

*A.X.Fərzəliyev, V.E.Səfərova* (MAKA-nın Təbii Ehtiyatların Kosmik Tədqiqatı İnstitutu)

## **MİSSİYAYA UYGUN OLARAQ PİLOTSUZ UÇUŞ APARATLARININ QANADLARININ ƏYRİLİYİNİN VƏ BURULMASININ TƏSİRİNİN MİNİMALLAŞDIRILMASI**

**Giriş.** Pilotsuz uçuş aparatlarını (PUA) havaya qaldıran və havada qalmasını təmin edən ən əhəmiyyətli hissələrdən biri də qanaddır. Qanadın üst səthində aşağı təzyiq və alt səthində isə yüksək təzyiq yaranması nəticəsində pilotsuz uçuş aparatını daşıyan qüvvə formalaşır, bununla da aparatın uçuşu təmin edilir.

Missiyaya uyğun qanadların dizayn edilməsi üzərində işlər ilk dəfə olaraq XX əsrin 60 - 70-ci illərində aparılmışdır. Bu sahədə yerinə yetirilən elmi-tədqiqat işlərində qanad profillərinin ən kəskinlərdə müxtəlif cür dəyişikliklər aparılmış, başqa şərtlər daxilində də PUA-nın təyin olunmuş tapşırıqları icra etmə imkanları nəzərə alınmışdır. Bu tədqiqatlar XX əsrin 80-ci illərində "Missiyaya uyğun qanad" proqramı adı altında davam etdirilərək sonrakı illərdə daha da təkmilləşdirilmiş və tətbiq olunmuşdur. Lakin bu proqram həmin dövrdə istifadə olunan texnologiyaların çatışmazlığı və mexanizmlərin mürəkkəbliyi səbəbindən praktikada geniş yayıla bilməmişdir. 1990-cı illərdən etibarən praktikada istifadəsi geniş yayılmış "Aktiv çəvik qanad" və "Aktiv aeroelastik qanad" dizayn proqramları texnoloji sıçrayışlardan faydalanaraq bu sahənin inkişafını təmin etmək üçün təşəbbüs qazanmışdır [1].

Aktiv çəvik qanad dizayn proqramlarının 2000-ci illərdən indiki dövrə qədər pilotsuz uçuş aparatlarında tətbiqinə başlanılmışdır. Qanad səthində forma dəyişikliyi əsasən əyri və ya burulma hissələrində aparılır. Bəzi tədqiqatlarda aktiv qanadların aeroelastik davranışı bir neçə formada müzakirə edilmiş və bu çərçivədə "Aktiv aeroelastik qanad" dizaynı proqramı adı altında F/A 18 təyyarəsinin qanadının burulma xüsusiyyətləri araşdırılmışdır [2].

Qanadın formasını müəyyən bucaq altında dəyişən hava vasitələri - uçuş zamanı qanadın vəziyyətini əhəmiyyətli dərəcədə dəyişən modellərdir. Dəyişkən qanadlı hava vasitələri şaquli qalxma və enmə və digər uçuş vəziyyətlərində də təsirli bir qanad modeli kimi müasir dövrdə tətbiq olunmağa başlamışdır. Dəyişkən qanadlı təyyarələrdə müəyyən ölçmələr zamanı əhəmiyyətli problem yaranır ki, bunun da əsas səbəbi qanadın ağırlıq mərkəzinin dəqiq proqnozlaşdırılmasında yaşanan çətinliklərdən ibarətdir. Bu problemi həll etmək üçün mühəndis və elm xadimləri tərəfindən bir neçə təkliflər irəli sürülmüşdür. Belə təyyarələrin uçuş mexanikası və idarə edilməsi baxımından araşdırılması ən aktual məsələlərdən birinə çevrilmişdir [3].

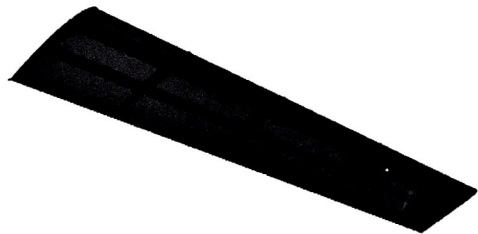
**İşin yerinə yetirilmə mərhələləri.** Tədqiqat çərçivəsində missiyaya uyğun qanadın dizaynı və uçuş sınaqlarından alınan titrəmə parametrləri proqram vasitəsilə müəyyən ediləcək, analiz həyata keçiriləcəkdir. Məqsəd pilotsuz uçuş aparatındaki xüsusi bir missiya şəraitində sürükləmə qüvvəsini azaltmaq, yanacaq sərfiyyatını minimuma endirmək, eyni zamanda yüksək manevr qabiliyyətinə malik daha səssiz və sürətli təyyarələr dizaynında töhfələr verməkdən ibarətdir. Bu məqsədə çatmaq üçün dəyişiklikləri aşkar edə bilən sensorlar və bu sensorlardan gələn siqnalı, lazımı əməlləri stimulyatora ötürən bir idarəetmə mexanizmindən istifadə edilməsi nəzərdə tutulur. Stimulyatorun əsas vəzifəsi yerləşdikləri səthin həndəsəsinə dəyişdirərək aerodinamik yükün həmin səthdə istənilən konfigurasiyada paylanmasını

optimallaşdırmaqdan ibarətdir. Daşıyıcı səthə təsir edən aerodinamik qüvvələr səthin həndəsəsi ilə birbaşa əlaqəli olduğundan, bu səthin forması nə qədər yaxşı hazırlanarsa, aerodinamik baxımdan qanad quruluşunun səmərəliliyi bir o qədər yüksək olar. Qanadın səthinin dizaynı ilk mərhələlərdə ənənəvi hərəkətli hissələrdən ibarət quruluşlar şəklində hazırlanacaqdır. Növbəti mərhələdə aerodinamik üstünlükləri artırmaq üçün qanad tək parça halında dizayn ediləcək və daxili nəzarət üsulları ilə tapşırığa uyğun olaraq forma halına gətiriləcəkdir. Ağırliq aviasiya təbiiqetmələrində ən vacib amil olduğundan, təyyarənin dizaynının yüngüllüyü və ölçülərinin kiçik olması məqsədəuyğundur [4].

İşin əsas mərhələləri aşağıdakı kimi yerinə yetirilməlidir [5]:

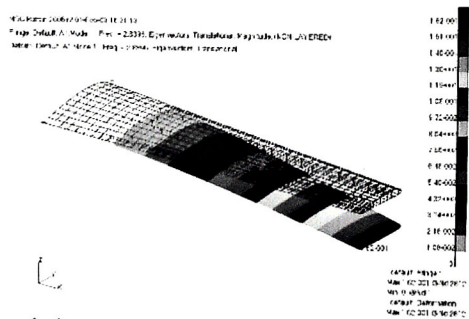
- layihələndiriləcək və istehsal ediləcək uçuş aparatının qanad profillərinin müəyyənləşdirilməsi;
- effektiv aerodinamik modellərin hazırlanması;
- tələb olunduqda ən uyğun əyrilik və burulma xüsusiyyətlərini təmin edəcək tapşırığa uyğunlaşdırılmış qanadın dizaynı;
- qanadın dinamik analizi;
- aktiv idarəetmə mexanizmlərinin və alqoritmlərinin inkişaf etdirilməsi;
- missiyaya uyğun qanadın dizaynı və sınaq uçuşlarının aparılması.

**Uçuş sınaqlarının aparılması.** Bu mərhələ çərçivəsində ilkin dizaynlarla qanadın 3D modelinin təsviri işlənilməlidir (şəkil 1).

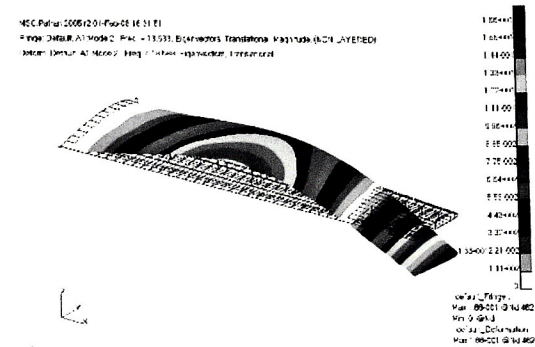


Şək.1. Missiyaya uyğun qanadın 3D modeli

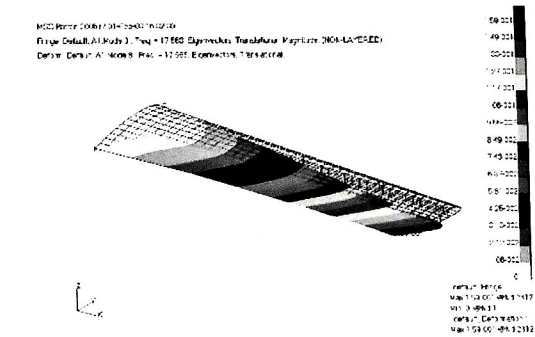
Qanadla əlaqədar aparılan işlər nəticəsində əldə edilən ilk 4 titrəmə formasının təbii frekansları və titrəmə nümunələri şəkil 2-şəkil 5-də göstərilmişdir [6].



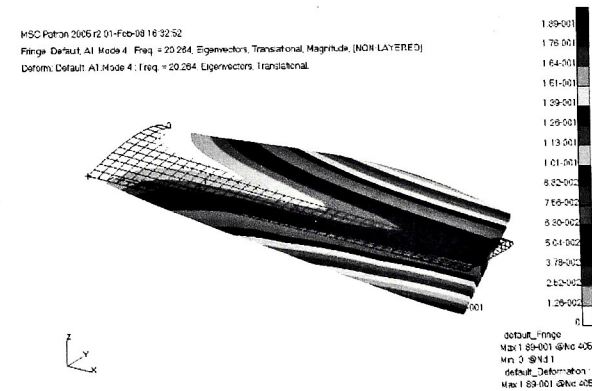
Şək.2. Qanadın missiyaya uyğunlaşdırılmış ilk titrəmə nümunəsi ( $f = 2,84$  [Hz])



Şək.3. Qanadın tapşırığa uyğunlaşdırılmış ikinci titrəmə nümunəsi ( $f = 13,58$  [Hz])

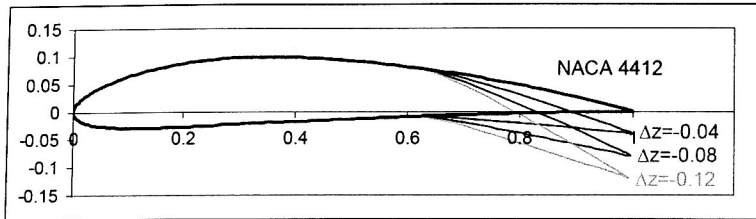


Şək.4. Qanadın missiyaya uyğunlaşdırılmış üçüncü titrəmə nümunəsi ( $f = 17,56$  [Hz])



Şək.5. Qanadın missiyaya uyğunlaşdırılmış dördüncü titrəmə nümunəsi ( $f = 20,26$  [Hz])

Araşdırmada hava qatında sürtünmə və təzyiq qüvvələrinin təsiri ilə NACA 4412 qanad profilinin və sıfır hücum bucağının əyrilik dəyişmələri ANSYS / FLUENT programında işlənmişdir. Bu tədqiqatda turbulent modelləşdirmə zaman axınının səthdən ayrılmasına qədər davam etdirilmişdir. Artan əyrilik parametrləri olan qaldırma və təzyiq əmsalları ( $C_L$  və  $C_D$ ) şəkil 6 və cədvəl 1-də göstərilmişdir [7].



Şəkil 6. NACA 4412 qanad profilinin əyrilik dəyişikliyi

Cədvəl 1. NACA 4412 qanad profilinin artan əyriliyi üçün aerodinamik əmsalların dəyişdirilməsi

$\Delta z$	$\Delta z = 0,0$	$\Delta z = -0,02$	$\Delta z = -0,04$	$\Delta z = -0,06$	$\Delta z = -0,08$	$\Delta z = -0,10$	$\Delta z = -0,12$
$C_L$	0,4397	0,6829	0,9094	1,1201	1,2897	1,3934	1,3911
$C_D$	0,03207	0,01347	0,01550	0,01816	0,02207	0,02953	0,04452

**Nəticə.** Ölkəmizdə pilotsuz uçuş aparatları sahəsində müəyyən bir dizayn, istehsalat və sınaqlar apararıq bir neçə zavod və elmi tədqiqat şöbələri vardır. Bu səbəbdən, ölkəmizin nüfuzunu və rəqabət qabiliyyətini artırarıq pilotsuz uçuş aparatları üçün müasir texnologiyanın tətbiqi çox vacibdir. Təklif olunan layihənin reallaşdırılması nəticəsində milli iqtisadiyyata verilə bilən töhfələr və əldə edilən faydalar aşağıdakı şəkildə ümumiləşdirilə bilər:

- PUA-nın az yanacaqda havada uzun müddət qalma qabiliyyəti;
- yüksək manevr qabiliyyətinə sahib daha etibarlı və ətraf mühit şəraitinə uyğun təyyarələrin dizaynına verilən töhfələr;
- idarəetmə mexanizmlərini aktiv idarəetmə mexanizmləri ilə əvəzləməklə, çəki üstünlüyünə və bu dəyişikliklər nəticəsində xərclərin azalmasına nail olma, təyyarə dizaynlarının sadələşdirilməsi.

#### Ədəbiyyat siyahısı

1. J. R. Wilson. "Active Aeroelastic Wing: A New / Old Twist of Flight", Aerospace America, 2002. 40 (9), pp.34-37.
2. H. S. Monner. "Realization of an optimized wing camber by using formvariable flap structures", Aerospace Science and Technology, 2001. Vol 5, pp.445-455.
3. W. W. Gilbert. "Mission adaptive wing system for tactical aircraft", Journal of Aircraft, 1981, 18 (7), pp. 597-602.

4. E. Pendleton, M. Lee, ve L. Wasserman. "Application of active flexible wing technology to the agile falcon", Journal of Aircraft, 1992, 29 (3), pp.444-451.
5. B. Perry, S. R. Cole ve G. D. Miller. "Summary of an active flexible wing program", Journal of Aircraft, 1995, 1 (32), pp.10-31.
6. M. Amprikidis, J. E. Cooper. "Development of Smart Spars for Active Aeroelastic Structures", AIAA Paper. 2003. - 200 p.
7. L. F. Campanile ve S. Anders. "Aerodynamic and Aeroelastic Amplification in Adaptive Beltrib Airfoils", Aerospace Science and Technology, 2005, vol.9, pp.55-63.

*A.X.Farzaliyev, V.E.Safarova*

#### Минимизация влияния кривизны и кручения крыльев беспилотных летательных аппаратов в соответствии с миссией

*Резюме*

Показано, что при проектировании беспилотных летательных аппаратов в соответствии с их назначением необходимо учитывать некоторые особенности. Исследованы также проблемы с аэроупругостью, которые могут возникать при слабом управлении, т.е. когда гибкость конструкции не контролируется полностью. Представлены исследования влияния кривизны и кручения крыльев в соответствии с миссией.

*A.X.Farzaliyev, V.E.Safarova*

#### Minimizing the effects of unmanned aircraft wing curvature and torsion in accordance with the mission

*Abstract*

It is shown that when designing unmanned aerial vehicles in accordance with their purpose, it is necessary to take into account some features. The problems with aeroelasticity, which can arise under weak control, i.e. when design flexibility is not fully controlled. The study of the influence of the curvature and torsion of the wings in accordance with the mission is presented.