნდა იყოს გახშირებული, ხოლო ნახვრეტიდან მოშორებით ბადე გაიშვიათებულია და ოთკუთხა სე კვადრატებია) ცდომილება პრაქტიკულად 0-ის ტოლია, ანალიზურ ამონახსენთან მიმართებაში.

### ლიტერატურა

- [1] ს. ბლიაძე, ზ. სესკურია, კ. ჯაფარიძე. კონსტრუქციების მოდელირება და სტრუქტურული ანალიზი MSC/NASTRAN v.4-ში. გამ. „თბილისი“, 2008. 339 გვ.
- [2] А.В. Александров, В.Д. Потапов. Основы теории упругости и пластичности. М. “Высшая школа”. 1990. 400стр.
- [3] А.Г. Щербо. Основы теории упругости и пластичности. Новосибирск ПГУ. 2008. 240стр.
- [4] В.И. Самуль. Основы теории упругости и пластичности. М. “Высшая школа” 1992.
- [5] H. Jane Helena, Theory of elasticity and plasticity PHI learning 2017. 264p.

## **Simulation of a perforated plate in the software package FEMAP-NASTRAN**

**Giorgi Jaiani, Sopho Bliadze**

*One of the most important problems of the theory of destruction is the study of the stress field, especially in the area of stress concentrators. A great practical application is to solve problems of stress concentrators not only in the zone of significant differences in stiffness, but also in the zone of holes, especially if the material, on the basis of the load, is not physically linear. The article considers an endless plate with a central hole, which is under the action of tensile load. For the first time this problem was solved by Kirsch within the framework of the classical theory of elasticity, and later another variant of the solution was proposed by N. Muskhelishvili. The purpose of the article is to create in the FEMAP software package a computational model of the problem, the solution of which with high accuracy will approach the results of the analytical solution.*

## ნაკრები კონსტრუქციის ანალიზი კომპლექსური პროგრამა FEMAP-NASTRAN -ის გამოყენებით

სეით ბლიაძე<sup>\*1</sup>, გიორგი ცირეკიძე<sup>\*\*2</sup>, კონსტანტინე დვალიშვილი<sup>\*\*3</sup>

<sup>1,3</sup>(სსტც „დელტა“,

ბ. ხმელნიკვის ქ. №181, თბილისი, 0144)

<sup>2</sup>(საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტი,

ქეთევან დედოფლის გამზ. №16, თბილისი, 0144)

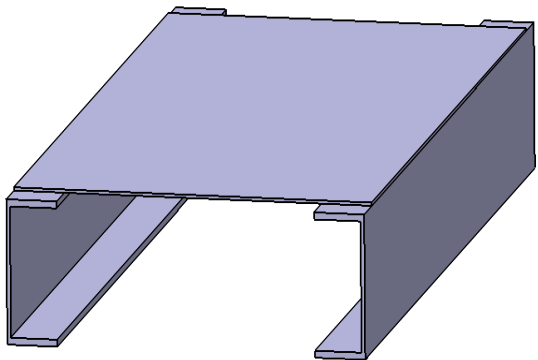
**რეზიუმე:** მექანიკის ამოცანების ანალიზისათვის სხვადასხვა რიგხვით მეთოდს შორის მეცნიერთა უმრავლესობა უპირატესობას სასრულ ელემენტთა მეთოდს ანიჭებს. მაღალეფექტური სასრულელემენტური (სე) აპროქსიმაცია ფირფიტების, გარსების, ძელების და მათი კომბინაციებისათვის ჯერ კიდევ სრულყოფილად დამუშავებული არაა. მიმდინარეობს ინტენსიური კვლევები ისეთი სე სქემების შესაქმნელად, რომელთა მეშვეობითაც შესაძლებელი იქნება ფიზიკური ექსპერიმენტების შედეგებთან მიახლოება. ნაშრომში წარმოდგენილია ნაკრები კონსტრუქციის ელემენტთა შეერთების - ძაბვების მკვეთრი ზრდის - ადგილებში სიხისტეთა ცვლილების სურათები კომპლექსური პროგრამა FEMAP- NASTRAN - ის გამოყენებით. შექმნილი სასრულ ელემენტთა სამივე მოდელი შეიძლება გამოყენებულ იქნეს კონსტრუქციის დაპროექტების დროს ანალიზისათვის, თანაც მითითებულია მეორე და მესამე მოდელების უპირატესობა.

**საკვანძო სიტყვები:** ძაბვა, სიხისტე, ძაბვათა კონცენტრაცია, სასრული ელემენტი.

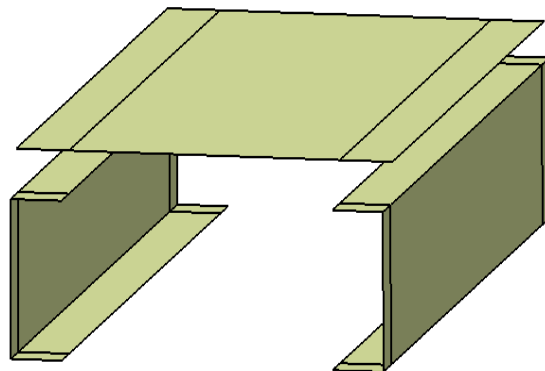
### ძირითადი ნაწილი

განვიხილოთ შემდეგი სახის ამოცანა (ნახ.1): ორ, პარალელურად 500 მმ-ზე დაშორებულ № 14 შველერზე დამაგრებულია ფოლადის ფირფიტა, რომლის ზომებია  $1000 \times 500 \times 4$  მმ. ფირფიტაზე მოქმედებს თანაბარგანაწილებული დატვირთვა ინტენსივობით  $q = 0.002$  კგ/მმ<sup>2</sup>. საინტერესოა განისაზღვროს ძაბვათა და დეფორმაციათა მნიშვნელობები და მოვახდინოთ შედეგების შედარებითი ანალიზი.

აღსანიშნავია, რომ ზოლი, სადაც ფირფიტა დამაგრებულია შველერის თაროზე, სისქით მკვეთრად აღემატება ფირფიტის სისქეს, ამდენად მნიშვნელოვანია ძაბვების



ნახ. 1. საანგარიშო მოდელი



ნახ. 2. დისკრეტიზაცია

\* - პროფესორი, \*\* - დოქტორანტი



თვალსაზრისით შეფასებულ იქნეს სისქეთა მკვეთრი გადასვლის ზონა. ანალიზისათვის შევირჩიეთ სასრულ ელემენტთა მეთოდი (სემ). მოვახდინეთ კონსტრუქციის დისკრეტიზაცია (ნახ. 2), ანუ იგი დავანაწილოთ როგორც ფირფიტა და ძელი. კონსტრუქციის იდეალიზაციისათვის გამოვიყენოთ შემდეგი სასრული ელემენტები: ორკვანძიანი ძელი (ნახ. 3), ორგანზომილებიანი ოთხკვანძიანი ოთხკუთხა ელემენტი - ფირფიტა (ნახ. 4) და სამგანზომილებიანი რვაკვანძიანი სასრული ელემენტი - ფირფიტა (ნახ. 5). ამასთან ერთად, აღვნიშნოთ, რომ ვიყენებთ ჩვეულებრივ სასრულ ელემენტებს და არა იზოპარამეტრულ ელემენტებს, რომელთაც გააჩნია გაცილებით უფრო მაღალი სიზუსტე. მოცემულ შემთხვევაში ეს სიზუსტეები საკმარისია. განვიხილოთ სამი შემთხვევა. პირველ შემთხვევაში მოვახდინეთ აპროქსიმაცია სე - ძელითა და ორგანზომილებიანი ოთხკვანძიანი სე - ფირფიტით, მეორე შემთხვევაში მოვახდინოთ აპროქსიმაცია მხოლოდ ოთხკვანძიანი სე - ფირფიტით, მესამე შემთხვევაში სასრულ ელემენტის აპროქსიმაცია უნდა მოვახდინოთ სამგანზომილებიანი რვაკვანძიანი სე- ფირფიტით. შევნიშნოთ, რომ არსებითი მნიშვნელობა აქვს ბადეთა დატანას მოდელზე.

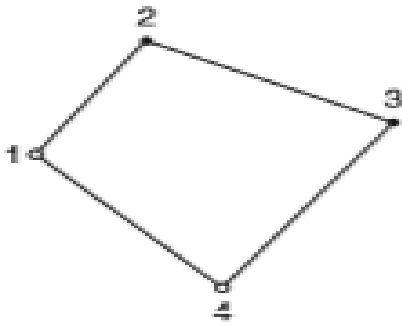


ნახ. 3. ორკვანძიანი ძელი

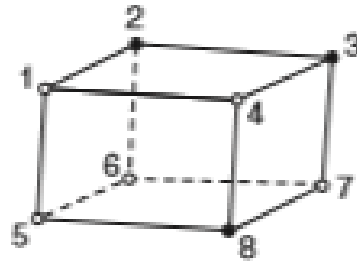
ბადის ბიჯი განსახილველ უბანზე იყოს მცირე, დანარჩენ ადგილებში შეგვიძლია ბადე გავხადოთ გაიშვიათებული. სასრულ ელემენტოვან განტოლებას აქვს შემდეგი სახე:

$$[K] \cdot \{U\} = \{P\},$$

სადაც  $[K]$  სისტემის გლობალური მატრიცაა,  $\{U\}$  - კვანძების გადაადგილების ვექტორი,  $\{P\}$  - გარეგანი დატვირთვები.



ნახ. 4. ოთხკვანძიანი ელემენტი

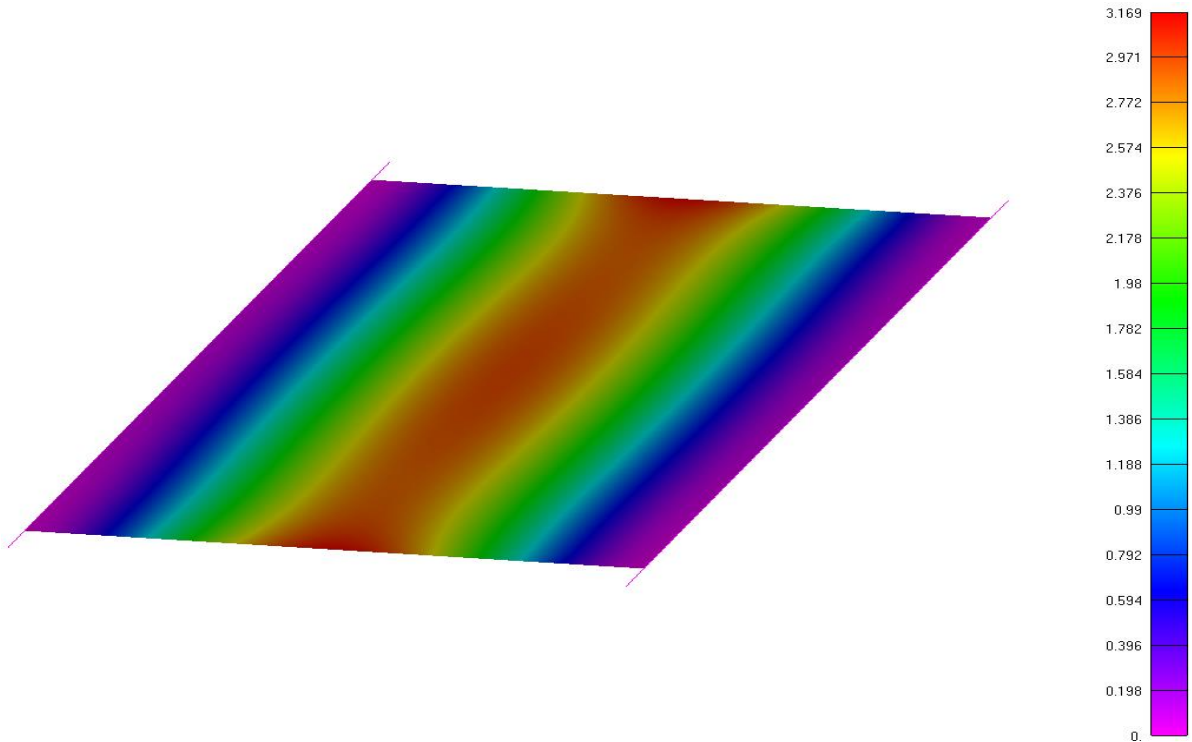


ნახ. 5. რვაკვანძიანი სე

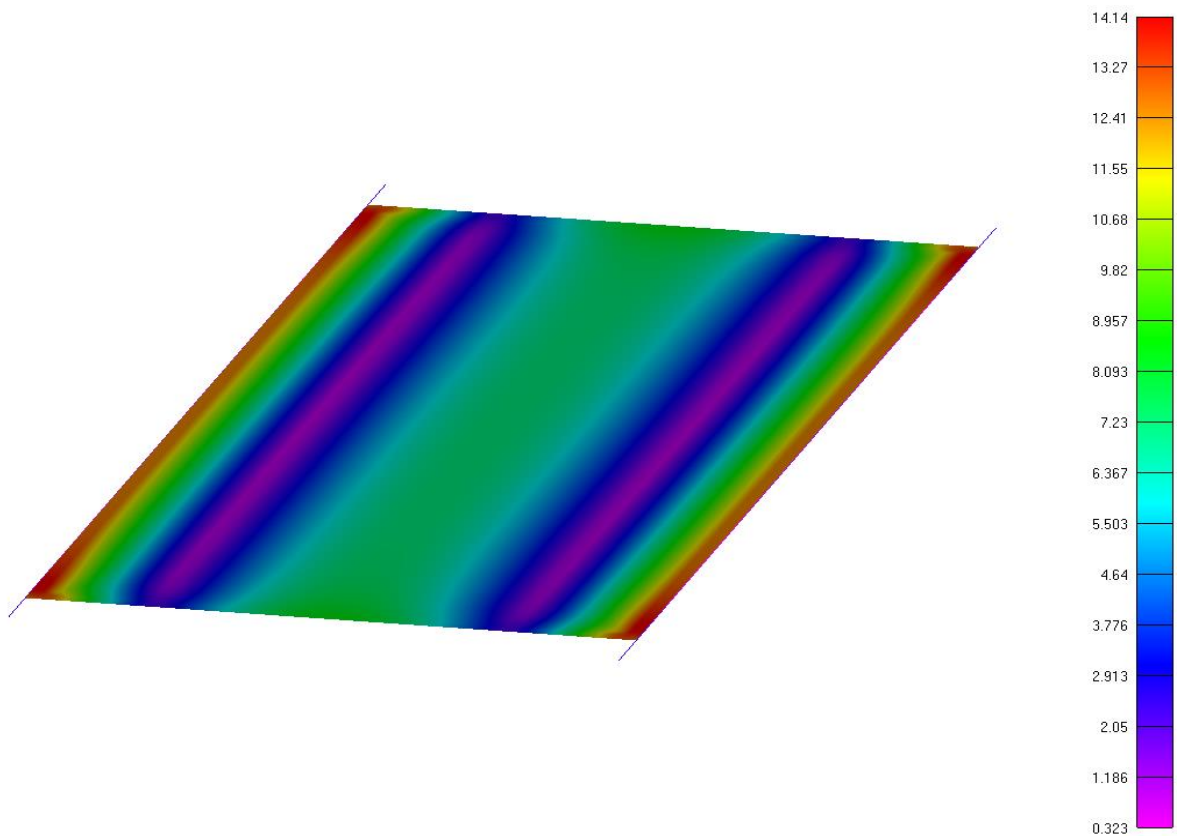
სიხისტის მატრიცის შედგენა თითოეული ელემენტისათვის და შემდგომ სისტემის გლობალური სიხისტის მატრიცის აგება ცნობილია [1,2,3,4,5], ამდენად იგი კვლევის მიზანს არ წარმოადგენს.

კომპლექსურ პროგრამა FEMAP-NASTRAN -ში გამოვთვალეთ სამივე შემთხვევა და ბოლოს ჩავატარეთ შედარებითი ანალიზი. პირველ შემთხვევაში აპროქსიმაციის (სე ძელითა და ორგანზომილებიანი ოთხკვანძიანი სე ფირფიტით) შედეგები მოყვანილია ნახ. 6, 7, 8-ზე. ნახ. 6 -ზე მოცემულია მაქსიმალური ჩაღუნვის მნიშვნელობა ფირფიტის ცენტრში, რაც რიცხობრივად ტოლია 3.169 მმ. შევნიშნოთ ასევე, რომ ეკვივალენტური ძაბვა ამ შემთხვევაში აღძრულია როგორც ფირფიტაში, ასევე ძელში. ნახ.7-ზე მოცემულია მაქსიმალური მიზესის ეკვივალენტური ძაბვის მნიშვნელობა, ხოლო ძელში (ნახ. 8) ეკვივალენტური ძაბვის

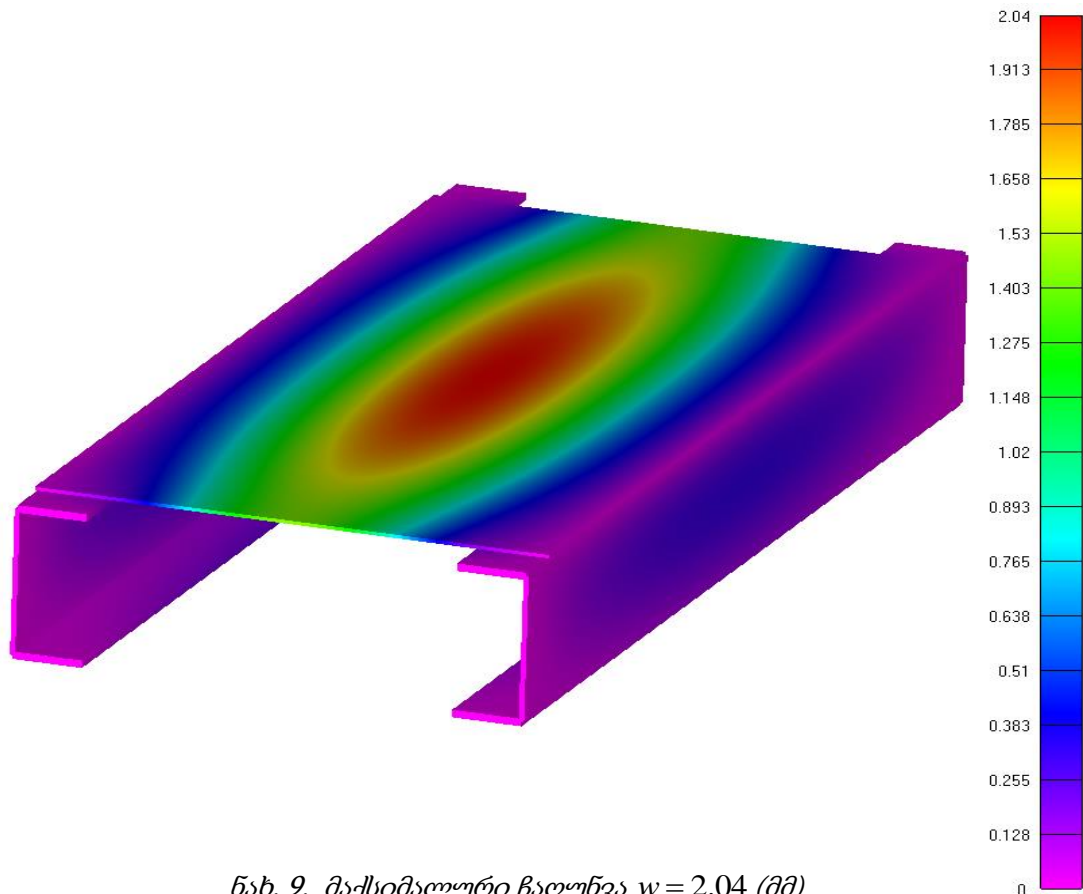
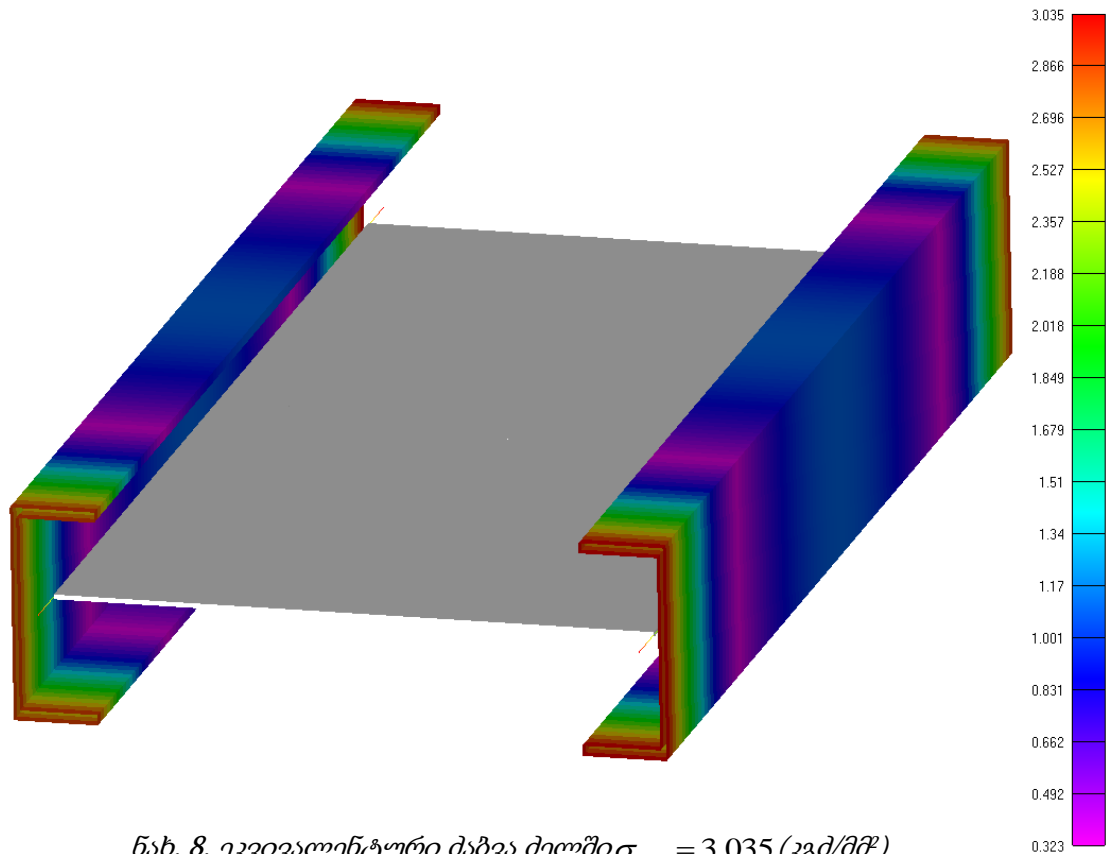
მნიშვნელობა ტოლია 3.035 კგ/მ<sup>2</sup>, რაც დაბვათა განაწილებას, კერძოდ, დაბვათა განაწილებას თაროებში, სრულყოფილად არ ასახავს.



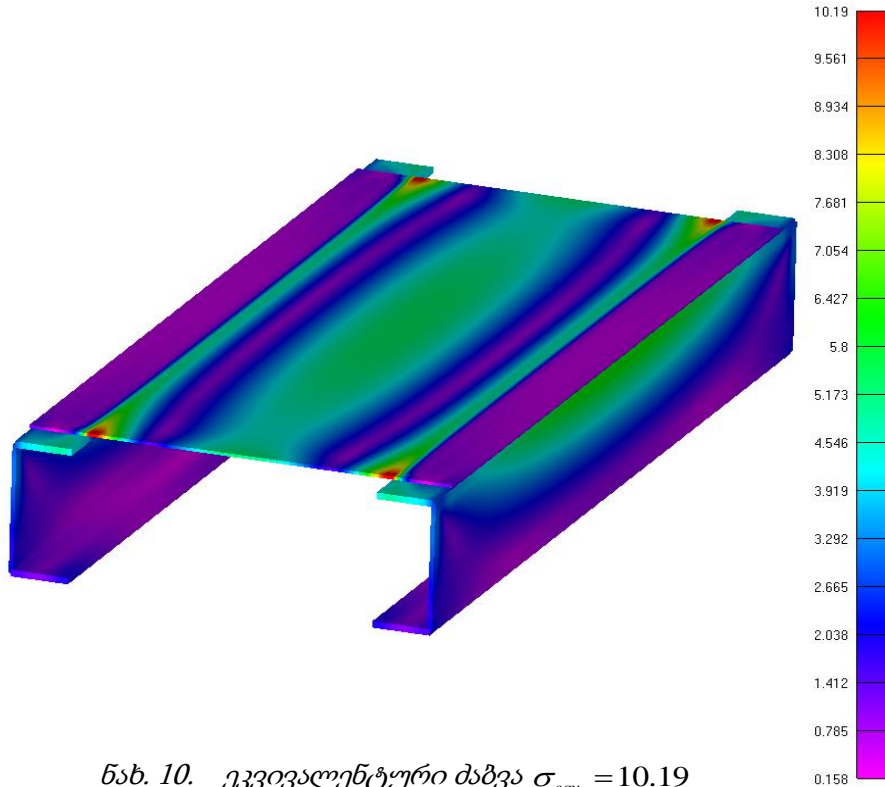
ნახ. 6. მაქსიმალური ჩაღუნვა  $w = 3.169$  (მმ)



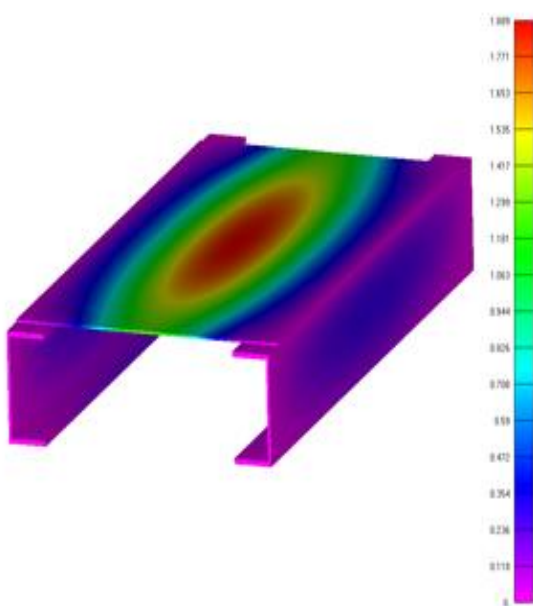
ნახ. 7. ეკვივალენტური დაბვა  $\sigma_{eqv} = 14.14$  (კგ/მ<sup>2</sup>)



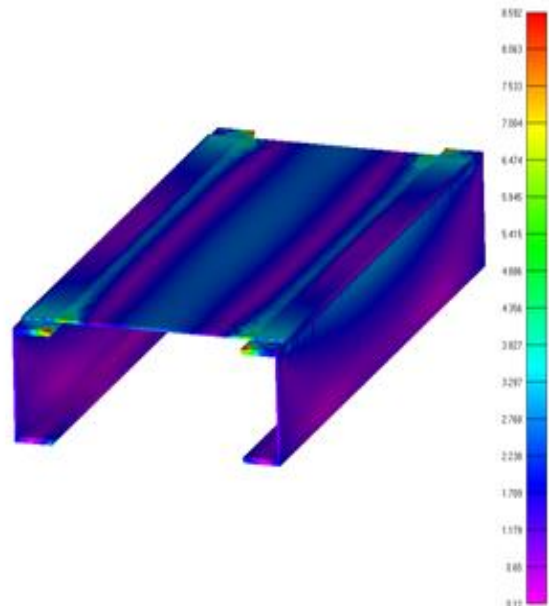
მეორე შემთხვევაში მხოლოდ ოთხკვანძიანი სასრული ელემენტით - ფირფიტით აპროქსიმაციის შედეგად დაბვათა განაწილება ზუსტია როგორც ფირფიტისათვის, ისევე ძელისათვის. ძელის თაროს კიდის გასწვრივ ჩანს დაბვების მნიშვნელობები, რომლებიც თვალნათლივ მიუთითებს სიხისტეთა ნახტომს, რომელიც ტოლია 5.8 კგმ/მმ<sup>2</sup> და რიცხვითი მნიშვნელობით მცირედით ჩამორჩება მაქსიმალურ მნიშვნელობას.



ნახ. 10. ეკვივალენტური დაბვა  $\sigma_{eqv.} = 10.19$



ნახ.11 მაქსიმალური ჩაღუნვა  $w = 1.889$  (მმ)



ნახ. 12 ეკვივალენტური დაბვა  $\sigma_{eqv.} = 8.592$  (კგმ/მმ<sup>2</sup>)

მესამე შემთხვევაში სასრულელემენტური აპროქსიმაცია მოვახდინეთ სამგანზომილებიანი რვაკვანძიანი სე-ით.

სამგანზომილებიანი მოდელის ანგარიშით მიღებული სიხისტის ცვლილებათა ზოლი და რიცხვითი მნიშვნელობები მეორე მოდელთან შედარებით უფრო ახლოსაა, ვიდრე პირველ მოდელთან.

### დასკვნა

სასრულ ელემენტთა სამივე მოდელი შეიძლება გამოყენებულ იქნეს დაპროექტების დროს კონსტრუქციის ანალიზისათვის, მაგრამ მეორე და მესამე მოდელები უპირატესია, რაც ძაბვათა ახლო მნიშვნელობებით დასტურდება.

### ლიტერატურა

- [1] ს. ბლიაძე, ზ. სესკურია, კ. ჯაფარიძე. კონსტრუქციების მოდელირება და სტრუქტურული ანალიზი MSC/NASTRAN v.4- ში. /გამომცემლობა “თბილისი”, 2008 წ. 339 გვ.
- [2] Бате К. Вилсон Е. Численные методы анализа и метод конечных элементов. Москва. Стойиздат 1982 г. 448 стр.
- [3] Сегерлинд Л. Применение метода конечных элементов. Изд. Мир, М. 1979 г. 392 стр.
- [4] Белкин А., Гаврюшин М. Расчет пластин методом конечных элементов. М. Изд. МГТУ им. Н. Баумана, 2008 г. 231 стр.
- [5] Rao S. The finite element method in engineering. Publ. Elsevier Science & Technology books. 2004 I., 663p.

## **Analysis of the composite design using the integrated program FEMAP- NASTRAN**

**Seit Bliadze, Giorgi Tsirekidze, Konstantine Dvalishvili**

*To date, the majority of scientists for the full analysis of the solution of mechanical problems by numerical methods among all methods prefer the finite element method. Despite the fact that many monographs and scientific works have been published on the use of this method, the effective, of course, elemental approximation for plates, shells, beams, and their combinations is still imperfect. Intensive work is underway to create perfect schemes, with the help of which it will be possible to approach more closely the results of field tests. The aim of the work is to fully explore the places of sharp changes in stiffness for prefabricated structures. As is known, precisely such places are places of stress concentration.*

## ჩაფხუტის რიცხვითი და ფიზიკური ექსპერიმენტების შედარებითი ანალიზი კომპლექსური პროგრამა FEMAP-NASTRAN -ის გამოყენებით

სეით ბლიაძე<sup>1</sup>, გიორგი ცირეკიძე<sup>2</sup>, გიორგი მეტრეველი<sup>3</sup>

<sup>1,3,4</sup>(სსტც „დელტა“;

ბ. ხმელნიკვის ქ. №181, თბილისი, 0144)

<sup>2</sup>(საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტი,

ქეთევან დედოფლის გამზ. №16, თბილისი, 0144)

**რეზიუმე:** საყოველთაოდ აღიარებული კომპლექსური პროგრამები, ისეთები როგორცაა FEMAP-NASTRAN, ANSYS APDL, ANSYS Workbench, ABAQUS, PATRAN-NASTRAN და სხვ. დაფუძნებული არის რიცხვით მეთოდზე, რომელიც ლიტერატურაში ცნობილია სასრულ ელემენტთა მეთოდის (სემ) სახელწოდებით. სადღეისოდ საანგარიშო კომპლექსური პროგრამების მომხმარებლების წინაშე დგას ამოცანა: შეიქმნას საანგარიშო მოდელი შესაბამისი სასაზღვრო პირობებით, რომელიც მაქსიმალურად მიუახლოვდება ფიზიკური ექსპერიმენტების მონაცემებს. წინამდებარე წერილში წარმოდგენილია ჩაფხუტებისათვის შექმნილი საანგარიშო მოდელი. მიზნის მისაღწევად მოდელირება ჩატარდა როგორც ერთშრიან, ასევე მრავალშრიან გარსებზე. მიღებული შედეგების შედარებამ ფიზიკური ექსპერიმენტების მონაცემებთან მაღალი თანხვედრა დაადასტურა.

**საკვანძო სიტყვები:** საანგარიშო მოდელი, სასრული ელემენტი, დატვირთვები, რიცხვითი ექსპერიმენტი.

### ძირითადი ნაწილი

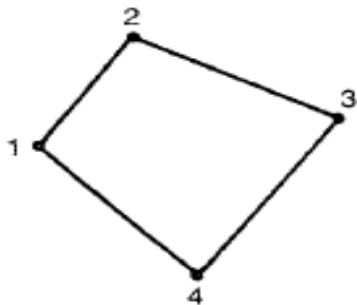
ჩაფხუტები ფართოდ გამოიყენება მიწისზედა და მიწისქვეშა მშენებლობაში, ავტო- და მოტომობილთათვის, საპოლიციო, სახანძრო და მრეწველობის სხვადასხვა სფეროში. ყველა ამ ჩაფხუტის დანიშნულება არის ადამიანის თავის უსაფრთხოების უზრუნველყოფა. აქედან გამომდინარე, ჩაფხუტმა უნდა შეზღუდოს დარტყმის წნევა, გადაანაწილოს იგი დასაცავი ზონის მთელ ფართობზე. ამდენად, ჩაფხუტი აღჭურვილია ამორტიზატორით, რომელიც იმეორებს ადამიანის თავის ფორმას, რაც საშუალებას არ აძლევს დამცემ სხეულს პირდაპირი ზემოქმედება მოახდინოს ადამიანის თავზე. ჩაფხუტის დასამზადებლად შეიძლება გამოყენებულ იქნეს იზოტროპული, ორთოტროპული და ანიზოტროპული მასალები, რომლებსაც მინიმალური მასისა და მაქსიმალური მდგრადობის გარდა, ხანგრძლივი დროის განმავლობაში მაღალი მუშაუნარიანობა უნდა ახასიათებდეს. ჩაფხუტის ზედაპირს ასევე მოეთხოვება აუცილებელი სიგლუვე. რაც შეეხება საექსპლუატაციო მახასიათებლებს, 1977 წ. შემუშავებული იქნა საერთაშორისო სტანდარტი ISO №3873-1977, რომელშიც მოცემულია ჩამონათვალი იმ კრიტერიუმებისა, რომლებსაც უნდა აკმაყოფილებდეს ჩაფხუტი, ასევე მოცემულია ის აუცილებელი საგამოცდო ნუსხა, რომელიც ჩაფხუტმა ექსპლუატაციაში ჩაშვებამდე უნდა გაიაროს. მათ შორის, ერთ-ერთ ყველაზე რთულად ითვლება გამოცდა განივ დაწოლაზე, რომელსაც ჩაფხუტების დიდი ნაწილისათვის პრობლემური ხასიათი აქვს. ამასთან, ჩაფხუტების ძირითადი მწარმოებელი ქვეყნები, როგორცაა აშშ, ჩინეთი, რუსეთი, კანადა, უკრაინა და ავსტრალია, გამოცდებს განსხვავებულ

\* - პროფესორი, \*\* - დოქტორანტი

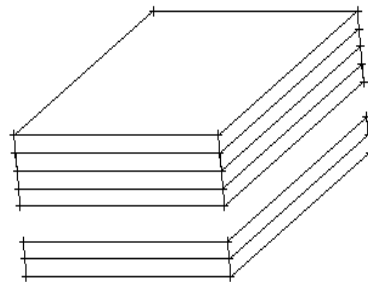
დატვირთვებზე ახდენენ. მაგალითად, აშშ NIJ-ის სტანდარტის მიხედვით ჩაფხუტს განივი დატვირთვა უტარდება 136 კგმ-ზე, რაც ყველა სხვა ქვეყნის სტანდარტებთან შედარებით, მაქსიმალურია. კანადელები ცდიან 112 კგმ-ზე, ხოლო უკრაინელები - 60 კგმ-ზე. რაც შეეხება მასალებს, თანამედროვე ტენდენციები შემდეგია: ფოლადი შეცვალა კველარმა, ხოლო კველარი - მაღალმოლეკულურმა პოლიეთილენმა, რომლის დნობის (ლღობის) ტემპერატურაა  $128^{\circ}C$ . ჩაფხუტები, რომლებიც დამზადებულია კველარისგან ან მაღალმოლეკულური პოლიეთილენისაგან, წარმოადგენს შრეულ სისტემებს, რომელთა მიმართ ინტერესი ძალზე გაიზარდა. როგორც ცნობილია, შრეული სისტემა შედგება განსხვავებული ფიზიკურ-მექანიკური თვისებების მქონე მასალებისგან, რომელშიც განმამტკიცებლად - მექანიკური დატვირთვების აღსაქმელად, როგორც წესი, გამოყენებულია მაღალი სიხისტისა და სიმტკიცის მქონე არმატურა. შემკვრელის - მატრიცის დანიშნულებაა მონოლითური კონსტრუქციის წარმოქმნა, რომელიც გადაანაწილებს დატვირთვებს მზიდ შრეებს შორის და ასრულებს იზოლატორის როლს მექანიკური, თბური და აკუსტიკური ენერგიების გავლისას. მზიდებად მოიაზრება ზედა და ქვედა (გარე) შრეები. შრეების ასეთი კომბინაცია უზრუნველყოფს მაღალ სიმტკიცეს და სიხისტეს მცირე მასითა და მაღალი დისიპაციური მახასიათებლებით, რაც გამოწვეულია თითოეული შრის რეოლოგიური თვისებებით და მექანიკური თვისებების არაერთგვაროვნობით. შრეული სტრუქტურების ქცევა მნიშვნელოვნად განსხვავდება ბლოკის ერთგვაროვანი ქცევისაგან ძვრის დეფორმაციის გამო. არაერთგვაროვანი დეფორმაციები სისქეზე და ცალკეული შრის მოძრაობით გამოწვეული ინერციული ეფექტი, არსებით გავლენას ახდენს სისტემის დაძაბულ-დეფორმირებულ მდგომარეობაზე.

ამგვარი სტრუქტურების გაანგარიშების ყველაზე ზოგადი მიდგომა ეფუძნება დრეკადობის თეორიის განტოლებების გამოყენებას თითოეული შრისათვის სასაზღვრო პირობების და საზღვარზე შრეების შეუღლების გათვალისწინებით. თუმცა ეს მიდგომა, იმის გამო, რომ ზოგადი ხასიათისაა, მხოლოდ შეუზღუდავი შრეების შემთხვევაში ხორციელდება. სინამდვილეში, შრეული სტრუქტურების ანგარიში შეიძლება ორ ჯგუფად დაიყოს.

პირველ ჯგუფს მიეკუთვნება მოდელი, რომელიც ეფუძნება ჰიპოთეზის შემოტანას მთელი პაკეტისთვის ერთობლიობაში, რომელიც აღწერს დეფორმაციის ინტეგრალურ ეფექტებს. ამოსახსნელ განტოლებათა რიგი არაა დამოკიდებული შრეების რაოდენობაზე. ასეთი მიდგომის გამოყენება შესაძლებელია იმ შემთხვევაში, როდესაც შრეებს მსგავსი თვისებები გააჩნია ან მრავალშრეულ პაკეტს რეგულარული სტრუქტურა აქვს.



ნახ. 1. ოთხკვანძიანი სე



ნახ. 2. მრავალშრიანი სე

მეორე ჯგუფი, რომელიც ბევრად უფრო ეფექტურად ვითარდება, მიეკუთვნება თეორიებს, რომლებიც ეფუძნება თითოეული შრისათვის გატეხილი ხაზის (წრფის) ჰიპოთეზას [ 2 ], თითოეული შრის ფარგლებში შუა ზედაპირის ნორმალ რჩება წრფედ (ჩვეულებრივ, თვლიან, რომ მზიდი შრეები მუშაობს კირხოფ-ლიავის ჰიპოთეზის ფარგლებში).

დღეისათვის ძალზე გავრცელებულია სამშრიანი (ფიჭისებრი) კონსტრუქციები, რომლებიც შედგება ორი მზიდი შრისა და შემავსებლისაგან, რომელიც უზრუნველყოფს ერთობლივ მუშაობას. ღუნვის პირობებში ასეთი სტრუქტურები ახლოსაა ოპტიმალურთან მინიმალური მასის თვალსაზრისით დასაშვები სიმტკიცისა და სიხისტის პირობებში.

სასრულელებმენტოვან განტოლებას შემდეგი სახე აქვს

$$[K] \cdot \{U\} = \{P\},$$

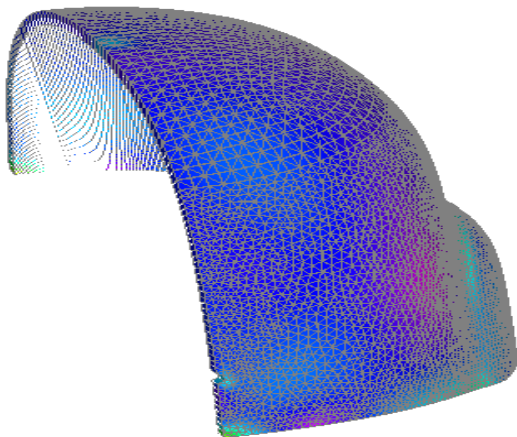
სადაც  $[K]$  წარმოადგენს სისტემის გლობალურ მატრიცას,  $\{U\}$  - კვანძების

გადაადგილების ვექტორს, ხოლო  $\{P\}$  გარეგანი დატვირთვებია.

სიხისტის მატრიცის შედგენა თითოეული ელემენტისათვის და შემდგომ სისტემის გლობალური სიხისტის მატრიცის აგება ლიტერატურაში კარგადაა ცნობილი [1,2,3,4,5], ამიტომ იგი ამ წერილში განხილვის საგანს არ წარმოადგენს.

საპროგრამო კომპლექს FEMAP-NASTRAN-ში მოვახდინეთ ანალიზი ჩაფხუტისა, როგორც ერთშრიანი ორთოტროპული მასალისგან დამზადებული ნაკეთობისა, რომლის სისქე შეადგენდა 7.02 მმ.

აპროქსიმაცია ჩატარდა 4-კვანძიანი სასრული ელემენტებით (plate) (ნახ.1), ხოლო მეორე შემთხვევაში - მრავალშრიანი ფირფიტის ელემენტებით (laminate) ( ნახ.2). მასალის ერთი შრის სისქე 0,13 მმ იყო. ფენათა რაოდენობა უდრიდა 54, ხოლო დაფენის კუთხე ნულ გრადუსს შეადგენდა. მასალის მექანიკური მახასიათებლები ორივე შემთხვევაში ერთნაირი იყო. რადგანაც ჩაფხუტი სიმეტრიულია XOZ სიბრტყისა, ამიტომ საანგარიშოდ აღებული იყო ჩაფხუტის ნახევარი. დატვირთვები მიეწოდებოდა სპეციალური ციფრული დინამომეტრის მეშვეობით. იზომებოდა გადაადგილებები და ძაბვები, რომლებიც მოყვანილია ცხრ. 1 -ში და ცხრ. 2-ში.



ნახ.3. საანგარიშო მოდელი



ნახ.4. საექსპერიმენტო სტენდი



საანგარიშო ძაბვებში ყველგან იგულისხმება მიზის ეკვივალენტური ძაბვები.

მონაცემები ერთი შრის შემთხვევაში

ცხრილი 1

№	დატვირთვები, (კგმ)	საანგარიშო ჩაღუნვები, (მმ)	ექსპერიმენტის შედეგები - ჩაღუნვები, (მმ)	საანგარიშო ძაბვები, (კგმ/მმ <sup>2</sup> )
1	136	23.35	23.8	1.6
2	102	17.64	18	1.23
3	70	12.01	12.5	0.84

მონაცემები 54 შრის შემთხვევაში

ცხრილი 2

№	დატვირთვები, (კგმ)	ძაბვა 27-ე შრეში, (კგმ/მმ <sup>2</sup> )	ძაბვა პირველ შრეში, (კგმ/მმ <sup>2</sup> )	საანგარიშო ჩაღუნვები, (მმ)	ექსპერიმენტის შედეგები- ჩაღუნვები, (მმ)
1	136	1.6	2.5	23.35	23.8
2	102	1.22	1.6	17.64	18
3	70	0.8	1.22	12.01	12.5

### დასკვნა

ჩატარებული კვლევების შედეგად დადგინდა, რომ სასრულ ელემენტთა ორივე საანგარიშო მოდელი, პრაქტიკულად ერთმანეთის იდენტურია და შეიძლება გამოყენებულ იქნეს პოლიმერული კომპოზიციური მასალისგან სიმეტრიული ფორმის კონსტრუქციების დაპროექტებისას ანალიზის დროს, რაც დადასტურდა ექსპერიმენტების მონაცემებთან მაღალი სიზუსტის დამთხვევით (3 %-ზე ნაკლები გადახრა).

რიცხვითი ექსპერიმენტებისათვის ორივე მოდელი ზუსტია.

### ლიტერატურა:

- [1] ს. ბლიაძე, ზ. სესკურია, კ. ჯაფარიძე კონსტრუქციების მოდელირება და სტრუქტურული ანალიზი MSC/NASTRAN v.4 - ში. გამომცემლობა “თბილისი”, 2008 წ. 339 გვ.
- [2] Бате К. Вилсон Е. Численные методы анализа и метод конечных элементов. Москва, Стойиздат, 1982 г. 448 стр.
- [3] Сегерлинд Л. Применение метода конечных элементов. Изд. ”Мир”, М. 1979 г. 392 стр.
- [4] Белкин А., Гаврюшин. Расчет пластин методом конечных элементов. М. Изд. МГТУ им. Н. Баумана, 2008 г. 231 стр.
- [5] Rao S. The finite element method in engineering. Publ. Elsevier Science & Technology books. 2004 I., 663p.
- [6] Блиадзе С., Дзодзуაშვილი У. Динамические модели слоистых систем. //Aviation University of Georgia, scientific journal, “Air Transport”. Tbilisi, 2015, №1(10), стр. 122-133.

## **Comparative analysis of the results of field and numerical experiments with a helmet using the integrated program FEMAP-NASTRAN**

**Seit Bliadze, Giorgi Tsirekidze, Giorgi Metreveli**

*Conventional complex programs such as FEMAP-NASTRAN, ANSYS APDL, ANSYS Workbench, ABAQUS, PATRAN-NASTRAN and others are based on a numerical method, which is known in the literature as a finite element method. This method is a numerical method, which, in comparison with other numerical methods, has a number of advantages and a number of disadvantages. A common drawback of numerical methods is their inherent certain error. Today, users of computational complex programs are faced with the task of creating a computational model with appropriate boundary conditions as closely as possible that will be as close as possible to the results of a full-scale experiment. The objective of the article is to create for the calculations of helmets such a computational model, where the error will be reduced to a minimum. To achieve this goal, modeling was performed for both single-layer and multi-layer shells. The results obtained are compared with the results of field experiments. The results obtained are compared with the results of field experiments. The results obtained are compared with the results of field experiments.*

## ექსპერიმენტული მონაცემების საფუძველზე სამელემენტარული მოდელების პარამეტრების განსაზღვრის მეთოდოლოგია და ანალიზი

*ბიძინა აბესაძე*

*(საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტი,  
ქეთევან დედოფლის გამზ. №16, თბილისი, 0103)*

**აბსტრაქტი:** გადმოცემულია დრეკად-ბლანტი სხეულების თვისებების აღწერი, სამელემენტარული განზოგადებული, ორი განსხვავებული ტიპის მოდელის შედარებითი ანალიზი. შემუშავებულია მათი პარამეტრების განსაზღვრის მეთოდოლოგია და დადგენილია მათი სიდიდეები ექსპერიმენტული მონაცემების საფუძველზე, კერძოდ მუდმივი დატვირთვის ქვეშ, დროში განვითარებული დეფორმაციის (ცოცვადობა) მიხედვით. გამოტანილია დასკვნები თითოეული ტიპის მოდელის უპირატესობისა და ნაკლოვანებების შესახებ.

**საკვანძო სიტყვები:** განზოგადებული მოდელი, კომპოზიტი, დეფორმაცია, თვისება, ანალიზი.

### 1. შესავალი

დრეკად-ბლანტი სხეულების დეფორმაცია შეიძლება აღიწეროს სხვადასხვა კონფიგურაციის მოდელებით, რომლებიც წარმოადგენს წმინდად დრეკადი და ბლანტი ელემენტების გარკვეულ კომბინაციებს [1, 2, 3]. მას შემდეგ რაც, დეფორმაციის ხასიათის საფუძველზე, შეირჩევა მოდელის კონკრეტული ვარიანტი, საჭირო ხდება მისი პარამეტრების განსაზღვრა მოცემული მასალის ექსპერიმენტული გამოცდის შედეგების შესაბამისად.

წარმოდგენილი ნაშრომი ეხება სამელემენტარული მოდელის ორი განსხვავებული შემთხვევის პარამეტრების განსაზღვრის მეთოდოლოგიას და მათ შედარებით ანალიზს.

### 2. ძირითადი ნაწილი

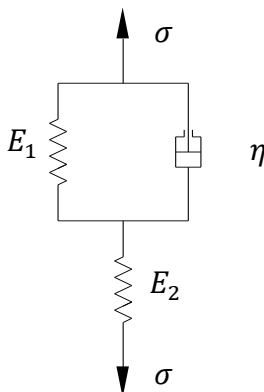
[1, 3] ლიტერატურაში დეტალურად არის წარმოდგენილი სამელემენტარული მოდელების ორი განსხვავებული შემთხვევის დეფორმაციის ხასიათი მუდმივი დატვირთვის პირობებში (ცოცვადობა), ასევე დროის მიხედვით ძაბვის ცვლილება მუდმივი დეფორმაციის დროს (რელაქსაცია). აქ წარმოვადგინოთ მხოლოდ მიღებული შედეგები:

პირველი სახის მოდელი შეიცავს ორ დრეკად და ერთ ბლანტი ელემენტს, რომელთა შეერთების სქემა წარმოდგენილია ნახ. 1-ზე.

მისი დეფორმაცია აღიწერება დიფერენციალური დამოკიდებულებით

$$nH\dot{\epsilon} + E\dot{\epsilon} = \sigma + n\dot{\sigma}, \quad (1)$$

სადაც  $n = \frac{\eta}{E_1 + E_2}$ ;  $H = E_2$  (დრეკადობის მყისი მოდული) და  $E = \frac{E_1 E_2}{E_1 + E_2}$  (დრეკადობის ხანგრძლივი მოდული).



ნახ. 1. სამელემენტური მოდელი ორი დრეკადი და ერთი ბლანტი ელემენტით

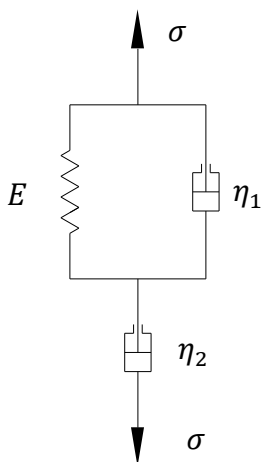
მუდმივი დატვირთვის დროს  $\sigma = \sigma_c = const$  (ცოცვადობა), (1) მიიღებს სახეს:

$$\dot{\epsilon} + \frac{E}{nH} \epsilon = \frac{\sigma_c}{nH}. \tag{2}$$

მისი ამონახსენი, საწყისი პირობების გათვალისწინებით (როცა  $t = 0$  მაშინ  $\epsilon(0) = \epsilon_0 = \frac{\sigma_c}{H}$ ), მოიცემა სახით:

$$\epsilon(t) = \frac{\sigma_c}{E} + \sigma_c \left( \frac{1}{H} - \frac{1}{E} \right) e^{-\frac{E}{nH}t}. \tag{3}$$

მეორე სახის მოდელი შეიცავს ერთ დრეკად და ორ ბლანტი ელემენტს, რომელთა შეერთების სქემა წარმოდგენილია ნახ. 2-ზე.



ნახ. 2. სამელემენტური მოდელი ერთი დრეკადი და ორი ბლანტი ელემენტით

ამ მოდელის დეფორმაცია აღიწერება დიფერენციალური დამოკიდებულებით

$$\dot{\epsilon} = \frac{1}{nH} \dot{\sigma} - \frac{1}{n} \dot{\epsilon} + \frac{1}{n\eta} \sigma, \tag{4}$$

სადაც  $n = \frac{\eta_1}{E}$ ;  $\eta_2 = \eta$  და  $H = \frac{E\eta_2}{\eta_1 + \eta_2}$  (დრეკადობის მყისი მოდული).

ამ შემთხვევაშიც, მუდმივი დატვირთვის დროს  $\sigma = \sigma_c = const$  (ცოცვადობა), (4) მიიღებს სახეს:

$$\dot{\epsilon} + \frac{1}{n} \dot{\epsilon} = \frac{\sigma_c}{n\eta}. \tag{5}$$

ხოლო მისი ამონახსნი, საწყისი პირობების გათვალისწინებით (როცა  $t = 0$ , მაშინ  $\varepsilon(0) = \varepsilon_0 = \frac{\sigma_c}{H}$  და  $\dot{\varepsilon}(0) = v_0$  (დეფორმაციის საწყისი სიჩქარე)), შემდეგნაირად გამოისახება:

$$\varepsilon(t) = \left[ \sigma_c \left( \frac{1}{H} - \frac{n}{\eta} \right) + n v_0 \right] + \left[ \frac{n \sigma_c}{\eta} - n v_0 \right] e^{-\frac{t}{\tau} + \frac{\sigma_c}{\eta} t}. \quad (6)$$

თუ გვსურს ეს მოდელები მივუსადაგოთ დრეკად-ბლანტი თვისების მქონე რომელიმე კონკრეტულ კომპოზიციურ მასალას, საჭიროა მისი ექსპერიმენტული გამოცდის მონაცემების საფუძველზე განისაზღვროს მოდელის შესაბამისი პარამეტრები.

პირველი სახის მოდელი შეიცავს სამ, ხოლო მეორე - ოთხ დამოუკიდებელ პარამეტრს, უკანასკნელი გამოწვეულია იმით, რომ (5) წარმოადგენს, დროის მიხედვით, მეორე რიგის დიფერენციალურ განტოლებას და შემოდის დამატებითი პარამეტრი დეფორმაციის საწყისი სიჩქარის სახით ( $v_0$ ). დამოუკიდებელი პარამეტრების მეტი რაოდენობა უზრუნველყოფს მოდელის ექსპერიმენტულ მონაცემებთან უკეთ შეთავსებას.

პრაქტიკა ცხადყოფს, რომ ექსპერიმენტულად შეუძლებელია განისაზღვროს დროის საწყის მომენტში დეფორმაცია ( $\varepsilon_0$ ) და მისი საწყისი სიჩქარე ( $v_0$ ), მიზეზი გამოსაცდელი დანადგარის ინერციულობა და ადამიანური ფაქტორებია. ამის გამო, დროის მიხედვით დეფორმაციის ექსპერიმენტული და თეორიული ანათვლები ერთმანეთის მიმართ წანაცვლებული იქნება დროის რაღაც მცირე  $t_0$  ინტერვალით, ანუ

$$\varepsilon_{exp}(t_i) = \varepsilon_{th}(t_i + t_0), \quad (i = 1, 2, 3, \dots). \quad (7)$$

დროის  $t_0$  ინტერვალის იქნება კიდევ ერთი დამატებითი დამოუკიდებელი პარამეტრი, რომელიც ექსპერიმენტული მონაცემების საფუძველზე უნდა განისაზღვროს ექსტრაპოლაციის გზით.

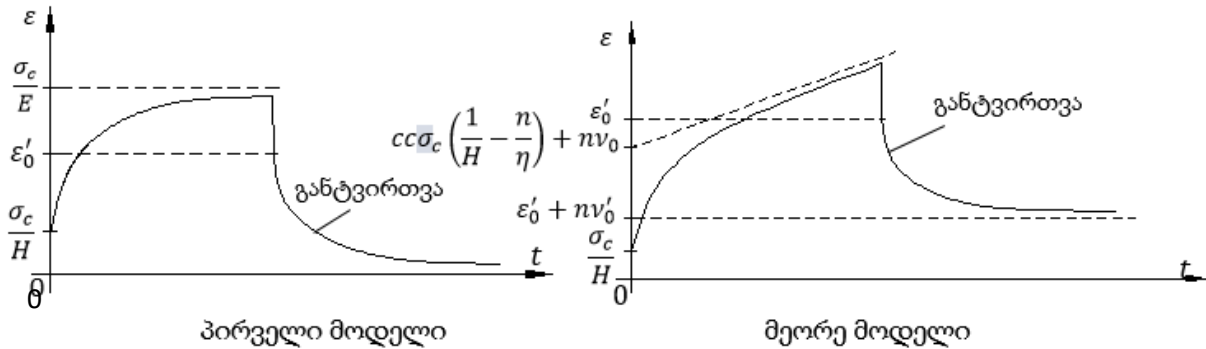
მაგალითისთვის ავიღოთ TC-8/3 მინატექსოლიტის 20°C ტემპერატურაზე [1], გაჭიმვაზე გამოცდის ექსპერიმენტული მონაცემები მუდმივი ძაბვის პირობებში  $\sigma_c = 3,3$  მპა, რომელიც მოცემულია ცხრ. 1-ში. ზოგადად, მოსახერხებელია ვიხელმძღვანელოდ არა კონკრეტული ძაბვის შესაბამისი მონაცემით, არამედ ე.წ. მოქნილობის ექსპერიმენტული მრუდებით ( $I(t) = \varepsilon(t)/\sigma_c$ ).

ცხრილი 1

დრო $t_{exp}$ (სთ)	0	0,25	0,5	1	2	3	4	5	22	30	50
$\varepsilon(t)$ ( $\sigma_c = 3,3$ ) (გპა)	6,48 $\times 10^{-5}$	1,161 $\times 10^{-4}$	1,32 $\times 10^{-4}$	1,50 $\times 10^{-4}$	1,75 $\times 10^{-4}$	1,89 $\times 10^{-4}$	1,90 $\times 10^{-4}$	1,97 $\times 10^{-4}$	2,29 $\times 10^{-4}$	2,48 $\times 10^{-4}$	2,54 $\times 10^{-4}$

იმისათვის, რომ დადგინდეს კონკრეტული მოდელის პარამეტრები, საჭიროა (3) და (6) განტოლებები ჩაიწეროს (7) ფორმით იმდენი წერტილისთვის, რამდენ დამოუკიდებელ პარამეტრსაც შეიცავენ ისინი. თითოეული მათგანისთვის მივიღებთ ტრანსცენდენტულ განტოლებათა სისტემას, რომელიც უნდა ამოიხსნას რიცხვითი მეთოდებით. ამ შემთხვევაში ამოხსნას ვახდენთ კომპიუტერული პროგრამის „Maple“-ს საშუალებით. ასევე აღსანიშნავია, რომ ექსპერიმენტული დროის დიდი მნიშვნელობებისთვის, საწყისი დროის წანაცვლება  $t_0$

შეიძლება უგულვებლევყოთ მისი სიმცირის გამო, რაც გამოთვლებს მნიშვნელოვნად გაამარტივებს. ხოლო,  $t = 0$ -თან სიახლოვეს სასურველია მეტი ექსპერიმენტული ანათვლის არსებობა.



ნახ. 3. ცოცვადობის და განტვირთვის მრუდები ორივე მოდელისთვის

ჩატარებული რიცხვითი ამოხსნის შემდეგ დგინდება უშუალოდ მოდელების პარამეტრები და შესაბამისად, მასალის მახასიათებლები. შედეგები გადმოცემულია ცხრ. 2-ში:

მოდელების შემადგენელი ელემენტების მახასიათებლები: ცხრილი 2

პირველი მოდელი	მეორე მოდელი
$E_1 = 17266,53$ გპა; $E_2 = 52481,77$ გპა; $\eta = 63130,47$ გპა · სთ.	$E = 57928,69$ გპა; $\eta_1 = 180639,39$ გპა · სთ; $\eta_2 = 1,1016 \cdot 10^7$ გპა · სთ.
მასალის პარამეტრები მოდელების შესაბამისად:	
$H = 52481,77$ გპა; $E = 12992,12$ გპა; $n = 0,90512$ სთ; $t_0 = 0,036936$ სთ; $\epsilon_0 = 0,000062879$ .	$H = 56994,13$ გპა; $n = 3,118306$ სთ; $\eta = 1,1016 \cdot 10^7$ გპა · სთ; $t_0 = 0,121104$ სთ; $\epsilon_0 = 0,000057901$ ; $\nu_0 = 0,00005838$ სთ <sup>-1</sup> .

შედეგად, მასალის პარამეტრებისთვის, მიიღება ახლოს მდგომი რეზულტატები, კერძოდ, დრეკადობის მყის მოდულებს შორის განსხვავება შეადგენს 8,6%-ს, ხოლო მეორე მოდელი, პირველისგან განსხვავებით, არ იძლევა დრეკადობის ხანგრძლივი მოდულის მნიშვნელობას. გამოთვლილ საწყის დეფორმაციებს შორის განსხვავება ასევე მცირეა 7,7%, ხოლო ექსპერიმენტული და თეორიული დროების წანაცვლებები მიიღება საკმაოდ დიდი ორივე მოდელის შემთხვევაში, რომლის მიზეზით შეიძლება იყოს  $t = 0$ -თან სიახლოვეს ექსპერიმენტული ანათვლების რაოდენობის სიმცირე. ასევე შესაძლებელია განტოლებების რიცხვითი მეთოდებით ამოხსნის მეთოდის ნაკლები სიზუსტე.

შეგვიძლია ვისაუბროდ განტვირთვის პროცესზეც, რომელიც წარმოადგენს გარკვეული დროის შემდეგ დატვირთვის მყისიერად მოხსნის შემდეგ განვითარებულ პროცესებს,

დეტალურად განხილულია [2, 3] ლიტერატურაში. ნახ. 3-ზე წარმოდგენილია ორივე მოდელის შესაბამისი ცოცვადობის და განტვირთვის ტიპური მრუდები:

### 3. დასკვნები

როგორც ვხედავთ, აღწერილი მოდელები იძლევა ერთმანეთისგან განსხვავებულ შედეგებს, კერძოდ, პირველი მოდელით ცოცვადობის პროცესი აღიწერება ისე, რომ ხანგრძლივი დროის შემდეგ დეფორმაცია აღწევს რაღაც მაქსიმალურ მნიშვნელობას. პრაქტიკა აჩვენებს, რომ ასეთი შემთხვევა იშვიათია, რეალურად, დროის მიხედვით დეფორმაციის პროცესი არ ჩერდება. თუმცა გარკვეული სიზუსტით შედეგები შეიძლება დამაკმაყოფილებლად ჩაითვალოს, ხოლო მეორე მოდელის მიხედვით ხანგრძლივი დროის შემდეგაც დეფორმაცია არ წყდება. ეს მოვლენა დრეკად-ბლანტი სხეულებისთვის მთავარ უარყოფით თვისებად ითვლება. სწორედ ამ მიზეზით მეორე მოდელში არ განისაზღვრება ხანგრძლივი დრეკადობის მოდული. გარდა ამისა, მეორე მოდელის მიხედვით, განტვირთვის შემდეგ სისტემაში რჩება ნარჩენი დეფორმაცია, სხეული ბოლომდე ვერ აღიდგენს თავის ფორმას, რაც ასევე რეალობას შეესაბამება.

ექსპერიმენტული მონაცემების საფუძველზე მოდელის პარამეტრების განსაზღვრისას (7) სახის განტოლებების რიცხვითი ამოხსნის შედეგად, ორივე მოდელისთვის მიიღება ძირითადი პარამეტრების მნიშვნელობები, რომლებიც ერთმანეთისგან არაუმეტეს 10%-ით განსხვავდება, რაც დამაკმაყოფილებლად შეიძლება ჩაითვალოს. რაც შეეხება თეორიულ და ექსპერიმენტული დროის საწყის მნიშვნელობას შორის მნიშვნელოვან განსხვავებას, ის გამოწვეულია  $t = 0$ -თან სიახლოეში ექსპერიმენტული ანათვლების და მოდელების დამოუკიდებელი პარამეტრების რაოდენობის სიმცირით და რიცხვითი მეთოდების სიზუსტის ნაკლებობით.

**კვლევა განხორციელდა შოთა რუსთაველის ეროვნული სამეცნიერო ფონდის ფინანსური მხარდაჭერით [PHDF-18-3521. საფრენი აპარატების კომპოზიტური შემონაკერების სიმტკიცეზე ანგარიშის მეთოდების შედარებითი ანალიზი].**

### ლიტერატურა:

- [1] ა. დუმბაძე, „კომპოზიციური ტანის მექანიკა“, თბილისი 2015 წ;
- [2] B. Abesadze. Elastic-viscous bodies deformation picture accordingly of generalized models // International Scientific Journal of IFToMM, PROBLEMS OF MECHANICS, ISSN 1512-0740 №4(69)/2017, pp 51-59. Tbilisi 2017;
- [3] B. Abesadze. Generalized models for describing of elastic-viscous bodies properties // Air Transport. Tbilisi. ISSN 1512-4916 №1(12). 2017. p.p. 101-111;
- [4] Dumbadze A., Kanchaveli J. About reformation Ischliniski's three-elements rheological model// "Problems of Mechanics". Tbilisi, 2006, № 3(24), pp. 31-37. (in Russian);
- [5] Kipiani G., Tsikarishvili M., Bliadze S., Dzodzuashvili. Calculation of plutes and shells with ribs Rigidity by the Finite Element metod // Air Transport. Tbilisi. № 1(12). 2017. p.p. 20-26;

- [6] Mikhailov B.K., Kipiani G.O., Moskaleva E.K. Fundamentals of theory and methods of analysis on stability of sandwich panels with cuts. Tbilisi, Metsniereba, 1991, -189 p. (In Russian);
- [7] Kvaratskhelia A., Kipiani G. Dynamical stability of layered plates//Mshenebloba, Tbilisi, № 2(45), 2017, pp. 23-28. (In Georgian);
- [8] Koltunov M.A. On issue of selection of cores at solution of tasks with consideration of creeping and relaxation//Mechanics of Polymers. is. 4, 1966, p. 483-497. (In Russian);
- [9] ნ. კაჭკაჭიშვილი, გ. ყიფიანი, თ. მაღრაძე. კომპოზიციური მასალების დაპროექტება რღვევის მექანიკის საფუძველზე რთული კონსტრუქციების შესაქმნელად // მშენებლობა №2. თბილისი. სტუ. 2006. გვ. 30-35;
- [10] სეით ბლიაძე, გელა ყიფიანი, აკაკი გოგოლაძე, რუსუდან გომაძე. კონსტრუქციის დადლილობაზე ანალიზი კომპლექსური პროგრამა ANSYS-ის მეშვეობით. პროფესორ გელა ყიფიანის საერთო რედაქციით. „საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტი“. თბილისი 2017.-232 გვ.

## Method and analysis of determination the parameters of three-element models based on experimental data

Bidzina Abesadze

*There are given three element generalized models, describing elastic-viscous body's features. Comparable analyses of two different types of models. Are elaborated method of determining their parameters and are appointed their values based on experimental datas. In particular, under the permanent loading according to developing deformation (creeping). There are conclusions about each type of advantages and disadvantages of the model.*

### CONCLUSION

Described models give the results different from each other, in particular, first model's creeping process is describes so, that after long time deformation reaches maximal significance. The practice shows, that this kind of case is rare, in real according to time the process of deformation doesn't stop. Though the results can be satisfying by discerned accuracy and according to the second model after long time deformation doesn't stop. This feature is considered main negative quality foe elastic-viscous bodies. Exactly on the score of this reason in the second model isn't defined the module of prolonged elasticity. Besides according to second model, after relaxing there are stayed deformation in the system, the body can't recover its form definitely, which also refers to reality.

On the base of experimental results, by the time of defining parameters of model, there is got main parameter's definitions for both models. Which differ from each other not more than 10%, which must be considered satisfied. But between the definition of theoretical and experimental beginning of time is important difference, which is caused by the lack of experimental datas and models independent parameters amount near  $t = 0$  and by the lack of numerical method's precision.



## Ontology-based approach for human competency gap analysis in air traffic management

*Igor Kabashkin \**, *Nika Tikanashvili \*\**  
(*Transport and Telecommunication Institute,*  
*1 Lomonosova iela, LV-1019, Riga, Latvia,*  
*+371-29215392, [kiv@tsi.lv](mailto:kiv@tsi.lv)*)

(*Georgian Aviation University,*  
*Ketevan Dedofali ave., № 16, Tbilisi, 0103, Georgia,*  
*+995-595040808, [n.tikanashvili@ssu.edu.ge](mailto:n.tikanashvili@ssu.edu.ge)*)

**Resume:** *The Global Air Navigation Plan (GANP) is a flexible global engineering approach that allows all States to advance their Air Navigation capacities based on their specific operational requirements. Aviation professionals have an essential role in the transition to, and successful implementation of the GANP. The development of new air traffic control technology requires new competencies from operational and maintenance personnel under the circumstances. And this, in turn, requires new education curricula for initial, vocational and advanced training in this area.*

*The paper is focused on the creation of methodology for the partial automation of the comparison of existing and required competences of Air Traffic Management (ATM) personnel and synthesis of training courses and modules, using a formal, ontology-based approach as a tool to solve these problems. One of the problems in the implementation of the GANP is that, on the one hand, there are currently no unified requirements for all categories of ATM personnel, and on the other hand, the development of ATM technologies is far ahead of the pace of training of personnel of appropriate qualifications. This problem becomes even more noticeable in countries that have just started an active modernization of ATC systems and do not have enough experience in this field.*

*The paper describes the general methodological approach based on the education ontology modelling for human competency gap analysis in ATM and for gap analysis between the university curricula outcomes and the ATM requirements. The ontology of key personnel competencies issues for the design and integration of large-scale future ATM programs is proposed.*

**Keywords:** Air Traffic Management, Human Performance, New Competencies

### 1. Introduction

Aviation is one of the most dynamic modes of transport. Traditional organization for Air Traffic Management (ATM) with strong defined air corridors and constant monitoring of air traffic by controllers is not enough today.

The Global Air Navigation Plan (GANP) represents a strategic methodology which leverages existing technologies and anticipates future developments based on State/industry agreed operational objectives (ICAO, 2016). The GANP explores the need for more integrated aviation planning at both the regional and State level and addresses required solutions by introducing the consensus-driven Aviation System Block Upgrades (ASBU) systems engineering modernization strategy. The Block Upgrades will enable aviation to realize the global harmonization, increased capacity, and improved

\* - Professor, \*\* - Doctorant

environmental efficiency that modern air traffic growth now demands in every region around the world. The GANP also outlines implementation issues involving the near-term performance-based navigation and Block 0 Modules and the Planning and Implementation Regional Groups (PIRGs) that will be managing regional projects.

Aviation professionals have an essential role in the transition to, and successful implementation of the GANP within PIRGs activities (Fig.1) (ICAO, 2017). The system changes will affect the work of many skilled personnel in the air and on the ground, potentially changing their roles and interactions and even requiring new proficiencies to be developed. Furthermore, with the expected growth of aviation, it is critical that enough qualified and competent personnel are available to ensure a safe and efficient aviation system (EUROCONTROL, 2010).

Investing in human performance will help to reduce industry costs, and improve overall organizational performance by:

- improving system design, development & implementation processes and outcomes,
- improving selection, recruitment, staffing,
- improving work organization,
- improving procedures and training,
- improving system safety,
- improving transition into operations and the social acceptance of changes.

It is therefore critical that the concepts being developed within the GANP take into account the

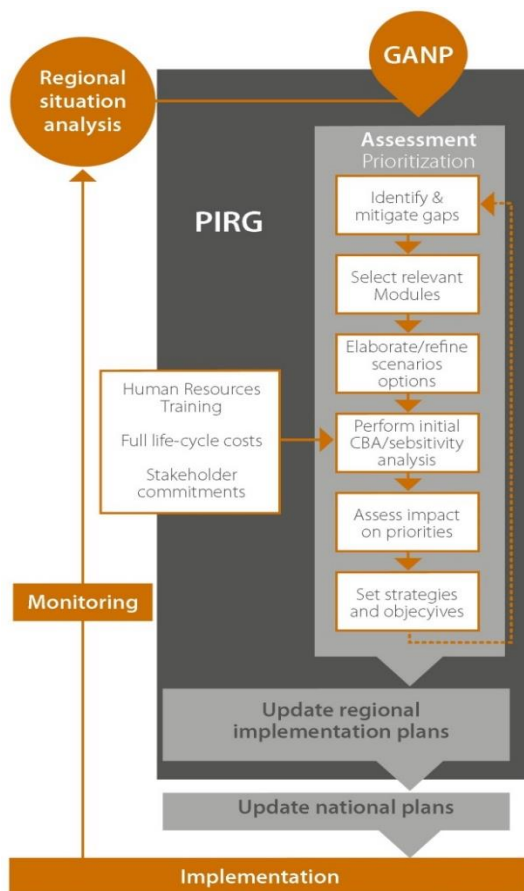


Fig. 1. Regional planning process

strengths and weaknesses of existing and future skilled personnel at every juncture. All actors with a stake in a safe air transportation system will need to intensify efforts to manage risks associated with human performance and the sector will need to proactively anticipate interface and workstation design, training needs and operational procedures while promulgating best practices.

One of the problems in the implementation of the GANP is that, on the one hand, there are currently no unified requirements for all categories of ATM personnel, and on the other hand, the development of ATM technologies is far ahead of the pace of training of personnel of appropriate qualifications. This problem becomes even more noticeable in countries that have just started an active modernization of ATC systems and do not have enough experience in this field. In particular, Georgia is among the countries mentioned. On 1 January 2014, Georgia becomes EUROCONTROL's 40th Member State, so during previous years very quickly develop the technological environment.

The official statistics of SESAR baseline shows that in Georgia optimized ATM network services - 47%, advanced air traffic services - 70%, high performing airport operations - 100%, enabling aviation infrastructure -73% (EUROCONTROL, 2017). At the same time official investigation reports of aviation accidents and incidents during previous years on the territory of Georgia shows that, unfortunately, there are several incidents, which have the direct connection with the human insufficient competencies in ATM during the operation.

An additional problem under these conditions is that it is difficult to identify competencies of personnel that require development in order to meet the requirements of modern ATM technologies and in the same time it is difficult to understand the gap between the training curricula outcome and the industry requirements.

The paper is focused on the creation of a novel methodology for the partial automation of the comparison competences of ATM personal and synthesis of training courses and modules, using a formal, ontology-based approach as a tool to solve these problems.

## 2. Research Methodology

The aim of the study is to develop a methodological approach based on the ontology-based modelling for human competency gap analysis in ATM and for gap analysis between the university curricula outcome and the ATM requirements.

The main objectives of the research are as follows:

1. To create ontology for the formal representation of an educational course, its modules, learning outcomes and keywords.
2. To propose a methodology for the partially automated population of the ontology based on programme specifications and module templates.
3. To design, implement and evaluate an ontology alignment algorithm for ontologies of the educational courses and modules.

The main research question and the objectives of this work are the following:

1. Which information about educational courses and modules should be used for comparison with necessary competences of ATM personal and how will it be stored in ontology?
2. How to automate the population of the ontology with the data from the documents?
3. What is the alignment algorithm for ontologies of educational courses and modules? Which similarity measures should it utilize?

The main contribution of this work is ontology alignment-based methodology for the automated comparison of education courses and modules, belonging to the cognitive learning domain, for development necessary competences of ATM personal in new technological environment.

## 3. Early Results

At the first stage of research the general approach for staff development was proposed (Fig.2).

This approach is based on three models of competencies:

1. The competencies required for GANP implementation;
2. Competence actually available for individuals of ATM staff;

3. Competences that are formed by existing programmes, courses and modules in the process of education and training (E&T).

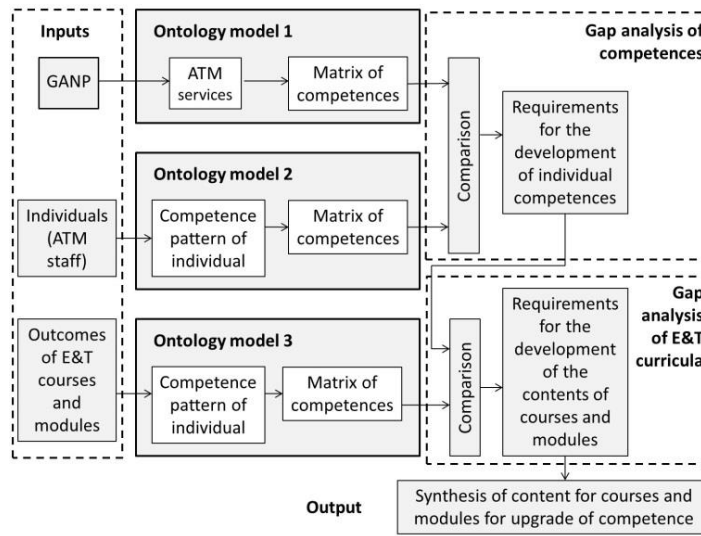


Fig. 2. General model of ATM staff development

The input for the first model created on the base of analysis of ATM services taxonomy and necessary competencies (knowledge, skills, and attitudes) for staff for GANP implementation.

The input for the second model created on the base of analysis and testing of real competences of real individuals, who work in ATM enterprise, on the base of surveillance and set of questionnaires.

The input of the third model created on the base of analysis of the key components (outcomes) that are formed in the process of training the staff in the existing E&T courses and modules.

The core element of all three mentioned models is the matrix of competences (Fig.3).

Input	Knowledge				Skills					Attitudes			
	K <sub>1</sub>	K <sub>2</sub>	...	K <sub>k</sub>	S <sub>1</sub>	S <sub>2</sub>	...	S <sub>s</sub>	A <sub>1</sub>	A <sub>2</sub>	...	A <sub>a</sub>	
I <sub>1</sub>	k <sub>11</sub>	k <sub>12</sub>	...	k <sub>1k</sub>	s <sub>11</sub>	s <sub>12</sub>	...	s <sub>1s</sub>	a <sub>11</sub>	a <sub>12</sub>	...	a <sub>1a</sub>	
I <sub>2</sub>	k <sub>21</sub>	k <sub>22</sub>	...	k <sub>2k</sub>	s <sub>21</sub>	s <sub>22</sub>	...	s <sub>2s</sub>	a <sub>21</sub>	a <sub>22</sub>	...	a <sub>2a</sub>	
...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	
I <sub>i</sub>	k <sub>i1</sub>	k <sub>i2</sub>	...	k <sub>ik</sub>	s <sub>i1</sub>	s <sub>i2</sub>	...	s <sub>is</sub>	a <sub>i1</sub>	a <sub>i2</sub>	...	a <sub>ia</sub>	

Fig. 3. Matrix of competences

These matrices are formed for each of three models from the sets of necessary competences in the field of knowledge  $K = \overline{k_{11}, k_{1k}}, \forall i, \forall k, \forall i, \forall k$ , skills  $S = \overline{s_{11}, s_{1s}}, \forall i, \forall s$ , and attitude  $A = \overline{a_{11}, a_{1a}}, \forall i, \forall a$  formed on the basis of the input requirements of each model.

The set of inputs and matrix for each of three models were converted to the three ontologies. Ontology was chosen as the data model due to its ability to formally specify semantics, to represent taxonomies and to make inferences regarding data.

According to (Borisov, A., Kuleshova, G. and Zmanovska, T., 2014), ontology should characterize conceptualization and should restrict the possible values of predicates and functions in order to agree on knowledge representation in a certain logic-based language. In this view, ontology refers to a logical theory in which axioms restrict the interpretation of non-logical symbols of the language.

Thus, informally, ontology is a description of the system of views concerning a data domain as applied to a certain task. An ontological description includes the terminology and the imposed rules that restrict the definitions and the relationships between the terms. Formally, ontology is a system of concepts and a set of assertions, based on which a system of classes, objects, relations and inferences can be built.

In (Euzenat, J. and Shvaiko, P., 2007) ontology defined as the following tuple, which is added in the study by set  $A$  of axioms:

$$O = \langle C, I, R, T, V, A, \leq, \perp, \in, = \rangle$$

where

- $C$  is the set of classes used to store the sets of individuals in a domain of interest,
- $I$  is the set of individuals, which are particular objects in the data domain of interest,
- $R$  is the set of binary relations, either between two individuals (known as Object property), or between an individual and a data type (known as Data type property),
- $T$  is the set of data types (for example, integers, strings),
- $V$  is the set of particular values ( $C, I, R, T, V$  being pairwise disjoint),
- $\leq$  is a relation on  $(C \times C) \cup (R \times R) \cup (T \times T)$ , called specialisation,
- $\perp$  is a relation on  $(C \times C) \cup (R \times R) \cup (T \times T)$ , called exclusion,
- $\in$  is a relation over  $(I \times C) \cup (V \times T)$ , called instantiation,
- $=$  is a relation over  $I \times R \times (I \cup V)$ , called assignment.
- $A$  Is a set of axioms, which consist of logical statements that are always true, and the knowledge that can be derived from them. They may contain ontology restrictions (constraints) that are imposed on the values of properties. The types of constraints depend on the expressiveness of the ontology representation language.

This definition includes the concepts of classes, objects and data type relations. It enables the representation of the classes' taxonomies and hierarchies of properties, the instantiation of classes and the assignment of relations. At the same time, it is easily readable and clear in terms of human understanding.

Description logics are a family of mathematical logics and are a decidable subset of first-order logic (Tsarkov, D. and Horrocks, I., 2003). It is a set of knowledge representation formalism that represents a data domain by defining the concepts and terminology of the domain of interest, its objects and individuals. Description logics provide formal, mathematically based, semantic definitions of concepts. It is suited to reasoning, which allows for making logically proved assertions using statements that already exist. A knowledge representation system based on description logic enables the creation

of knowledge bases, reasoning regarding them and the management thereof. Description logics are widely used for ontology modelling.

A significant number of ontology editors have been designed today. For ontology models building we use open-source ontology editor Protégé 2000 tool that allows a user to construct domain ontology, customize data entry forms and enter data (Protégé, 2017). The tool can be easily extended to access other knowledge based embedded applications.

At the first step of the research the ATC maintenance and technical support (MTS) service modelling approach is developed on the base of ontology engineering methodology for hierarchical description of services. The relationship between ATC demand and provider model is based on the developed quality of service system (QoS). The model synthesis is starting on conception model level for ATC services. The synthesis methodology derived for ATC specific modelling proceeding is represented in Fig.4 (Kundler, J., 2014).

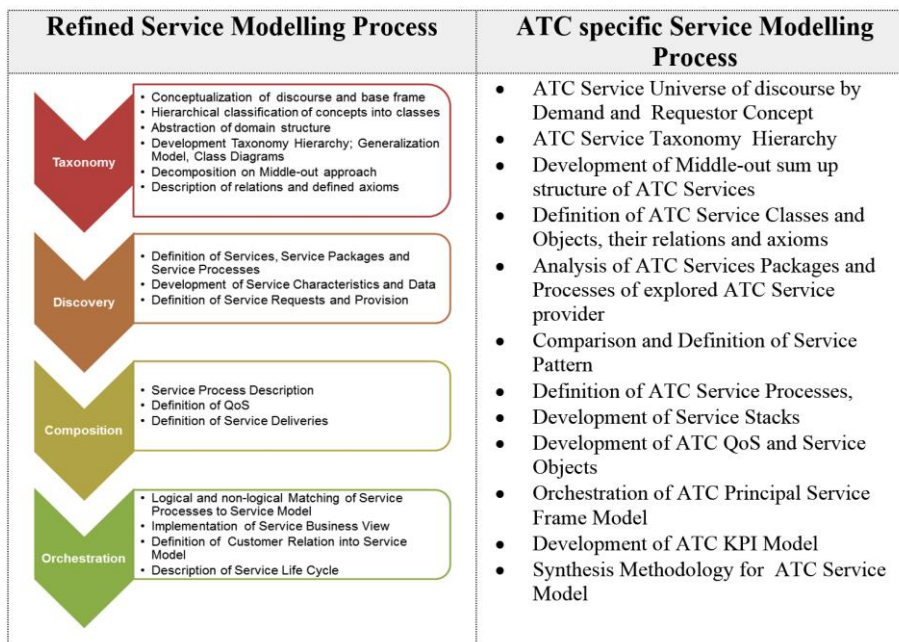


Fig. 4. The synthesis methodology

The synthesis is performed by following steps:

- Development of service taxonomy using components of ontology engineering;
- Execution of service discovery;
- Composition of services;
- Orchestration of service classes.

The ontology approach identifies the different ATC service domains, core concepts and service classes. The ATC service taxonomy is presented by a three-partition level graph, which is shown in Fig.5 (Kundler, J., 2014).

The development of ATC service taxonomy is performed by selected steps of ontology design principles. The aim is to develop a formal structured taxonomy and class hierarchy of ATC services,

relations and objects as a preparation and frame for service process modelling. Each class hierarchy is decomposed into detail sub classes by detailed ATC Operational Controller; ATC maintenance and technical support ATC QoS class hierarchies.

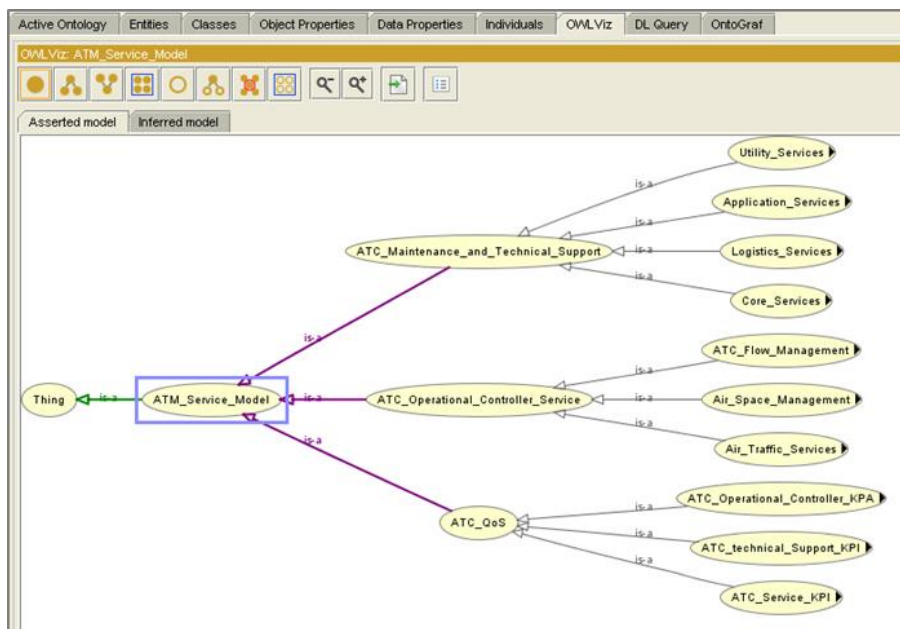


Fig. 5. ATC service taxonomy graph

The ATC service ontology development includes the ATC service class hierarchy, Object and Data proprieties. An interactive-navigating Onto Graph Model is developed by the Open Source Ontology Editor Protégé 2000 (Fig.6).

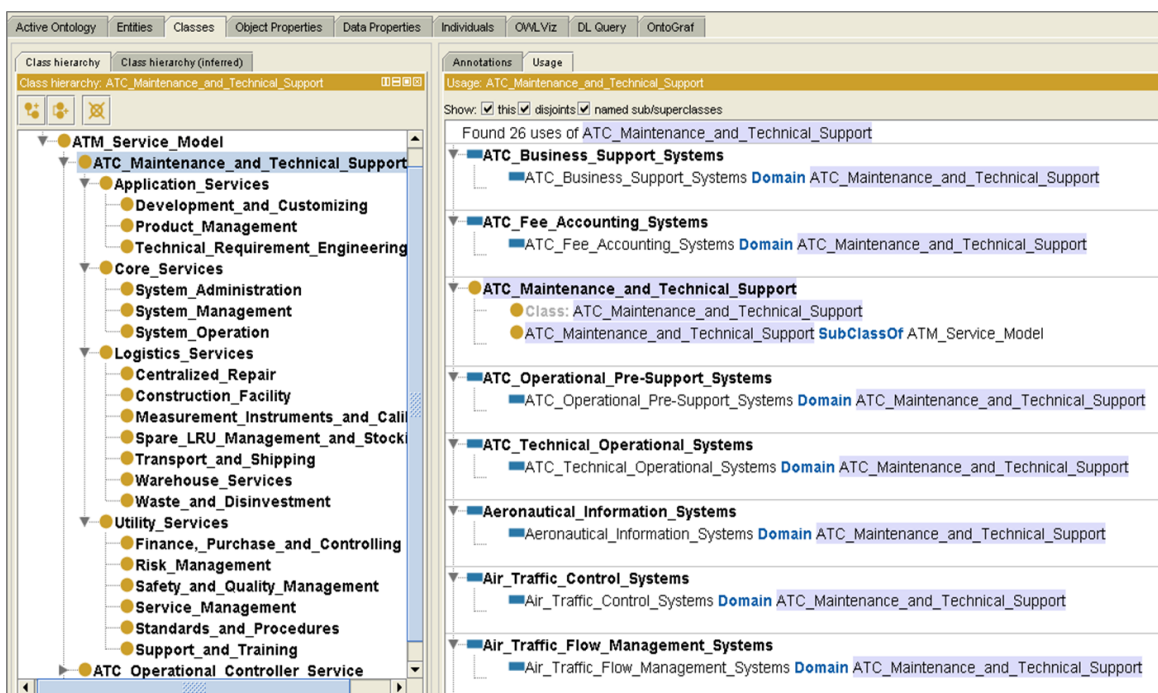


Fig. 6. Service ontology for ATC class hierarchy

At the next step of the general model (Fig.2) the algorithm for the comparison of gap between necessary for GANS implementation and real competences of ATM staff and algorithm for the comparison of gap between requirements for the development of individual competences and real competences that formed by existing educational courses and modules were developed.

As a result of the research, it will be possible to form formal procedures for synthesis of content for courses and modules for upgrade of ATM staff competence.

During the research the ways and erected models between personnel competencies and new technological environment to make them harmonized and as a result have an increased safety, capacity and efficient level of ATM operation for the future growth requirements of air transportation in Georgia were found.

#### 4. Conclusions and Future Study

By proposed research plan one of the main goals is to answer the following open questions: What the procedures and requirements do we need to become educational and real airport environment harmonized in Georgia? What type of updated training methodology do we need for the industrial practices? Where is the main difference between international and national models of aviation education? As well we have planned regular meetings with the professionals, academic staff and students of field, their critics, questions, and ideas are very important for us to develop new stage of research, included the development of new part of curricula for vocational educational program such as “ground air navigation systems maintenance” and specific training methodology for potential maintenance staff of ATM. Through the use of different aviation educational and professional facilities we continue visits for practically study of real technological environment and in laboratory conditions make experiments connected with the new technologies, which help to erect mathematical and simulation models for effective harmonization of competent personnel skills and innovative technologies in ATM.

#### Acknowledgements

This research PHDF-18-213 has been supported by Shota Rustaveli National Science Foundation of Georgia (SRNSFG).

#### References

- Doc 9750-AN/963 (2016) 2016–2030 *Global Air Navigation Plan*. ICAO, 137p.  
*ASBU Implementation Monitoring Report* (2017). ICAO EUR States (2017) ICAO, 140 p.  
*Human Performance in Air Traffic Management Safety. A White Paper* (2010). EUROCONTROL/FAA Action Plan 15 Safety, 36 p.  
EUROCONTROL (2016) *Local single european sky implementation (LLSIP)* Georgia level 1.  
Ministry of economy and sustainable development of Georgia (2017) *Investigation reports of aviation accidents and incidents*. [online] Available at: <http://www.economy.ge/?page=departments&dep=20&det=4&lang=en> [Accessed 17.11.2017].  
Borisov, A., Kuleshova, G. and Zmanovska, T. (2014) *Introduction to ontology engineering*. Riga: RTU Press. pp 46-55.



- Euzenat, J. and Shvaiko, P. (2007) *Ontology Matching*. Heidelberg, Springer-Verlag, p. 39.
- Tsarkov, D. and Horrocks, I. (2003) *DL Reasoner vs. First-Order Prover, in Proc. of the 2003 Description Logic Workshop*, pp. 152–159.
- Protégé - a free, open-source ontology editor and framework for building intelligent systems. <https://protege.stanford.edu/> [Accessed 17.11.2017]
- Kundler, J. (2014) *The Methodology of Maintenance and Technical Service Model Development for Air Traffic Control Service Providers*. Doctoral thesis under the supervision of Igor Kabashkin. Transport and Telecommunication Institute, 2014, 191 p.

## ონტოლოგიური მოდელი ადამიანურ კომპეტენციათა შეფასებისთვის საჰაერო მოძრაობის მართვის სისტემაში. საქართველოს შემთხვევა იგორ კაბაშკინი, ნიკა თიკანაშვილი

საჰაერო ნავიგაციის გლობალური გეგმის (GANP) მიერ შემოთავაზებული მოქნილი საინჟინრო მიდგომა სამოქალაქო ავიაციის საერთაშორისო ორგანიზაციის (ICAO) წევრ სახელმწიფოებს საშუალებას აძლევს გააუმჯობესონ საჰაერო ნავიგაციის შესაძლებლობები მათი სპეციალური საექსპლუატაციო მოთხოვნების დაკმაყოფილებით, საავიაციო სპეციალისტები მნიშვნელოვან როლს თამაშობენ GANP-ის წარმატებით დანერგვაზე გადასვლის პროცესში.

GANP-ის რეალიზაციის ერთ-ერთი პრობლემა იმაში მდგომარეობს, რომ, ერთი მხრივ, ამჟამად არ არსებობს ერთიანი მოთხოვნები საჰაერო მოძრაობის მართვის პერსონალის ყველა კატეგორიისათვის, ხოლო, მეორეს მხრივ, საჰაერო მოძრაობის მართვის ტექნოლოგიური განვითარება ბევრად წინ უსწრებს შესაბამისი კვალიფიკაციების მქონე პერსონალის მომზადების ტემპს. მოცემული ამოცანების გადაწყვეტა მეტად აქტუალურია იმ ქვეყნებისათვის, რომელთაც ახალი დაწყებული აქვთ საჰაერო მოძრაობის მართვის სისტემის აქტიური მოდერნიზაცია, კერძოდ აღნიშნული ქვეყნების რიცხვს მიეკუთვნება საქართველო. კვლევითი სამუშაოები ფოკუსირებულია ნაწილობრივ ავტომატიზებული მეთოდოლოგიის შექმნაზე საჰაერო მოძრაობის მართვის პერსონალის კომპეტენციათა შეფასებისათვის, ასევე სასწავლო კურსებისა და მოდულების სინთეზზე ონტოლოგიური მიდგომის გამოყენებით როგორც ამ პრობლემების გადაჭრის ინსტრუმენტი.

წარმოდგენილა ონტოლოგიურ მოდელზე დაფუძნებული მეთოდოლოგიური მიდგომა საჰაერო მოძრაობის მართვის თანამედროვე მოთხოვნებსა და უნივერსიტეტის საგანმანათლებლო პროგრამების სწავლის შედეგებს შორის. ადამიანურ კომპეტენციათა ანალიზის საფუძველზე შემოთავაზებულია პერსონალის კომპეტენციათა გაუმჯობესებისათვის გასათვალისწინებელი საკვანძო საკითხები საჰაერო მოძრაობის მართვის ფართომასშტაბიანი პროგრამების შემუშავებისა და ინტეგრაციის მიზნით.

„კვლევა PHDF-18-213 განხორციელდა შოთა რუსთაველის საქართველოს ეროვნული სამეცნიერო ფონდის მხარდაჭერით“.

## აეროდრომების და მათთან მისასვლელი საჰაერო სივრცის მოდელირების საკითხები

*ვანო ზურაბიშვილი\*, ბადრი ნადარაია\*\**

(საქართველოს ტექნიკური უნივერსიტეტი,  
კოსტავას გამზ. №75, თბილისი, 0175,  
[vaniko44@mail.ru](mailto:vaniko44@mail.ru), +995-593-93-68-36)

(საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტი,  
ქეთევან დედოფლის გამზ. №16, თბილისი, 0103,  
[nadaraiabadri@gmail.com](mailto:nadaraiabadri@gmail.com), +995-599-449-774)

**რეზიუმე:** აეროდრომის საჰაერო სივრცის ეფექტურად გამოყენებისათვის მეტად აქტუალურია ამ საჰაერო სივრცის მოდელირების ამოცანა. საჰაერო სივრცე შეიძლება წარმოვადგინოთ როგორც სივრცეში განლაგებული ცალკეული ზონების სიმრავლე.

მფრინავი ობიექტების აეროდრომის მიმდებარე საჰაერო სივრცეში ფრენის ძირითადი მახასიათებლების საფუძველზე შესაძლებელია განვსაზღვროთ საჰაერო ხომალდისათვის საჭირო ოპტიმალური საფრენი სივრცე და, შესაბამისად, მინიმუმადე დავიყვანოთ კონფლიქტური სიტუაციები, ანუ ერთ სივრცით ზონაში ერთდროულად ორი ან მეტი თვითმფრინავის მოხვედრის შესაძლებლობა, რითაც გაიზრდება გამტარუნარიანობა და უსაფრთხო ფრენისათვის განსაზღვრული მაჩვენებლები.

**საკვანძო სიტყვები:** აეროდრომების საჰაერო სივრცე, სივრცული მოდელი, საჰაერო ხომალდებით დატვირთვა, ვირტუალიზაცია, გამტარუნარიანობა, საჰაერო სივრცის ზონები, გრაფები.

### 1. შესავალი

მომავალ წლებში აეროდრომების საჰაერო სივრცის გამოყენების ინტენსივობა სტატისტიკური მაჩვენებლის თანახმად შესაძლებელია რამდენიმეჯერ გაიზარდოს, შესაბამისად, აღნიშნული საჰაერო სივრცის ეფექტურად გამოყენების ამოცანა მეტად აქტუალურია. თანამედროვე პირობებში ზოგიერთი მეგაპოლისის სააეროდრომო და მასთან მისასვლელი საჰაერო სივრცის გამოყენების შესაძლებლობა მცირეა, ამიტომ დიდი მნიშვნელობა ენიჭება საჰაერო მოძრაობის ოპტიმალურად მომსახურების ორგანიზაციულ მხარეს. ამისათვის შექმნილია საჰაერო მოძრაობის სისტემის განვითარების პროგრამები - SESAR (ევროპული გაერთიანებული საჰაერო სივრცის მართვის კვლევა) და NextGEN (მომავალი თაობის საჰაერო სატრანსპორტო სისტემა). ამ პროგრამების დანიშნულებაა სააეროდრომო საჰაერო სივრცის გამოყენების ეფექტურობისა და, შესაბამისად, საჰაერო მოძრაობის უსაფრთხოების გაზრდა.[2],[5]

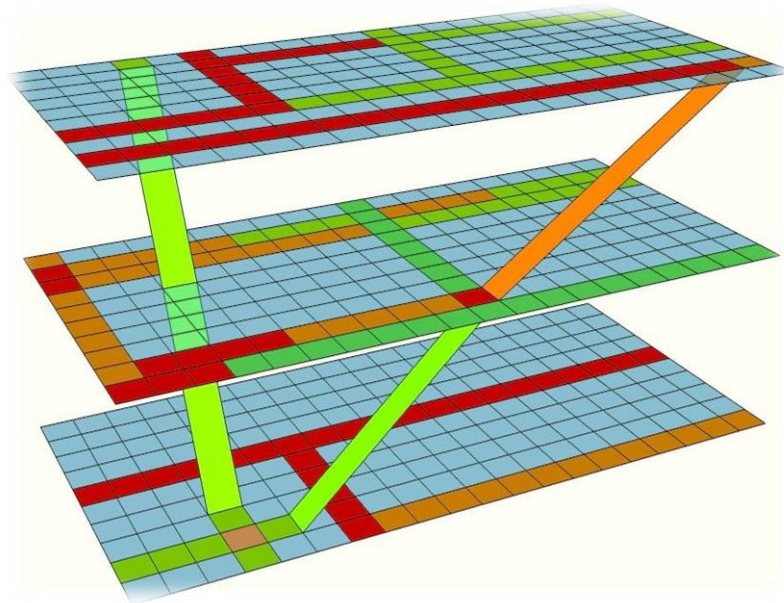
მოცემული ამოცანის გადაწყვეტის მიზნით აუცილებელია შესწავლილი და გაანალიზებული იყოს ყველა ის ფაქტორი, რომელიც ამცირებს აეროდრომების საჰაერო სივრცის გამტარუნარიანობას. ამჟამად არსებობს მოცემული პრობლემის გადაწყვეტის ბევრი მეთოდი, რომელიც ძირითადად ეფუძნება იმიტაციური მოდელირების მეთოდებს, თუმცა ეს

\* - პროფესორი, \*\* - დოქტორანტი

მეთოდები ხშირად ვერ უზრუნველყოფს აეროდრომების საჰაერო სივრცის გამტარუნარიანობის ოპტიმალურ შეფასებას.[2],[4]

## 2. ძირითადი ნაწილი

საჰაერო სივრცის მოდელი შეიძლება წარმოვადგინოთ როგორც სივრცეში განლაგებული ცალკეული ზონა. ცალკეული ზონა კი შესაბამისად შეიძლება გამოვსახოთ ობიექტების სიმრავლით:  $M=\{m_1, m_2, \dots, m_i, \dots, m_n\}$ ; სადაც  $m_i \in M$  წარმოადგენს მოცემული ზონის მცირე სივრცულ მონაკვეთს და ამ მონაკვეთების ფარგლებში, დროის ყოველ ინტერვალში შეიძლება შეფასდეს მისი დატვირთვა მფრინავი ობიექტებით; ე.ი. აღნიშნული მეთოდის გამოყენებით შესაძლებელი ხდება არა მარტო კონკრეტული სივრცითი უბნის დადგენა, არამედ ალგორითმის სახით წინასწარ განსაზღვრულ იქნეს უშუალო მარშრუტები, ემელონებს შორის გადასასვლელი გზები, აგრეთვე შესაძლებელი ხდება ერთ რომელიმე კონკრეტულ უბანზე მაღალი სიმჭიდროვის დაფიქსირებისას მისი სათანადო ნორმის ფარგლებში მოქცევა. ყოველივე ეს მოგვცემს საჰაერო სამიმოსვლო გზების უსაფრთხოების მაღალ მაჩვენებელს, რაც გაზრდის უშუალოდ ფრენების საიმედოობას ამ თვალსაზრისით და განტვირთავს საჰაერო მოძრაობის მართვაზე პასუხისმგებელ პირს. ამ შემთხვევაში ადამიანური ფაქტორის ხვედრითი წილი მკვეთრად კლებულობს. ერთ-ერთი ასეთი მოდელი წარმოდგენილია სურათზე (ნახ.1).



ნახ.1. საჰაერო სივრცის მათემატიკური მოდელი

თითოეული სივრცული  $m_i$  მონაკვეთისათვის განვსაზღვროთ სიმკვრივის (საჰაერო ხომალდების არსებული ნაკადის, სიმჭიდროვის) მნიშვნელობა ფორმულით:

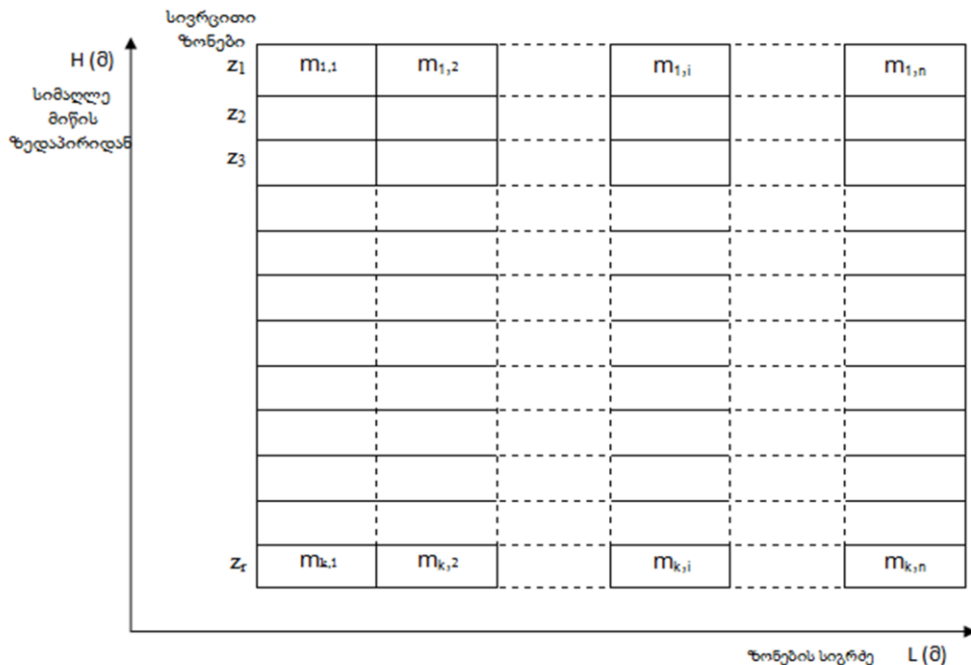
$$\rho(t_i) = \frac{M(t_i) \cdot \rho(t_i)}{V} \quad (1)$$

სადაც  $M(t_i)$  ობიექტების მაქსიმალური მნიშვნელობაა დროის ინტერვალში,  
 $V$  - სივრცული  $m_i$  მონაკვეთის მოცულობა;

$\rho(t_i)$ - სივრცულ  $m_i$  მონაკვეთში ვითარების სიღრმის კოეფიციენტი დროის მოცემულ  $t_i$  ინტერვალში.

(1) ფორმულის პირობიდან გამომდინარე ცხადია, რომ ფრენის კონკრეტულ მომენტში  $m_i$  უბნისათვის გასათვალისწინებელია ისეთი პირობები, როგორებიცაა: მეტეოროლოგიური, მფრინავ ობიექტებს შორის მინიმალური დასაშვები მანძილი, კონკრეტული უბნის გამტარუნარიანობა, მფრინავი ობიექტის გაბარიტულობა და ა.შ. აღსანიშნავია, რომ საჰაერო სივრცის პირობითი არეალი დაფარულია ვირტუალური  $m_i$  უბნებით, გეომეტრიული კვადრატების სახით, ხოლო სამგანზომილებიან სისტემაში - კუბებით. ასეთი სისტემის სივრცული რეალიზაცია შესაძლებელია სივრცეში არსებული ვირტუალური წერტილების არსებობით, რომლებიც მიიღებიან კოსმოსური ხელოვნური თანამგზავრებიდან გარკვეული სიგნალების გამოსხივებით (სისტემაGNSS), რომელთა პირობითი თანაკვეთა წარმოქმნის ე.წ. სივრცულ ფიგურებს აეროდრომის საჰაერო სივრცეში.

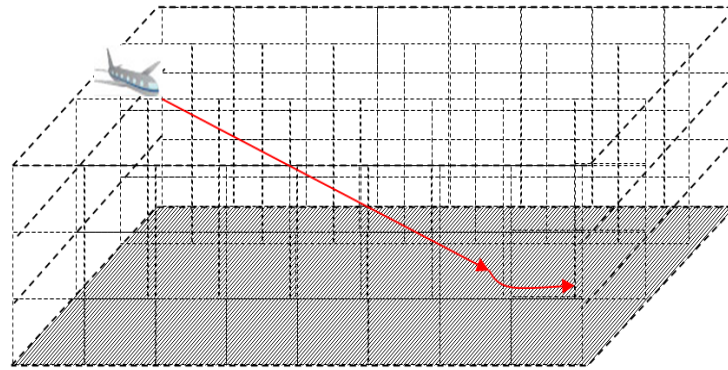
ინფორმაცია დროის ყოველ ინტერვალში საჰაერო სივრცის კონკრეტულ უბანზე არსებული საჰაერო ხომალდებით დატვირთვის შესახებ მოიცემა მატრიცის სახით (ნახ. 2.)



ნახ.2. აეროდრომის საჰაერო სივრცის ზონების დატვირთვა

აეროდრომის საჰაერო სივრცის გამტარუნარიანობის სპეციფიკურობიდან გამომდინარე საჰაერო სივრცის კონკრეტულ ზონას დროის მოცემულ ინტერვალში შეიძლება მიენიჭოს ე. წ. სიმკვრივე  $\rho(t_i)$  (ფორმულა 1) არსებული საჰაერო ხომალდების რაოდენობისა და სხვა კრიტერიუმების მიხედვით. აღნიშნული ალგორითმის გამოყენება შესაძლებლობას მოგვცემს წინასწარ განვსაზღვროთ მოსალოდნელი დატვირთვის უბნები და, შესაბამისად, საპასუხო ქმედების სახით გადავამისამართოთ საჰაერო ხომალდები სხვა ემელონებზე კონკრეტულ აეროდრომთან მისადაგებული ეფექტურობის კოეფიციენტის გათვალისწინებით.

თითოეულ  $Z_i$  ზონის სამგანზომილებიანი სივრცის სახით განხილვისას (ნახ.3.),



ნახ.3. სივრცითი ზონები

შესაძლებელია მინიმალური დასაშვები მოცულობის განსაზღვრა თითო მფრინავი ობიექტისათვის. მფრინავი ობიექტების ცნობილი დაფრენის კუთხის (გლისადის) ინფორმაციის არსებობისას, შეიძლება განვსაზღვროთ შემდეგი  $Z_{i+1}$  ზონა, რომელშიც მოხვდება ობიექტი  $t_{i+1}$  მომენტში და ა.შ.

ერთ სივრცით ზონაში ერთდროულად ორი ან მეტი მფრინავი ობიექტის არსებობისას იქმნება კონფლიქტური სიტუაცია. თუმცა, ვირტუალური საჰაერო სივრცის ბადეში კანონზომიერი ქმედებების გენერაცია, საშუალებას გვაძლევს თავიდან ავირიდოთ ე.წ. კონფლიქტური ვითარებები ან უფრო მეტიც - შექმნილ ვითარებას სულაც არ მივანიჭოთ კონფლიქტური სტატუსი, იმდენად რამდენადაც ის ყოველმხრივ ექვემდებარება კონტროლს და ალგორითმულ ქმედებებს.[1],[3]

ნებისმიერი საჰაერო სივრცე შეიძლება წარმოვადგინოთ ე.წ. სიტუაციური მატრიცით, სადაც ნებისმიერი სვეტისა და სტრიქონის გადაკვეთა (უჯრედი) წარმოადგენს შესაბამისი სივრცით ზონას მოცემული დროის მონაკვეთში შესაბამისი ინტენსივობის კოეფიციენტით. აეროპორტის საჰაერო სივრცეში ზონების რაოდენობის განსაზღვრისათვის რადიოტალღების გავრცელების ფრენელის ზონების ანალოგურად განვსაზღვროთ აეროპორტის თავისუფალი საჰაერო სივრცის რადიუსი - ჩვენ შემთხვევაში აეროპორტის საჰაერო სივრცეში ზონის რადიუსი (სიგანე) ვერტიკალურ და ჰორიზონტალურ სიბრტყეებში.

ფრენელის ზონის რადიუსის განსაზღვრის ანალოგურად აეროპორტის საჰაერო სივრცის რადიუსი ჰორიზონტალურ და ვერტიკალურ სიბრტყეშივიანგარიშით ფორმულით:

$$R = \sqrt{\frac{S' \cdot S''}{S' + S''} \cdot \frac{V}{\nu}} \quad (2)$$

სადაც,  $R$  საჰაერო სივრცის რადიუსია,

$V$  - კონკრეტული მფრინავი ობიექტის სიჩქარე,

$\nu$  - სივრცის მოცემულ ზონში დროის  $t_i$  მომენტში მფრინავი ობიექტის გამოჩენის სიხშირე,

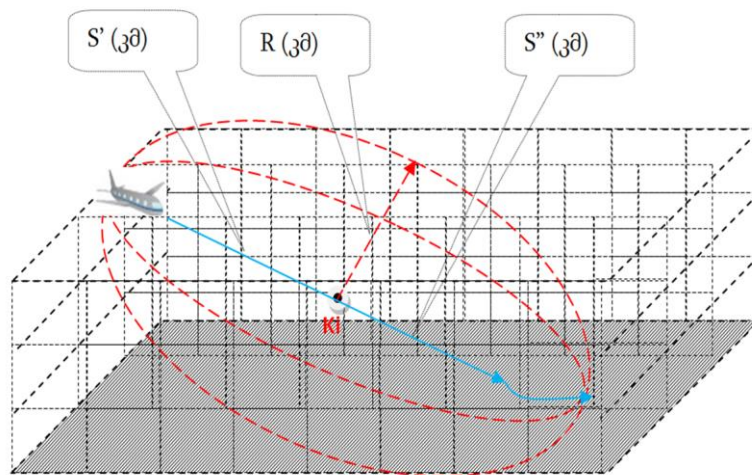
$S'$  -  $t_i$  მომენტში მიწის ზედაპირიდან მოცემული  $H$  სიმაღლიდან მფრინავი ობიექტის მანძილი საჰაერო სივრცის რომელიმე  $K_i$  წერტილამდე,

$S''$  - მანძილი მოცემული რომელიმე  $K_i$  წერტილიდან დასაფრენ ზოლამდე.  $H$  - მოცემული სიმაღლიდან მფრინავი ობიექტის მანძილი დასაფრენ ზოლამდე  $S = S' + S''$ .

გამომდინარე იქიდან, რომ საჰაერო სივრცის მოდელი შეიძლება წარმოვადგინოთ როგორც სივრცეში განლაგებული ცალკეული ზონები, მაშინ ამ ზონების რაოდენობა მე-2 ფორმულით განსაზღვრულ სივრცეში შეიძლება ვიანგარიშოთ ფორმულით:

$$R = \sqrt{\frac{S' \cdot S''}{S' + S''}} \cdot mL \quad , \quad (3)$$

სადაც  $m$  საჰაერო სივრცის ზონების რაოდენობაა,  $L$  - მფრინავი ობიექტის მიერ  $t_i$  მომენტში გავლილი მანძილი.



ნახ.4. სივრცითი ზონები და საზომი მანძილები

ნახ.4 გვაძლევს საშუალებას წარმოვიდგინოთ და უკეთ გავერკვეთ ზემოაღნიშნულ მეთოდოლოგიაში, რომელიც შეიძლება გამოვიყენოთ აეროდრომების საჰაერო სივრცეში საჰაერო ხომალდების გაზრდილ მიმოსვლასთან დაკავშირებული რისკფაქტორების შესამცირებლად.

### 3. დასკვნა

საჰაერო ტრანსპორტის ფრენების და საჰაერო მოძრაობის მართვის მოქმედების კანონზომიერებიდან გამომდინარე შემუშავდა ე.წ. სივრცითი მოდელები, რომლებიც მისადაგებულ იქნა საჰაერო-სატრასო და სააეროდრომო დანიშნულების ზონებთან.

საჰაერო სატრანსპორტო სივრცის ცალკეულ ზონებად დაყოფის გზით შესაძლებელია აეროდრომების საჰაერო სივრცის, მანამდე მიზანშეუწონადი საგზაო დერეფნების რაციონალური ათვისება და, შესაბამისად, საფრენოსნო სივრცის გამტარუნარიანობის გაზრდა.

შემუშავებული ალგორითმებისა და რადიოლოკაციისა თანამგზავრული ტექნოლოგიების გამოყენების გზით საჰაერო საფრენოსნო სივრცე შეიძლება აისახოს სივრცითი ზონების სიმრავლით და და ამ სიმრავლის მოდელი შეიძლება წარმოვადგინოთ გრაფების თეორიის გამოყენებით, რაც გულისხმობს კანონზომიერად დაყოფილ სივრცულ საგზაო დერეფნებსა და ვირტუალურად წარმოდგენილ გრაფებს. საჰაერო სივრცის მოდელირების საკითხების გათვალისწინებით ვღებულობთ უზომოდ დიდ პოტენციალს და

ტექნოლოგიურ რესურსს სამომავლო საჰაერო ინდივიდუალური ტრანსპორტის განვითარების დარგში.

#### ლიტერატურა:

- [1] „საჰაერო ხომალდების რადიოელექტრონული მოწყობილობები“ - ს.ტეფნაძე, ა.რურუა, ფ.კოგანი; სსუ, თბილისი 2010.
- [2] “GlobalPositioningSystem (GPS) forPilots” – SarinaHouston; November 2018.
- [3] “PrinciplesofGPS” - CarlCarter; February 1997.
- [4] “Essentials of Satellite Navigation” – Jean-Marie Zogg; U-blox, February 2009.
- [5] «Управление воздушным движением на воздушных трассах и местных воздушных линиях» - Д.А. Князевский, М.В. Стиюнов; Ульяновск 2010.

### **Modelling the airspace of airfields** **Vano Zurabishvili, Badri Nadaraia**

*Simulation the airspace of airfields is an actual problem and increases the efficiency of its use. Airspace can be represented as many zones. Based on the main characteristics of flying objects, it is possible to determine the optimal airspace for the flight and minimize conflict situations.*

## დედამიწის ხელოვნური თანამგზავრების მოდიფიცირების თეორიული კონცეფცია ხარვეზების გამომწვევი გარე ფაქტორებისაგან დაცვის მიზნით

**ვანო ზურაბიშვილი\*, ბადრი ნადარაია\*\***  
(საქართველოს ტექნიკური უნივერსიტეტი,  
კოსტავას გამზ. №75, თბილისი, 0175,  
[vaniko44@mail.ru](mailto:vaniko44@mail.ru), +995-593-93-68-36)

(საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტი,  
ქეთევან დედოფლის გამზ. №16, თბილისი, 0103,  
[nadaraiaabadi@gmail.com](mailto:nadaraiaabadi@gmail.com), +995-599-449-774)

**რეზიუმე:** გლობალური ნავიგაციის თანამგზავრული სისტემა (GNSS – Global Navigation Satellite System), ფართოდ გამოიყენება სხვა და სხვა სფეროებში, როგორც ერთ-ერთი უზუსტესი გამზომი მოდულების ჯგუფი.

საავიაციო ინდუსტრიის სფეროში თანამგზავრული ტექნოლოგია სწრაფი ტემპებით ინტეგრირებადი ხდება საავიაციო დანიშნულების მოდულებთან, თუმცა არასაკმარისი სიზუსტე მანძილის გაზომვის მიმართ და შესაძლებელი ნელქმედითუნარიანობა მნიშვნელოვად აფერხებს ზემოაღნიშნული სფეროების განვითარებას.

ნავიგაციის თანამგზავრული სისტემის სწორი მიმართულებით და სწრაფი ტემპებით განვითარებიდან და მისი მოქმედების პრინციპიდან გამომდინარე, იკვეთება ამ სისტემის მუშაობის პროცესში წარმოქმნილი ხელისშემშლელი პრობლემების გადაწყვეტის აუცილებელი ამოცანები. აქედან გამომდინარე, თანამედროვე პირობებში მეტად აქტუალურია ამ ხელისშემშლელი პრობლემების აღმოფხვრისა და სისტემის გამართული მუშაობის მეთოდოლოგიის შემუშავების ამოცანა.

**საკვანძო სიტყვები:** თანამგზავრული ნავიგაცია, ელექტრომაგნიტური გამოსხივება, კოსმოსური სისტემები, გლობალური პოზიციონირების სისტემა, რეფრაქცია, ატმოსფერული შრეები, კოსმოსური თანამგზავრი, პოზიციონირება, ლაზერი, ოპტიკური კავშირგაბმულობა.

### 1. შესავალი

დედამიწის ხელოვნური კოსმოსური თანამგზავრი წარმოადგენს გეოორბიტალურ აგრეგატს, რომელიც გამოიყენება ტელემაუწყებლობაში, კავშირგაბმულობასა და სამგანზომილებიან სივრცეში ორიენტირებისათვის. მისი გამოყენების შესაძლებლობა სხვადასხვა საქმიანობის სფეროების მიხედვით მრავალპროფილურია. ჩვენს შემთხვევაში განვიხილავთ თანამგზავრების მეშვეობით ობიექტების ნავიგაციის სექტორს.[1].

### 2. ძირითადი ნაწილი

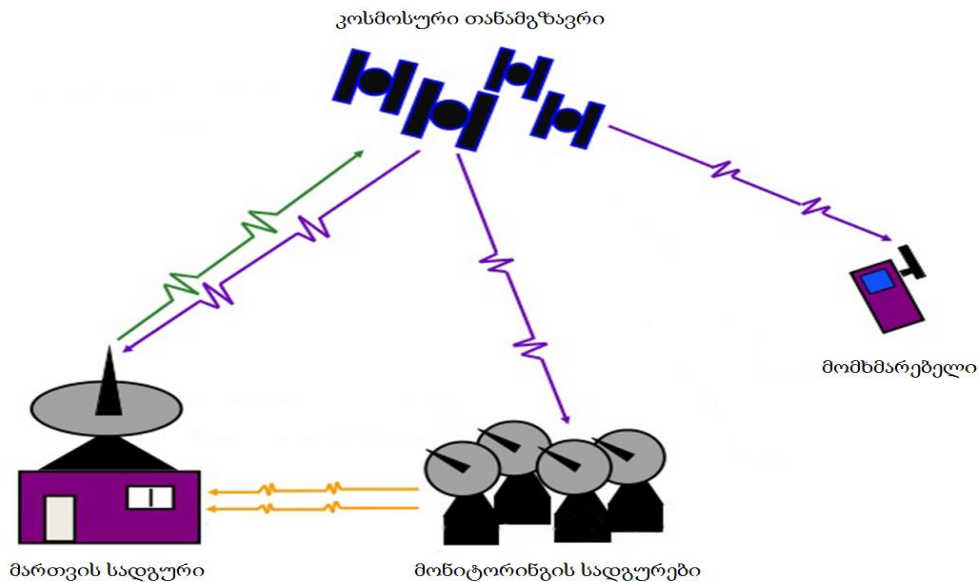
დედამიწის ხელოვნური თანამგზავრის მოქმედების ზოგადი პრინციპი დაფუძნებულია ელექტრომაგნიტური სიგნალების მიღებაზე სახმელეთო სადგურებიდან ან თვითგენერაციასა და ტრანსლირებაზე. ყველაზე უფრო მეტად მნიშვნელოვან დაბრკოლებას წარმოადგენს ელექტრომაგნიტური ტალღების მრავალჯერადი და არაკანონზომიერი

\* - პროფესორი, \*\* - დოქტორანტი



რეფრაქცია, რომელიც გვხვდება სიგნალების გადაცემა-მიღებისას მათი დედამიწის ატმოსფერული შრეების გავლის დროს. ამ შემთხვევაში არ იგულისხმება ის, რომ ინფორმაციული სიგნალი შეიძლება არ იქნეს მიღებული, არამედ საგულისხმოა ელექტრომაგნიტური ტალღების რეფრაქციის ფაქტორი, რომლის მიხედვითაც ჩვენთვის სასარგებლო სიგნალის ე.წ. ტრანზიტული დრო იზრდება და გვიშლის ხელს ზუსტი გათვლების შესრულებაში. ამასთანავე გასათვალისწინებელია კოსმოსური გამოსხივებების ზეგავლენა დედამიწის ხელოვნურ თანამგზავრებზე, რომლებსაც არ იცავს პლანეტის ატმოსფერო. თუ მხედველობაში არ მივიღებთ რადიაციულ გამოსხივებას, მაშინ ჩვენთვის ყველაზე უფრო მეტად ხელისშემშლელი აღმოჩნდება მზის ელექტრომაგნიტური „მრავალ სიხშირული,, გამოსხივება, რომელიც ხშირად მნიშვნელოვნად ამახინჯებს სასარგებლო სიგნალებს.

განვიხილოთ პრობლემატური საკითხები და საკვანძო მომენტები გლობალური პოზიცირების სისტემის მოქმედების მაგალითის საფუძველზე.(იხ.ნახ.1.)[1],[2].

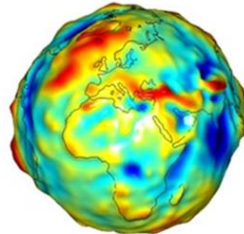


ნახ. 1. გლობალური პოზიცირების სისტემის მოქმედების პრინციპი

კოსმოსური თანამგზავრი ასხივებს შემუშავებული ალგორითმისა და დროის მიხედვით ზუსტად განსაზღვრულ სიგნალებს, რომლებიც მიიღება მომხმარებლების, მონიტორინგის სადგურებისა და მართვის სადგურების მიერ. მონიტორინგის სადგურები, რომელთა გეოდეზიური კოორდინატები დიდი სიზუსტითაა დადგენილი, განლაგებულია დედამიწის ეკვატორულ არეალში და მათ მიერ თანამგზავრული სიგნალების ფიქსაცია განსხვავებული დროის მიხედვით განსაზღვრავს თანამგზავრის კოსმოსურ სივრცეში ადგილმდებარეობას, ადგენს ცდომილების და მის კანონზომიერებას. ეს ინფორმაცია ეგზავნება მართვის სადგურს, სადაც ხდება ე.წ. მაკორექტირებელი ბრძანებების შემუშავება. სამომხმარებლო სფეროში სამომხმარებლო მოწყობილობა თავად გამოთვლის თავის ადგილმდებარეობას მის ხედვის არეალში არსებული თანამგზავრებიდან ერთდროულად გამოგზავნილი, მაგრამ სხვადასხვა დროს მიღებული სიგნალების საფუძველზე.[1].

მოქმედების პრინციპიდან გამომდინარე, კოსმოსური თანამგზავრი თავისი ადგილმდებარეობის გასაკონტროლებლად სივრცეში, თავის ადგილმდებარეობას ადარებს სახმელეთო სადგურების ადგილმდებარეობას.

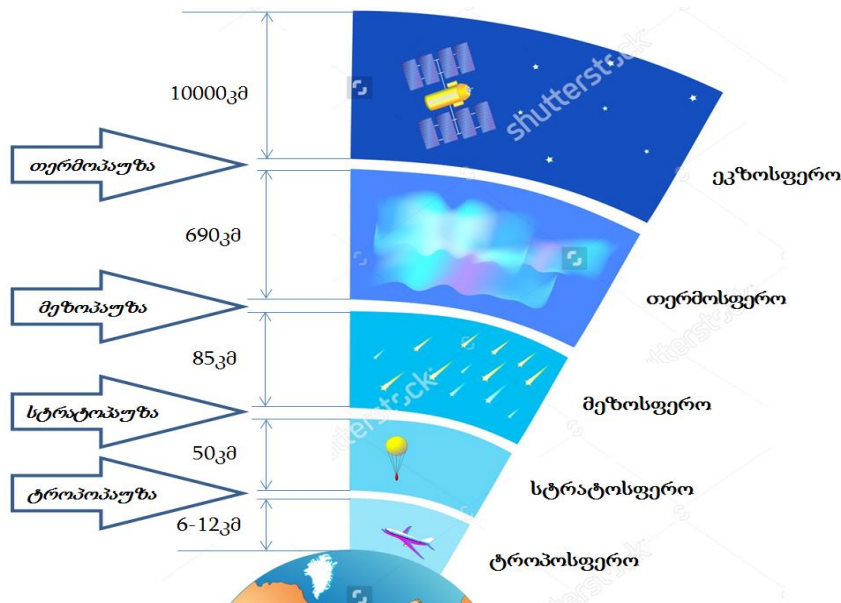
დედამიწა წარმოადგენს გეოიდს (იხ. ნახ.2), ანუ არაერთგვაროვნად ამოხნეკილ შეკრულ ზედაპირს. ცხადია გეოიდს არ აქვს მარტივი მათემატიკური აღწერილობა.[5].



დედამიწის გეოიდი

ნახ. 2. დედამიწის გეოიდი ლანდშაფტურ-რელიეფური ცვლილებების გათვალისწინებით

დედამიწის გეოიდური ფორმისა და მიზიდულების ძალების გამო კოსმოსური თანამგზავრი განიცდის არაკანონზომიერ აჩქარება-შენელებას, რაც იწვევს ცდომილებას ალგორითმით განსახვდრულ კოორდინატებში. ე.ი. მომხმარებელი მიიღებს მცდარ კოორდინატებს. ამავდროულად ატმოსფეროს შრეებში სიგნალის გავლა დაკავშირებულია რეფრაქციასთან. (იხ.ნახ.3.) რაც უფრო მეტჯერ გაივლის სიგნალი ამ შრეებს, თუმცა კორექციის მიზნით, მით უფრო მაღალი იქნება სასარგებლო სიგნალების გარდატეხის კოეფიციენტი [5].



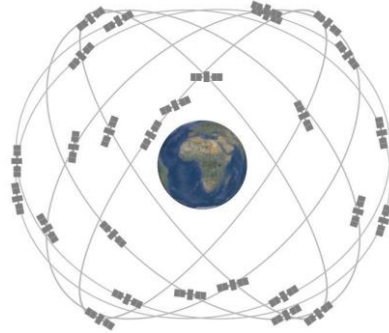
ნახ. 3. დედამიწის ატმოსფერო შრეების განაწილების მიხედვით

გამოვკვეთთ რამდენიმე მიზეზი, რომელიც ხელს გვიშლის თანამგზავრული სიგნალების კორექტირებასა და მათი ხარვეზების გარეშე მიღებაში:

- ატმოსფერული რეფრაქცია;
- მზის ელექტრომაგნიტური გამოსხივება;
- დედამიწის გეოიდური, არაერთგვაროვანი რელიეფი;

- პლანეტის არაერთგვაროვანი გეომაგნიტური ველი;

თანამგზავრები დედამიწის გარშემო ორბიტაზე მოძრაობისას ქმნიან ერთგვარ ბადეს (ნახ.4). ყოველი თანამგზავრი მოძრაობს გარკვეული ალგორითმის მიხედვით და ამავდროულად სახმელეთო ანტენებზე სიგნალების მიწოდების გზით თავის ჭეშმარიტ მდებარეობას ადარებს პროგრამული მარშრუტით განსაზღვრულ ადგილსამყოფელს. ეს რა თქმა უნდა წარმოადგენს გარკვეული კორექციის მეთოდს, თუმცა ვერ ითვალისწინებს ზემოთ ჩამოთვლილ ხელისშემშლელ მიზეზებს.



ნახ. 4. თანამგზავრული ბადე

ხელისშემშლელი მიზეზების განეიტრალების ე.წ. უნივერსალური მეთოდი მდგომარეობს დედამიწის ხელოვნურ თანამგზავრებზე ლაზერული მანძილსაზომის დამონტაჟებაში. ყოველი თანამგზავრი ზომავს მანძილს ერთმანეთის მიმართ ლაზერული მანძილსაზომით, ანუ შეიქმნება ერთგვარი დედამიწის გარშემომყოფი ლაზერული სხივებით და თანამგზავრებით შეკრული ბადე. სტანდარტული პოზიცირების მეთოდი რჩება უცვლელი, მაგრამ მას ემატება ლაზერული კორექციის პრინციპი. თანამგზავრებს ერთმანეთთან კავშირი აქვთ არა მარტო ელექტრო მაგნიტური ტალღების მეშვეობით, არამედ ამას დაემატება ოპტიკური კავშირგაბმულობის საშუალებები; ამით კი იზრდება თითოეული თანამგზავრის გამოყენების დიაპაზონი.

სახმელეთო და თანამგზავრული ანტენების დუპლექსური კავშირებისას აღარ იქნება საჭირო თითოეული თანამგზავრის ინდივიდუალური კორექცია სახმელეთო პოზიცირების ანტენებთან, ვინაიდან ისინი კოსმოსურ სივრცეშივე მოახდენენ დროის რეალურ რეჟიმში ერთმანეთის მიმართ კორექციას, ხოლო კოსმოსურ, პირობითად ერთგვაროვან გარემოში რეფრაქციის მაჩვენებელი შეიძლება უგულვებელყოფილ იქნეს სიმცირის გამო ან განისაზღვროს მისი გარდატეხის სტაბილური კოეფიციენტი. ამავდროულად მოიხსნება დედამიწის გეოიდურ, არაერთგვაროვან ზედაპირთან და პლანეტის არაერთგვაროვან მაგნიტური ველის განაწილებასთან დაკავშირებული პრობლემები. ამიერიდან თანამგზავრების გადაადგილება პროგრამულად კოორდინირებული წერტილებიდან, აჩქარება ან შენელება გაიზომება ლაზერულ-ოპტიკური დანადგარით, რომლის მეშვეობითაც მივიღებთ სამომავლო კორექციის კოეფიციენტებს. მოიხსნება მზის ელექტრომაგნიტური გამოსხივების ზეგავლენა კოსმოსურ-თანამგზავრულ სისტემაზე თანამგზავრების ერთმანეთთან რადიოკავშირის გათვალისწინებით. ამიერიდან თანამგზავრები ერთმანეთის

მიმართ მანძილს განსაზღვრავენ არა რადიოტექნიკური, არამედ ოპტიკური მეთოდის მეშვეობით. შესაბამისად აღარ იქნება სასარგებლო სიგნალების დახშობა და გადაფარვები.[3],[4].

### 3 . დასკვნა

რეფრაქცია ვლინდება ყოველთვის, როდესაც ელექტრომაგნიტური ტალღა გაივლის ერთმანეთისაგან განსხვავებულ არაერთგვაროვან გარემოს. აქედან გამომდინარე, დედამიწის კოსმოსურ ორბიტაზე არსებული თანამგზავრების ადგილმდებარეობის ზუსტ განსაზღვრაში არის გარკვეული სახის ცდომილება. ცდომილებას იწვევს დედამიწის გეოიდური სახის რელიეფური ზედაპირი, ე.ი. არაერთგვაროვანი გრავიტაციული ველი, რომელიც არღვევს თანამგზავრების ალგორითმით განსაზღვრული მოძრაობის სიჩქარეს. ამას ემატება კოსმოსური და მზის გამოსხივება, რაც ზრდის თანამგზავრული სიგნალების დესტაბილიზაციის ალბათობას, შედეგად კი მცირდება სანავიგაციო ობიექტების კოორდინატების განსაზღვრის სიზუსტე.

ხელისშემშლელი მიზეზების განეიტრალებისათვის შემოთავაზებულია დედამიწის ხელოვნურ თანამგზავრებზე ლაზერული მანძილსაზომის დამონტაჟება. ამ შემთხვევაში თანამგზავრული სისტემა ერთგვარ ლაზერულ ბადეში მოქცევა, რომლის წიბოების სახით წარმოდგება ლაზერული სხივი. ასეთი მეთოდი გვაძლევს საშუალებას, განვსაზღვროთ თანამგზავრების ერთმანეთთან და შესაბამისად, დედამიწის ზედაპირთან მიმართებაში დაძვრა-გადახრის სხვაობითი ცვლილების დადგენა. გარდა ამისა ლაზერული სხივი მეტად ზუსტია მანძილის დადგენის თვალსაზრისით. კოსმოსურ სივრცეში კი, მისი რეფრაქციული კოეფიციენტი იმდენად მცირეა, რომ პრაქტიკულად შესაძლებელია მისი უგულვებელყოფა. გარდა ამისა, ლაზერული სხივი მდგრადია მზის რადიაციისა და კოსმოსური გამოსხივებების მიმართ. ზემოაღნიშნული კონცეფციის გათვალისწინება თანამგზავრულ და ზუსტი პოზიციონირების სისტემებთან მიმართებაში შეიძლება ჩაითვალოს აქტუალურად და მიზანშეწონილად[2],[3],[4].

### ლიტერატურა:

- [1] “Essentials Of Satellite Navigation” – *Jean-Marie Zogg; U-blox, February 2009.*
- [2] “Earth’s Atmosphere: Composition, Climate and Weather” – *Tim Sharp, October 2017*
- [3] «Перспективные лазерные технологии» - *И.Ю. Честнов, С.И. Аракелян; Министерство образования и наук Российской Федерации; Владимир, 2014.*
- [4] «Высокоточное навидение управляемого оружия в лазерном лучевом канале» - *Ю.И. Зеленюк; Журнал «Образования армии и флота» 2011г.*
- [5] «Исследования по геомагнетизму, аэрономии и физике солнца» – *Российская академия наук; Институт солнечно-земной физики; Новосибирск 2001г.*

## **Theoretical concept of modification of artificial earth satellites due to the influence of negative factors from outside**

**Vano Zurabishvili, Badri Nadaraia**

*This article considers the theoretical and conceptual methods of increasing efficiency of the precision of global navigation satellite system using laser beams web in cooperation with satellites. There are described some primary negative factors which are deconstructive for the valuable work of the precious navigation system. Also there is shown the theoretical-conceptual way of solving problems.*

## თვითმფრინავის ინტენსიური რყევების გამომწვევი ატმოსფერული ზონების რადიოლოკაციური მეთოდით გამოკვლევის შედეგები და მათი პრაქტიკაში გამოყენების პერსპექტივები

*ავთანდილ აფხაიძე\*, მანანა მამსირაშვილი\*\**

*(საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტი,*

*ქეთევან დედოფლის გამზ. №16, თბილისი, 0144)*

**რეზიუმე:** ობიექტური მიზეზების გამო საქართველოში შეიცვალა მეტეოროლოგიური რადიოლოკაციური სისტემები, რომლებიც ფუნქციონირებენ ქ.თბილისისა და ქ. ფოთის აეროდრომებზე. ახალი რადარული სადგურები ხასიათდებიან მეტი უნიკალურობით და მონაცემთა მეტი სიზუსტით. აქედან გამომდინარე, ნაშრომში მოყვანილია: ძველი რადიოლოკაციური სადგურით (მრლ-2) ჩატარებული თვითმფრინავის რყევების გამომწვევი ქარის არაერთგვაროვნობის ზონების გამოკვლევის შედეგები ღრუბლებსა და ნალექებში; შემოთავაზებულია ახალი რადარული სისტემის გამოყენების პრაქტიკული პერსპექტივები.

**საკვანძო სიტყვები:** ქარის არაერთგვაროვნობა, დოპლერული სიჩქარე, თვითმფრინავის რყევის ინტენსიურობა, კორელაციური კავშირი, დიაგნოსტიკური შეფასება, მოკლევადიანი პროგნოზი.

### 1. შესავალი

საფრენი აპარატების ფრენის უსაფრთხოების უზრუნველსაყოფად რთულ მეტეოროლოგიურ პირობებში დიდი ყურადღება ექცევა თვითმფრინავებისა და შვეულმფრენების რყევების ინტენსიურობასა და დიაგნოსტიკური შეფასების საკითხებს. დღეისათვის არ არსებობს დისტანციური ინსტრუმენტულ გაზომვებზე დაყრდნობილი ასეთი ოპერატიული მეთოდი. ამიტომ ძალიან აქტუალურია მისი შექმნის საკითხი ხარისხობრივი და რაოდენობრივი შეფასებისათვის და აგრეთვე, სარყევის ინტენსიურობის პროგნოზირებისათვის ღრუბლებში ქარის არაერთგვაროვნების შესახებ რადიოლოკაციური მონაცემების გამოყენებით.

ტურბულენტური, ძლიერი კონვენციისა და ქარის ძვრის ზონების აღმოსაჩენად ღრუბლებსა და ნალექებში გამოიენებოდა ტურბულენტობის საინდიკაციო მოწყობილობები ტიმ-01 და ტიმ-03, რომლებიც შექმნილი იქნა ცენტრალური აეროლოგიური ობსერვატორიის (ცაო) რადიომეტეოროლოგიის განყოფილებაში და რომლებიც ქარხნული რადიოლოკატორების მრC-2 და მრC-5-ის შემადგენლობაში მონტაჟდებოდა დამატებით [1,2,3,4]. ისინი უზრუნველყოფდნენ რადიოლოკატორის ეკრანზე ქარის არაერთგვაროვნების ზონების (ქაზ) მიღებას და მათი პარამეტრების გაზომვას [2]. ჩატარებულმა ექსპერიმენტებმა აჩვენეს, რომ ასეთ ზონებში ფრენისას თვითმფრინავები განიცდიდნენ მაღალი ინტენსიურობის რყევებს [3].

### 2. ძირითადი ნაწილი

ავტორის მიერ გასული საუკუნის 80-იან წლებში თბილისის საერთაშორისო აეროპორტში ჩატარებულ იქნა გამოკვლევები ქარის არაერთგვაროვნების ზონების (ქაზ)

\* - პროფესორი, \*\* - მაგისტრანტი

რადიოლოკაციურ პარამეტრებზე და ტვითმფრინავების რყევების ინტენსიურობებს - ვერტიკალურ პარამეტრებსა და თვითმფრინავების რყევების ინტენსიურობებს - ვერტიკალურ გადატვირთვებს შორის კორელაციური კავშირების დასადგენად. გამოკვლევებმა აჩვენა, რომ ერთდროულად რადიოლოკაციურ და თვითმფრინავისეულ გაზომვებს შორის არსებობს მაღალი კორელიციური კავშირები [5]. ამასთან სარყევების ინტენსიურობის რაოდენობრივი შეფასებისას რადიოლოკაციური მეთოდით, გარდა ქარის არაერთგვაროვნების მაქსიმალური სიდიდისა. ზონებში, გათვალისწინებული უნდა იქნეს ზონის მდებარეობა ფრენის ტრასის მიმართ, ფრენის რეჟიმი და თვითმფრინავის ტიპი [6]. ცხრილი 1-ში მოყვანილია თვითმფრინავის რყევების ინტენსიურობის დამოკიდებულება ქარის არაერთგვაროვნების ზონებში სიჩქარეთა არაერთგვაროვნების მაქსიმალურ მნიშვნელობებსა  $\Delta V_{\text{მკვს}}$  და ფრენის რეჟიმებზე.

*თვითმფრინავის რყევების ინტენსიურობის დამოკიდებულება ქაზ - ის სიჩქარეთა არაერთგვაროვნების მაქსიმალურ მნიშვნელობებსა  $\Delta V_{\text{მკვს}}$  და ფრენის რეჟიმებზე*

*ცხრილი 1*

ქარის არაერთგვაროვნების მაქსიმალური მნიშვნელობა $\Delta V_{\text{მკვს}}$ , მ/წმ	რყევების ინტენსიურობა ფრენის რეჟიმებში	
	დაფრენა	სხვა რეჟიმები
2,0	სუსტი $\delta^1$	სუსტი $\delta^1$
2,4	ზომიერი $\delta^2$	სუსტი $\delta^1$
2,8	ძლიერი $\delta^3$	ზომიერი $\delta^2$
3,4	ძლიერი $\delta^3$	ზომიერი $\delta^2$
4,8	ძლიერი $\delta^3$	ძლიერი $\delta^3$

ცხრილის მონაცემები შეესაბამება შემთხვევებს, როცა ფრენის ტრასა უშუალოდ კვეთს ღრუბლებს და მასში არსებულ ქაზ-ს. თუ ფრენის ტრაზა უშუალოდ არ კვეთს ქაზ-ს და გადის ღრუბელში ან მის უშუალო სიახლოვეს, მაშინ რყევის ინტენსიურობა მიეთითება ერთი გრადაციით ნაკლები.

თვითმფრინავის რყევის ინტენსიურობების დიაგნოსტიკური შეფასებები უნდა მოხდეს ცალ-ცალკე გლისადის, წრიული მოძრაობისა და კორიდორების ტრაექტორიებისათვის.

მოკლევადიანი პროგნოზის შედგენისათვის აუცილებელია, აგრეთვე ქაზ-ის საშუალო სიციცხლისუნარიანობის ხანგრძლივობის T - ს ცოდნა, რაც თავის მხრივ დამოკიდებულია აეროსინოპტიკურ პროცესებზე და რადიოქოს ტიპებზე. ასეთ დამოკიდებულებების შესწავლისას აეროსინოპტიკური პროცესი დავყავით სამ ძირითად ტიპებად: I - ფრონტალური პროცესი (ფრონტის გავლა), II- ტალღური აღრევა ფრონტის გავლისას და III - შიდამასიური პროცესი; რადიოქოს ტიპები: I - გროვა ღრუბლების რადიოქო (გღრ), II - ფენა ღრუბლების რადიოქო (ფღრ) და III - გროვა და ფენა ღრუბლების ერთობლივი რადიოქო (გფღრ). გარდა ამისა, გამოვიყენეთ ნავიგაცია პერიოდის არსებული სეზონური დაყოფა: ზაფხული-ზაფხულის და ზამთრი-შემოდგომა-ზამთრის.

ცალკეულ შემთხვევაში შესაძლოა დაიმზირებოდეს ქა ზონები, რომლებიც არ კვეთს ფრენის ტრაექტორიებს, მაგრამ გადაადგილდებოდა მათი მიმართულებით იმდენად ნელა, რომ მათი სიციცხლის ხანგრძლივობის პერიოდში ვერ მიაღწიოს ტრაექტორიის მონაკვეთამდე. ასეთ შემთხვევებში თვითმფრინავების რყევების პროგნოზირება ამ

მონაკვეთებზე არ ხორციელდება. როცა დაკვირვების მომენტიდან  $t_0$  ფრენის ტრასის უახლოეს მონაკვეთამდე გადაადგილებისათვის საჭირო დრო  $t$  ნაკლებია  $t_{\text{წ}}-ის$  სიცოცხლის ხანგრძლივობაზე  $T$ , მაშინ ინტენსიური რყევების დაწყება აღნიშნულ მონაკვეთებზე ხორციელდება  $t_{\text{წ}} = t_0 + t$  მომენტიდან და დასრულდება  $t_{\text{დს}} = t_0 + T$  მომენტამდე, თუ მოცემული ქარის არაერთგვაროვნების ზონის მახლობლობაში სხვა  $t_{\text{წ}}-ი$  არ ფიქსირდება.

მაღალი  $t_{\text{წ}}-ის$  სიცოცხლისუნარიანობის საშუალო ხანგრძლივობა ღრუბლებში  
 $T(სთ)$  აეროსინოპტიკური პროცესის და რადიოქოს ტიპების მიხედვით

ცხრილი 2

რადიოქოს ტიპი / სინოპტიკური პროცესის ტიპი	გღრ	ფღრ	გფღრ	სეზონი
ფრონტალური პროცესი	1,0 1,2	4,2 4,8	6,8 7,2	ზაფხული ზამთარი
ტალღური აღრევა ფრონტზე	0,9 1,1	3,5 4,1	6,5 6,7	ზაფხული ზამთარი
შიდამასიური პროცესი	0,5-1,2 1,0-1,5	2,8 3,1	5,6 -	ზაფხული ზამთარი

რაც შეეხება პროგნოზირებადი რყევების ინტენსიურობას, ის აიღება დიაგნოტიკური ინტენსიურობის ტოლი მოცემული  $t_{\text{წ}}-ისა$  და ფრენის რეჟიმისათვის. ამასთან, ყველა პროგნოზი აეროპორის რაიონში დაზუსტებული უნა იქნეს ყოველი მომდევნო რადიოლოკაციური დაკვირვებისას მაღალი ქარის არაერთგვაროვნების ზონებზე. მონაცემები თვითმფრინავების რყევის ინტენსიურობის განმეორებადობის შესახებ ღრუბლებში ფრენისას მოყვანილია ცხრილ 3-ში, სადაც: Q შეესაბამება გღრ-ს (Cu, Cu med, Cu cong, Cb); N- ფენა ღრუბლებს გაზრდილი ვერტიკალური საზღვრებით (Ns, Ns-Cb, Ns-As); S- იარუსის ენა ღრუბლებს (Ac, As) [7].

აღსანიშნავია, რომ ცხრილ 3-ში მოყვანილი შედეგები კარგ თანხვედრაშია [9] ნაშრომში მოყვანილ მონაცემებთან თვითმფრინავების რყევების განმეორებადობის შესახებ ღრუბლებში და მათ სიახლოვეს ფრენისას.

თვითმფრინავების რყევების განმეორება  
 სხვადასხვა ფორმის ღრუბლებში

ცხრილი 3

რყევის ინტენსიურობა	თვითმფრინავის რყევის შემთხვევები		რადიოქოს ფორმები				
	წელიწადში	სეზონზე	Q	N	S	A	რადიოქო არ დაიმზირება
$\delta^1$	109	64/45	39.7/9.3	28.4/46,3	19,6/25,4	8,0/14,5	4,3/4,5
$\delta^2$	84	54/30	45.1/20.1	30,4/41,4	14,2/25,0	7,3/9,3	3,0/4,2
$\delta^3$	43	26/17	40.4/38.9	38,2/41,2	12.3/10,3	7,1/6,3	2,0/3,1



**შენიშვნა:** მრიცხველში მოყვანილია გაზაფხული- ზაფხულის, მნიშვნელოვანი შემოდგომა-ზამთრის სეზონების მონაცემები

იმის გამო, რომ 90-იანი წლებიდან საქართველოში აღარ ფუნქციონირებენ მრც-ის ტიპის რადიოლოკატორები და ტურბულენტობის საინდიკაციო მოწყობილობები, კვლევის შედეგების გამოყენება პრაქტიკულად შეუძლებელია პრაქტიკული მიზნებისათვის. ამასთან, ცნობილია, რომ რადარებს, რომლებიც დღეისათვის ფუნქციონირებენ თბილისისა და ფოთის აეროდრომებზე, გააჩნიათ საშუალება, გარდა სტანდარტული მონაცემებისა, გამოიყონ ღრუბლებში ქარის არაერთგვაროვნების ზონები და ზუსტად გაზომონ მათში დოპლერული სიჩქარეები უფრო ფართო მასშტაბიან სივრცეში და გაცილებით მეტი სიზუსტით. კერძოდ, თუ უიტ-ი ინფორმაციას იძლევა ქარის არაერთგვაროვნების ზონებში ფარდობითი სიჩქარეების  $\Delta V$  მხოლოდ ზღურბლური მნიშვნელობისთვის (2,0; 2,4; 2,8; 3,2; 4,8 მ/წმ), ახალი რადარები მათ აფიქსირებენ რეალურად უწყვეტი სიდიდეებით. ამასთან, არ არის შეზღუდული მათი დაშორების მანძილები რადიოლოკაციური სადგურიდან მიმოხილვის ზონაში. ეს იძლევა უნიკალურ საშუალებას უფრო დეტალურად შევისწავლოთ ქაზ-ის რადიოლოკაციური პარამეტრები უფრო ფართო მასშტაბში, ვიდრე ეს ხდებოდა ტიმ-ის საშუალებით და შევადაროთ დაკვირვების შედეგები თვითმფრინავისეული გაზომვების შედეგებს მათი ვერტიკალური ნაზრდის  $\Delta n_y$  შესახებ.

### 3. დასკვნა

მოყვანილი მონაცემების ანალიზის საფუძველზე შეიძლება გაკეთდეს შემდეგი დასკვნა:

1. მიზანშეწონილია ჩატარდეს დეტალური გამოკვლევა ღრუბლებსა და ნალექებში ქარის არაერთგვაროვნების ზონების დოპლერული რადიოლოკაციური დაკვირვების საფუძველზე.
2. ჩატარდეს ერთდროული რადიოლოკაციური და თვითმფრინავისეული გაზომვები მათი რყევების (ვერტიკალური გადატვირთვის ნაზრდის  $\Delta n_y$ ) ინტენსიურობისა მათ შორის კორელაციური კავშირების დასაზუსტებლად.
3. დაზუსტდეს თვითმფრინავების ინტენსიური რყევების გამომწვევი ქაზ-ის განმეორებადობა და მათი არსებობის ხანგრძლივობები სხვადასხვა ფორმის ღრუბლებში თბილისის აეროდრომის ტერიტორიასა და ფრენის ტრასებზე.
4. შემუშავდეს პრაქტიკული რეკომენდაციები თვითმფრინავის რყევის ინტენსიურობის დიაგნოსტიკური შეფასებისა და მოკლევადიანი პროგნოზირების მიზნით.

### ლიტერატურა

1. Мельничук Ю. В., Черников А. А. Оперативный метод обнаружения турбулентности в облаках и осадках. Труды ЦАО, вып. 110, 1973, с. 3-11.
2. Иванов А. А. О методике индикации неоднородностей поля ветра в облаках с помощью некогерентных радиолокационных станций. Труды ЦАО, вып. 126, 1977, с. 37-47.
3. Апхаидзе А. А., Иванов А. А., Мельничук Ю. В. Использование радиолокационной информации о неоднородностях поля в облаках для обслуживания авиации. Тезисы докладов на Всесоюзной конференции по авиационной метеорологии и прикладной авиационной климатологии. М., 1982, с. 105.
4. Апхаидзе А. А. Некоторые результаты радиолокационного исследования связи зон неоднородностей поля ветра в облаках с интенсивностью болтанки самолетов. В кн.:

Влияния внешней среды на безопасность полетов. Межвузовский тематический сборник научных трудов. Л., ОЛАГА, 1985, с. 91-95.

5. Апхаидзе А. А. (СССР). Опыт наблюдения зон болтанки самолета с помощью метеорологического радиолокатора. В кн.: Радиолокационная метеорология. Материалы методического центра по радиолокационной метеорологии социалистических стран. Л., Гидрометеиздат, 1987, с. 87-93.
6. Апхаидзе А. А. Радиолокационный метод диагноза и прогноза интенсивности болтанки самолетов по району аэродрома. В кн.: Методы анализа и прогноза погоды для территории Грузии. Гидрометцентр им. В. П. Ломинадзе, Тбилиси, 1986, с. 59-70.
7. Апхаидзе А. А. О повторяемости болтанки самолетов в районе аэропорта Тбилиси. Вопросы анализа и прогноза погодных условий в закавказье. Тр. Зак. НИИ, вып. 91 (98), М., Гидрометеиздат, 1989, с. 53-58.
8. Наставление по метеорологическому обеспечению гражданской авиации СССР (НМОГА-82). Л., Гидрометеиздат, 1982, 183 с.
9. Виниченко Н. К. Турбулентность в свободной атмосфере. Л., Гидрометеиздат, 1976, 336 с.

## **The results of radar research of atmospheric zones causing intense turbulence of aircraft and the prospect of their practical application**

**A. A. Apkhaidze, M. G. Mamsirashvili**

*Weather radar systems have changed in Georgia due to objective reasons. The new radars operate in the vicinity of Tbilisi and Poti airfields. Based on this, the article presents the main results of the study of wind field inhomogeneities zones in clouds and precipitation, causing the aircraft to roll, conducted with the help of radar MRL-2; the prospects of practical application of the new radar system for this purpose are considered.*

## О новых угрозах безопасности полётов

*Демур Вепхვადзе\*, Давит Сацерадзе\*, Георги Зедгинидзе\*\**

*(Грузинский авиационный университет,  
пр. Кетеван Дедофали, 16, Тбилиси, 0144, Грузия.)*

**Резюме:** В статье рассмотрен вопрос безопасности полёта с учётом возможностей информационных технологий. Представлен новый тип компьютерной атаки с целью перехвата управления самолётом и предложен метод борьбы как с атаками, так и другими деструктивными действиями.

**Ключевые слова:** Компьютерная атака, управление самолётом, искусственная нейронная сеть.

### 1. Введение

Как известно, на гражданских самолётах используются операционные системы реального времени<sup>8</sup> (ОСРВ), на пример: MACS2, LynxOS-178, VxWorks 653, PikeOS. Хотя их применение в подавляющем случае проходит в штатном режиме и без особых происшествий, современные возможности информационных технологий создают новый класс угроз для безопасности полётов.

### 2. Основная часть

Доказательством этого послужит сценарий угона самолёта при помощи простого Android-приложения, который был продемонстрирован недавно в Амстердаме, на конференции по компьютерной безопасности одним из его участников. Докладчик изучил, какие компьютерные системы используются в авиации и каким образом можно сканировать эти системы на предмет уязвимостей. Были продемонстрированы две основные технологии:

- ADS-B (Automatic dependent surveillance-broadcast) — автоматическое зависимое наблюдение-вещание, технология для обмена информацией о движении воздушных судов и получения аэронавигационной информации. Система посылает информацию о каждом самолёте (идентификатор, текущую позицию, высоту и т.д.) через бортовой передатчик диспетчеру воздушного движения, позволяя самолётам, оснащённым этой системой, получать полётную и погодную информацию о всех других судах, находящихся сейчас в воздухе в текущем районе.
- ACARS (Aircraft Communications Addressing and Reporting System) — система обмена текстовыми сообщениями между самолётом и наземными станциями по радио- или спутниковой связи для того чтобы доставлять в центр информацию о каждой фазе полёта.

Осуществлённый анализ безопасности протоколов ADS-B и ACARS показал, что они крайне слабо защищены от постороннего вмешательства, а местами защита просто отсутствует,

---

<sup>8</sup> Операционные системы реального времени – система способная гарантированно обеспечить требуемый уровень сервиса за определённый промежуток времени.

\* Профессор -, \*\* - Докторант

Теоретически, с помощью собственного программируемого радиопередатчика злоумышленник может связаться с компьютерной системой самолёта (FMS, Flight Management System) по протоколу ACARS и загрузить туда произвольные данные. Чтобы найти уязвимости, докладчик закупил несколько экземпляров разных FMS на интернет-аукционах и протестировал их в лабораторных условиях.

Для тестирования эксплойтов<sup>9</sup> он разработал фреймворк<sup>10</sup> SIMON и программу PlaneSploit под Android, которая отправляла сообщения в бортовой компьютер. По результатам эксперимента были найдены уязвимости в FMS разных производителей, что дало возможность отправить поддельную информацию как через ADS-B, так и через ACARS.

PlaneSploit использует трекер<sup>11</sup> Flightradar24, и даёт возможность выбрать любой самолёт в округе. В виртуальной среде дистанция самолёта значения не имеет, но в реальном мире все будет зависеть от используемой антенны (если речь идёт непосредственно о самолёте) или системы (если использовать ACARS, такие как SITA или ARINC).

Пользовательский интерфейс приложения разделён по функциям: обнаружение, сбор информации, эксплуатация и пост-эксплуатация. Атакующий может кликнуть на любом активном самолёте и получить его идентификатор, текущую позицию и конечную точку полёта. В случае если система самолёта взламывается (исследователь указал ряд векторов атаки, но особо не распространялся о методах), приложение предупреждает пользователя при помощи сообщения или пуш-уведомления<sup>12</sup>. Пейлоад<sup>13</sup> может быть загружен простым нажатием на сенсорный экран, и с этого момента система управления полетом удалённо контролируется хакером. Возможен и взлом других систем, связанных с FMS.

Был показан некоторый функционал приложения

- полет к заданной хакером точке;
- задание фильтров – точек в пространстве, при приближении к которым самолёт будет делать что-либо;
- встреча с землёй;
- оповещение пилотов о неполадках.

Кроме этого было отмечено, что проведение атаки такого рода возможно только при включённом автопилоте, так что при обнаружении такой атаки надо его выключить и проводить посадку по традиционной схеме. По понятным причинам не были разглашены много подробностей об инструментах, которые были использованы для атаки, и уязвимостях, которые ещё предстоит закрыть.

<sup>9</sup> Эксплойт - компьютерная программа, фрагмент программного кода или последовательность команд, использующие уязвимости в программном обеспечении и применяемые для проведения атаки на вычислительную систему.

<sup>10</sup> Фреймворк - программное обеспечение, облегчающее разработку и объединение разных модулей программного проекта;

<sup>11</sup> Трекер - программа или устройство, отслеживающее маршрут передвижения или какие-нибудь другие данные

<sup>12</sup> Пуш-уведомления - краткие всплывающие уведомления, которые появляются на экране.

<sup>13</sup> Пейлоад - файл в формате .bin, который загружают в устройство после чего он начинает делать то что раньше не умел.

Необходимо отметить реакцию отрасли на эти исследования, которая не стала отрицать их наличие, а обещала помочь автору в его исследованиях.

### 3. Заключение

С учётом увеличения компьютеризации самолётов можно предположить, что возможности для проведения компьютерных атак будут только возрастать.

Для борьбы с вышеуказанными типами атак и деструктивными воздействиями на механизмы управления как извне, так и со стороны пилотов, назрела необходимость проведения соответствующих исследований. В этом плане целесообразным будет использование искусственных нейронных сетей, обученных обнаруживать как компьютерные вирусы, так и компьютерные атаки по состоянию систем бортовой авионики. В процессе этих разработок необходимо решить задачи:

- выбора или создание соответствующей архитектуры искусственной нейронной сети;
- выбор метода обучения этой сети;

Необходимо проведение этих исследований, связанных как с формированием коллектива специалистов, так и с приобретением соответствующего компьютера для создания и обучения искусственной нейронной сети, а также проведения компьютерных моделирований, что не только повысит безопасность полётов, но и обязательно даст большой экономический эффект.

### Литература

- [1] <http://net-security.org/secworld.php?id=14733>
- [2] Круглов В.В., Борисов В.В. Искусственные нейронные сети. Теория и практика. М.: Горячая линия - Телеком, 2001. 382 с.
- [3] Осовский С. Нейронные сети для обработки информации. М.: Финансы и статистика, 2002. 344 с

### About new threats to flight safety

D. Satsradze, G. Zedginidze

*The article deals with the issue of flight safety, taking into account the capabilities of information technology. A new type of computer attack has been introduced to intercept control of the aircraft and a method has been proposed to combat both attacks and other destructive actions.*

## Анализ вопросов обнаружения информационной атаки на систему предприятия

*Семён Хоштария\*, Тэнгиз Николашвили\*\*, Нино Хоштария\*\**

*(Грузинский авиационный университет,  
пр. Кетеван Дедофали, 16, Тбилиси, 0144, Грузия,)*

**Резюме:** В статье рассмотрены актуальные вопросы, позволяющие достоверно оценивать риски обнаружения информационной атаки на систему предприятия. Дается анализ разных методов.

**Ключевые слова:** Информационная безопасность, атака, системы обнаружения атак, адаптивность, устойчивость, графы, анализ состояния систем.

### 1. Введение

Уровень безопасности информационных технологий, обеспечивающих хранение, доставку, обработку и представление информации, определяет надежность и безопасность системы.

Активное расширение областей информации, особенно в сегменте мобильных, распределенных и беспроводных технологий, сопровождается появлением новых угроз безопасности, о чем свидетельствует статистика инцидентов, которая показывает, что информационные системы чрезвычайно подвержены агрессивным воздействиям независимо от качества и сложности применяемых мер защиты [1].

Кроме того, так же наблюдается относительно стабильный рост количества новых образов атакующих воздействий за последние годы.

### 2. Основная часть

Постоянно возникающие новые виды атак в совокупности с ростом общего количества атак на информационные системы обуславливают необходимость применения более гибких средств обнаружения реагирования на атаки в качестве дополнения к статичным средствам защиты информации. Этими средствами являются, в том числе и системы обнаружения атак (СОА).

По прогнозам Лаборатории Касперского, будет расти объем целевых атак, проводимых с целью проникновения в корпоративную сеть конкурентной организации. Кибершпионаж будет становиться все распространенным явлением. Также сохраняются тенденции увеличения сложности атакующих воздействий, применяя многошаговый алгоритм действий и распределенный характер [2].

Функция информационных систем является сбор, передача, хранение, защита информации и такие операции обработки, как ввод, выборка, корректировка и выдача информации.

\* Профессор -, \*\* - Докторант

Эти функции реализуются в информационных системах по-разному, в зависимости от способа их построения. Наиболее распространенной архитектурой для информационных систем предприятий является клиент-серверная архитектура.

По результатам анализа ряда информационных систем предприятий [3,4], была построена типовая информационная система предприятия (рисунок 1)

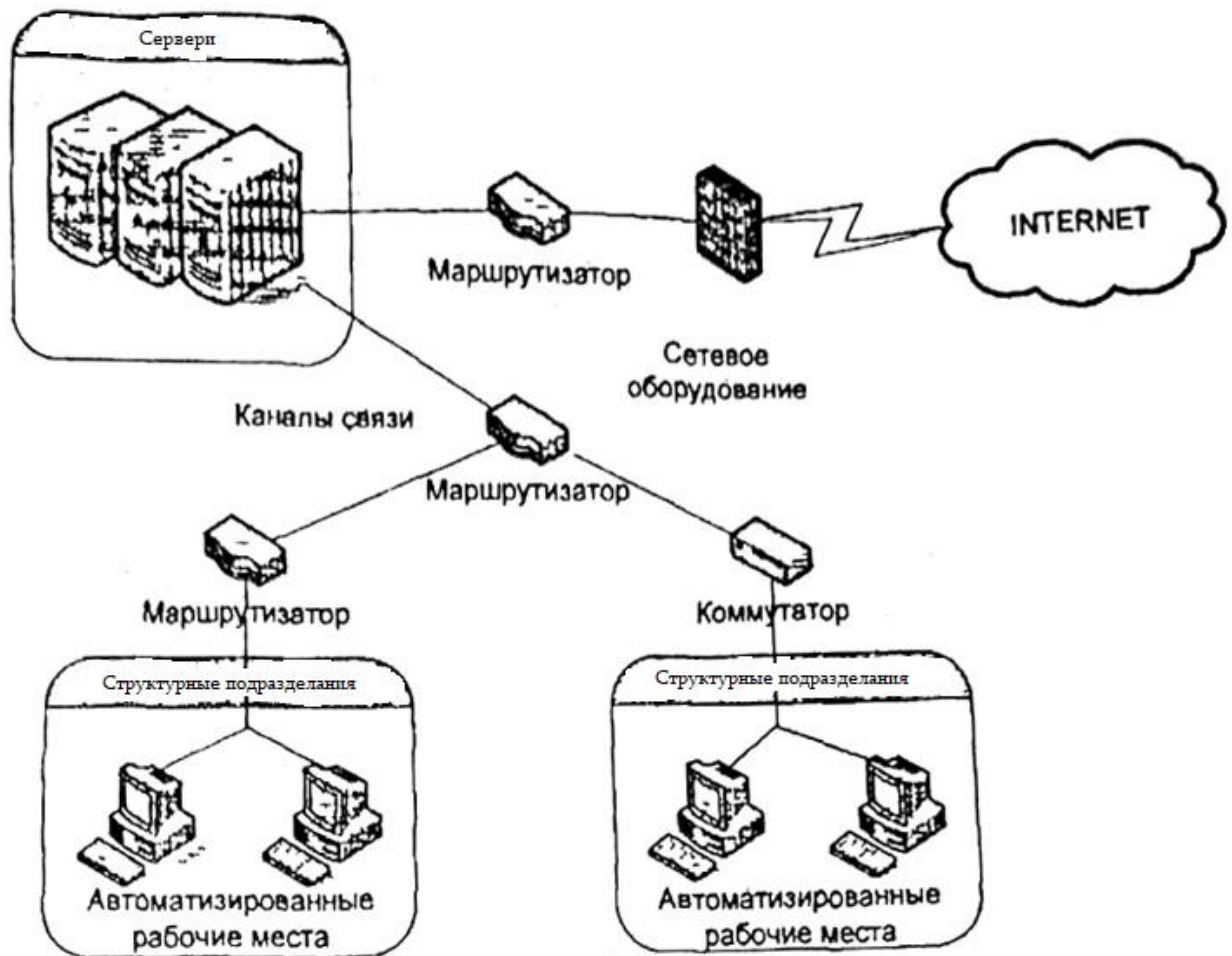


Рис. 1. Типовая информационная система предприятия

Основными чертами типовой ИС предприятия являются:

- выделение серверов предприятия в отдельную подсеть;
- обработка серверами трафика из Интернета;
- соединение серверов с сетью Интернет и внутренней сетью предприятия осуществляется через маршрутизатор;
- отделение подсетей внутри предприятия либо маршрутизатором, либо коммутатором;
- использование в сети стека протоколов TCP/IP;
- в сети применяется пакетная передача данных;

➤ Использование подсетями стандарта Ethernet.

Проведен анализ методов обнаружения атак; анализ систем состояния, графы сценариев атак, нейронные сети; импульсные сети; экспертные системы; методы, основанные на спецификациях, сигнатурные методы, статистический анализ, кластерный анализ [5,6].

Сравнительный анализ обнаружения атак проводится по следующим критериям:

1. Адаптивность. Определяется способность метода получать верный результат при малых изменениях во входных данных ( $P_1$ ).
2. Вычислительная сложность. Определяется теоретическое увеличение числа операций при увеличении базы знаний, показатель  $P_2$ .
3. Устойчивость. Определяет зависит ли выход от ИС, в который он функционирует – при неизменном значении входа. Показатель критерия  $P_3$ .
4. Верифицируемость. Определяет возможность за определенный промежуток времени (в режиме реального времени) проверить правильность результата, полученного при анализе методом, сопоставив набор входных и выходных данных  $P_4$ .
5. Анализ систем состояний. Для ИС выделяется множество состояний, состоящее из подмножества допустимых и подмножества недопустимых состояний.

Графы сценариев атак. Граф атак – это граф представляющий множество действий злоумышленника для достижения цели, путем эксплуатации уязвимостей ИС. Последовательность таких действий называется трассой атак.

**Нейронные сети** используются для решения различных задач в том числе и для распознавания образов и классификаций. ИС отображается на некоторое числовое пространство, которая разбрасывается на подпространства и тогда в зависимости от выхода нейронной сети, событие относится к одному из подпространств, на основе чего и осуществляется классификация.

**Статистический анализ** для функционирования данного метода формируется некоторое множество статистических характеристик описывающих функционирования ИС. Статистические характеристики обычно формируются в течение некоторого периода времени, для которого функционирование ИС считается нормальным.

**Кластерный анализ** для функционирования данного метода множество событий ИС отображается на числовое пространство и в соответствии с множеством выбранных свойств событий. Далее пространство разбивается на кластеры, среди которых выделяются кластеры нормального поведения [7,8].



Результаты анализа методов обнаружения атак приведены в таблице.

Таб. 1.

	Адаптив- ность	Вычисли- тельная сложность	Устой- чивость	Верифи- цируемость	Обоб- щенный показа- тель P
Анализ систем состояний	0	0,75	1	1	0,5
Графы сценариев атак	1	0,25	1	1	0,6625
Нейронные сети	1	0,75	0	0	0,6875
Иммунные сети	1	0,5	0	0	0,575
Экспертные системы	1	0,25	1	1	0,6625
Методы, основанные на спецификациях	0	1	0	1	0,55
Сигнатурные методы	0	1	1	1	0,65
Статистический анализ	1	0,75	0	0	0,6875
Кластерный анализ	1	0,75	0	0	0,6875

Обобщенный показатель метода обнаружения атак определяется суммой показателей критериев анализа:

$$P = \sum_i K_i P_i .$$

### 3. Заключение

В статье предложен анализ задачи обнаружения атак на информационную систему предприятия применяя методы обнаружения атак. Анализ показал, что ни один из рассмотренных методов не обладает одновременно адаптивностью, устойчивостью и верифицируемостью, подходящей для обнаружения атак в режиме реального времени.

В итоге в качестве метода обнаружения атак были выбраны три метода обладающим наилучшим значением в сравнении с другими: нейронные сети, статистический анализ и кластерный анализ.

### Литература

- [1] Managing Information Security. / Editor John, R. Vaccu/ Syngress 2016, 206 p.
- [2] B.G. Kaspersky security Bulletin 2012. Развитие угроз в 2014 году [Электронный ресурс].
- [3] Избачков Ю.С., Петров В.Н. Информационные системы: Учеб. для вузов – 3-е изд. СПб: «Питер», 2013-688 с.
- [4] Abrabam A. and Thomas J. Distributed Intrusion Detection Systems: A Computational Intelligence Approach. Applications of information Systems to Homeland Security and Defense. Abbass H. A. and Essam D. (Eds), Idea Group Inc. Publish, USA, 2005.

- [5] Acelsson St. “Intrusion detection systems: A survey and taxonomy” // Technical Report 99-15. Chalmers Univ. March 2010.
- [6] User datagram protocol: RFC 768.
- [7] Lu W. Traore I. A new unsupervised anomaly detection framework for detecting network attacks in real-time. // Department of Electrical and Computer Engineering, University of Victoria, Lecture notes in computer science, 2005.
- [8] Лукацкий А.В. Новые подходы к обеспечению информационной безопасности сети. Компьютер-Пресс №7, 2000 г.

### **Analysis of information attacks on the enterprise system**

**Simon Khoshtaria, Tengiz Nikolashvili, Nino Khoshtaria**

*The article discusses the current issue that gives us an opportunity to assess the information system of the enterprise, the risk of detection of information attacks. Analysis of various methods is given.*

## Global air traffic development trends

*Marina Vysotska\**

*(National Aviation University,*

*C. Komarova Avenue, №1, Kiev, 03058, Ukraine)*

**Abstract:** *The article determines the main trends in the development of world aviation transport. The effects of the global economic crisis on airline companies are analyzed. The influence of economic processes on the formation of elements of the business model of airlines is investigated. As a result of the analysis of financial results the stabilization of the operating activity of the airlines in recent years has been proved.*

**Keywords:** dynamics of air transportation, air alliances, low-cost airlines, financial results of the airlines activity, air cost, passenger loading.

### Problem statement in its general view

#### Its connection with important scientific or practical tasks

The processes of internationalization of markets, the formation of a global economic space and the international nature of competition make aviation transport a key factor in the development of the entire global economy and influence the development of each country. Compared to other types of transport, the advantage of aviation is the speed of delivery of passengers and cargo, which in modern conditions becomes more and more significant in choosing one or other means of transportation. The success of a business in a highly competitive environment very much depends on the coordinated cooperation of the aviation system. Besides, improvements in aviation and air transportation technology make air travel cheaper and safer.

#### Analysis of the latest researches and published works where the solution of this problem is initiated. The unresolved part of the general problem

The analysis of the basic tendencies and determination of priority directions of development of the world civil aviation is reflected in the works of Ukrainian and foreign scientists, such as: O. Kostromina, Y. Kulaev, V. Novak, S. Tepnadze, O. Kyrylenko, K. Marintseva and others. The results of the world's civil aviation research are presented in the statistical and analytical [compilations](#) of the leading civil aviation organizations such as International Civil Aviation Organization (ICAO) and International Air Transportation Association (IATA). Researches of volumes of air transportation are conducted by manufacturers of aviation equipment in order to predict a prospective number of aircrafts needed.

#### Marking the previously unsolved parts of generic problem, which are the subject of this article

Therefore, to reflect the results of the full spectrum of existing research, it is necessary to systematize the available statistical and analytical data and to take into account the impact of economic exogenous and endogenous factors on the development of civil aviation.

---

\* Doctoral Student

### **Formulation of the purposes of this article.**

The purpose of the article is to analyze the main trends in the development of world aviation transport in order to find the best solutions that meet current conditions.

### **Exposition of the main material.**

At the present stage, aviation has become one of the most important sectors of the world economy, which technical achievements make it a highly effective tool for the development of modern society. The economic impact that is annually received from the activities of the civilian air fleet is over \$ 700 billion. The annual volume of air transportation exceeds four billion passengers and a third of the interregional cargo export is provided by air transport. The World Commercial Aviation Park is more than 29 thousand aircraft. Traffic of passengers in recent years has increased annually by 6-7%. For more than 50% of tourists, the main factors for traveling by air are the time factor and the direct economic benefits of using air transport. [When it comes to business](#) sales of nearly 25% of worldwide companies depend on air transport, herewith for 70% of business representatives it is a key factor in expanding the market [6].

It should be noted that various crises had a significant influence on the formation of the modern model of doing business elements by airlines. An analysis of the data of the world's leading aviation organizations: International Civil Aviation Organization (ICAO) and International Air Transport Association (IATA) suggests that at the beginning of the 21st century, civil aviation was experiencing the deepest crisis in all years of its existence. During the global financial and economic crisis, volumes of both passenger and cargo transportation decreased. The rapid increasing of fuel prices in aviation has led to a fast increase [relative size of expenditures of petrol, oil and lubricants](#) in the cost price of airline products. Thus, only in the period 2002-2007, the share of fuel costs increased in the total costs of airlines from 13% to 36%.

The increase in the cost of flying hour has led to the need of finding new technologies for doing business. The introduction of low tariffs has proved very popular. Airlines that use these approaches are called budget carriers or low-cost airlines. Their activities are based on the principle of reducing the cost of the ticket by reducing the number of services provided on board, the use of minor airports, fleet of the same aircraft, the purchase of a ticket for a considerable period of time before the flight and, more often, with no possibility of a refund. It should be noted that the first carriers with a similar model of doing business appeared as a reaction to economic crises, a long time ago: in the USA in 1971, in Western Europe - in 1985. The decline in production due to the global financial and economic crisis has forced even the largest airlines in the world to find ways to overcome difficulties due to the forced reduction of the number of regular routes, fleet of airliners, staff, etc. Competition for airline users has increased in order to provide more passengers on each flight. These circumstances objectively led to the redistribution of the air transport market, the general tendency of airlines consolidation and the formation of aviation alliances as an effective way of survival in the competition for air transport consumers [2]. Today, about 55% of the air traffic is served by 3 leading international air alliances: Star Alliance, OneWorld and SkyTeam [3].

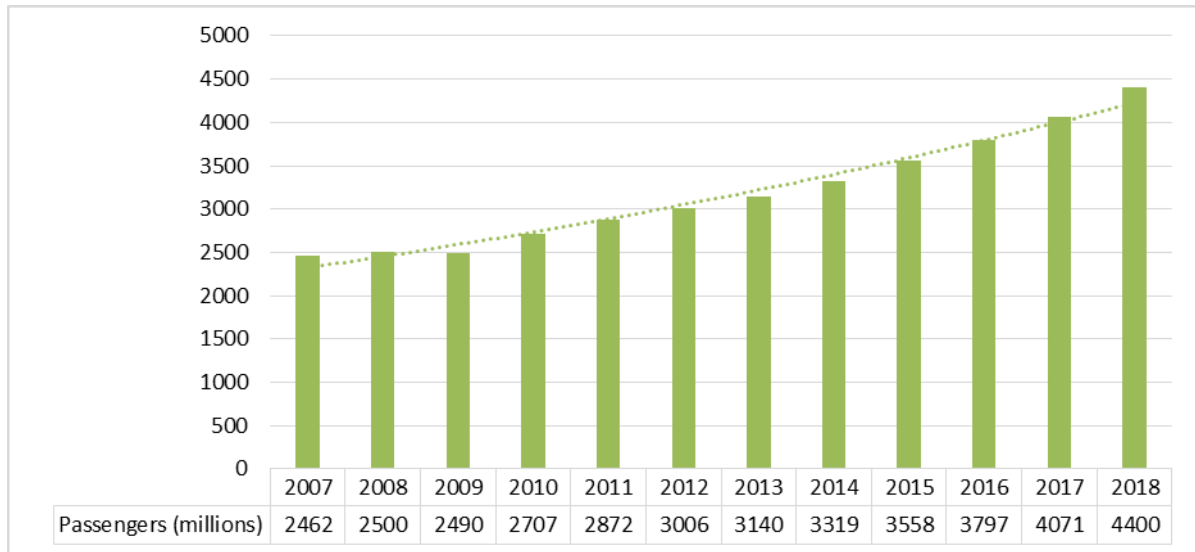
The world's leading air alliances

Table N1.

Name of the alliance	Members of alliance	Number of aircraft	Number of flights per day	Number of passengers transport. per year (million pass)
Oneworld (1999)	American Airlines, British Airways, Cathay Pacific, Finnair, Iberia, Japan Airlines, Latam, Malaysia Airlines, Qantas, Qatar Airways, Royal Jordanian, S7 Airlines, SriLankan Airlines	3500	13000	527,6
Star Alliance (1997)	Adria, Aegean, Air Canada, Air China, Air India, Air New Zealand, ANA, Asiana Airlines, Austrian, Avianca, Brussels Airlines, Copa Airlines, Croatia Airlines, Egypt Air, Ethiopian Airlines, EVA Air, LOT Polish Airlines, Lufthansa, Scandinavian Airlines, Shenzhen Airlines, Singapore Airlines, South African Airways, Swiss, TAP Portugal, Thai, Turkish Airlines, United	4500	18500	728,0
«Skyteam» (2000)	Aeroflot, Aerolineas Argentina, Aeromexico, Air Europa, Air France, Alitalia, China Airlines, China Eastern, China Southern, Czech Airlines, Delta Airlines, Garuda International, Kenya Airways, KLM, Korean Air, MEA, Saudia, TAROM, Vietnam Airlines, Xiamen Air	4000	16609	730,0

\* (systematized by the author according to the data [3].)

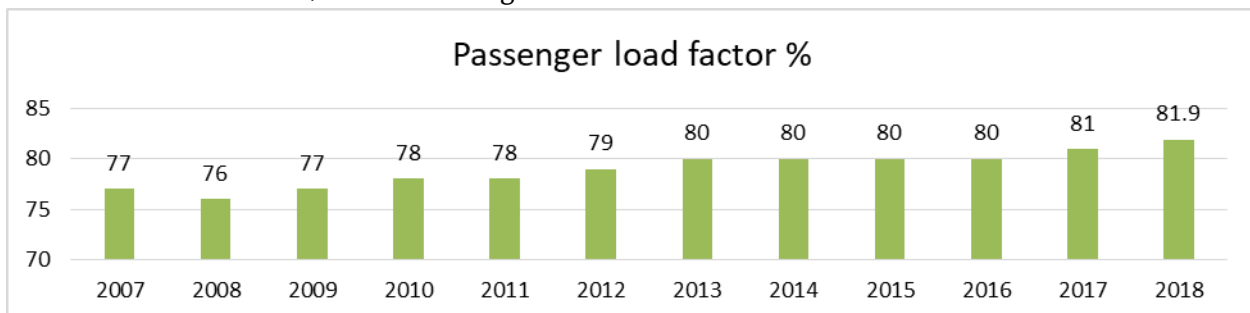
In accordance with researchers of ICAO we can point out that passenger and cargo transportation by air has a steady (except years of financial crisis) tendency to increase. Thus, over decade, from the pre-crisis 2007 to 2017, the number of passengers carried by air transport increased by 65%, and the cargo flow increased by 36% [4, 5]. In 2018 4.4 billion passengers traveled by air, which is by 6.9% more than in the previous one, as shown in the fig. 1.



*Fig. 1.* Dynamics of world passenger traffic for the period 2007-2018 (based by the author in accordance with [4,5,6]).

In the process of [research](#) it was [revealed](#) that the highest growth rates were observed in the low-cost airlines. The volume of air traffic of these companies has increased in both developed and developing countries. In 2018 low-cost airlines, which are about 31% of the global volume of passenger scheduled services, have carried about 1.3 billion passengers. In Europe the share of budget air companies carriers accounts for 36% of the total passenger traffic in the region; in Latin America and the Caribbean, North America and Asia Pacific - 35%, 30% and 29% respectively. In addition to the common trends, which were in 2018, can also be added the trend of increasing the number of routes for paired cities around the world. Already, nearly 22,000 paired cities are regularly served by airlines, which is 1300 more, in comparison to 2017. We will notice a significant improvement in cost reduction. Over the past two decades, the cost of air travel has fallen by almost half. These processes influence the development of business aviation and contribute to economic growth around the world.

Statistic data of 2018 shows that the air transport industry over the past year established a record load coefficient of 81.9%, as shown in Fig. 2.



*Fig. 2.* Dynamics of passenger loading for the period 2007-2018 (based by author in accordance with the data [4, 5, 6]).

It should be noted that the loading coefficient differs depending on the region of air transportation from 71.8% in Africa to 84.5% in Europe.

Our analysis shows that the sharpest fall (since the 2007 crisis) in freight transportation by 8.9% was recorded in 2009, but in 2010 freight transport increased by 11.8%, which allowed it to exceed the pre-crisis level and reach 186833 million ton-km. Following the rapid acceleration of growth in the freight segment, which was related among other things to the aircraft fleet replenishment, there was a slowdown in growth caused, first of all, by a change in the economic model and connected with this decreasing demand stimulation and tensions in the sphere of trade and reduction of import and export orders. In 2017 again there was a record increase in cargo and mail. The growth rate in ton per km was 9.5% and 8.5%, respectively. In 2018 the global volume of scheduled transportation measured also in ton per km increased only by a modest 4.5% compared to the increase of 9.5% registered in 2017. In the international air freight segment, which accounts for almost 87% of all air freight, the growth was about 4.6%, and the rate of loading on international scheduled freight flights reached nearly the same level as last year amounting to about 55%. In 2018 the cost of goods carried by air is estimated at 6.7 trillion of dollars [6].

Studies show that during the global financial and economic crisis in 2008-2009 airlines suffered financial losses. In 2008 there was an accelerated increase in operating costs compared to incomes. The growth rate of expenditures in 2008 was 16% compared to the previous year while incomes grew by only 12%. Therefore, negative operating results of 1100 million of dollars were recorded. In 2009, there was a decrease in incomes and expenses, and since 2010, operating income growth has almost reached pre-crisis levels. And although costs were rising faster, airlines were starting to make small profits again. Since 2014 the fall in world oil prices has led to a significant reduction in the cost of aviation fuel which has allowed airlines to show the highest profitability over the considered time interval as shown in fig. 3.

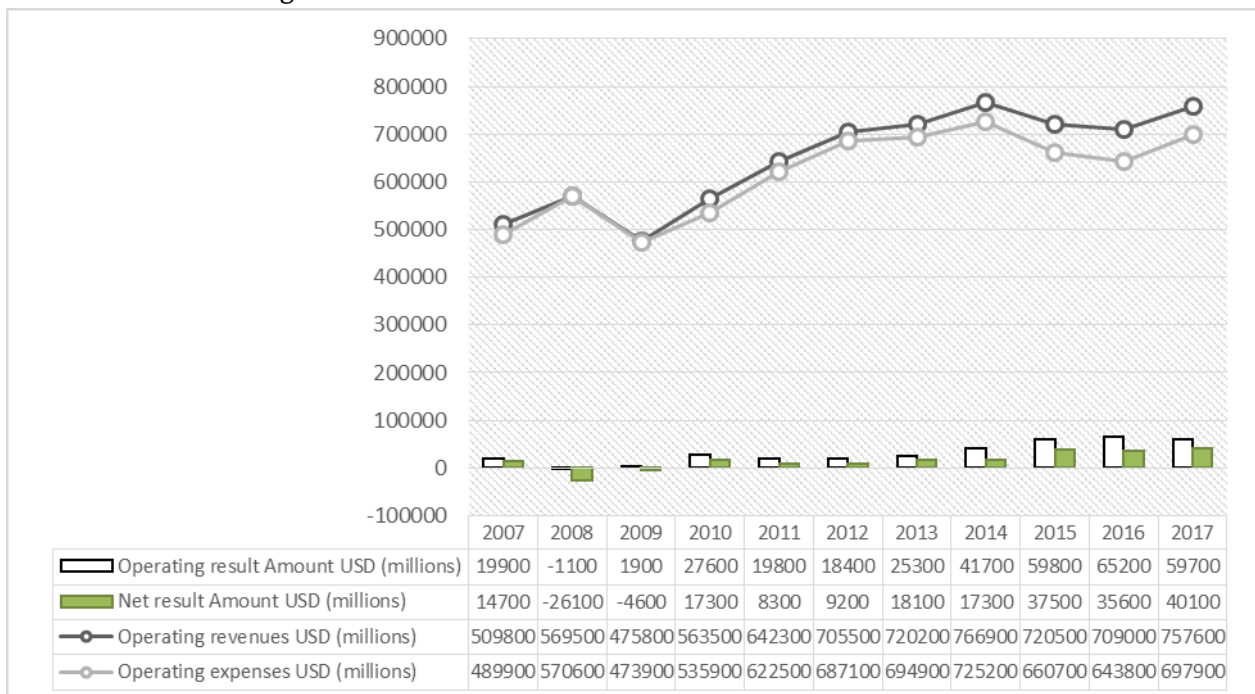


Fig. 3 Financial results of the airlines activity of the world. (compiled by the author according to [4,5])

Despite the fact that aviation fuel prices increased by approximately 31% in 2018 compared to 2017, they remained at a much lower level than the prices that existed ten years before 2015. The low cost of fuel combined with the steady increase in traffic has allowed airlines to maintain relatively high

profits in 2018 although they were smaller than in 2017. According to preliminary data airlines have completed 2018 with operating income of about 57,000 million of dollars and nearly half of this volume is attributable to the North American airlines.

### Conclusions

The global civil aviation market can be attributed to a dynamic one which is projected to maintain a high level of demand for many years. This is due to the increasing need for air transportation of passengers and cargo. The result of this process is reflected in the statistics of air transportation, the analysis which made it possible to conclude the trend of steady increase in the carriage of goods and passengers by air transport. Research has confirmed that aviation supports trade, employment and economic growth. Further growth in air travel will continue to depend mainly on the growth of the world economy and trade and on changes in the cost of airlines (which in turn are dependent on fuel prices). However, this growth will also depend on the extent to which the industry is adapting to such major issues as congestion at airports and airspace, environmental protection and growing investment needs. The shape and size of the air transport system will be also influenced by government decisions, especially those that determine the type and degree of economic regulation of airlines.

### Prospects for further research in this direction

Identification and analysis of main trends in the development of aviation transport links with the general economic trends and will be reflected in the study of the effective functioning of the aviation complex

### References

- [1] Коломиец Т. Ю., Курило И. В., Маньков В. В., Полынцев П. С. Методы оптимизации управления доходами в корпоративных альянсах международных авиакомпаний // Молодой ученый. — 2017. — №50. — С. 163-165.
- [2] Kyrylenko O., Novak V. Strategic airline alliances as a special form of company integration / O. Kyrylenko, V. Riazanovska, V. Novak // Baltic Journal of Economic Studies. – 2019. – №1. – Vol. 5. – P. 75-81.
- [3] The 3 Major Airline Alliances: Star Alliance, OneWorld and SkyTeam.  
<https://simpleflying.com/the-3-major-airline-alliances-star-alliance-oneworld-and-skyteam-why-are-they-good/>
- [4] Presentation of 2017 Air Transport Statistical Results. <https://www.icao.int/annual-report-017/Documents/Annual.Report.2017Air%20Transport%20Statistics.pdf>
- [5] Статистические данные о результатах деятельности воздушного транспорта в 2016 году [https://www.icao.int/annual-report-2016/Documents/ARC\\_2016\\_Air%20Transport%20Statistics\\_ru.pdf](https://www.icao.int/annual-report-2016/Documents/ARC_2016_Air%20Transport%20Statistics_ru.pdf).
- [6] Annual Review 2019 IATA. <https://www.iata.org/publications/Documents/iata-annual-review-2019.pdf>.



## Тенденции развития мировых авиаперевозок

Марина Высоцкая

*В статье определены основные тенденции развития мирового авиационного транспорта. Проанализированы последствия влияния мирового экономического кризиса на авиапредприятия. Исследовано влияние экономических процессов на формирование элементов модели ведения бизнеса авиакомпаниями. Анализ финансовых результатов отражает стабилизацию операционной деятельности, что подтверждено наличием у авиакомпаний в последние годы относительно высокой прибыли. Исследования подтверждают, что авиация поддерживает торговлю, занятость и экономический рост.*

## Features of Activity of Air Carriers in Conditions of the Multiple Environment

*Elvira Danilova \* , Svitlana Petrovska\* , Oleksii Klochkivski\* , Oksana Iliencko\*\**

*(National Aviation University,*

*C. Komarova Ave. №1, Kiev, 03058, Ukraine)*

**Abstract.** *The article analyzes the factors influencing the development of enterprises in the air transport industry, and investigates the tendency of the influence of factors of the environment on the economic condition of the airlines.*

**Keywords:** air carriers, airlines, strategic management, competition, internal environment, external environment, environmental factors, economic status.

### Problem statement in its general view

#### Its connection with important scientific or practical tasks

In the face of increasing competition in the market of aviation services and increasing the participation of leading foreign carriers in the formation of proposals for passenger transport, there is a growing need for the development of new and improved systems of existing organizational and economic measures that collectively address the issue of the efficiency of aviation industry. Today, the development of air carriers in Ukraine is carried out through the implementation of a management mechanism that ensures the growth of quantitative indicators of development against the backdrop of unsustainable dynamics of quality development indicators.

The overall insignificant economic recovery of the Ukrainian economy has become an internal source of growth in the demand for aviation passenger transportation. The peculiarity of the current stage of development of airlines is the significant influence of the environment on the efficiency of their activities. The variability of the external environment revealed the problem of domestic airspace stability and low quality and effectiveness of management decisions to neutralize the negative effects of external influences.

### Analysis of the latest researches and published works.

#### Marking the previously uncorrected parts of the generic problem that are the subject of this article

Issues of the development of the theory and methodology of the operation of airlines have been reflected in the writings of many scholars. Among them: [1, 2, 3, 4]. However, the activity of the research on sustainable development of aviation industry did not resolve all problems related to the identification of the proportions of the relationship between the factor influence and the indicators of airline sustainability, the assessment of the factors of external and internal influence on the efficiency of air carriers.

Consequently, there is a need for further study of the issues of ensuring stable trends in the development of airlines, taking into account sectoral features and the current state of the environment.

### **Formulation of the purposes of this article**

The purpose of this article is to study the direction of the impact of environmental factors on the economic status of airlines.

### **Exposition of the main material**

Air transport activities are closely linked with internal and external factors. The internal ones include business objectives, management policy, organizational structure of the airline management, management and personnel, company brand, infrastructure, vision and key management strategies, research activities and actions aimed at the development of the airline, working conditions, traditions and ethics, internal corporate culture airline. In other words, the internal environment includes human resources, raw materials, capital, equipment and management.

The airline, like any other company, has a direct impact on internal factors. The quality and quantity of management personnel determines the success or failure of the activity. Highly qualified staff contributes to a significant increase in the company. If the employees of the company are not motivated enough, the efficiency of work falls, which leads to significant losses for business. Timely qualifications and staff training depend on the leadership of all levels of management that are also part of the organization's internal environment.

The broad views and creative thinking of top management, the ability to build forecasts for the future market situation, timeliness and speed of decision making, formulation of the strategy of enterprise development determine the success of the entire airline [1]. Also important is the cost of research and introduction of the latest technologies, which will increase the efficiency and profitability of the airline's operations.

Internal factors also include the value system of the founders and those who are at the helm of the airline, because they form the mission and goals of the organization, business policy. Also, an important factor in achieving the goals of the organization is their vision, that is, the ability to think about the future, including prediction.

The organizational structure of the airline's management, its dynamism also significantly influences the process of preparation, adoption and implementation of management decisions. It is the organizational structure of management that influences the speed of adapting the organization to external factors.

Relationships between different levels of airline management also affect business. Mutual coordination between them is an essential necessity for business [2]. Relationships among people working in the three levels of the organization must be well-established and effective.

Human resources are an important factor for any organization, because it contributes to the successful development of any organization. They have to have the following characteristics: professional skills, positive general human qualities, high morale, commitment to work, sociability, etc.

The functions of personnel management are very closely interconnected and together form a certain system of work with personnel, where the changes occurring in each of the functions cause the need to adjust all other interconnected functional tasks and responsibilities. For example, the widespread use of contractual hiring practices in the world has led to a marked change in functional responsibilities.

The image of the company in the foreign market has a significant impact on the company's internal environment. This helps in attracting funding, which makes the airline more stable, creates an opportunity for expansion, launch of new activities.

The corporate identity of the airline today has a link to its reputation [5]. After all, the image is something that the public should see when the company is mentioned. A good corporate image is a real asset; it is translated into money, because only a person hears the name of the airline; it must immediately have an association with security, excellent quality and a guarantee that the airline will be executed at the highest level.

In the absence of active actions, corporate image is formed by itself, as a result of the perception of the airline company. It is the leadership that should actively shape the image, create a brand, and promote the provision of services under it. The image should bring confidence to yourself, shape the impression of safety, stability and reliability. But the image of the airline must necessarily correspond to reality. When this does not happen, the opposite will result.

The corporate image, of course, is the total amount of impressions left in the public opinion. In many cases, casual employee actions can either promote or harm the company's image in the eyes of one client or subscriber by telephone. But the overall image is a collection of many thousands of impressions and facts.

The main elements of the airline's image, in our opinion, include:

- the main activities and financial performance of the company,
- reputation and productivity of brands;
- susceptibility to innovation or technological advancement on the basis of specific measures,
- policies for their hired workers and workers,
- external relations with clients, shareholders and society,
- predictable trends in the markets in which it works, visible to the public, etc. [5].

Different categories of public may have different opinions about the airline depending on their different interests. The image of the company can be very good, but the reputation among suppliers is low, because of the complexity of entering into transactions with it, breach of payment terms and low loyalty to suppliers.

The most important factor in corporate image is the performance of the company's main business, which includes financial results. A steadily growing profitability organization will have many supporters from investors, clients, society in which it operates. A company with huge fluctuations in profitability will be significantly worse, as its shares will also fluctuate, suppliers will all the time be nervous with their employees.

Assessment of corporate image. Corporations value their image in the same way as in politics - by polling. In doing so, marketing research methodologies, as in polling stations, are used. Public opinion is explored through interviews or, more often, through telephone interviews. They use statistical extrapolation methods to find out what the general public thinks about this issue.

The corporate image theory believes that, on equal terms, a well-informed public can help the airline achieve higher sales and profits while a poorly-informed public can lead to negative perceptions about the company, which ultimately will help competitors.

Marketing resources - marketing organization, marketing quality, brand equity and distribution network also have a direct effect on the company's operations.

Financial factors such as financial policy, financial position and capital structure are also important factors in the internal environment that influence strategies and decisions.

The airline's industrial and commercial activity in a market economy always follows a strategy deliberately or unknowingly conducted, with the establishment of an explicit or implicit goal for a long or short period, but always with the hope of a successful competitive activity. The strategy represents a general direction, which reflects the ways of achieving the objectives of the airline. It is expedient to attribute it to the internal environment of the organization. It includes a set of rules and tools that are used when making managerial decisions that govern the airline administration in order to realize the opportunities.

Theoretically, there are many ways to achieve the goals. It is defined as the external environment (the volume and structure of consumer demand, the actions of competitors and other reasons), as well as the state of the internal environment (corporate culture, managerial skills, executive discipline, etc.). However, the airline can actually use only a few of them. Therefore, higher management should be guided in its activities by an analytical approach to the assessment of strategic development.

In order to ensure this, it is necessary to carry out a series of consistent analytical operations with a different logical sequence. First of all, one should start with strategic forecasting of the possible development of events both in the external environment and inside the airline, and on this basis - forecasting the implementation of the plan with its subsequent adjustment.

The strategy involves balancing three key factors:

- requirements of the environment in which the enterprise operates;
- potential opportunities of the enterprise itself, its material and technical base, staffing, advanced technologies, material and financial resources;
- The desire and determination of the senior management of the enterprise to persistently realize the goal [5].

The choice of strategy is always the prerogative of the senior management of the airline, its president, supervisory board, owners and depends on their competence and professionalism. The strategy within the strategy includes analysis, solutions and actions undertaken by the airline to create and maintain competitive advantages. This definition covers two main elements that occupy a central place in the field of strategic management. In other words, strategic management deals with the analysis of strategic goals (vision, mission and strategic goals), as well as analysis of the airline's internal and external environment.

The airline's management has to make strategic decisions. These decisions respond to two basic questions: in which industry we must function, how we should compete. Solutions themselves are of little use without appropriate action, which requires some resources and time. In addition, you need to assess the threats that can reduce any activity to no-one.

It is a natural desire of every firm to study the problem, why some competitors have better results. Identification of competitive advantages and their skillful use will allow us to take a steady competitive position in the market.

Each company needs suppliers who provide raw materials and materials for the company. The main indicator of their performance is reliability. Airline in no case depends on one supplier, because there is a risk that due to strikes, other problems, the supplier will be able to strongly influence the airline. A large number of suppliers will help minimize such risks.

Customers, airline passengers are the centerpiece. The success of the activity depends on the ability to provide quality services to passengers and other clients, to determine their needs, preferences, etc., to increase their level of satisfaction with the services rendered. Due to increased competition, attracting and satisfying customers becomes more difficult. For different types of airline users, different types of services and products are created, taking into account different levels of financial ability, tastes and desires.

Before adopting the airline development strategy, a detailed assessment of the environment is required. This is called SLEPT analysis, that is, the study of social, legal, economic, political and technological impacts on business [6]. In addition, it is also important to know about the actions of competitors.

These forces are constantly in a state of change. Social factors are associated with a model of behavior, tastes and lifestyle. One of the main components, in this case, is a change in the behavior of the consumer as a result of changes in fashion and styles. In the age structure of the population there are also changes over time (now we are aging population). Understanding social change gives business a chance to feel better in the future.

The next important factor is legislation, which is constantly updated in a wide range of areas, such as consumer protection legislation, environmental law, health and labor law, etc. Companies need to take an active stand and be ahead of these changes, rather than hurrying to make changes in the process.

Economic changes are closely linked to social ones. The economy goes through a series of fluctuations associated with general ups and downs of economic activity. In the economic boom, virtually all enterprises are benefiting, and in the crisis, they suffer losses. Other economic changes that affect the business include changes in interest rates, wage rates, and inflation rates (i.e., overall price increases). Airlines will seek additional incentives for expansion and risk when economic conditions are favorable, for example, low interest rates as demand grows.

Political changes are related to changes in government. In recent years, these changes have been particularly important, the direction of the country's development has changed. Political changes are closely linked to legal changes.

Changes in technology have also become a particularly important factor. This is particularly evident in terms of modern communication technologies. The creation of databases and electronic communications has allowed us to obtain a huge amount of information for sharing and rapid dissemination, contributing to a huge reduction in costs, and often an improvement in service. Airline management needs to have key trends in implementing the latest relevant technology for its business.

### **Conclusions**

Thus, the identification of all factors affecting the work of the airline is virtually impossible, which is dictated by the variability of the environment. Only partial description and a brief description of some of them is possible.

### **Prospects for further research in this direction**

It is concluded that at the present stage the development of the transport system is characterized by a large dependence on information technologies and is developing in the following directions:

- increase of transport capacity,
- increased traffic safety,
- the appearance of fundamentally new vehicles,
- increase of capacity and carrying capacity of vehicles,
- Increase in speed, etc.

It is proved that the internationalization of markets, the formation of the global economic space and the international character of competition transform the transport complex into a key factor in the development of the tanzite component of the country.

## REFERENCES

- [1] Новак В.О. Взаємодія аеропорту з транспортними підприємствами: організація та управління : Монографія / В.О. Новак, І.В. Гордієнко, О.К. Катерна, В.В. Матвеев, О.В. Ільєнко. – К.: Кондор-Видавництво, 2012. – 277с.
- [2] Ilienکو O. Analysis of the methodological approach of strengthening of international economic security / O. Ilienکو // Proceedings of the National Aviation University. – Kyiv, 2013. – №1 (54)/ – P. 116-121.
- [3] Kyrylenko O.M. Fundamentals of Transport Economics: Tutorial / Ed. V. I. Shchelkunov and oth. – K.: Condor, 2011. – 392 p.
- [4] NovakV., Mostenska T., Ilienکو O., Danilova E. Organizational behavior. Textbook. – K.: Condor-Publishing house, 2016. – 478 p. (З грифом МОН, МтаС України. Лист 1/11 -14325 від 11.09.2012 p.)
- [5] Novak V. Scientific basis of management of transport companies interaction / V. Novak,V.Marchenko, V.Perederii // Airtransport. – 2016. – № 1(11). – P. 31-36.
- [6] Razumova, K.M. Organizational-economic mechanism of ensuring the efficiency of passenger transportation by transport: Dissertation for the degree of doctor of economic Sciences: – Kharkov, USART, 2015. – 408 p.

## ОСОБЕННОСТИ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ АВИАПЕРЕВОЗЧИКОВ В УСЛОВИЯХ ИЗМЕНЧИВОЙ СРЕДЫ

Эльвира Данилова, Светлана Петровская, Алексей Клочковский, Оксана Илиенко

*В статье осуществлен анализ факторов, оказывающих влияние на развитие предприятий авиатранспортной отрасли, исследованы направленность влияния факторов внешней среды на экономическое положение авиакомпаний.*

## Economic and Organizational Aspects of Functioning of Aircraft Enterprises

*Leonid Loboyko\**, *Oksana Kyrylenko\*\**, *Valentina Novak\*\**, *Katerina Razumova\*\*\**

*(National Aviation University,*

*C. Komarova Ave. №1, Kiev, 03058, Ukraine)*

**Abstract.** *The article examines the processes of harmonization of the economic and organizational basis for the operation of airlines and the transport system, which theoretically makes it possible for the country to access advanced European technologies. It is scientifically substantiated that for the successful development of an aviation enterprise it is necessary to coordinate the strategy of personnel management and the strategy of entrepreneurship among themselves.*

**Keywords:** aviation, airlines, market economy, air transport, functions of management, strategic decisions.

### **Problem statement in its general view. Its connection with important scientific or practical tasks**

Analysis of the results of marketing research in the domestic market of transport services in the segment of "passenger traffic" in recent years shows that with the spread of the crisis and the growth of competition, each mode of transport actively seeks to save market share or win additional positions on it. Aviation transport as a business entity is also a component of a complex "passenger complex" system; therefore, in order to achieve its goal in the transport services market, it should have its own strategies, that is, a broad plan of action that can help achieve its goal.

### **Analysis of the latest researches and published works.**

### **Marking the previously unsolved parts of generic problem, which are the subject of this article**

Analysis of the organizational and economic aspects of the development and operation of transport enterprises is a topical subject of research by many scientists. Many scientific publications, papers, articles [1, 2, 3, 4] are devoted to the issue of the functioning of airlines. However, the main problems on the way to ensuring compliance of the aviation transport system with high standards and technical requirements of the transport services market, taking into account the priorities of the national economy, are not enough disclosed in the scientific literature.

\* Professor, \*\*Assistant Professor, \*\*\* Postgraduate Student



### **Formulation of the purposes of this article**

The purpose of this article is to study the processes of harmonization of the economic and organizational bases of the functioning of airlines and the scientific substantiation of the need to harmonize among themselves personnel management strategies and business strategies for the successful development of an airline at the present stage of economic development.

### **Exposition of the main material**

Today, aviation industry companies operate in a market economy, an economic system that operates in a free market without planning on the side of central government. A market economy is called a free economy or a free enterprise system [2]. The difference between a market economy and a planned one is not in the level of state regulation, but how this regulation is used.

The role of the state in the economy is ambiguous. Disputes over state interference or non-interference in the economy continue. But, it should be noted that the state authorities act as an arbiter in economic relations, determine the rules of the game in the market.

The degree of control by the state of the economy is one of the most fundamental concepts. The main criterion in assessing this issue is the growth of the level of the economy itself. The policy of state bodies is ambiguous, it may include support for inefficient sectors of the national economy. Reducing such ineffective programs will benefit the state. Intervention in the economy by the state is necessary in cases of market failure or external threats.

In the absence of a market failure and the stability of external factors, state intervention is inappropriate, since it reduces the efficiency and growth of the industry, but government intervention is often driven by the pursuit of social goals such as income redistribution, since the economy itself often ignores these social goals or considers them the possibility of solving them in the least costly way.

The state may intervene in the following directions:

- through the construction of infrastructure, education and national defense. Evaluating the effect of these factors is difficult to assess.
- redistribution of income, both vertically by income level and horizontally between groups with similar income levels.
- Taxation through which one can influence the development of certain industries, creating artificial barriers on their way. Thanks to which the state budget of the country is filled.
- changing the law and rules of the game at the market.

Civil aviation has become an integral part of Ukraine's economy. It has a key impact on economic growth and has a profound impact on the quality of life of the population as a whole. Aviation allows you to integrate into the world economy and fosters international

exchange of people, products, investments and ideas. To a large extent, civil aviation has also enabled small businesses to engage in world trade, linking populations around the world, contributing to productive and cultural development. Civil aviation is always obliged to use advanced technologies to improve the safety and level of passenger service. In essence, civil aviation affects almost every aspect of our lives and its successful development greatly contributes to improving the standard of living of society and the economy.

But airline companies must be in the hands of successful managers, which will avoid the phenomena of economic instability, to warn about possible problems associated with the transportation of passengers or cargo. Additional investments, including in the infrastructure of the industry - runways and increasing airport capacity, will contribute to the successful development of civil aviation.

Existing high competition in the air transport market all the time pushes the airline to improve the quality of service, ensuring the highest level of air traffic safety, the introduction of new services, the desire to respond more promptly to consumer preferences.

Deregulation of the aviation industry by the state will help reduce the cost of services, increase the frequency of flights and expand the scope of services, to more closely cover the small and medium-sized services markets.

Aviation, with its delivery at the exact time, helps optimize logistics systems, eliminating excessive filling of warehouses. Without reliable air delivery, many companies will not be able to compete on the market.

Air transport offers many advantages over other modes of transport - flexible pricing, short delivery times, high speed customer service. Undoubtedly, they are the competitive advantages of aviation transport companies. Due to this, aviation is an important part of the national economy, which is transformed by the process of globalization into a new, more qualitative level; contributes to the growth of international trade, tourism and international investment, as well as the relationship between people on all continents.

Airlines have a great direct impact on the economic situation of the country, as they create a large number of jobs and a whole range of services related to the movement of passengers and goods over large and short distances for a minimum period of time - aircraft maintenance and repair, air traffic control, registration, baggage handling, direct work with air passengers, provision of a full range of services for their comfort from the moment of entry to the airport of departure to the airport of destination.

In addition, there is an indirect effect associated with the work of suppliers in the field of air transport - suppliers of aviation fuel; construction companies that build airport facilities; suppliers of subcomponents used in aviation, manufacturers of goods sold at the airport (retail), as well as a wide range of activities in the business services sector (eg call centers, information technology and accounting). About 9.3 million indirect jobs globally supported through the

purchase of goods and services companies in the field of air transport, contributing \$ 800 billion in world GDP in 2015 [5].

The largest economic contribution of air transport is a significant contribution to the development of other industries, the co-ordination of the process of their growth. Air transport is vital to tourism, which is the main engine of economic growth on a global scale, especially in emerging economies. The direct impact is characterized by the creation of 14.4 million global tourism jobs, based on the estimated costs of foreign air travelers arriving by air. This includes jobs in industries such as hotels, restaurants, historic and architectural monuments, local transport and car rental. Indirect impact - 13.2 million jobs in industries supporting the tourism industry and serving visitors arriving by air [6].

In turn, air transport facilitates world trade by allowing countries to participate in the world market by expanding access to international markets and accelerating the globalization of production. As an important intermediary in international trade, aviation contributes to global economic growth and development. Projections indicate that the global economy will become even more dependent on international trade over the next decade [5].

Compared to other modes of transport, air transportation is fast and reliable, can overcome long distances. However, you have to pay for these benefits. As a result, air travel is mainly used to deliver goods that are lightweight, compact, and of high value, or of great value, or are spoiled.

Air transport increases the number of international connections in the country that can help boost productivity, stimulate investment and innovation; improve business operations and the speed of attracting highly skilled employees to companies.

Unlike other modes of transport, the vast majority of air transport costs go to infrastructure (runways, airport terminals and air traffic control). In addition, companies in the field of air transport are subject to significant tax payments to the national treasury of the country. The costs of aviation infrastructure are funded through fees from aviation services customers.

Customers' payments are specifically formed and used to reimburse costs associated with the provision of facilities and services for civil aviation. These include the provision of airports and air navigation services, including the corresponding amounts for paying the cost of capital and depreciation of assets, as well as maintenance, operation, administration and administration costs. Thus, in 2010, world airports spent about \$ 26 billion on capital expenditures on the creation of new infrastructure, the construction of new facilities to meet demand, improving existing capacities to increase efficiency and build energy efficient terminals [3].

The analysis allows the author's team to assert that the greatest economic effect from air transport is due to its impact on long-term indicators of the country's economy as a whole

due to an increase in the general level of labor productivity. Growth of labor productivity in firms outside the aviation sector of the economy goes in two main directions: due to the increase of domestic firms access to foreign markets and the increase of foreign competition in the domestic market, as well as through a more free flow of investment capital and workers between countries.

There are external and internal factors that affect the success of airline companies. Business has direct control over internal factors, unlike external ones, such as economics, politics, socio-cultural factors, technology, and international relations. Competition is another very important external factor affecting the organization's activities. The success of the airlines is based on a policy that successfully adapts to changes in the environment. This includes attempts to make their own services better by reducing their cost and increasing competitive advantages for consumers.

Today's time is characterized by a dynamic change in external factors. Participation in the work and the initiative of people in the organization at different levels can vary from organization to organization. Organizational culture and socio-psychological climate in the team are related to this factor.

Personnel management of aviation enterprises is carried out in the course of carrying out certain targeted actions and includes: definition of goals and main directions of work with personnel; definition of means, forms and methods of realization of the set goals; organization of work in the course of executed administrative decisions; coordination and control over the implementation of planned activities; continuous improvement of the staffing system. When the overall strategy of the airline is realized, in our opinion, it becomes possible to establish individual functions of personnel management, which will be combined with the chosen strategy in the best way.

The need for coordination between the strategy of personnel management and the business strategy of the airline, according to the authors, covers the main functions of management and includes:

- selection, recruitment and formation of personnel of the organization, firms for the best achievement of production goals, staff assessment;
- improvement of the organizational structure of the airline's management and ensuring a good moral and psychological climate in the company's collective, which promotes the creative activity of each employee, optimum use of the potential of employees and their remuneration;
- provision of guarantees of the social responsibility of the airline to each employee;
- a clear understanding of the strategic and tactical goals of each company and their successful implementation;

- forecasting the situation on the labor market and in the own team for taking preventive measures;
- analysis of available personnel potential and planning of its development, taking into account the prospect;
- motivation of personnel, evaluation and training of personnel, promotion of adaptation of workers to innovations, creation of socially comfortable working conditions in a collective, solving of private issues of psychological compatibility of employees, etc.

At the same time it is necessary to keep the traditional tasks of administrative work with personnel.

### **Conclusions**

The organizational and economic conditions of the development of the aviation enterprise depend on the environment. Only the quickest adaptation to external factors will be able to give the company the opportunity to grow dynamically and successfully operate in the market.

### **Prospects for further research in this direction**

The proposed processes of harmonization of the economic and organizational bases of operation of air transport companies and the transport system of the country as a whole will give the country access to advanced world technologies, reveal the main problems on the way to ensuring conformity of the national transport system with high standards and technical requirements of the market of transport services taking into account the priorities of the national economy.

### **REFERENCES**

- [1] Ilienکو O. Analysis of the methodological approach of strengthening of international economic security / O. Ilienکو // Proceedings of the National Aviation University. – Kyiv, 2013. – №1 (54)/ – P. 116-121.
- [2] Kyrylenko O.M. Fundamentals of Transport Economics: Tutorial / Ed. V. I. Shchelkunov and oth. – K.: Condor, 2011. – 392 p.
- [3] Novak V. Scientific basis of management of transport companies interaction / V. Novak, V. Marchenko, V. Perederii // Airtransport.– 2016. – № 1(11). – P. 31-36.
- [4] O. Kyrylenko, V. Novak, S. Petrovs'ka, K. Razumova. Competitive Strategies of Railway Transport of Ukraine as an Essential Part of the European Integration. Science and

Education Studies, No.1. (29) (January - March). Volume VIII. Stanford University Press, 2018. - 501 p., P. 479-492.

- [5] Razumova, K.M. Organizational-economic mechanism of ensuring the efficiency of passenger transportation by transport: Dissertation for the degree of doctor of economic Sciences: – Kharkov, USART, 2015. – 408 p.
- [6] Підсумки роботи транспорту України за 2018 р.: Експрес-випуск Державної служби статистики України: Статистика транспорту [Електронний ресурс] / Режим доступу: <http://www.ukrstat.gov.ua/>

## ЭКОНОМИКО-ОРГАНИЗАЦИОННЫЕ АСПЕКТЫ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ АВИАПРЕДПРИЯТИЙ

Леонид Лобойко, Оксана Кириленко, Валентина Новак, Катерина Разумова

*В статье исследуются процессы гармонизации экономико-организационных основ функционирования авиапредприятий и транспортной системы Украины, что теоретически дает возможность доступа нашей страны к передовым европейским технологиям, раскрыты основные проблемы на пути к обеспечению соответствия национальной транспортной системы высоким стандартам и техническим требованиям рынка транспортных услуг с учетом приоритетов национальной экономики. Научно обосновано, что для успешного развития авиапредприятия необходимо согласование между собой стратегии управления персоналом и стратегии предпринимательства.*

## Summaries

European Model for the Protection of Civil Aviation against Unlawful Interference - **David Alania**, “Aviation Transport”. Tbilisi, 2019 №1 (13) (Eng).

The article presents measures to protect civil aviation from unlawful interference from the perspective of the European model. The article step by step covers all stages of development of the civil aviation system at the international level. Comparative examples with other security systems are discussed. Practical examples of problems and their solutions aiming to improve systems through participation of majority of countries are presented. The article describes developing and transforming threats to aviation security and the actions against related crimes. The problems are shown from an international perspective and their solutions are suggested both on an international as well as individual state level.

Prospects of Aviation Development in Terms Of Modern Condition of Aviation Science - **Irakli Kacharava, Valeri Mikadze, David Pilauri**, “Aviation Transport”. Tbilisi, 2019 №1 (13) (Rus).

The article is devoted to the modern trends in the development of specific areas of aviation science and perspectives of aviation technology as a result of their implementation. It is a compilation of published data in open sources [1-32] and consists of four main chapters:

1. Aerodynamics and arrangement of the aircraft;
2. Construction and its strength;
3. Power plant;
4. Control systems and onboard equipment.

Short range aircraft design general issues - **Giorgi Kakabadze**, “Aviation Transport”. Tbilisi, 2019 №1 (13) (Geo).

*The aim of current research is to redesign A320 with new technical requirements, which will be adapted to low speed and short range flights. Given research will be done with different automated design systems, therefore final results will be analyzed. Also general advantages and disadvantages of each software and preference for different design stages will be determined.*

Analysis of the Oscillatory Motion of the Protective Module of the Turbojet Engine in a Collision with Foreign Objects - **Andro Maisuradze, Slava Mebonia, Merab Chelidze**, “Aviation Transport”. Tbilisi, 2019 №1 (13) (Eng).

*The oscillatory motion of the protective module of the turbojet engine of the aircraft, which is caused by shock interaction with external objects, including birds, is considered. To study the dynamics of the protective module in a collision with external objects, a differential equation is compiled, the solution of which is obtained mathematical expressions for the magnitude of the displacement of the module and the force of impact. Analysis of these expressions shows that the elastic elements in the module structure partially reduce the impact force.*

Analysis of Foreign Objects Ingress into Aircraft Gasturbine Engines and Methods of Their Recording - *Andro Maisuradze, Giorgi Mushkudiani, Dato Metreveli, Giorgi Gedaminski*, “Aviation Transport”. Tbilisi, 2019 №1 (13) (Eng).

*The operation of gas turbine engines is significantly affected by pollution of atmosphere air. Currently certain number of being in operation gas turbine engines are being removed from aircrafts prior to the expiration of the warranty period, mainly due to damage to the compressor, combustion chamber and gas turbine as a result of foreign objects ingress in the engine intake. As foreign objects would be: various size small particles of dust or sand. Pebbles, demolished runway and taxiways, pieces of ice, wire from brushes of the surface of cleaning machines, birds, etc. Foreign bodies may not damage the first stage of the compressor, but damage the next stages, is complicated to diagnose the engine. In order to simplify diagnostics and generally, maintenance of the engine, it is necessary to develop a device that will record the number of sand particles, pebbles and other foreign bodies passing through the engine.*

Impact of the Geometrical Parameters of Valveless Pulse jet Engine on Thrust- *Aria Nazarpavar*. “Aviation Transport”. Tbilisi, 2019 №1 (13) (Eng).

*Simple design, low maintenance and manufacture cost, and high thrust to weight ratio, also new numerical method in simulating caused development of Pulse Jet engine function in non-military fields today. Impact of geometrical parameters of valveless pulse jet engine on thrust has been studied in this article. First, study concentrate on main geometrical parameters like diameter and length, and transform those parameters to dimension-less parameters (length to mean diameter ratio) for each section of the engine. Then the allowable range for parameters is achieved based upon experimental researches of Mr. Lockwood. Ten new geometries for valve-less pulse jet engine has been defined and numerical solution of two-dimension flow field of inside engine has been presented with Fluent Code. New method has been presented (without solving the combustion) with considering combustion as initial condition. To ensure that the accuracy of solution is obtained, validation has been done with a valved pulse jet engine that shows excellent results with less than 5 percent error. Eventually the main result shows that amount of parameters that has most impact on thrust is 29 (length to diameter) for exhaust pipe, 1.25 for combustion chamber and 3.5 for intake pipe. The volume of combustion chamber should not exceed the limits otherwise it will be caused non-uniform pressure distribution and will be effect on engine performance. Conclusion shows improvement of thrust of more than 200% percent with changes in geometrical parameters and without significant change on weight. Therefore, there would be improvement of power to weight ratio as well. It can be said that it could be farther developed considering other aspects of this type of jet engine (like level of noise, cooling method, utilizing in aviation and another field etc.) and also, practical projects as well. After reviewing the article, it can be said that it meets all of the requirements that has been defined for this project and more development could be gained on pulse jet engines in future. .*

Simulation of a perforated plate in the Software package FEMAP-NASTRAN - *Giorgi Jaiani, Sopho Bliadze*, “Aviation Transport”. Tbilisi, 2019 №1 (13) (Geo).



*One of the most important problems of the theory of destruction is the study of the stress field, especially in the area of stress concentrators. A great practical application is to solve problems of stress concentrators not only in the zone of significant differences in stiffness, but also in the zone of holes, especially if the material, on the basis of the load, is not physically linear. The article considers an endless plate with a central hole, which is under the action of tensile load. For the first time this problem was solved by Kirsch within the framework of the classical theory of elasticity, and later another variant of the solution was proposed by N. Muskhelishvili. The purpose of the article is to create in the FEMAP software package a computational model of the problem, the solution of which with high accuracy will approach the results of the analytical solution.*

Analysis of the composite design using the integrated program FEMAP-NASTRAN - *Seit Bliadze, Giorgi Tsirekidze, Konstantine Dvalishvili*, “Aviation Transport”. Tbilisi, 2019 №1 (13) (Geo).

*To date, the majority of scientists for the full analysis of the solution of mechanical problems by numerical methods among all methods prefer the finite element method. Despite the fact that many monographs and scientific works have been published on the use of this method, the effective, of course, elemental approximation for plates, shells, beams, and their combinations is still imperfect. Intensive work is underway to create perfect schemes, with the help of which it will be possible to approach more closely the results of field tests. The aim of the work is to fully explore the places of sharp changes in stiffness for prefabricated structures. As is known, precisely such places are places of stress concentration.*

Comparative analysis of the results of field and numerical experiments with a helmet using the integrated program FEMAP-NASTRAN - *Seit Bliadze, Giorgi Tsirekidze, Giorgi Metreveli*, “Aviation Transport”. Tbilisi, 2019 №1 (13) (Geo).

*Conventional complex programs such as FEMAP-NASTRAN, ANSYS APDL, ANSYS Workbench, ABAQUS, PATRAN-NASTRAN and others are based on a numerical method, which is known in the literature as a finite element method. This method is a numerical method, which, in comparison with other numerical methods, has a number of advantages and a number of disadvantages. A common drawback of numerical methods is their inherent certain error. Today, users of computational complex programs are faced with the task of creating a computational model with appropriate boundary conditions as closely as possible that will be as close as possible to the results of a full-scale experiment. The objective of the article is to create for the calculations of helmets such a computational model, where the error will be reduced to a minimum. To achieve this goal, modeling was performed for both single-layer and multi-layer shells. The results obtained are compared with the results of field experiments. The results obtained are compared with the results of field experiments. The results obtained are compared with the results of field experiments.*

**Ontology-Based Approach for Human Competency Gap Analysis in Air Traffic Management - Igor Kabashkin, Nika Tikanashvili, “Aviation Transport”.** Tbilisi, 2019 №1 (13) (Eng).

*The Global Air Navigation Plan (GANP) is a flexible global engineering approach that allows all States to advance their Air Navigation capacities based on their specific operational requirements. Aviation professionals have an essential role in the transition to, and successful implementation of the GANP. The development of new air traffic control technology requires new competencies from operational and maintenance personnel under the circumstances. And this, in turn, requires new education curricula for initial, vocational and advanced training in this area.*

*The paper is focused on the creation of methodology for the partial automation of the comparison of existing and required competences of Air Traffic Management (ATM) personnel and synthesis of training courses and modules, using a formal, ontology-based approach as a tool to solve these problems. One of the problems in the implementation of the GANP is that, on the one hand, there are currently no unified requirements for all categories of ATM personnel, and on the other hand, the development of ATM technologies is far ahead of the pace of training of personnel of appropriate qualifications. This problem becomes even more noticeable in countries that have just started an active modernization of ATC systems and do not have enough experience in this field.*

*The paper describes the general methodological approach based on the education ontology modelling for human competency gap analysis in ATM and for gap analysis between the university curricula outcomes and the ATM requirements. The ontology of key personnel competencies issues for the design and integration of large-scale future ATM programs is proposed.*

**Modelling the airspace of airfields - Vano Zhurabishvili, Badri Nadaraia, “Aviation Transport”.** Tbilisi, 2019 №1 (13) (Geo).

*Simulation the airspace of airfields is an actual problem and increases the efficiency of its use. Airspace can be represented as many zones. Based on the main characteristics of flying objects, it is possible to determine the optimal airspace for the flight and minimize conflict situations.*

**Theoretical concept of modification of artificial earth satellites due to the influence of negative factors from outside - Vano Zhurabishvili, Badri Nadaraia, “Aviation Transport”.** Tbilisi, 2019 №1 (13) (Geo).

This article considers the theoretical and conceptual methods of increasing efficiency of the precision of global navigation satellite system using laser beams web in cooperation with satellites. There are described some primary negative factors which are deconstructive for the valuable work of the precious navigation system. Also there is shown the theoretical-conceptual way of solving problems.

The results of radar research of atmospheric zones causing intense turbulence of aircraft and the prospect of their practical application - **Avtandil Apkhaidze, Manana Mamsirashvili**, “Aviation Transport”. Tbilisi, 2019 №1 (13) (Geo).

*Weather radar systems have changed in Georgia due to objective reasons. The new radars operate in the vicinity of Tbilisi and Poti airfields. Based on this, the article presents the main results of the study of wind field inhomogeneities zones in clouds and precipitation, causing the aircraft to roll, conducted with the help of radar MRL-2; the prospects of practical application of the new radar system for this purpose are considered.*

About new threats to flight safety – **Demur Vepkhvadze, Davit Satseradze, Giorgi Zedginidze**, “Aviation Transport”. Tbilisi, 2019 №1 (13) (Rus).

*The article deals with the issue of flight safety, taking into account the capabilities of information technology. A new type of computer attack has been introduced to intercept control of the aircraft and a method has been proposed to combat both attacks and other destructive actions.*

Analysis of Information Attacks on the Enterprise System - **Simon Khoshtaria, Tengiz Nikolashvili, Nino Khoshtaria** “Aviation Transport”. Tbilisi, 2019 №1 (13) (Rus).

*The article discusses the current issue that gives us an opportunity to assess the information system of the enterprise, the risk of detection of information attacks. Analysis of various methods is given.*

Global Air Traffic Development Trends - **Marina Vysotska**, “Aviation Transport”. Tbilisi, 2019 №1 (13) (Eng).

*The article determines the main trends in the development of world aviation transport. The effects of the global economic crisis on airline companies are analyzed. The influence of economic processes on the formation of elements of the business model of airlines is investigated. As a result of the analysis of financial results the stabilization of the operating activity of the airlines in recent years has been proved.*

Features of Activity of Air Carriers in Conditions of the Multiple Environment - **Elvira Danilova, Svitlana Petrovska, Oleksii Klochkivski, Oksana Iliencko**, “Aviation Transport”. Tbilisi, 2019 №1 (13) (Eng).

*The article analyzes the factors influencing the development of enterprises in the air transport industry, and investigates the tendency of the influence of factors of the environment on the economic condition of the airlines.*

Economic and Organizational Aspects of Functioning of Aircraft Enterprises -*Leonid Loboyko, Oksana Kyrylenko, Valentina Novak, Katerina Razumova*, “Aviation Transport”. Tbilisi, 2019 №1 (13) (Eng).

*The article examines the processes of harmonization of the economic and organizational basis for the operation of airlines and the transport system, which theoretically makes it possible for the country to access advanced European technologies. It is scientifically substantiated that for the successful development of an aviation enterprise it is necessary to coordinate the strategy of personnel management and the strategy of entrepreneurship among themselves.*

## სამეცნიერო წერილების ავტორთა საყურადღებოდ

ავტორები ვალდებული არიან სამეცნიერო წერილები წარმოადგინონ შემდეგი მოთხოვნების მკაცრი დაცვით:

1. სამეცნიერო წერილი უნდა იყოს რედაქციაში წარდგენილი რეცენზიით და ავტორის (ან ავტორების) წერილობითი პასუხით რეცენზენტის დასკვნაზე. ავტორმა(ებმა) - საქართველოდან საავიაციო უნივერსიტეტიდან და სხვა უმაღლესი განათლების დაწესებულებებთან უნდა წარმოადგინონ შესაბამისი ფაკულტეტების (წარმომადგენლების) გადაწყვეტილება მოცემული სტატიის გამოქვეყნების მიზანშეწონილობის შესახებ, ხოლო ავტორმა(ებმა) კვლევითი ინსტიტუტებიდან და კომპანიებიდან - სამეცნიერო ან სამეცნიერო-ტექნიკური საბჭოს გადაწყვეტილება.
2. სამუშაო მზადდება Microsoft Word - დოკუმენტში.
3. სამეცნიერო წერილები უნდა იყოს აკრეფილი შრიფტით - „Sylfaen“.
4. სამეცნიერო წერილი რედაქციაში წარდგენილი უნდა იყოს თეთრი თაბახის A4 ზომის ფურცლებზე ან ჩაწერილი CD ფორმატის დისკზე. შიფტის ზომა 11, ინტერვალი სტრიქონებს შორის - 1,15, მინდვრები: ზემოდან 30მმ, მარცხნიდან 25მმ, მარჯვნიდან 20მმ, ქვემოდან 25მმ, სამუშაოს დასახელება იწერება შრიფტით - 14, გვარი და სახელი შრიფტით - 13, ორგანიზაციის დასახელება, სადაც შესრულებულია სამუშაო, მითითებულია ფრჩხილებში შრიფტით 13, ხოლო მისი მისამართი შრიფტით 10), სამუშაოს რეზიუმე დგინდება დახრილად შრიფტით - 10, საკვანძო სიტყვები იწერება შრიფტით - 12, რეფერატი იწერება შრიფტით - 12. რეფერატები ან/და რეზიუმეები უნდა იყოს დაწერილი გამოყენებული ლიტერატურის შემდეგ გაეროს რომელიმე ენაზე (ინგლისური ან რუსული). მასში მითითებული უნდა იყოს სამუშაოს დასახელება, წერილის ავტორის(ების) სახელი და გვარი.
5. ცხრილები, სქემები, გრაფიკები და ფორმულები უნდა იყოს წარმოდგენილი კომპიუტერული გრაფიკით.
6. გამოყენებულ ლიტერატურაში საჭიროა მითითებული იყოს ავტორის(ების) გვარი, ინიციალები, წიგნის დასახელება, გამოქვეყნების ადგილი, გამომცემლობა და გამოშვების წელი. თუ ლიტერატურაში მითითებულია სამეცნიერო წერილი, უნდა მივუთითოთ ავტორის(ების) გვარი, წერილის სათაური, 2 დახრილი ხაზით უნდა გამოიყოს ჟურნალის სათაური, გამოქვეყნების ადგილი, გამოშვების წელი და ჟურნალის ტომის ნომერი. გამოგონებაზე პატენტის გამოყენებისას, გამოყენებულ ლიტერატურაში მიეთითება გამოგონების სახელი, სახელმწიფო, რომელსაც ეკუთვნის პატენტი, პატენტის ნომერი, პატენტის გაცემის თარიღი, 1 დახრილი ხაზით გამოიყოფა ავტორი(ები), ადგილი და გამოშვების წელი.
7. უარყოფი რეცენზიის შემთხვევაში, ავტორის(ების) თხოვნით, სარედაქციო საბჭომ შესაძლებელია ნება დართოს სამეცნიერო წერილის გამოქვეყნებაზე, რომელზეც იქნება დასმული ბეჭედი, რაც აღნიშნავს იმას, რომ სამეცნიერო წერილი განხილვაშია.
8. სამეცნიერო წერილზე უნდა იყოს ავტორის(ების) ხელმოწერა.

## For Authors of Articles

The manuscripts submitted for publication must satisfy the following requirements:

1. The article should be submitted to the editorial board with a review and a written response from the author (s) to the conclusion of reviewer. Authors from the Georgian Aviation University and other HEI should submit solutions of the councils of the relevant faculties on the appropriateness – decisions of scientific or scientific and technical councils.
2. The paper must be prepared in Microsoft Word.
3. Articles should be typed in Sylfaen.
4. The paper should be submitted to the editor on A4 sheets of white paper and on the CD disk. The font size is 11, the interval is 1,15; Margings: Top – 30mm, Left – 25mm, Right – 20mm, Bottom – 25mm. Font size for title of the work is collected – 14; for surname and name – 13; for name of the organization where the work is done is indicated in brackets – 13, the address should be written in 10 font; for abstract of the work in italic – 10; for keywords – 12.
5. Tables, diagrams, graphs and formulas should be presented by computer graphics.
6. In references for books is necessary to indicate: the name(s) of author(s), initials, title of the book, place of publication, publisher, year of issue, number of pages. For scientific article is necessary to indicate: the name(s) of author(s), the title of article, two inclined lines that distinguish the name of the journal (conference, congress, etc.), the place of publication, the year of publication. For author certificates (AC) for invention or patents, the list of references indicates: the title of invention, state that own the patent (or AC), the number of patent (or AC), the date of issue of the patent (or AU), two inclined lines, the author(s), place and year of publication.
7. In the case of a negative review, at the request of the author, the editorial board may authorize publication with stamp as a matter of discussion.
8. The article must be signed by the author(s)

## К сведению авторов статей

Авторы обязаны представить статьи со строгим соблюдением следующих требований.

1. Статья должна быть представлена в редакцию с рецензией и письменным ответом автора(ов) на заключение рецензента. Авторы с Грузинский авиационный университет и других вузов должны представить постановления советов соответствующих факультетов о целесообразности публикации данной статьи, а авторы с НИИ и предприятий – решения научных или научно-технических советов.
2. Работа подготавливается в Microsoft Word.
3. Статья должна быть набрана шрифтом Sylfaen.
4. Статья должна быть представлена в редакцию на листах белой бумаги размером А4 или CD диском. Размер шрифта 11, интервал 1,15; поля: Верхний - 30мм, левый – 25 мм, право – 20 мм, Дно – 25 мм. Название работы собирается шрифтом 14; фамилия, имя, отчество автора(ов) – шрифтом 13; название организации, где выполнена работа, указывается в скобках – шрифтом 13, адрес должен быть написан шрифтом 10; резюме работы выполняется курсивным шрифтом 12; ключевые слова – шрифтом 12; к работе, выполненной на русском языке, после литературы шрифтом 12 прилагается резюме на английском языке с указанием названия труда, имени, отчества и фамилии автора(ов).
5. Таблицы, схемы, графики и формулы должны быть представлены посредством компьютерной графики.
6. При оформлении списка литературы, когда упоминаются книги, необходимо указать: фамилию(ии) автора(ов), инициалы, название книги, место публикации, издательство, год выпуска. Если указывается научная статья, надо указать: фамилию(ии) автора(ов), название статьи, две наклонные линии, выделяющие название журнала (конференции, конгресса и т.д.), место публикации, год издания, номер тома журнала. При использовании авторских свидетельств (АС) на изобретения или патентов в списке литературы указываются: название изобретения, государство, которому принадлежит патент (или АС), номер патента (или АС), дата выдачи патента (или АС), две наклонные линии, автор(ы), место и год публикации.
7. В случае отрицательной рецензии, по просьбе автора, редакционная коллегия может разрешить публикацию с грифом в порядке обсуждения.
8. Статья должна быть подписана автором(ами).

## საკონტაქტო ინფორმაცია • Contact Information

### Контактная информация

#### საქართველოს საავიაციო

##### უნივერსიტეტი:

ქეთევან დედოფლის გამზ. №16, თბილისი,  
0144, საქართველო.

ტელეფონი: +(99532) 2773138;

ტელეფონი/ფაქსი: +(99532) 2776572;

ელ.ფოსტა: [mail@ssu.edu.ge](mailto:mail@ssu.edu.ge)

web: <http://www.ssu.edu.ge>

#### Georgian Aviation University:

Ketevan Dedofali ave. №16, Tbilisi, 0144,  
Georgia.

Tel: +(99532) 2773138;

Tel/Fax +(99532) 2776572;

Email: [mail@ssu.edu.ge](mailto:mail@ssu.edu.ge)

web: <http://www.ssu.edu.ge>

#### მთავარი რექტორი:

პროფესორი სერგო ტეფნაძე

ელ.ფოსტა: [rector@ssu.edu.ge](mailto:rector@ssu.edu.ge)

#### Editor-in-Chief

Professor Sergo Tepnadze

Email: [rector@ssu.edu.ge](mailto:rector@ssu.edu.ge)

#### რექტორი:

პროფესორი გიორგი ცირეკიძე

ელ.ფოსტა: [g.tsirekidze@ssu.edu.ge](mailto:g.tsirekidze@ssu.edu.ge)

ტელ. ნომერი: +995599601714

#### Editor:

Professor Giorgi Tsirekidze

Email: [g.tsirekidze@ssu.edu.ge](mailto:g.tsirekidze@ssu.edu.ge)

Mob. Number: +995599601714

#### ადმასრულებელი მდივანი:

გიორგი გედამინსკი

ელ.ფოსტა: [g.gedaminski@ssu.edu.ge](mailto:g.gedaminski@ssu.edu.ge)

ტელ. ნომერი: +995597704687

#### Executive Secretary

Giorgi Gedaminski

Email: [g.gedaminski@ssu.edu.ge](mailto:g.gedaminski@ssu.edu.ge)

Mob. Number: +995597704687

#### Грузинский авиационный университет:

Кетеван Дедофали, прос. №16, Тбилиси, 0144, Грузия.

Тел: + (99532) 2773138;

Тел / Факс + (99532) 2776572;

Электронная почта: [mail@ssu.edu.ge](mailto:mail@ssu.edu.ge)

web: <http://www.ssu.edu.ge>

#### Главный редактор:

Профессор Серго Тепнадзе

Эл. почта: [rector@ssu.edu.ge](mailto:rector@ssu.edu.ge)

#### Редактор:

Профессор Георгий Цирекидзе

[g.tsirekidze@ssu.edu.ge](mailto:g.tsirekidze@ssu.edu.ge)

#### Исполнительный секретарь:

Георгий Гедамински

Эл. почта: [g.gedaminski@ssu.edu.ge](mailto:g.gedaminski@ssu.edu.ge)

Моб. номер: +995597704687