

Computer Simulation of a Convertor-Type UAV Planer Based on Applied Applications

A.A. Abdullayev

Azerbaijan National Academy of Aviation (Mardakan ave. 30, Baku, AZ1045, Azerbaijan)

For correspondence:

Abdullayev Anar / e-mail: anarcafarov09@mail.ru

Abstract

The paper shows how important it is when designing to take into account the features of the wing aerodynamics and solving the issues of regulating the stability of the aircraft. Further development of unmanned aviation to ensure long-term flight of unmanned aerial vehicles directly depends on the ratio of power and weight, power and overall dimensions of control systems (propulsion systems), aerodynamic features of the wing, as well as aerodynamic quality factors of the wing of the aircraft. The energy consumed during flight by an aircraft directly depends on the chosen wing shape. At the same time, in order to save the energy of the aircraft during flight, in order to quantitatively exceed the coefficient of lift created by the angle of attack of the wing from the coefficient of resistance, during the design period of the aircraft it is necessary to use mainly this wing design.

Keywords: unmanned aerial vehicles, tilt-rotor, glider, flying wing, aerodynamic features.

DOI: 10.52171/2076-0515_2022_14_02_95_105

Received 12.10.2021

Revised 16.06.2022

Accepted 21.06.2022

For citation:

Abdullayev A.A.

[Computer simulation of a convertor-type UAV planer based on applied applications]

Herald of the Azerbaijan Engineering Academy, 2022, vol. 14, no. 2, pp. 95-105 (in Azerbaijani)

Tətbiqi proqramlar əsasında konvertoplan tipli pilotsuz uçuş aparatının planerinin kompüter modelləşdirilməsi

A.A. Abdullayev

Azərbaycan Milli Aviasiya Akademiyası (Mərdəkan pr. 30, Bakı, AZ1045, Azərbaycan)

Yazışma üçün:

Abdullayev Anar / e-mail: anarcafarov09@mail.ru

Xülasə

Məqalədə, uçuş aparatının layihələndirilməsi zamanı qanadların aerodinamik xüsusiyyətlərinin nəzərə alınmasının və dayanıqlığın tənzimlənməsi məsələlərinin həll olunmasının vacibliyi qeyd olunur. Həmçinin, uçuş zamanı sərf olunan enerji uçuş aparatı üçün seçilmiş qanadın formasından və həmlə bucağından asılı olaraq qanadın yaratdığı qaldırıcı qüvvə əmsalının qarşı müqavimət qüvvəsi əmsalından neçə dəfə böyük olmasını göstərən kəmiyyətdən birbaşa asılı olur və layihələndirmə zamanı uçuş aparatının uçuş vaxtı enerjiyə qənaət etmək imkanına sahib konstruksiyadan istifadə etmək tələb edilir.

Açar sözlər: pilotsuz uçuş aparatı, konvertoplan, planer, uçan qanad, aerodinamik xüsusiyyətlər.

DOI: 10.52171/2076-0515_2022_14_02_95_105

УДК: 623.746.4-519

Компьютерное моделирование планера БПЛА конвертопланерного типа на основе применяемых прикладных программ

А.А. Абдуллаев

Азербайджанская Национальная академия авиации (Мардакянский пр. 30, Баку, AZ1010, Азербайджан)

Для переписки:

Абдуллаев Анар / e-mail: anarcafarov09@mail.ru

Аннотация

В статье отмечено, как важно при проектировании учитывать особенности аэродинамики крыла и решения вопросов регулирования устойчивости летательного аппарата. Энергия, потребляемая во время полета летательным аппаратом, напрямую зависит от выбранной формы крыла. При этом в целях экономии энергии летательного аппарата при выполнении полета для количественного превышения коэффициента подъемной силы, создаваемой углом атаки крыла от коэффициента сопротивления, в период проектирования летательного аппарата требуется использовать преимущественно данную конструкцию крыла.

Ключевые слова: беспилотные летательные аппараты, конвертопланы, планер, летающее крыло, аэродинамические особенности.

Giriş

Pilotsuz uçuş aparatlarının uzun müddətli uçuşunun təmin edilməsi – uçuş aparatlarının inkişafı, planerin enerji və çəki, güc və hərəkətverici sistemlərinin qabarit ölçülərinə nisbətindən, qanadın aerodinamik xüsusiyyətlərindən, həmçinin uçuş aparatının qanadının aerodinamik keyfiyyət əmsalından birbaşa asılı olur.

İşin məqsədi

Sabit "uçan qanad" formalı planer konstruksiyasına sahib konvertoplan tipli PUA-nın "SolidWorks", "ANSYS", "Profili" və "Xflir5" tətbiqi proqramlar əsasında kompüter modelləşdirilməsi.

PUA-nın uçuşunun avtonomluq şərtinin ödənməsi ən vacib və mürəkkəb həllərdən biridir. Bu səbəbdən hazırlanan PUA-lara qoyulan əsas tələb sərbəst uçuşun təmin edilməsi şərtinin ödənilməsidir. Artıq tam və yaxud qismən avtonom PUA-lar hazırlanmışdır. Əsas avtonomluq UA-nın uçuşu idarəetmə prosessoru, inersial naviqasiya, təzyiq və s. duyğaların verilənləri ilə təmin edilir. Tam avtonomluq şərtinin ödənilməsi halında UA-nın istənilən situasiyaya adekvat cavab vermək və təyyarənin xarici təsirlərə (məhdudiyyətlərə) qarşı dayanıqlıq xüsusiyyətləri göstərməsi ilə xarakterizə olunmasıdır [1, 2].

Konvertoplanerdə dartı və qaldırıcı mühərriklər UA-nın manevr imkanlarını artırır. Mühərriklərin vəziyyəti (şaquli, üfüqi) və işləmə ardıcılığından asılı olaraq həm qaldırma qüvvəsi, həm də dartı qüvvəsi yaranır. UA-nın qalxması qaldırıcı mühərriklər (fırlanma müstəvisinə paralel), üfüqi uçuşu isə (fırlanma müstəvisi perpendikulyar) dartı mühərriki hesabına yaranır. Nəticədə UA təyyarə rejimində uçuşu davam etdirir. Əks proses zamanı isə UA şaquli uçuş (multikopter) rejiminə keçir.

Qaldırıcı mühərrik pərlərinin qarşılıqlı əks istiqamətlərdə fırlanma momentlərinin diferensial fərqlənməsi nəticəsində qalxma, dartı mühərriklərinin yaratdığı dartı qüvvəsi nəticəsində irəliləmə və UA-nın eleronlarının hücum bucaqlarını dəyişməsi nəticəsində istiqamətlənmə hərəkəti yaranır. Konvertoplan təyyarə rejimində üfüqi uçuş zamanı helikopter və çoxrotorlu UA-ların məhdudiyyətlərindən (az uçuş məsafəsi və aşağı uçuş sürəti) azad olur.

"Uçan qanad" sabit qanad konfigurasiyalı UA-ya aid olub, strukturuna qanad, füzelyaj və quyruq hissəsindən ibarət sadə forma daxildir. Füzelyajı olmayan "uçan qanad" tipli sabit qanadlı təyyarə modelləri də mövcuddur. Həmçinin "uçan qanad" konstruksiyasına tutacaqlar, asqılar, yük bölməsi, eləcə də şaquli və üfüqi stabilizator qismində kiçik konstruktiv birləşmələr də daxil ola bilər [3].

"Uçan qanad"-ın aerodinamik xüsusiyyətləri

UA-da qaldırma qüvvəsini aerodinamik səth yaradır və qaldırma qüvvəsi ilə paralel olaraq, ona müəyyən qədər əks olan mənfə qarşı müqavimət və sürtünmə qüvvələri yaranır. Həmçinin üfüqi, şaquli stabilizator, füzelyaj və s. uçuş zamanı müəyyən əks müqavimət qüvvələri formalaşdırır. Yaranan bu əks qüvvələrin qiyməti "uçan qanad" formasında aşağı olur. Az da olsa, yaranan qaldırma qüvvəsi hesabına UA-nın uçuşu təmin olunur. "Uçan qanad" konstruksiyasında qanadın yaratdığı qaldırma qüvvəsinə nisbətən daha az əlavə müqavimət yaranır və bütün konstruksiyaya qaldırma qüvvəsi yaratmaq imkanına malik olur. Bu xüsusiyyət adi qanad konfigurasiyaları ilə müqayisədə "uçan qanad"ın səmərəliliyini yüksəldir [4]. Ümumiyyətlə, "uçan qanad" konstruksiyasının aşağı əks müqavimət qüvvəsi, yüksək aerodinamik qaldırma əmsalı,

aşağı aşkarlanma ehtimalına sahib olması, uçuşun məxfiliyinin təmin olunması və s. kimi müsbət xüsusiyyətlər ilə xarakterizə olunur.

“Uçan qanad” formasının hava axınında aerodinamik spektrinin asimmetrik olması səbəbindən (axında ən yüksək deformasiya qanadın ən böyük səth ayrılıyına malik olduğu yerdə müşahidə olunur) həmin nöqtədə hava axını daha çox sıxılır və əksinə aşağı, daha az ayrılığı olan səthdə damlaşəkili formanın aerodinamik spektri isə (cismin simmetriya oxu axının hərəkət istiqaməti ilə uyğun olduqda) simmetrik və rəvan olacaqdır.

Konstruksiyasında sabitləşdirici və idarəetmə səthlərinin sadə olmaması səbəbindən onun forması qeyri-simmetrik hesab olunur və idarəedilməsi mürəkkəb sayılır. Qeyd olunan bu xüsusiyyətlərin aradan qaldırılmasına çalışıldıqda yüksək aerodinamik keyfiyyət əmsalı, aşağı çəki və kiçik aerodinamik müqavimət qiyməti kimi müsbət xüsusiyyətlərin azalmasına səbəb ola bilər.

Adi UA-larda aktiv və passiv dayanıqlıq istiqamətləndirici sükan və şaquli hava stabilizatoru vasitəsilə əldə olunur. “Uçan qanad” formasına bu konstruksiyayı tətbiq etmək mümkün deyildir. Bəzi “uçan qanad”da qanad sonluğu olmur və UA müəyyən bir tərəfə meyilləndikdə böyük qanad məsafəsi hesabına qanadda daha yüksək müqavimət qüvvəsi yaranır [5]. Nəticədə tələb olunan tarazlaşdırıcı qüvvə formalaşır.

Aktiv dayanıqlığa qanad uclarının yaxınlığında yerləşən müəyyən formalı əyləc (eleronlar) vasitəsilə əlavə müqavimət qüvvəsi yaratmaqla nail olunur. Planerə müxtəlif konstruksiyalar, belə ki, ayrı-ayrı hava əyləc sistemi və eleronlar, həmçinin diferensial dartı qüvvəsi yaradan sistemlər tətbiq edilə bilər. “Uçan qanad”ın üfüqi uçuşu zamanı passiv dayanıqlığa nail olmaq üçün sağ və sol qanad sonları maili

bucaq şəklində yuxarıya burulmuş şəkildə hazırlanır.

Bu səbəbdən, X oxu üzrə üfüqi uçuş zamanı UA-nın idarə edilməsi qanad sonlarında yaranan diferensial turbolentliyin minimuma endirilməsi hesabına daha asan əldə edilir. Qanad sonluğuna yaxın yerləşən eleronlar təy-yarənin aktiv dayanıqlığının təmin edilməsinə kömək edir. Eleronlar diferensial qalxma prosesini, bu da UA-nın uçuşunun idarə edilməsini və ya pilotun kren sürətini tənzimləməyə imkan yaradır. Ənənəvi uçuş aparatlarının çoxunda üfüqi stabilizator var və o, Y oxu üzrə passiv dayanıqlığa nail olmağa kömək edir. Digər tərəfdən, aktiv dayanıqlıq bu stabilizatorla yerləşən qaldırıcı servo mühərrikli idarəetmə mexanizmlərin köməyi ilə (verilmiş istiqamətdə şaquli qüvvəni artırır və ya azaldır) əldə olunur. “Uçan qanad”da üfüqi stabilizator yoxdur.

Bu səbəbdən, əsas qanadın arxa hissəsi stabilizator rolunu oynayır və qanadın arxa hissəsi fərqli hazırlanır. Hücüm bucağı böyük olduqda yaranan ümumi fırlanma momenti qüvvəsi hücum bucağını daim azaldır. Digər tərəfdən, aktiv dayanıqlıq qanadın arxa hissəsində yerləşən nəzarət səthləri və eleronlar vasitəsilə əldə olunur.

Küylə effektivliyi azaltmaq üçün PUA-nın qaldırıcı və dartı qüvvəsini akkumulyator batareyası ilə qidalanan elektik mühərrikləri, həmçinin uzun müddətli uçuşu təmin etmək üçün dartı mühərrikini daxili yanma mühərriki (DYM) ilə əvəz etməyin mümkünlüyü tədqiq olunmuşdur.

PUA-ya qoyulan iqtisadi və istehsal tələbləri UA uçuşu tam hazır olduqdan sonra qiymətləndiriləcəkdir. Sistem və qurğulara qoyulan əsas tələb PUA-nın avtonom uçuşunun və istismarının sadə olması şərtlərinin ödənməsidir [6-8].

Təhlil olunan konfigurasiya variantları

Burada PUA-nın layihələndirilməsi zamanı müqayisə edilən eskiz layihələri təsvir edilmiş və təklif olunan müxtəlif konfigurasiya variantlarının güclü və zəif tərəflərinin təhlilinin nəticələri verilmişdir.

Təklif olunan layihələrin qiymətləndirilməsi əsasında yekun konfigurasiya seçilmişdir. Bu zaman şaquli qalxma və üfüqi uçuşun təmin edilməsi sisteminin üstünlük və çatışmazlıqları müqayisə edilmişdir.

Nəticədə, ikinci – üfüqi uçuşun təmin edilməsi üçün dartı mühərrikindən istifadə etmək variantı seçilmişdir. Bu variant üçün “uçan qanad” tipli planer – 4 ədəd qaldırıcı və 1 ədəd dartı qüvvəsini yaradan kollektorsuz elektrik mühərrikdən (DYM-dən), eləcə də pərlərdən ibarət sistemdir. Burada PUA-nın 4 elektrik mühərriki ilə şaquli qalxması, üfüqi uçuşun təmin olunması məqsədi ilə dartı qüvvəsini yaradan mühərrikin işə düşməsi və əksinə proses başa düşülür.

İlkin baza ölçülər

Baza ölçülər kütlə nəzərə alınmaqla müəyyən edilmişdir. PUA-nın tam çəkisi elektrik mühərrikli birinci hal üçün <6 kq və ikinci hal üçün <16.5 kq hesablanmışdır. Çəkiyə daxil olan komponentlərin seçimi aparılmışdır. Müqayisə olunan hər bir UA konfigurasiyası üçün eskiz layihəsi çəkilmiş (şək. 1) və seçilmiş konfigurasiya üçün çəki hesabatı aparılmışdır.

Çəki göstəriciləri PUA-nın hazırlanması zamanı ilkin layihə olaraq nəzərə alınmış və növbəti mərhələlərdə bu göstəricilərin yenilənməsi mümkündür.

Layihələndirilən konvertoplanın ilkin olaraq hesablanmış və ehtimal olunan parametrləri ədəbiyyat [9]-də verilmişdir.



Şəkil 1 – “Uçan qanad” korpusunun CAD proqram təminatı bazasında hazırlanmış sxemi

Figure 1 – Schematic of the "Flying Wing" body based on CAD software

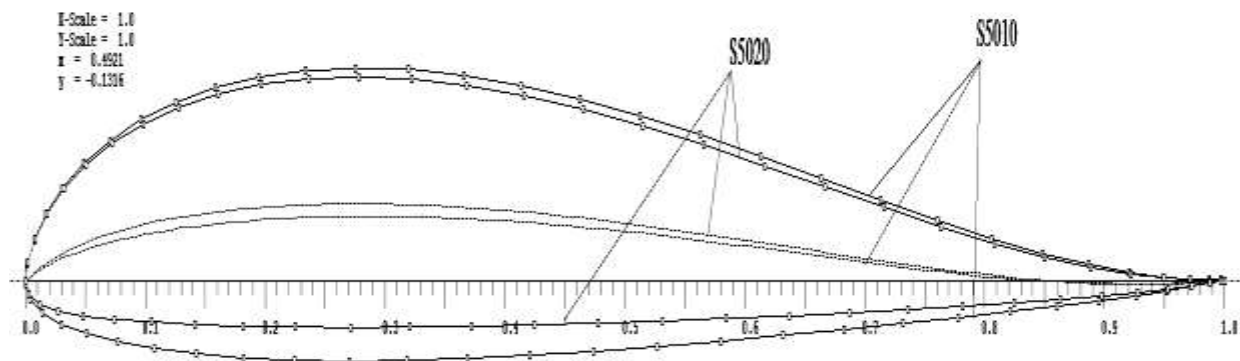
“Uçan qanad” tipli planerin layihələndirilməsi

“XFLR5” proqram təminatı bazasından istifadə etməklə təhlillər aparılmış və “uçan qanad” profilinin parametrləri hesablanmışdır. İlk öncə, “uçan qanad” korpusunda istifadə ediləcək ən yaxşı aerodinamik profil seçmək üçün iki fərqli aerodinamik səthlərin CFD (havanın dinamik axını) analizi aparılmış və tədqiq olunan qanad profillərindən biri seçilmişdir. Bunun üçün “XFLR5” proqramının alt sistemi olan “XFOIL” proqram bazasından istifadə edilmişdir.

Bazadan seçilmiş panel kodundan istifadə etməklə “uçan qanadın” aerodinamik səthlərinin aerodinamik xüsusiyyətləri qiymətləndirilmişdir.

Analiz üçün aerodinamik səthlərin qalınlıqları yüksək olan “S” seriyalı aerodinamik səthlər (S5010, $t/c=9.82\%$, S5020, $t/c=8.40\%$) seçilmiş və onlar üçün Reynolds ədədi geniş diapazonda hesablanmışdır (şək.2).

“XFLR5” bu qütbləri götürməklə və lazım olduqda fərqli Reynolds ədədlərindən istifadə etməklə hesablamalar arasında interpolasiya edərək VLM – vorteks qəfəs üsulu analizinə uyğun faiz nisbəti əlavə edilmişdir.



No	Name	Thickness (%)	at (%)	Comber (%)	at (%)	Points	TE Flap (°)	TEY Hinge	Show	Points	Centerline
1	S5010	9.82	7.60	2.20	27.60	62	0.00	0.00	✓	✓	✓
2	S5020	8.40	27.80	2.62	27.80	62	0.00	0.00	✓	✓	✓

Şəkil 2 – S5010 və S5020 aerodinamik səthlərin “XFLR5” proqram bazasında hesablanmış görünüşü
Figure 2 – Calculated view of S5010 and S5020 aerodynamic surfaces based on XFLR5 software

S5020 seriyalı aerodinamik səthin seçilmə səbəbi aşağıda qeyd edilmişdir:

- kiçik burulma əmsalına sahib olma ($c/4$);
- qanadın qaldırma qüvvə əmsalının maksimum yüksəlmə qiymətinin qanadın aerodinamik əmsalı göstəricisindən $s/4$ qədər aşağı olması.

Qaldırma və sürütmə əmsalları S5010, S5020 ardıcılığı ilə artır.

Hücum bucağının ən yüksək qiyməti S5010 üçün təxminən 12-13 dərəcə olur. Lakin konvertoflan tipli PUA-nın qaldırma gücünü təmin etmək üçün daha yüksək qaldırma əmsalı tələb olunur [10].

Hücum bucağının ən yüksək qiyməti S5020-də təxminən 6-7 dərəcədə qeydə alınır. Planerin müəyyən hücum bucağı altında uçuşuna imkan yaradır (şək. 3 a,b).

Təhlil edilmiş iki aerodinamik səthlər arasından təxminən 3,3 hücum bucağı altında S5020 sıfıra yaxın olan ən aşağı C_m $1/4$ -ə əmsalına malik olur. Xordanın $1/4$ hissədə qüvvə momenti əmsalına görə aerodinamik səthlər üstünlük dərəcəsinə görə S5010 və S5020 ardıcılıqla sıralanır.

Konstruktiv olaraq qanad sonluğunun

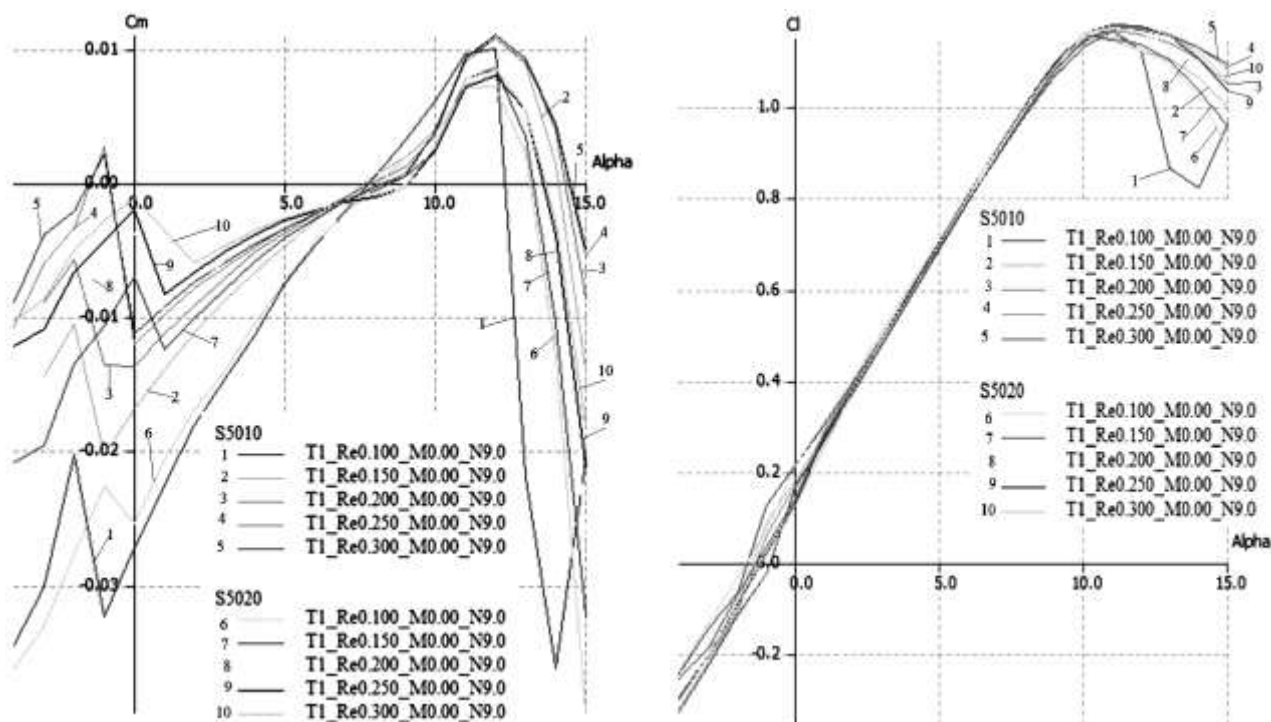
yığılması və burularaq şaquli yuxarıya istiqamətlənməsi UA-nın və qanadın dayanıqlığını yüksəldir [11].

Aerodinamik səthin seçilməsindən asılı olaraq, $C_m=c/4$ -in aşağı qiymətlərində qüvvə momenti əmsalı sıfıra yaxın olur. UA-nın qalınlığı ilə xordasının nisbətinin göstəricisi əsas parametr olub, tədqiqat zamanı onun nəzərə alınması vacib şərtidir.

Daha yüksək qalınlığa (t/c) malik və daha çox daxili həcm tələb edən nöqtədə yerləşdiriləcək aerodinamik səthli qanad “füzelyaj” adlanır. Bu səbəbdən, qalınlığa (t/c) və qanad sonluğuna görə üstünlük sırası $t/c = 9.82\%$ olan S5010 və $t/c = 8.40\%$ olan S5020 təşkil edəcəkdir.

UA-nın dinamik davranışı dayanıqlıq və nəzarət xüsusiyyətləri ilə müəyyən edilir ki, bu da öz növbəsində planerin aerodinamik xüsusiyyətləri ilə bağlıdır.

Planerin “uçan qanad” formada olduğunu nəzərə alsaq, qanadın düzgün aerodinamik dizaynda olması tələb olunan dayanıqlıq və nəzarət xüsusiyyətlərini təmin edəcəkdir.



Şəkil 3 – a) C_m aerodinamik səth və b) Cl əmsallarının hücum bucağından asılılıq qrafikləri
Figure 3 – a) C_m aerodynamic surface and b) graphs of Cl coefficients depending on the angle of attack

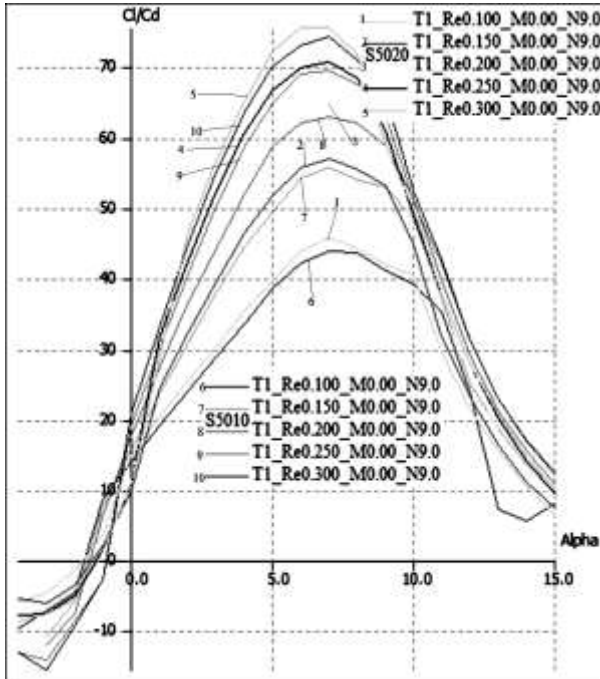
Uçuşun idarəetmə sistemləri aerodinamik tarazlığın pozulduğu hallarda dayanıqlığın təmin edilməsinə çalışırlar. *XFLR5* proqramı ilə qanadın sadə üç ölçülü modeli, iki üzlü və burulmuş forması hazırlanmış, eləcə də UA-nın aerodinamik xüsusiyyətləri və dayanıqlıq analizi aparılmışdır [12]. UA-nın uçuş texniki xüsusiyyətlərinin analizində ədədi metoddan istifadə edilir və burulğanlı axın və yaxud VLM metodunu özündə cəmləşdirən tapşırıqdan istifadə etməklə *XFLR5* proqramı tətbiq edilir. VLM analizi qaldırıcı cisimlərin havada mütləq axınını əks etdirir. Bu səbəbdən PUA-da keçərli olan aşağı Reynolds ədədləri üçün bu üsul real görünür. *XFLR5* proqram təminatına əsasən aerodinamik qüvvələrə göstərilən əks təsirlər yaranan qüvvə əmsallarından qeyri-xətti asılı olur. Aerodinamik profili analiz edərkən VLM analizi nəticəsində təyin olunan qüvvələri qiymətləndirmək və daha real riyazi model əldə etməkdən ötrü alınmış həllə-

rin *XFOil* analizi aparıla bilər. Hazırlanmış modeldə “*müstəqillik hipotezi*”ni nəzəri olaraq, tətbiq etmək mümkün deyil. Bu səbəbdən, *XFLR5* proqramı vasitəsi ilə əldə olunan nəticələrin və tətbiqi həllərin ilkin model olaraq yoxlanılması mütləq hesab olunur. Buna baxmayaraq, əldə olunan nəticələr, “*uçan qanad*” modellərini müqayisə etmək üçün kifayət edir. Qanadın analizini aparmaq üçün qanadda birdəfəlik nümunə analizi üsulundan istifadə olunur. UA-nın ağırlıq mərkəzinin yerləşmə yeri, qanadın qaldırma gücü, qüvvə momenti və sürtünmə əmsalı və s. müxtəlif aerodinamik xüsusiyyətləri müəyyən etmək üçün kütlə tarazlığı halı təmin olunur.

Bundan əlavə, yan və uzununa dayanıqlığı müəyyən etmək üçün dinamik dayanıqlıq hesabları aparılır. Bu analiz üçün dörd fərqli qanad sonluğu tərtib etmişik (qanad sonluğu: 0° , 45° , 60° və 90° olan qanadlar). Qanad sonluğu qaldırma qüvvəsini təmin edir və bu za-

man daha yüksək qaldırma əmsalı tələb olunur. Müəyyən hücum bucağı altında daha yüksək sürünmə əmsalı UA-nın uzaq məsafəyə uçmasını təmin edəcəkdir.

Şək. 4-də təsvir olunan qrafikdən qaldırma əmsallarının yüksəldiyi aydın görünür və 6° - 12° hücum bucağı altında qanad konfigurasiyası 45° olan qanad üçün ən yüksək olur. 0° hücum bucağı altında olan əmsaldan eyni qanad konfigurasiyasında hamar səthdə mənfi qaldırma qüvvəsi olmasına baxmayaraq, uzununa dayanıqlıq mane olacağından, istifadəsi tövsiyə edilmir.



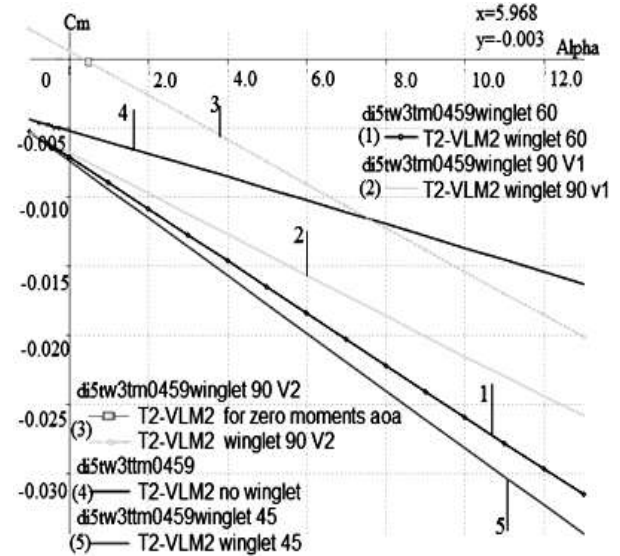
Şəkil 4 – C_l/C_d əmsalının hücum bucağından asılılıq qrafiki

Figure 4 – Graph of dependence of the coefficient C_l/C_d on the angle of attack

C_m və α nisbətində görə, ən yaxşı qanad konfigurasiyası hər iki konfigurasiyadan birinin 90° ilə olmasıdır (şək. 5).

Dinamik dayanıqlıq üçün qanad sonluğu olmadan qanadın həm uzununa, həm də yan istiqamətdə sabitliyini təmin etmək mümkün deyildir. Beləliklə, hazırlanan UA-da şaquli stabili-

lizator rolunu oynayacaq qanad tətbiqi ortaya çıxmışdır. Bu, qanadın kren və istiqaməti dəyişmə momentlərinə təsir göstərərək sistemi tarazlıq vəziyyətinə keçirəcək.



Şəkil 5 – Qüvvə momentinin hücum bucağından asılılıq qrafiki

Figure 5 – Graph of the dependence of the moment of force on the angle of attack

Qanad sonluğu olan konfigurasiyalı "uçan qanad"-ın dinamik dayanıqlığı 0° - 90° səviyyəsinə qədər artır. İlkin olaraq 90° bucaq altında "uçan qanadın" korpusunu hazırlamaq üçün CAD proqram təminatından istifadə olunmuşdur. UA-nın ilkin maketi çəki, ölçü və aerodinamik xüsusiyyətlərdən istifadə etməklə qurulmuşdur ("XFLR5" proqramında sınaqdan keçirildiyi kimi). Artıq "virtual prototip" hazırdır. Tam modelləşdirmək üçün "Solid Works" və "ANSYS" kompüter proqram təminatlarından istifadə etməklə müxtəlif hesablama sınaqları aparmaq və modeli daha da təkmilləşdirmək üçün yeni parametrlər əldə etmək mümkündür.

Bunun üçün UA-nın konstruktiv dizaynı "SolidWorks" proqram təminatının bazasında mükəmməl şəkildə çəkilmişdir.

ANSYS proqram təminatlarının tətbiqi ilə aerodinamik sınaqlar

Aerodinamik sınaqların aparılması üçün əsas tapşırıqlar aşağıdakılardır: “uçan qanad” profili üzərindəki axın sxemini müəyyən etmək; müqavimət və qaldırma qüvvələrinin qiymətlərini təyin etmək.

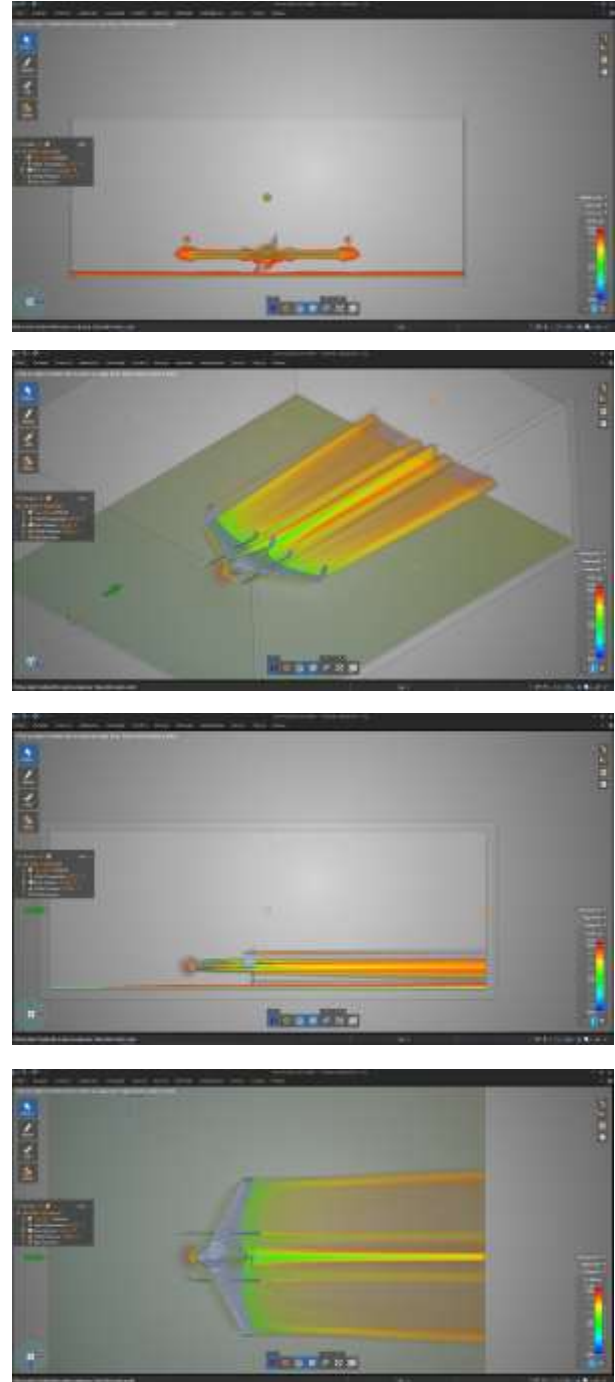
Aerodinamik layihələndirmənin yekun baza konfigurasiyasına uyğun olmasını təmin etmək üçün “Ansys-Fluent” aerodinamik sınaqları aparılmışdır. Kompüter modelini hazırlamaq üçün 8° hücum bucağı altında təyin edilmişdir. Bu, UA-nın z oxu ətrafında 8° bucaq altında həndəsi fırladılması ilə mümkün olmuşdur. PUA-nın ətrafında uyğun aerodinamik və termal tor çəkilmişdir. Aşağıdakı parametrlərdən istifadə edilməklə, tor tamamlanmışdır.

Aerodinamik sınaqların nəticələri

Analiz nəticəsində “uçan qanad” korpusu üzərindəki aşağı statik təzyiq yüksək sürətlə əlaqədardır. Həmçinin statik təzyiqin qanadlar üzərində və korpusun arxasına doğru yüksəldiyi təyin edilmişdir. Yuxarı və aşağı səthlərdə təzyiq paylanması nəticələri şəkl.6 a,b-də verilmişdir. Bu, yuxarı və aşağı səthlər arasındakı təzyiq fərqinin olduğunu açıq göstərir. Təzyiq paylama konturu göstərir ki, “uçan qanad”-ın aşağısında yaranan təzyiq planerin yuxarı hissəsində yaranandan yüksəkdir. Əvəzləyici təzyiq fərqi Y oxu boyunca +Y istiqamətində qüvvə meydana gətirəcəkdir.

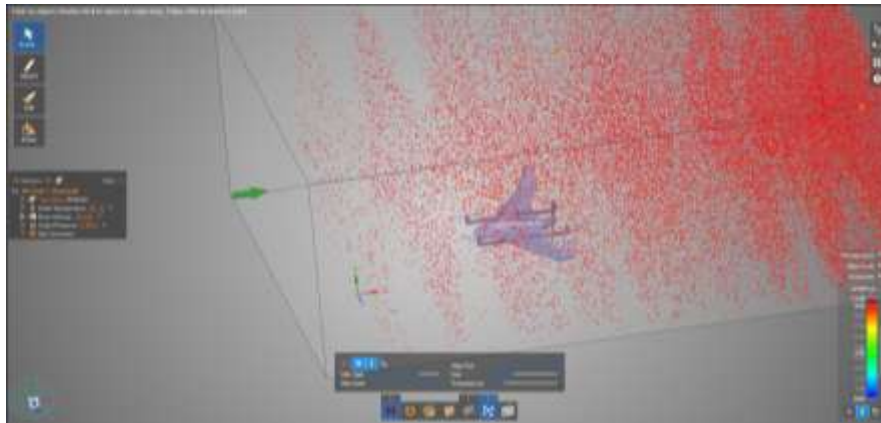
Bu, konstruksiyanın qaldırma qüvvəsi yaradılmasına səbəb olacaqdır. UA-nın uzununa ox istiqamətində təzyiq paylanması “uçan qanad”-ın ön hissəsindəki yüksək təzyiq sahəsini əks etdirir. Arxa tərəfdə nisbətən yüksək təzyiq sahəsi var və bunun üçün “uçan qanad”-ın “füzelyaj” sahəsinin konstruksiyasını

təkrar layihələndirməyə ehtiyacın olmasını göstərir.



Şəkil 6 – a) Profildə uzununa ox boyunca və pər sahəsində təzyiqin və b) uzununa ox boyunca və pər sahəsində sürət paylanmasının aerodinamik sınaqları

Figure 6 – a) Aerodynamic tests of pressure along the longitudinal axis and the area of the pen in the profile and b) the distribution of the image along the longitudinal axis and in the area of the pen



Şəkil 7 – a) Daxili ətraf axın kanalı üçün statik təzyiq və b) uzununa ox boyunca və pər sahəsində təzyiqin konturları
Figure 7 – a) Static pressure for internal peripheral flow channel and b) contours of pressure along the longitudinal axis and in the feather area

Uçuş zamanı “*uçan qanad*”ın pərlərinin sahəsi boyunca yaranan təzyiq paylanması aşağı dinamik təzyiq sahəsi formalaşdırır.

Şək. 7-də pər sahəsində və uçan qanadın “füzelyaj” sahəsindəki sürət profili əks etdirilmişdir. Pər sahəsindəki dəşik sürətin demək olar ki, sıfıra bərabər olduğu iki sahədə sürətin azalmasına gətirib çıxarır. Bu isə o deməkdir ki, bu sahədə təzyiq artımı müşahidə olunur. Füzelyaj üzərindəki sürət profili üçün yuxarı səthin böyük bir hissəsində aşağı səthlə müqayisədə daha yüksək sürət olduğu görünür. Bu, qaldırıcı qüvvəni yaratmaq üçün kifayət edir.

XFLR5 proqram təminatı bazasında PUA-nın statik dayanıqlığı

Tənzimlənən xüsusiyyətlərə malik PUA-nın yaradılmasında tələbatın olduğunu nəzərə alsaq, hər üç ox boyunca statik dayanıqlıq xüsusiyyətlərini nəzərə almaq lazımdır. Bu, əsasən, PUA-nın tarazlama xüsusiyyətlərini müəyyənləşdirir. UA-nın yana və uzununa dayanıqlığa malik olub-olmadığını yoxlamaq üçün “XFLR5” proqram təminatından istifadə edilmişdir. Havanın xüsusiyyətləri sıxlıq üçün 1.027 kg/m^3 və kinematik özülülük üçün $1.685 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ təyin edilmişdir. Statik dayanıqlıq analizi üzrə edilən hesabatlardan ae-

rodinamik qüvvə momentlərinin təkcə təsiretmə bucağı funksiyası daşmadığı, həmçinin PUA-nın x , y , z oxları istiqamətində tanqaj, kren və istiqamət dəyişməsi üçün fərqli nəticələr əldə edildiyi qənaətinə gəlinmişdir. Hücum bucağından asılı olaraq qeyd olunan mailliyin qiymətinin mənfi olması səbəbindən tanqaj moment əmsalının uzununa statik dayanıqlığı

$dC_m/d\alpha < 0$ şərtini ödəyir. Beləliklə, hər iki konstruksiya uzununa statik dayanıqlığa malikdir; hesablanmış 1-ci dərəcəli tənzimlənmiş hücum bucağı $(\alpha_e) = 0.68691^\circ$ və hesablanmış 2-ci dərəcəli tənzimlənmiş hücum bucağı $(\alpha_e) = 0.34363^\circ$ təşkil edir. 2-ci model 1-ci modelə müqayisədə daha uzununa statik dayanıqlığa malikdir, çünki qrafikdə də göstərilirdi ki onun mailliyi 2-ci modelə nisbətən daha çoxdur. “*Uçan qanad*”ın korpusunun ağırlıq mərkəzləri müvafiq olaraq, 1-ci və 2-ci modeldən 0.30947 m və 0.44391 m məsafədə yerləşir. Yan statik dayanıqlıq şərtləri, qeyd olunan mailliyin, müvafiq olaraq, mənfi və müsbət olmasıdır, yəni $dC_l/d\phi < 0$ və $dC_n/d\beta > 0$. Beləliklə, bu iki qrafikdən aydın olur ki, PUA uzununa istiqamətli statik dayanıqlığa malikdir.

Nəticə

Sabit "uçan qanad" formalı konvertoplan tipli PUA-nın "SolidWorks", "ANSYS", "Pro-fili" və "Xflir5" tətbiqi proqramları əsasında kompüter modelləşdirilməsi aparılmış və optimallaşdırılmış aerodinamik xarakteristikalar müəyyənəndirilmişdir. Layihələndirilmə nəticəsində PUA-nın konstruksiyası, aerodinamik və dayanıqlıq xüsusiyyətləri müəyyən edilmiş, eləcə də əldə olunan hesabat və konstruktiv məlumatlara əsasən, baza qismində qanad açılışı 3.5 m olan PUA-nın seçilmiş kütlə elementləri və yekun konstruksiyası layihələnərək hazırlanmışdır. PUA-nın hərəkətverici hissələrinin ümumi çəkisi 6724 q təşkil edir. Bura

mühərriklər, pərlər, servoötürücülər, servoötürücünün korpusu, dişli çarxlar, ESC və akkumulyator batareyası və bərkidici lövazimatlar daxildir. Layihələndirmə zamanı seçilmiş servoötürücülər bir saniyədən az müddətdə tələb olunan reaksiya müddətini almaq üçün kifayət qədər fırlanma momentini təmin edir. PUA-nın hazırlanması üçün lazım olan, yerdə qalan digər inersial naviqasiya, rabitə, idarəetmə mikrokontrolleri və digər birləşdirici lövhələrdən ibarət avionika sistemi 3500 q. çəkiyə malikdir; Faydalı yükün maksimal kütləsi 2410 q alınır; PUA-nın maksimal uçuş çəkisi 16900 q-a bərabər olur.

REFERENCES

1. Nəbiyev R.N., Abdullayev A.A. və b. Litium əsaslı akkumulyator batareyalarının inkişaf mərhələləri. *Azərbaycan Mühəndislik Akademiyasının Xəbərləri*. Cild 11. №4, 2019, s. 70-81 (in Azerbaijani)
2. Csidenko V.V., Sviredenko YU.N. Ocenka letno-texnicheskix xarakteristik letno-texnicheskix xarakteristik perespektivnoqo vzleta i posadki. *Naucnie vestnik MQTU QA.*, 2008 q, № 125 seriya. Aeromexanika i procnost, s. 145-150 (in Russian)
3. Nebiyev R.N., Abdullayev A.A. Малоразмерные BPLA i sredstva borbi s nimi. Tom 9. №2, 2017, s. 15-20 (in Russian)
4. Hassanalian M., Rice D., Abdelkefi A. Evolution of space drones for planetary exploration: A review. *Progress in Aerospace Sciences* 97 (2018), 61–105 p. (in English)
5. Nebiyev R.N., Abdullayev A.A. Srovnitelnoy osobennostey akkumulyatornix batarey na osnove litiya. *Aviakosmicheskoe priborostroenie*. Moskva, 2019. № 9, s 29-41 (in Russian)
6. Karim N.M., Ahmed M.Y., et.al. "Long endurance hybrid fuel cell-battery powered UAV". *World Journal of Modelling and Simulation*, ISSN 1 746-7233, England, UK. Vol. 11 (2015) No. 1, pp. 69-80 (in English)
7. Nebiyev R.N., Abdullayev A.A. i.td. Analiz osobennostey vodoroda v kachestve istochnika energii. *Aviakosmicheskoe priborostroenie*. Moskva, 2021. № 3. s 41-58 (in Russian)
8. Abdullayev A.A. Tendenci razvitiya convertiplanovoqo tipa. *Tendenci razvitiya nauki i obrozovaniya*, *Naucniy jurnal*, №63/07/ 2020, Cast 1, Samara, s. 84-90 (in Russian).
9. Nabiyev R.N., Garayev G.I., Abdullayev A.A. Conceptual functional design of hybrid energy source of unmanned convertiplane. *IOP Conference Series: Conference Scopus. Materials Science and Engineering*. 862 (2020) 022043, doi:10.1088/1757-899X/862/2/ 022043. (in English)
10. Nabiev R.N., Abdullaev A.A. i dr. Trebovaniya k BpLA na multirotacionnoy osnove. *Aviakosmicheskoe priborostroenie*. Moskva, 2018. № 9, s 3-11 (in Russian)
11. Nabiyev R.N., Abdullayev A.A., Qaraev Q.I. Razrabotka konceptualnoy funktsionalnoy sxemi bespilotnoqo konvertoplan s qibridnim istochnikom energii. *Aviakosmicheskoe priborostroenie*. Moskva, 2021. № 5, s. 1-16 (in Russian)
12. Nabiyev R.N., Abdullayev A.A. Creation of convertible-type UAV. *4th International New York conference on evolving trends in interdisciplinary research & practices*. 2-4. 05. 2021, Manhattan, New York. Pp. 504-513 (in English)